

На правах рукописи

Иванов Константин Александрович

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС UNSS, ОРИЕНТИРОВАННЫЙ НА
РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ВНЕШНЕЙ ДОЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИКИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

05.13.18 - математическое моделирование,
численные методы и комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2006

Работа выполнена на Таганрогском авиационном научно-техническом комплексе им. Г. М. Бериева.

Научный руководитель: кандидат физико-математических наук,
старший научный сотрудник
В. И. Похилко

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,
профессор В. А. Гасилов

кандидат физико-математических наук,
старший научный сотрудник
А. А. Аксёнов

Ведущая организация: Филиал ФГУП ЦАГИ «Московский
комплекс ЦАГИ»

Защита состоится «__» _____ 2006 г. в __ часов __ минут на заседании диссертационного совета К002.058.01 в Институте математического моделирования РАН по адресу: 125047 Москва, Миусская площадь, д. 4а.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИММ РАН.

Автореферат разослан «__» _____ 2006 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
кандидат физико-математических наук

Н. Г. Прончева

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

За последнее десятилетие численный эксперимент в газовой динамике, как инструмент решения научно-технических задач, получил широкое развитие. В зарубежной терминологии эти исследования именуются CFD (Computational Fluid Dynamics) Solutions. На качественно новый уровень вышли и численные методы, лежащие в основе численного эксперимента. Такой прогресс стимулирован растущими потребностями в решении прикладных задач в машиностроении и теоретических исследованиях в механике жидкости и газа и стал возможен благодаря высокой производительности современной вычислительной техники. Здесь под численным экспериментом понимается расчет поля течения, который сводится к численному решению уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

Потребность современной авиаиндустрии в повышении качественного уровня аэродинамических исследований явилась причиной внедрения численного эксперимента в процесс аэродинамического проектирования. Как показывает мировая практика, доля численных расчетов в аэродинамическом проектировании неуклонно растет. Такая тенденция связана не только с экономическими соображениями, но и с рядом достоинств численного эксперимента, которые отсутствуют у эксперимента в АДТ. Среди них следует отметить возможность исследований компоновок летательных аппаратов при натуральных числах Рейнольдса, возможность моделирования струй двигателя, идеализация постановки задачи и «богатые» информацией результаты расчетов полей течений. Применение численного эксперимента в процессе аэродинамического проектирования позволяет избежать большинства проблем еще до «воплощения в металл» летательного аппарата, в то время, как при использовании классических подходов, эти проблемы решаются после их выявления в процессе летных испытаний.

Наиболее актуальными задачами аэродинамического проектирования являются:

- повышение аэродинамического качества летательного аппарата на крейсерском режиме полета;
- улучшение летно-технических характеристик летательного аппарата на больших углах атаки (углы максимальной подъемной силы);
- оптимизация взлетно-посадочной механизации;
- решение задач локальной аэродинамики.

Несмотря на высокую востребованность численного эксперимента в авиаиндустрии, его широкое применение сопряжено с рядом сложностей. Дело в том, что численный эксперимент является чрезвычайно наукоемким и

предъявляет высокие требования к знаниям исследователя в таких областях науки, как теория численных методов, линейная алгебра (матричные вычисления), механика жидкости и газа, программирование. В результате, проведение численных аэродинамических исследований с использованием собственных программных комплексов под силу только группам специалистов, имеющим соответствующую подготовку.

Естественно, большинство авиационных КБ таких групп в своем составе не имеют. С целью сделать доступным численный эксперимент для инженерных групп, на рынке программных продуктов появились специализированные коммерческие CFD-программы. Среди них наиболее известны Fluent, STAR-CD, CFX, ACE-U, CFD++ и др. Эти программы являются универсальными инструментариями, рассчитанными на решение широкого круга задач механики жидкости и газа. В них скрыты от исследователя-инженера механизмы численного метода и отдаются пользователю «на откуп»: построение расчетной сетки, задание граничных и начальных условий, параметров физической модели, базовых настроек численного метода и обработка результатов расчетов. При таком подходе, требования к знаниям исследователя-инженера, в вышеперечисленных областях, значительно снижаются, и, казалось бы, в его руках оказывается мощный исследовательский инструмент. Но здесь появляется ряд проблем.

Одна из основных проблем связана, с тем, что расчетный пакет предназначен для решения широкого круга задач механики жидкости и газа, т.е. является универсальным. В связи с этим, в пакеты заложены не самые эффективные численные методы и алгоритмы для каждого частного случая. В результате, требования к вычислительным ресурсам оказываются весьма высокими. Несмотря на то, что исследователь-инженер во многом изолирован от математического аппарата расчетного пакета, и требования к уровню его образованности в вышеперечисленных науках значительно снижаются, ему все же необходимо иметь достаточные знания для управления большим количеством настроек численного метода, тем самым, ориентируя солвер (решатель) на конкретный класс задач. Другая проблема состоит в том, что пакет является «черным ящиком», и даже высококвалифицированный пользователь зачастую не может добиться требуемой точности и сходимости численного решения сложной задачи, а фирма-разработчик программного пакета в большинстве случаев не в состоянии ему помочь. В результате эффективность исследований часто оставляет желать лучшего. И, наконец, стоимость этих программных продуктов велика. Все эти проблемы есть плата за универсальность.

Одной из наиболее известных отечественных специализированных расчетных программ, разработанных в ЦАГИ, является программа решения уравнения Эйлера, авторами которой являются О. В. Карась и В. Е. Ковалев.

С помощью нее было исследовано большое количество компоновок на крейсерском режиме полета. За счет узкой специализации, а это трансзвуковые режимы, программа работает быстрее на порядки, чем коммерческие расчетные пакеты, о которых говорилось ранее.

Также существует целый спектр программ панельной аэродинамики, разработанных в ЦАГИ и академии им. Жуковского позволяющих рассчитывать потенциальные течения вокруг исследуемых компоновок. Но данная постановка является слишком приближенной для современных целей.

Решением этих проблем может быть создание специализированного программного комплекса для инженерного состава. А именно, инженеру-исследователю необходимо предоставить решатель с набором шаблонов-настроек под конкретные задачи, тем самым, избавив его от непосредственного контакта с численным аппаратом программного комплекса.

Цель работы

Целью диссертационной работы является разработка для инженерного состава специализированного программного комплекса, направленного на решение задач дозвуковой внешней аэродинамики большой размерности.

Задачами исследования являются:

1. Выбор типа расчетной сетки и метода формирования контрольного объема;
2. Разработка схем дискретизации конвективных, диффузионных и источниковых членов уравнения конвекции-диффузии;
3. Разработка алгоритма связки скорость-давление;
4. Реализация методов решения систем линейных алгебраических уравнений;
5. Реализация модели турбулентности Spalart-Allmaras.

Достоверность полученных результатов подтверждается многочисленными тестовыми расчетами и сравнениями с экспериментальными результатами и результатами расчетов в других программных комплексах.

Научная новизна и практическая ценность работы

Разработана неявная схема дискретизации конвективных потоков третьего порядка аппроксимации с низкими диффузионными и дисперсионными свойствами. Схема обладает высокой численной устойчивостью и позволяет выполнять расчеты прямо с нулевой итерации без использования схем первого порядка аппроксимации.

Разработан алгоритм связки скорость-давление. Метод является модификацией метода искусственной сжимаемости и не нуждается в коэффициентах релаксации для скоростей и давления. Естественным образом в методе решена проблема «шахматного распределения» давления.

В целом численный метод обладает высокой численной устойчивостью. Влияние качества расчетной сетки на устойчивость и сходимость практически отсутствует. Ряд задач был решен с числами CFL, достигавших значений 1000. Расчетный код в части использования оперативной памяти оказался в 2.5-3 раза экономичнее ведущих зарубежных пакетов.

Основные положения диссертации, выносимые на защиту

1. Обоснование выбора расчетной сетки и метода построения контрольного объема;
2. Физико-математическая постановка, описывающая поле турбулентного несжимаемого течения вокруг исследуемой модели;
3. Численный метод решения основных уравнений сохранения на неструктурированных расчетных сетках;
4. Тестирование схемы записи конвективных потоков, алгоритма связки скорость-давление и программного комплекса UNSS в целом;
5. Результаты исследования компоновки Бе-200 в рамках совместного проекта ТАНТК им. Г.М. Бериева, EADS и Rolls-Royce.

Апробация работы

Работоспособность разработанного программного комплекса UNSS (Unstructured Navier-Stokes Solver) подтверждена в аэродинамических исследованиях по проекту Бе-200PP (совместный проект ТАНТК им. Г.М. Бериева, EADS и Rolls-Royce).

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в нескольких российских изданиях, перечень которых приведен в конце автореферата. По материалам диссертации сделаны доклады на научно-технических конференциях ЦАГИ «Аэродинамика летательных аппаратов» (пос. Володарского, 2004, 2006 г.г.), «Юбилейной научно-технической конференции СибНИА» (Новосибирск, 2004 г.)

Личный вклад автора состоит в создании численного метода и его реализации в программном комплексе UNSS.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения и списка использованной литературы.

Во **введении** излагаются причины и необходимость создания программного комплекса.

В **первой главе** содержится аналитический обзор литературы. Обосновывается актуальность работы, формулируются цели и задачи. Обосновывается выбор составляющих численного метода.

Во **второй главе** содержится описание физико-математической постановки.

Рассматривается физико-математическая постановка, включающая в себя законы сохранения массы, компонент вектора импульса и турбулентного скаляра (модель турбулентности Spalart-Allmaras), записанные в консервативной форме. Все законы приведены к виду интегрального уравнения конвекции-диффузии (или уравнения переноса) и являются его частными случаями с соответствующими зависимыми переменными ϕ , коэффициентами диффузии Γ_ϕ и источниками S_ϕ . Общий вид уравнения конвекции-диффузии:

$$\frac{1}{\Delta t} \int_V (\phi - \phi^0) dV + \oint \phi \vec{v} \cdot d\vec{A} - \oint \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot d\vec{A} = S_\phi$$

$$\phi = \begin{bmatrix} 1 \\ u \\ v \\ w \\ \tilde{v} \end{bmatrix} \quad \Gamma_\phi = \begin{bmatrix} 0 \\ v + v_t \\ v + v_t \\ v + v_t \\ \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} (v + \tilde{v}) \end{bmatrix} \quad S_\phi = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{\rho} \int i p \cdot d\vec{A} \\ -\frac{1}{\rho} \int j p \cdot d\vec{A} \\ -\frac{1}{\rho} \int k p \cdot d\vec{A} \\ \int_V (G_{\tilde{v}} + D_{\tilde{v}} - Y_{\tilde{v}}) dV \end{bmatrix}$$

Алгебраические зависимости для модели турбулентности Spalart-Allmaras:

$$v_t = \tilde{v} f_{v1}; \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}; \quad \chi \equiv \frac{\tilde{v}}{\nu};$$

$$G_{\tilde{v}} = C_{b1} \tilde{S} \tilde{v}; \quad \tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{v}}{k^2 d^2} f_{v2}; \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}; \quad S = |\bar{\omega}|;$$

$$D_{\tilde{v}} = \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} C_{b2} (\nabla \tilde{v})^2$$

$$Y_{\tilde{v}} = C_{w1} f_w \left(\frac{\nu}{d} \right)^2; \quad f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}}; \quad g = r + C_{w2} (r^6 + r);$$

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} k^2 d^2}$$

$$C_{b1} = 0.1355; \quad C_{b2} = 0.622 \sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3} C_{v1} = 7.1; \quad C_{w1} = \frac{C_{b1}}{k^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\tilde{v}}}$$

Для замыкания задачи вводятся граничные условия. В постановке используются три типа граничных условий:

- условие на стенке;
- условие на бесконечности;
- условие симметрии;

Граничное условие на стенке для уравнения переноса компонент вектора импульса включает, условие «прилипания»: $u_w = v_w = w_w = 0$. Для уравнения переноса турбулентного скаляра (модель турбулентности Spalart-Allmaras) на стенке задается $v_t = 0$. При выполнении закона сохранения

масс на стенке естественным образом выполняются условия $\frac{\partial v_n}{\partial n} = 0$ или

$\frac{\partial p}{\partial n} = 0$, а так же конвективные потоки всех сохраняемых величин через стенку равны нулю.

Граничное условие на бесконечности для уравнения переноса компонент вектора импульса включает условие набегающего потока $u_{\text{inf}} = u_{\infty}$, $v_{\text{inf}} = v_{\infty}$, $w_{\text{inf}} = w_{\infty}$, где $u_{\infty}, v_{\infty}, w_{\infty}$ - компоненты вектора скорости, задаваемого исследователем. Для уравнения переноса турбулентного скаляра (модель турбулентности Spalart-Allmaras) на

бесконечности задается $V_{inf} = V_{\infty}$, где модифицированная турбулентная вязкость V_{∞} , также задается исследователем.

Граничные условия симметрии запишем для случая, когда XY является плоскостью симметрии. При этом $w_{symm} = 0$ и конвективные и диффузионные потоки через плоскость симметрии всех сохраняемых величин так же равны нулю.

В третьей главе содержится описание численной постановки и метода, использованного в расчетном коде.

Расчетная сетка и метод формирования контрольного объема

При расчете обтекания сложных геометрических объектов, таких как полная компоновка самолета, крыло со взлетно-посадочной механизацией, сложнейшим этапом является создание качественной расчетной сетки, приемлемой размерности. Размерность сетки необходимо согласовывать с располагаемыми вычислительными ресурсами, в первую очередь с объемом физической оперативной памяти, которая, как правило, является дефицитом при выполнении расчета.

Так как solver ориентирован на задачи внешней аэродинамики, то крайне необходимо подробно разрешать пограничный слой с целью повышения точности расчета потери импульса, особенно если рассчитывается отрыв пограничного слоя. Наиболее эффективны два типа сеток для расчета турбулентных течений с разрешением ламинарного подслоя. Это структурированные, т.н. фитинговые сетки (сеточные линии отслеживают кривизну поверхности), состоящие из гексаэдров, и неструктурированные сетки, состоящие из слоев призм в пограничном слое и тетраэдров, заполняющих остальное пространство. Во втором типе сеток возможно использование пирамид в сложных областях.

Рассматриваются преимущества и недостатки этих двух подходов. Обосновывается выбор неструктурированных расчетных сеток.

Далее рассматриваются два возможных метода формирования контрольного объема в трехмерном случае. В одном методе в качестве контрольного объема используются сами элементы сетки. В другом методе контрольный объем строится вокруг узла расчетной сетки. В зарубежной литературе этот метод известен как Dual Mesh. Обосновывается выбор метода Dual Mesh, как позволяющего более точно вычислить поверхностные и объемные интегралы, то есть потоки сохраняемой величины через поверхность контрольного объема и источники, соответственно. Ниже приведена схема получения граней контрольного объема на примере тетраэдра в подходе Dual Mesh.

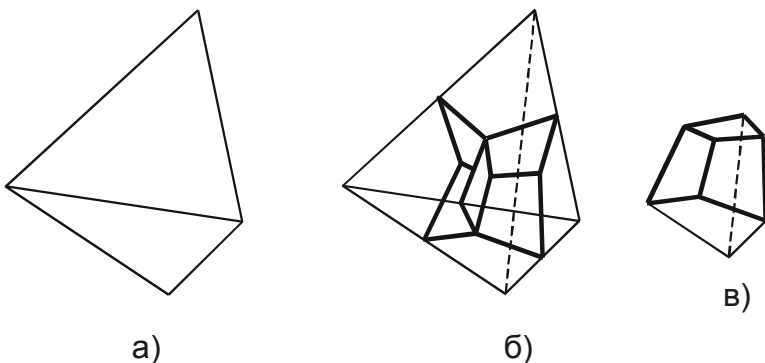


Рис.1. Схема получения граней контрольного объема:

- а) исходный тетраэдр;
- б) расположение граней контрольного объема внутри тетраэдра;
- в) объемный сектор контрольного объема.

Контрольный объем формируется вокруг узла следующим образом. Четыре вершины, лежащие в одной плоскости, образуют грань контрольного объема. Этими вершинами являются середина ребра, центра масс двух граней тетраэдра, примыкающих к этому ребру, и центр массы тетраэдра. Объемный сектор образуется путем отсечения гранями области тетраэдра, не включающей рассматриваемую вершину (центральный узел), см. рис. 1(б, в). Аналогичным образом строятся грани и объемные сектора контрольного объема для призм, пирамид. Точки интегрирования находятся в центрах масс граней и объемных секторов.

Разработка схем дискретизации конвективных, диффузионных и источниковых членов уравнения конвекции-диффузии

В связи с тем, что при разработке солвера ставилась задача максимальной изоляции исследователя от численного аппарата, одними из основных требований к численному методу выдвигались высокая устойчивость и быстрая сходимость итерационного процесса решения. Для удовлетворения этих требований был выбран полностью неявный метод получения дискретного аналога уравнения конвекции-диффузии. Реализация такого подхода в случае неструктурированных сеток достаточно проблематична, тем более, что в качестве дополнительных требований выдвигалась независимость устойчивости итерационного процесса решения от качества сетки.

Наиболее сложным этапом записи дискретного аналога является дискретизация конвективного потока сохраняемой величины в связи с его параболической природой. Был проведен комплекс исследований наиболее

известных неявных схем. В работе рассматривались наиболее экономичные неявные схемы в части количества арифметических операций, в противном случае при таком большом количестве граней контрольного объема время на подготовку дискретного аналога существенно возрастет. Были рассмотрены:

- противопоточная схема;
- противопоточная схема 2-го порядка аппроксимации;
- схема QUICK;
- центрально-разностная схема с Deferred Correction подходом.

Исследование и тестирование схем выполнялись на задачах:

- переноса скачка скаляра, П-импульса скаляра и синус-импульса скаляра;
- нестационарного обтекания срезанного цилиндра ламинарным потоком;
- обтекания крыла ламинарным потоком при больших числах Рейнольдса.

Далее формулируется ряд требований к свойствам разрабатываемой неявной схемы дискретизации конвективных потоков. Схема должна иметь малую сеточную диффузию, малую дисперсию и обеспечивать высокую численную устойчивость итерационного процесса решения задачи. Последние два свойства связаны напрямую с, так называемой, монотонностью схемы. Под монотонностью схемы понимается отсутствие генерации новых экстремумов в поле зависимой переменной, не связанных с физическими особенностями этого поля. Иначе говоря, появление новых экстремумов обусловлено численной ошибкой в членах высокого порядка ряда Тейлора схемы, вызывающей «всплеск» источника в дискретном аналоге. Также схема должна обеспечивать монотонность решения системы дискретных аналогов (системы линейных алгебраических уравнений). Необходимым условием этого является выполнение следующего требования: вклады от всех конвективных потоков зависимой переменной через грани контрольного объема в коэффициент на главной диагонали матрицы коэффициентов системы дискретных аналогов должны быть одного знака.

В разработанной схеме 3-го порядка аппроксимации удалось удовлетворить всем перечисленным требованиям. Третий порядок схемы означает не только использование в сеточном шаблоне соседних узлов и их «соседей», но и вычисление потока, перетекающего из одного контрольного объема в другой, по числу точек интегрирования более 4 (обычно это число не превышает 10). При этом дисперсия схемы оказалась достаточно мала. Для повышения монотонности схемы в формулу реконструкции (интерполяционную формулу) при членах высокого порядка был введен весовой коэффициент (лимиттер), являющийся функцией локального градиента и градиента по потоку зависимой переменной.

Диффузионные потоки записаны по схеме 2-го порядка аппроксимации. Схема организована таким образом, что точность вычисления диффузионных потоков не зависит от величины скошенности элементов, при этом всегда соблюдается равенство модуля вклада в диагональный коэффициент сумме модулей вкладов в недиагональные коэффициенты рассматриваемой строки матрицы.

Конвективные и диффузионные потоки при записи в дискретный аналог разлагаются на неявную и явную часть, благодаря чему, было минимизировано влияние качества расчетной сетки на скорость сходимости и устойчивость итерационного процесса решения систем дискретных аналогов. Интересно, что этот подход не внес существенных ограничений на число CFL.

Источниковые члены общего вида записаны по третьему порядку аппроксимации. Как было показано на рис. 1.1., подход Dual Mesh позволяет легко разбить контрольный объем на объемные сектора и представить объемные интегралы в виде суммы линейных интегралов по этим секторам. Таким образом, достигается 3-й порядок аппроксимации. В случае записи источникового члена для уравнений переноса компонент вектора импульса, а именно в случае интегрирования по объему градиента давления, используется теорема Гаусса.

Разработка алгоритма связки скорость-давление

Для связки закона сохранения масс и закона сохранения импульса был выбран итерационный подход. Идея этого подхода состоит в том, что в уравнение неразрывности вводится давление, и путем последовательного решения полученного уравнения для давления и уравнений переноса компонент вектора импульса итерационно подправляются поля давления и скоростей до полной сходимости. В работе рассмотрены наиболее известные алгоритмы, использующие этот подход:

- алгоритм SIMPLE (разработан Caretto в 1972 г.) и его модификации SIMPLEC, SIMPLER;
- алгоритм SIMPLER (разработан Patankar в 1980 г.);
- алгоритм PISO (разработан Issa в 1986 г.);
- алгоритм искусственной сжимаемости (разработан Chorin в 1967 г.).

Далее рассматриваются преимущества и недостатки алгоритмов. За основу разрабатываемого алгоритма берется алгоритм искусственной сжимаемости. Оригинальный алгоритм является локальным при расчете поля давления, то есть явным, и хорошо работает на структурированных качественных сетках. В случае неструктурированных сеток с большой величиной деформации элементов (тонкие призмы в пограничном слое) появляются проблемы, связанные с получением устойчивой сходимости решения, особенно при достаточно больших числах CFL > 50. Этот эффект

объясняется явной природой алгоритма, давление в расчетном узле не связано со значениями в соседних узлах на текущей итерации и не влияет на поле скоростей в источнике массы. С целью решения этой проблемы была разработана модификация метода искусственной сжимаемости. В отличие от оригинального метода, разработанный метод является неявным. В нем расчет поля течения сводится к решению уравнения для давления, имеющего параболический вид.

Реализация методов решения систем дискретных аналогов (систем линейных алгебраических уравнений)

Для решения системы дискретных аналогов уравнения конвекции-диффузии и уравнения для давления были реализованы метод Якоби и метод сопряженных градиентов с предобусловителем, соответственно.

Матрица коэффициентов системы дискретных аналогов уравнения конвекции-диффузии является несимметричной в связи с применением транспортных схем дискретизации. В таком случае решение этой системы возможно с помощью либо «поточечных» методов Якоби, Гаусса-Зейделя, и их модификаций, либо методов крыловского подпространства таких, как GMRES, CGSTAB. С целью тестирования эти методы были реализованы в солвере. Наиболее эффективным методом в данном случае оказался метод Якоби благодаря тому, что в матрице коэффициентов выполняется условие жесткого диагонального преобладания на любой расчетной сетке, и потребные критерии сходимости (величина нормализованной невязки) составляют значения не ниже 10^{-3} . Метод Гаусса-Зейделя становится оправданным в случае специальной шахматной нумерации (метод Red-Black), которая в солвере не была использована. Конечно, при использовании GMRES, CGSTAB требовалось значительно меньшее число итераций на решение той же системы, но это преимущество сводилось «на нет» большим количеством арифметических операций за одну итерацию.

В случае решения систем дискретных аналогов уравнения для давления ситуация сложилась в пользу методов крыловского подпространства. Матрица коэффициентов системы является симметричной, поэтому метод сопряженных градиентов здесь наиболее предпочтителен. Методы Якоби и Гаусса-Зейделя в этом случае неприменимы, поскольку требуется минимизация нормализованной невязки до значений ниже 10^{-8} , так как рассчитываются давления, а не поправки к ним. С целью достижения линейного эффекта сходимости метод сопряженных градиентов был реализован вместе с предобусловителем на основе неполного разложения Холесского. Благодаря неявно-явному разложению потоков в дискретных аналогах уравнения для давления были достигнуты не только условия жесткого диагонального преобладания, но и благоприятное распределение собственных значений в матрице коэффициентов. О последнем качестве

можно судить по хорошим показателям сходимости метода сопряженных градиентов без предобусловителя на самых различных задачах. Использование предобусловителя на основе неполного разложения Холесского позволило ускорить метод на порядки и достичь линейной сходимости даже до величины нормализованной невязки 10^{-15} . Естественно достижение таких критериев сходимости ведет к подавлению всех составляющих спектра невязки.

Реализация модели турбулентности Spalart-Allmaras

В работе рассмотрены современные подходы моделирования турбулентности. Иерархия типов моделей турбулентности показана ниже, на рис. 1.2. Выполнен обзор этих типов моделей.

Аргументируется выбор модели Spalart-Allmaras. Эта модель разработана на фирме Боинг специально для задач внешней аэродинамики летательных аппаратов. Одним из важных ее свойств является высокая надежность в части сходимости решения, в связи с чем она и была выбрана для реализации в программном комплексе. Модель является низкорейнольдсовой, и позволяет точнее рассчитывать потерю импульса в пограничном слое, чем при использовании функции стенки. Это свойство является крайне важным при моделировании отрывных течений.

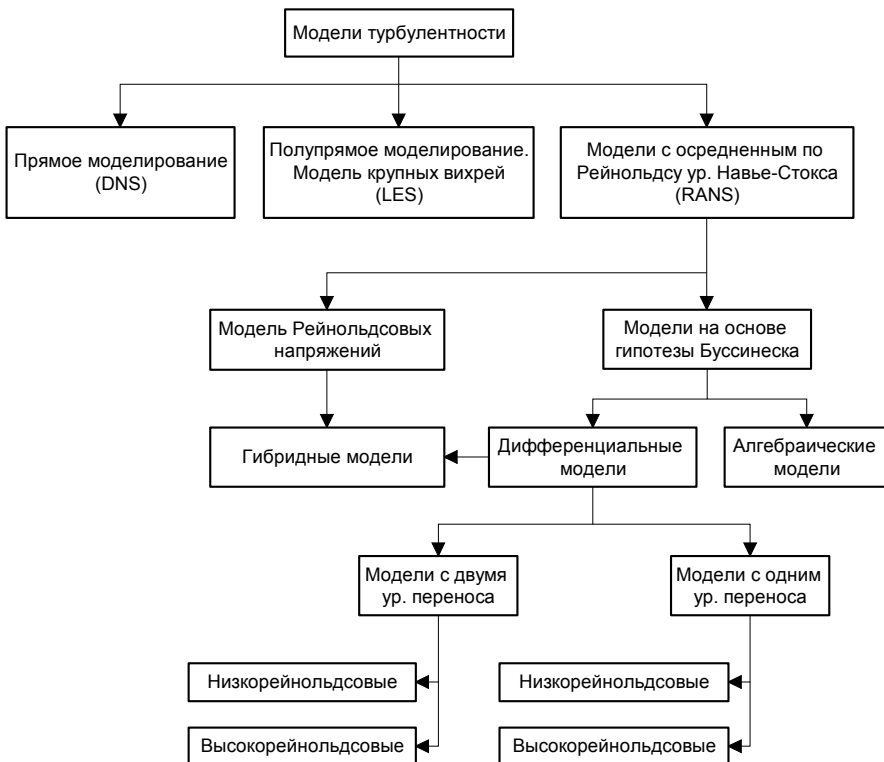


Рис. 2. Иерархия типов моделей турбулентности.

Особенности программной реализации численного метода

Программный комплекс написан на языке программирования C++ с использованием элементов объектно-ориентированного программирования и является кроссплатформенным, т.е. может быть откомпилирован на платформах Windows, Unix и др. платформах, поддерживающих стандарт C++. Для достижения таких возможностей дополнительные библиотеки не использовались.

Одними из главных требований, предъявляемых к программному комплексу, являлись:

- экономичность использования оперативной памяти;
- производительность;
- надежность;

С целью достижения этих целей была разработана архитектура программного комплекса, состоящего из двух модулей, препроцессора и солвера (решателя). Препроцессор и солвер представляют собой консольные, независимые приложения. Изначально расчетная сетка создается в каком-либо программном комплексе ICEMCFD, Gambit, Ansys и выгружается в текстовом формате. Затем запускается препроцессор с последующей загрузкой расчетной сетки. Структура и особенности сетки анализируются, формируется текстовый файл статистики, содержащий всю необходимую информацию о количестве и размерах векторов, которые будут выделены в памяти на начальном этапе расчета. Затем запускается сам солвер, и загружаются файлы расчетной сетки, созданный препроцессором файл статистики, файл содержащий граничные, начальные условия и физические параметры среды и файлы выбранного профиля. Выполняется расчет, и расчетные данные выгружаются в текстовый файл для последующей обработки в системе визуализации. При указанном подходе на этапе работы солвера память выделяется на этапе загрузки данных «за один заход», и итерационный расчет выполняется без перевыделения памяти. В этом случае удастся практически избежать дефрагментации оперативной памяти, при этом указатели адресов в памяти располагаются упорядочено. Таким образом, достигаются эффективное использование памяти и надежность работы солвера.

В **четвертой главе** приводятся результаты тестовых расчетов, направленных на верификацию основных элементов численного метода и программного комплекса в целом.

С целью исследования и тестирования численного метода и его компонент, а так же программного комплекса UNSS был решен комплекс задач. В работе приводятся результаты решения ключевых задач, закрывающих следующие основные этапы тестирования:

- тестирование схемы дискретизации конвективных потоков. Диффузионные и дисперсионные свойства схемы исследовались на задачах конвективного переноса скачка скаляра и П-импульса скаляра и синус-импульса скаляра. Для этого решалось уравнение нестационарного конвективного переноса скаляра на трехмерной неструктурированной сетке из тетраэдров. Анализировалось распределение массовой концентрации скаляра вдоль направления конвективного переноса. В той же постановке задача переноса П-импульса скаляра была решена в расчетном пакете Fluent.

- тестирование алгоритма «связки» скорость-давление на предмет устойчивости и сходимости. Решалась задача ламинарного обтекания крыла конечного размаха при больших числах Рейнольдса. Выполнено сравнение с

результатами, полученными в ведущем зарубежном пакете в той же постановке.

- тестирования численного метода и программного комплекса в целом. Решалась задача турбулентного обтекания консоли крыла самолета Бе-103 при большом безотрывном угле атаки $\alpha = 10^\circ$. Выполнено сравнение с результатами, полученными в эксперименте в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА им. С. А. Чаплыгина и в ведущем зарубежном пакете Fluent в той же постановке (на той же расчетной сетке). Сравниваются распределения коэффициента давления в Z-сечениях № 4, 6, 8, 10, а так же распределения характеристик пограничного слоя по его толщине по нормали в зонах развитого течения. Ниже приводятся некоторые результаты.

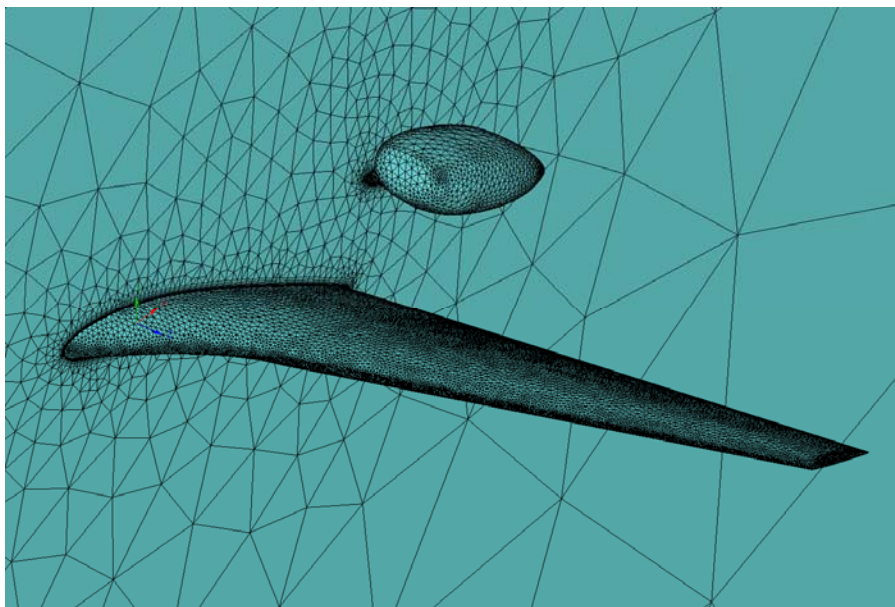


Рис.3. Поверхностные элементы пространственной расчетной сетки

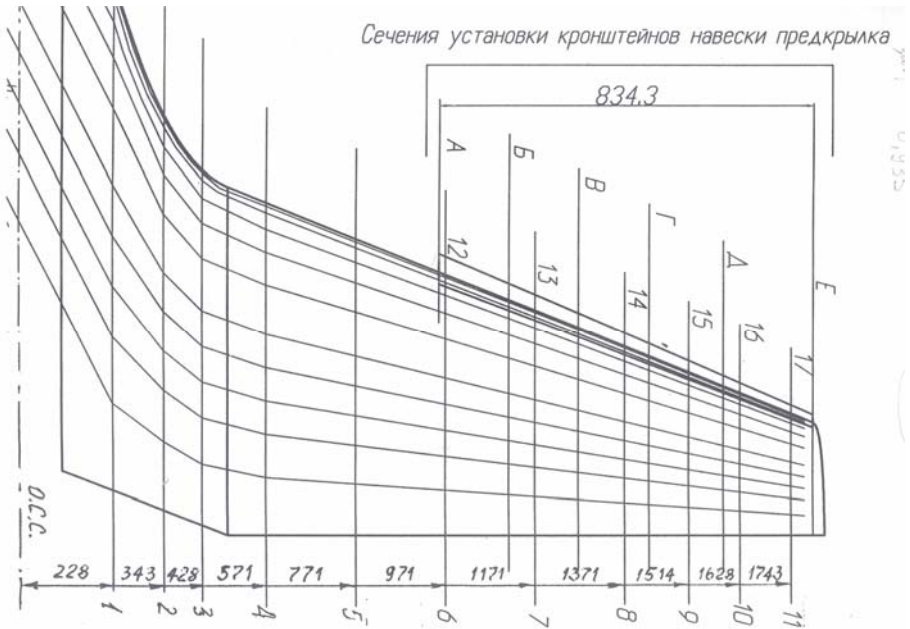


Рис. 4. Схема дренирования модели.

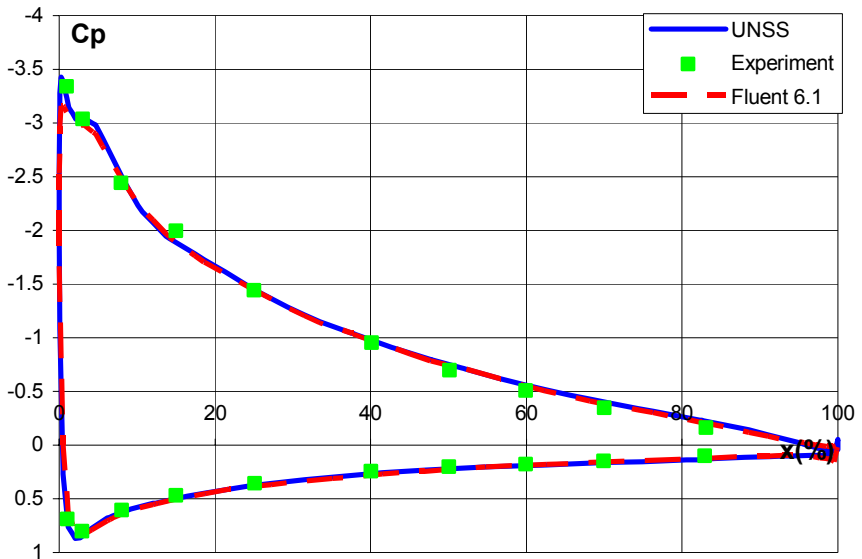


Рис. 5. Распределения коэффициента давления в сечении № 8.

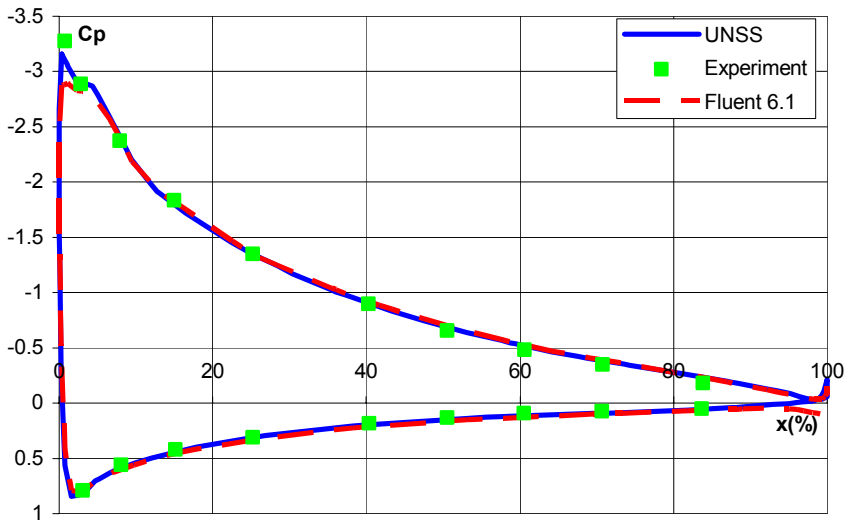


Рис. 6. Распределения коэффициента давления в сечении № 10.

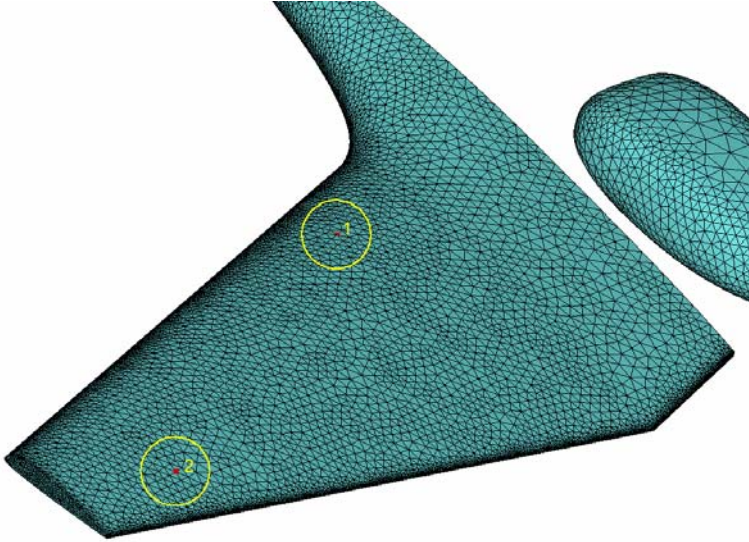


Рис. 7. Контрольные точки №1, №2 , от которых по нормали снимались характеристики пограничного слоя.

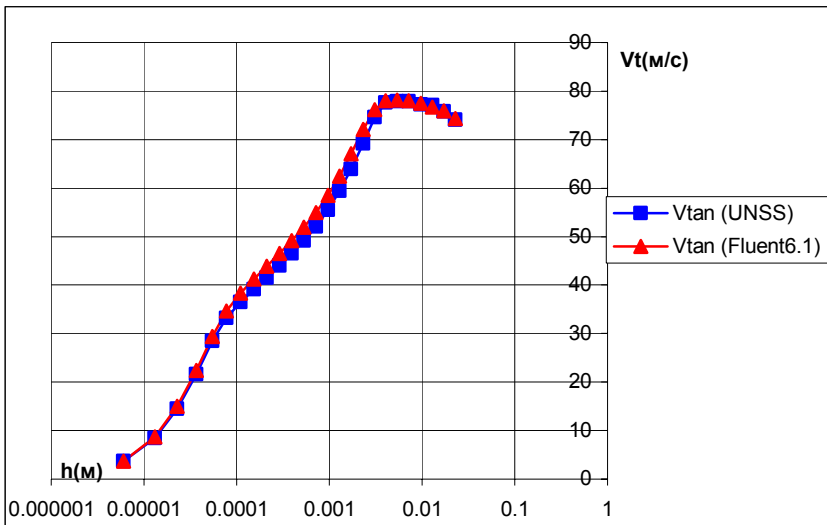


Рис.8. Распределения касательной составляющей вектора скорости по нормали в пограничном слое. Контрольная точка № 1.

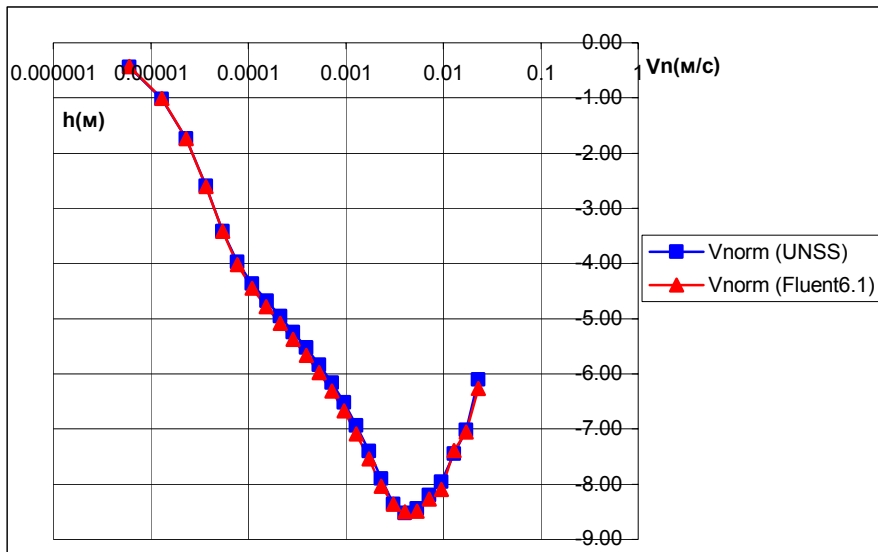


Рис. 9. Распределения нормальной составляющих вектора скорости по нормали в пограничном слое. Контрольная точка № 1.

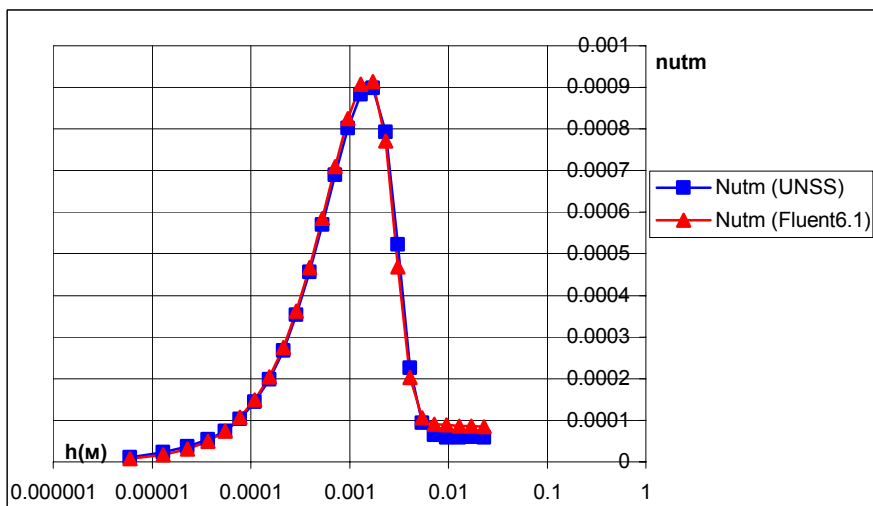


Рис. 10. Распределения модифицированной турбулентной вязкости по нормали в пограничном слое. Контрольная точка № 1.

В **пятой главе** приводятся результаты прикладных расчетов, результаты которых были использованы в проекте Бе-200PP.

В целях поиска мер по улучшению аэродинамических характеристик самолета Бе-200PP, проведены численные расчеты полей течений вокруг модели компоновки самолета. Исследовалось поле течения в районе бортового крыла (центроплан) и перед воздухозаборником. Так же исследовалось поле течения в районе концевой части крыла с целью повышения его несущих свойств. А именно интересовали горизонтальные сходы потока в районе пилона поплавка.

Что касается вычислительных затрат, то UNSS потребовал оперативной памяти в 3 раза меньше, чем Fluent. Число итераций для UNSS потребовалось в 2.5 раза меньше, чем для Fluent. В настоящее время программный комплекс не оптимизирован в части быстродействия. Предварительная оценка показала, что оптимизация листинга программы позволит снизить время расчета одной итерации на 40%, а оптимизация кода еще на 20%

Ниже приводятся несколько иллюстраций результатов расчетов.

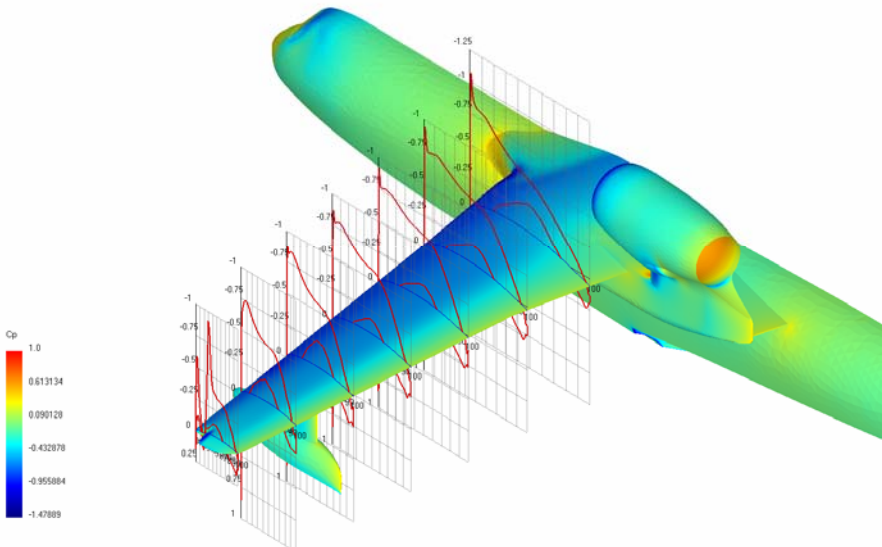


Рис.11. Распределения коэффициента давления на поверхности расчетной модели и в Z-сечениях.

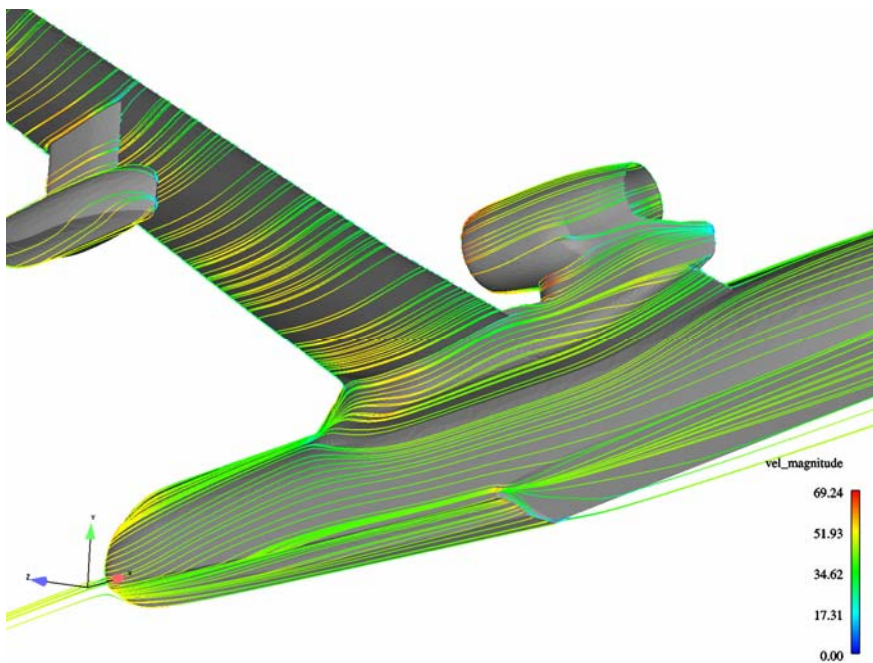


Рис.12. Поверхностные линии тока в районе бортоотсека. Цветовая гамма соответствует значениям скоростей.

В **заключении** диссертации сформулированы основные выводы и приведены выносимые на защиту результаты.

Основные выводы и результаты работы

1. Разработан эффективный численный метод решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, на неструктурированной расчетной сетке.
2. Численный метод реализован в программном комплексе UNSS, ориентированном на решение задач дозвуковой внешней аэродинамики большой размерности.
3. Тестовая эксплуатация программного комплекса показала его высокую эффективность. Потребный размер оперативной памяти, необходимый для расчета с помощью UNSS в 2.5-3 раза меньше, чем в случае решения той же задачи в ведущем зарубежном пакете.
4. Программный комплекс успешно применяется в решении актуальных задач аэродинамического проектирования летательных аппаратов на ТАНТК им. Г. М. Бериева.

Список публикаций по теме диссертации

1. Иванов К. А. «Неявная схема дискретизации 3-го порядка аппроксимации по пространству для неструктурированных сеток». Материалы XV школы семинара «Аэродинамика летательных аппаратов», 26 – 27 февраля 2004 г. ЦАГИ, Москва.
2. Иванов К. А. «Численные аэродинамические исследования в рамках проекта Бе200PP». Материалы XV школы семинара «Аэродинамика летательных аппаратов», 26 – 27 февраля 2004 г. ЦАГИ, Москва.
3. Иванов К. А. «Исследования полей течений вокруг модификаций самолета Бе-200 с использованием численного эксперимента, основанного на решении уравнений Навье-Стокса в турбулентной постановке. Сравнение с физическими исследованиями в аэродинамической трубе Т-203». Сборник материалов юбилейной научно-технической конференции СибНИА. 15-17 июня 2004 г. СибНИА, Новосибирск.