

РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ МОДЕЛИ ПАЛУБНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ F/A-18

И.В. Алексеева¹, А.П. Будник¹, А.Л. Железнякова², С.Т. Суржигов²

¹ ГНЦ РФ Физико-энергетический институт им. А.И. Лейпунского,
Россия, Калужская область, Обнинск, 249033, пл. Бондаренко, 1

² Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101-1

Аннотация

В работе представлены результаты расчетно-теоретического исследования обтекания пространственной модели палубного истребителя F/A-18 в полной компоновке. Расчеты выполнены с использованием программного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки летательного аппарата (ЛА) произвольной конфигурации, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН). Выбор конфигурации ЛА обусловлен наличием экспериментальных данных, которые были получены в ходе наземных и летных испытаний. На примере решения задачи внешнего обтекания сложной пространственной конфигурации F/A-18 проводится тестирование разработанной трехмерной вычислительной аэротермодинамической модели. Для выбранной конфигурации выполнен полный цикл работ по компьютерному моделированию – от создания виртуальной поверхности летательного аппарата сложной геометрии, и сеточной модели, до получения полного набора аэротермодинамических данных. Для исследуемой конфигурации вычислены: тепловые характеристики поверхности; локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики летательного аппарата; изучен характер изменения указанных характеристик от угла атаки в широком диапазоне полетных условий. С целью исследования эффективности управляющих поверхностей истребителя F/A-18 рассчитывались локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики самолета при различных углах поворота органов управления.

THEORETICAL AND COMPUTATIONAL STUDY OF AEROTHERMODYNAMICS OF THE THREE-DIMENSIONAL F/A-18 CARRIER-BASED FIGHTER MODEL

I.V. Alexeeva¹, A.P. Budnik¹, A.L. Zheleznyakova², S.T. Surzhikov²

¹ State Scientific Center of Russian Federation, A.I. Leypunski Institute of Physics and Power Engineering,
Russia, Obninsk, 249033

² Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow, 119526

Results of theoretical and computational study of external flow around three-dimensional model of the F/A-18 fighter jet are presented. The numerical simulation is conducted using the code developed in Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS). The aircraft configuration selection is caused by the presence of the experimental data. Numerical simulation of external flow around model of F/A-18 fighter is performed for the purposes of verifying a developed numerical simulation capability. The integral aerodynamic properties, lift coefficients, drag coefficients, pitching moments and aerodynamic performance for different angles of attack are done. Effects of varying angle of attack on the surface properties were investigated.

1. ВЕДЕНИЕ

При создании перспективных высокоскоростных летательных аппаратов проводят как экспериментальные, так и расчетно-теоретические исследования аэродинамических характеристик и особенностей обтекания их интегральных компоновок.

Проведение летных экспериментов необходимо, поскольку в лабораторных условиях крайне сложно моделировать эффекты реального газа, процессы нагрева конструкций и горения в двигателях. Летные испытания позволяют проверять в реальных условиях все новые концепции и решения, которые заложены на стадии проектирования и исследований, но требуют очень больших материальных затрат, поэтому в настоящее время возрастает роль численного моделирования. Благодаря стремительному развитию вычислительных методов и компьютерных технологий реализации физиче-

ских моделей на современных персональных и многопроцессорных комплексах, вычислительный эксперимент становится одним из важнейших составных элементов процесса проектирования ЛА. Задачами данной работы являются: разработка средств математического моделирования и изучение принципиальной возможности создания достоверной модели аэротермодинамики интегральных компоновок перспективных летательных аппаратов. Непрерывно возрастающие возможности многопроцессорных станций и суперкомпьютеров, а также компьютерных технологий позволят выполнять достоверное моделирование объектов авиационной и ракетно-космической техники на всех этапах – от проектирования до функционирования в реальных условиях и надеяться на получение более точного качественного и количественного описания процессов, протекающих при полете с высокими скоростями.

В работе [1] сделана первая попытка выполнить полный цикл математического моделирования аэротермодинамики интегральной компоновки, от построения цифрового аналога поверхности летательного аппарата [2] и создания поверхностной и объемной неструктурированных сеток, до численного интегрирования пространственных уравнений газовой динамики.

Численные исследования обтекания предполагаемых конфигураций летательного аппарата сокращают затраты на проведение испытаний в аэродинамических трубах. При этом в процессе расчета возможно определение всех параметров течения, тогда как в эксперименте удастся измерять лишь отдельные газодинамические величины. Это становится особенно актуальным при моделировании условий полета с высокими скоростями. В свою очередь развитие численных методов решения указанных задач напрямую зависит от надёжных экспериментальных данных, которые необходимы для верификации выбранных моделей и методов вычислительной аэротермодинамики. Поэтому тщательная проверка используемых методов и моделей должна быть основана на сравнительном анализе численных и экспериментальных результатов.

2. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МОДЕЛИ

Сложная картина течения, образующаяся при обтекании пространственной модели истребителя F/A-18 в полной компоновке, рассчитывалась с использованием программного комплекса, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИП-Мех РАН).

Вычислительный комплекс ориентирован на неструктурированные сетки, построение которых проводится с применением молекулярно-динамического моделирования (технология построения трехмерных поверхностных и объемных неструктурированных расчетных сеток подробно изложена в работах [3–5]). Возможности молекулярно-динамического метода позволяют учитывать специфику решаемых задач и удовлетворять дополнительным требованиям, предъявляемым к сеткам: качество сетки на поверхности и вблизи обтекаемого тела должно быть достаточным для разрешения тонкого пограничного слоя и обеспечения выполнения граничных условий с необходимой точностью. Предложенная технология позволяет создавать сгущения узлов в зонах больших градиентов как вблизи границ, так и в самом объеме расчетной области, строить адаптивные сетки для сложных расчетных областей, использовать поверхности, импортированные из современных CAD-систем, например, SolidWorks. Созданные с ее использованием расчетные сетки отличаются высокой однородностью и хорошим качеством.

Расчеты выполнялись по нестационарной схеме сквозного счета, без предварительного выделения поверхностей разрывов. Интегрирование системы уравнений газовой динамики на неструктурированной сетке проводилось с использованием метода расщепления по физическим процессам. Принцип расщепления давно применяется в вычислительной математике и аэродинамике [6] и большинство расчетных методик основаны в той или иной степени на этом принципе [7]. Специфику разработанной методики составляют алго-

ритмические решения самой процедуры расщепления, позволяющие применить предложенную технологию на неструктурированных тетраэдральных сетках [8]. Использование данного метода на нерегулярных сетках позволяет получить общие характеристики потока сжимаемого газа для широкого диапазона скоростей, и дает возможность изучать картину сложного пространственного течения при обтекании летательного аппарата произвольной конфигурации.

В данной работе рассматривается трехмерная задача течения совершенного вязкого сжимаемого газа. Для столбца консервативных переменных $\mathbf{w} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$ система уравнений Навье–Стокса может быть записана в векторном виде:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}^z(\mathbf{w})}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{G}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}^z(\mathbf{w})}{\partial z}, \quad (1)$$

где

$$\mathbf{F}^x = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uE + \rho u)^T,$$

$$\mathbf{F}^y = (\rho v, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vE + \rho v)^T,$$

$$\mathbf{F}^z = (\rho w, \rho w^2 + p, \rho wE + \rho w)^T$$

– проекции вектора конвективного потока;

$$\mathbf{G}^x = (0, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x)^T,$$

$$\mathbf{G}^y = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y)^T,$$

$$\mathbf{G}^z = (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z)^T$$

– проекции вектора вязкого потока; ρ – плотность; p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{\alpha\beta}$ – компоненты тензора вязких напряжений ($\alpha = x, y, z$; $\beta = x, y, z$); q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока. Полная система уравнений Навье–Стокса используется совместно с уравнением состояния совершенного газа.

Основная идея метода состоит в расщеплении по физическим процессам исходной нестационарной системы уравнений Навье–Стокса (1). Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. Расчет каждого временного шага разбивается, на несколько этапов. На первом этапе определяются промежуточные значения параметров потока без учета эффектов переноса. На втором этапе вычисляются эффекты переноса, учитывающие обмен между элементами – рассчитываются потоки массы через границы расчетных ячеек. На третьем этапе определяются в новый момент времени окончательные значения газодинамических параметров потока на основе законов сохранения массы, импульса и энергии для каждого элемента и всей системы в целом.

Для аппроксимации уравнений на каждом этапе применяются элементы метода конечных объемов. В рамках данного подхода определяются усредненные значения производных по контрольному объему (тетраэдральному элементу).

$$\left\langle \frac{\partial f}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial f}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int_{S_i} f \mathbf{i} \cdot d\mathbf{S} \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{i,j}^\alpha f_i^j,$$

$$f = (u, v, w, p, q_\alpha, \tau_{\alpha\beta})$$

$$i = 1 \dots N, j = 1 \dots 4, \alpha = x, y, z; \beta = x, y, z$$

Здесь V_i – объем i -го тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -й грани i -го элемента; $n_{i,j}^\alpha$ – x, y или z -я составляющая единичной нормали j -й грани i -го элемента.

Значения параметров на гранях расчетных элементов находятся из решения задачи о распаде произвольного разрыва на границах ячеек по классической схеме AUSM, предложенной в [9].

3. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА F/A-18

McDonnell Douglas F/A-18 Hornet – американский палубный истребитель-бомбардировщик, разработанный в 1970-х годах. Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме со среднерасположенным трапецевидным крылом (рис. 1).

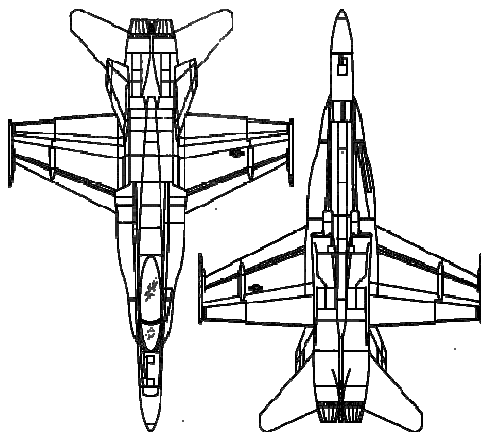


Рис. 1. Различные модификации F/A-18

Истребитель F/A-18 является последним и наиболее совершенным из американских реактивных истребителей четвертого поколения. Созданы несколько модификаций самолета – F/A-18A/B/C/D. В таблице 1 приведены характеристики, соответствующие модификации F/A-18C (рис. 1, внизу), которая использовалась в качестве прообраза для создания виртуальной модели в настоящем исследовании.

Таблица 1

Технические и летные характеристики F/A-18C

Длина	17.07 м
Высота	4.6 м
Размах крыла	13.5 м
Масса	10640 кг (с пустыми баками)
Максимальная скорость	1.7М

Разработанные в ИПМех РАН численные методики были применены для моделирования процесса обтекания пространственной модели F/A-18. Мотивация выбора в качестве прообраза именно F/A-18 состояла в том, что для этого самолета имеются расчетные и экспериментальные данные [10, 11], позволяющие тестировать созданный комплекс компьютерных программ, реализующий расчетно-теоретические модели аэротермодинамики летательного аппарата произвольной формы.

В настоящей работе вычисления проводились при различных углах поворота органов управления в широком диапазоне полетных условий (табл. 2), поэтому геометрическая модель поверхности создавалась для каждого расчетного случая.

Таблица 2

Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока на высоте 6 км

Высота, км	6
Число Маха	0.6
Угол атаки, градусы	$-4^0 - 26^0$
Температура, К	249.19
Давление, Па	47218
Плотность, кг/м ³	0.6601
Скорость звука, м/с	316.45
Скорость потока, м/с	189.87
Угол отклонения горизонтального стабилизатора (δ_H), градусы	$-10^0 - 10^0$
Угол поворота флаперонов задней кромки (δ_{TEF}), градусы	$0^0 - 30^0$
Угол поворота элеронов (δ_A), градусы	$0^0 - 30^0$

Виртуальные поверхности, построенные с помощью CAD (Computer Aided Design) системы SolidWorks представлены на рис. 2. Для разработки геометрической модели использовались эскизы F/A-18 (рис. 1). Модель не является полным аналогом самолета F/A-18, но учитывает специфические особенности геометрии и содержит все основные конструктивные элементы (рис. 1).

Условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H=6$ км, скорости потока $M=0.6$ (табл. 2). Расчеты выполнены для широкого спектра режимов обтекания, отличавшихся значениями угла атаки (в диапазоне от -4° до 26°) при различных углах отклонения управляющих поверхностей. Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным. Результаты экспериментального и расчетного исследования аэротермодинамики F/A-18 для аналогичных исходных данных представлены в [10, 11].

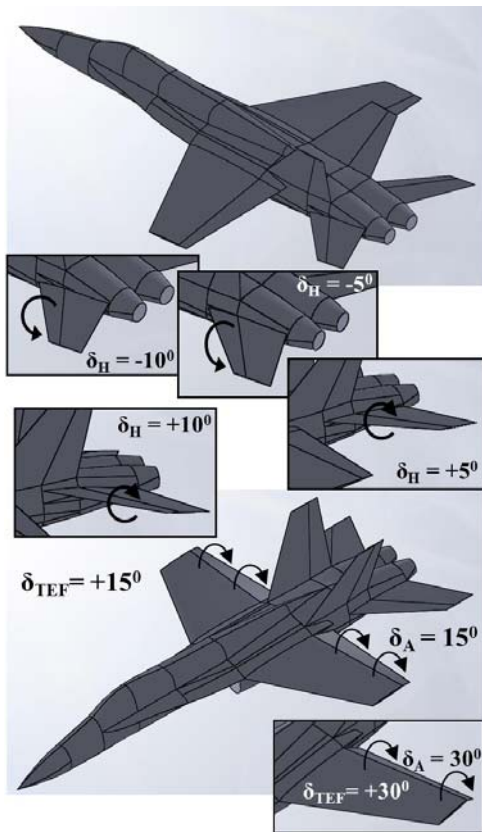


Рис.2. Виртуальные модели поверхности истребителя F/A-18 при различных углах поворота органов управления (δ_H - угол поворота горизонтального стабилизатора; δ_{TEF} - угол отклонения флаперонов задней кромки; δ_A - угол поворота элеронов)

4. РАСЧЕТНЫЕ СЕТКИ

Моделирование трехмерного поля течения около конфигурации самолета проводилось с использованием неструктурированных сеточных моделей различной подробности. Применявшиеся в расчетах тетраэдральные сетки имели размерность от 1.4 до 10.2 млн ячеек. Технология построения расчетных сеток, как часть вычислительного комплекса для моделирования аэротермодинамики ЛА произвольной геометрии, должна обеспечивать возможность рассмотрения большого числа различных вариантов конструкции (в том числе при отклонении управляющих поверхностей на различные углы) в кратчайшие сроки. Кроме этого, к расчетным сеткам предъявляются жесткие требования по качеству, для получения результатов с необходимой точностью.

Сетки строились с учетом особенностей геометрической модели истребителя F/A-18, сочетающей разномасштабные конструктивные элементы, для каждого расчетного случая. Для построения трехмерных поверхностных и объемных неструктурированных расчетных сеток применялся подход [3–5], основанный на использовании молекулярно-динамического метода. Технология построения расчетных сеток разработана в ИПМех РАН как часть вычислительного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки летательного аппарата произвольной конфигурации.

На рис.3 представлены различные фрагменты трехмерных неструктурированных расчетных сеток, применявшихся для моделирования пространственного поля течения около конфигурации F/A-18 при различных углах поворота органов управления. Рисунок дает представление о структуре сеток вблизи самолета (в центральном осевом сечении) и на поверхности модели. Плотность распределения узлов в объеме расчетной области значительно возрастает вблизи обтекаемого тела. Сетки на поверхности истребителя сгущаются вблизи носовой части, где наблюдаются наибольшие тепловые и динамические нагрузки, а также вблизи особенностей геометрии, кромок крыльев и органов рулевого управления, мелких конструктивных элементов.

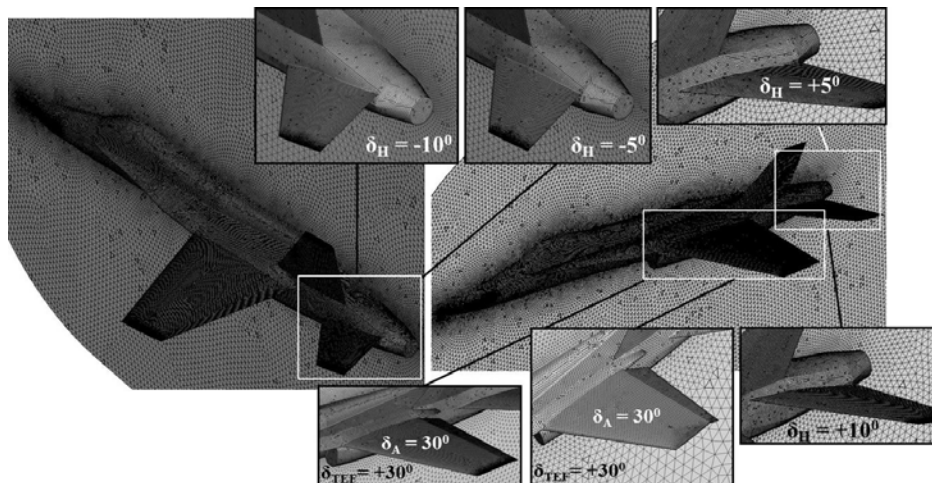


Рис. 3. Фрагменты трехмерных расчетных сеток, применявшихся при моделировании. Структура сеток вблизи F/A-18 и на поверхности модели при различных углах отклонения органов управления. Размерность сеток порядка 10.2 млн элементов

5. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Далее приводятся некоторые результаты численного моделирования – тепловые характеристики поверхности; локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики F/A-18 для наиболее интересных режимов. Моменты рассчитывались относительно осей связанной системы координат, соответствующих геометрическим осям самолета, с началом в центре тяжести (рис. 4).

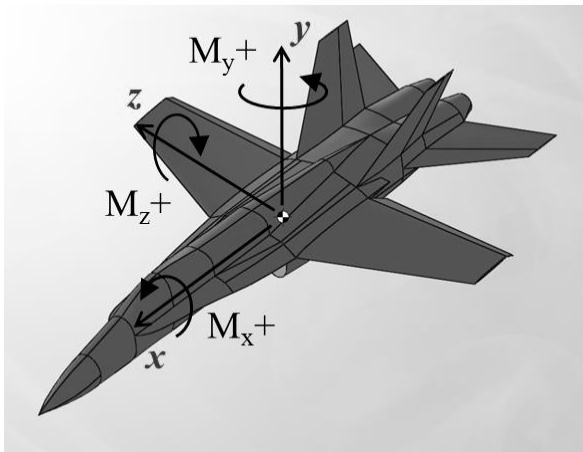


Рис. 4. Определение аэродинамических моментов в связанной системе координат

На рис. 5 приведены расчетные данные по тепловым и локальным аэродинамическим характеристикам поверхности истребителя F/A-18, полученные на наиболее подробных тетраэдральных сетках. Здесь представлены распределения температур и давлений на поверхности самолета для нескольких расчетных случаев, отличающихся значениями угла атаки и положением органов рулевого управления.

В таблице 3 приведены расчетные значения интегральных аэродинамических характеристик: коэффициентов подъемной силы C_L , коэффициентов силы лобового сопротивления C_D , аэродинамического качества K , аэродинамических моментов M_z , при скорости полета $M=0.6$ и высоте $H=6$ км. В настоящей работе исследовались зависимости данных характеристик от угла атаки ($\alpha = -4^\circ \div 26^\circ$). Серия расчетов для углов атаки в диапазоне $\alpha = -4^\circ \div 10^\circ$ выполнялась с использованием относительно грубых расчетных сеток. Для численного моделирования режимов обтекания при углах атаки $\alpha = 10^\circ \div 26^\circ$ применялись более подробные сетки (до 10.2 млн ячеек).

Моментные характеристики M_z (момент тангажа) определялись для режимов с углами атаки в диапазоне $\alpha = 10^\circ \div 26^\circ$, с целью исследования продольной устойчивости конфигурации F/A-18 при значительных углах атаки. В настоящем исследовании момент, создаваемый тягой двигателя, не учитывался.

В установившемся полете момент, создаваемый аэродинамической силой относительно центра тяжести, уравновешивается моментом, создаваемым тягой двигателя, поэтому летательный аппарат остается в равновесии. Представленные в таблице 3 значения момента тангажа M_z при различных углах атаки, гово-

рят о том, что исследуемая конфигурация является устойчивой, т.к. при любом установившемся режиме полета с углом атаки в диапазоне $\alpha = 10^\circ \div 26^\circ$, небольшое приращение угла $\Delta\alpha$ вызовет возникновение отрицательного момента, стремящегося уменьшить угол атаки (рис. 4).

Остальные составляющие (момент крена, вращающий аппарат вокруг продольной оси x , и момент рысканья, вращающий вокруг оси y) не вычислялись вследствие симметрии потока относительно плоскости XOY.

Для рассмотренных условий полета (при $M=0.6$, $H=6$ км, в указанном диапазоне углов атаки) данные численного моделирования сравнивались с результатами испытаний F/A-18 в аэродинамических трубах и расчетными данными других авторов [10, 11]. На рис. 6 показан результат сравнения аэродинамических характеристик, которые получены с использованием вычислительных методов, разработанных в ИПМех РАН (заполненные и выделенные жирным треугольники), с данными экспериментальных и теоретических исследований [10, 11].

В работе [10] приводятся оценочные значения интегральных аэродинамических характеристик истребителя в диапазоне углов атаки $\alpha = -4^\circ \div 10^\circ$, полученные с использованием расчетного кода VSAERO (Aeronautical and Maritime Research Laboratory, Australia). Соответствующие результаты расчетов [10] помещены на графическую область как черные квадраты (рис. 6).

Данные, представленные в работе [11] (серые треугольники и кружки) получены в ходе испытаний масштабных моделей (6% и 16%) F/A-18 в аэродинамических трубах НИЦ NASA Langley (7x10-ft High Speed Tunnel и 30x60-ft Tunnel соответственно).

Как видно из рисунков, получено удовлетворительное качественное и количественное согласие экспериментальных и расчетных данных по интегральным аэродинамическим характеристикам.

С целью исследования эффективности управляющих поверхностей истребителя F/A-18 исследовались локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики самолета при вариации угла атаки, при различных углах поворота органов управления. В настоящей работе особый интерес представляло изучение влияния отклонения флаперонов задних кромок (TEF – trailing-edge flap), элеронов, горизонтальных стабилизаторов (рис. 2), позволяющих создавать дополнительный продольный момент M_z . Управляющие поверхности отклонялись симметрично.

Для решения поставленной задачи вычислялись приращения интегральных и моментных аэродинамических характеристик (приращения коэффициентов подъемной силы ΔC_L и силы лобового сопротивления ΔC_D , аэродинамического качества ΔK , момента тангажа ΔM_z) при повороте управляющих поверхностей относительно их нейтрального положения (соответствующие характеристики при нейтральном положении органов управления представлены в табл. 3). Вычисленные значения представлены в табл. 4.

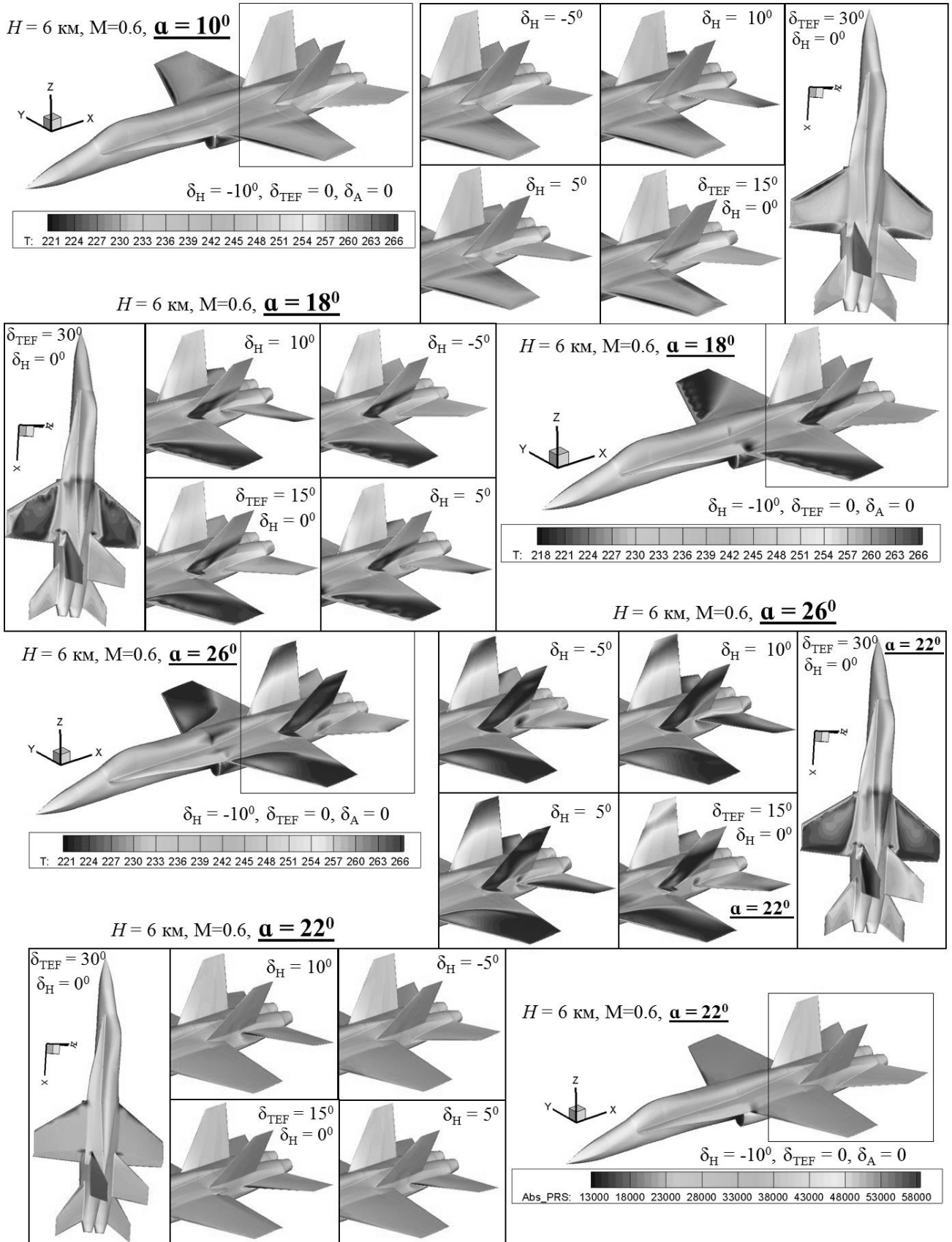


Рис. 5. Распределения температур (К) и давлений (Па) по поверхности модели истребителя F/A-18 для некоторых режимов, отличающихся значениями угла атаки и положением управляющих поверхностей

Таблица 3

Расчетные значения аэродинамических характеристик F/A-18 при углах атаки в диапазоне $\alpha = -4^{\circ} \div 26^{\circ}$, на высоте $H = 6$ км и $M = 0.6$

Аэродинамические характеристики F/A-18	Угол атаки											
	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	14°	18°	22°	26°
Коэффициент подъемной силы, C_L	-0.486	-0.255	-0.022	0.210	0.441	0.667	0.888	0.816	1.086	1.361	1.582	1.717
Коэффициент силы лобового сопротивления, C_D	0.082	0.057	0.046	0.051	0.069	0.102	0.152	0.148	0.278	0.454	0.659	0.864
Аэродинамическое качество, K	-5.93	-4.47	-0.43	4.12	6.39	6.54	5.84	5.497	3.906	3.000	2.402	1.987
Момент тангажа, M_z , Н·м	-	-	-	-	-	-	-	-75204	-148917	-244405	-382755	-513696

Таблица 4

Приращения аэродинамических характеристик F/A-18 при отклонении горизонтальных стабилизаторов, элеронов и флаперонов задней кромки для углов атаки в диапазоне $\alpha = 10^{\circ} \div 26^{\circ}$, при $H = 6$ км и $M = 0.6$

Приращения аэродинамических характеристик F/A-18 относительно значений для нейтрального положения соответствующих управляющих поверхностей	Угол поворота органов управления	Угол атаки				
		10°	14°	18°	22°	26°
Приращение коэффициента подъемной силы, ΔC_L	$\delta_H = -10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-0.084	-0.091	-0.01	0.054	0.133
	$\delta_H = -5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-0.018	0.012	0.079	0.141	0.227
	$\delta_H = 5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	0.065	0.067	0.052	0.018	0.009
	$\delta_H = 10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	0.130	0.106	0.061	0.025	0.055
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 15^{\circ}, \delta_A = 15^{\circ}$	0.413	0.371	0.335	0.364	0.477
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 30^{\circ}, \delta_A = 30^{\circ}$	0.556	0.390	0.271	0.296	0.414
Приращение коэффициента силы лобового сопротивления, ΔC_D	$\delta_H = -10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	0	-0.024	-0.005	0.006	0.036
	$\delta_H = -5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-0.005	0.003	0.02	0.044	0.093
	$\delta_H = 5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	0.021	0.031	0.035	0.025	0.036
	$\delta_H = 10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	0.045	0.054	0.054	0.055	0.085
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 15^{\circ}, \delta_A = 15^{\circ}$	0.094	0.117	0.144	0.195	0.284
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 30^{\circ}, \delta_A = 30^{\circ}$	0.173	0.176	0.193	0.236	0.330
Приращение аэродинамического качества, ΔK	$\delta_H = -10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-0.538	0.01	0.009	0.058	0.07
	$\delta_H = -5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	0.072	0.01	0.043	0.049	0.044
	$\delta_H = 5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-0.295	-0.169	-0.111	-0.063	-0.069
	$\delta_H = 10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-0.608	-0.317	-0.203	-0.151	-0.119
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 15^{\circ}, \delta_A = 15^{\circ}$	-0.421	-0.221	-0.162	-0.122	-0.076
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 30^{\circ}, \delta_A = 30^{\circ}$	-1.217	-0.653	-0.478	-0.304	-0.201
Приращение момента тангажа, ΔM_z , Н·м	$\delta_H = -10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	319917	364783	344996	336454	294447
	$\delta_H = -5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	176755	179514	188526	165634	110080
	$\delta_H = 5^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-152379	-150701	-136116	-76975	-89635
	$\delta_H = 10^{\circ}, \delta_{TEF} = 0, \delta_A = 0$	-254341	-236904	-206651	-164937	-174946
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 15^{\circ}, \delta_A = 15^{\circ}$	-74360	-27654	-60619	-117144	-168696
	$\delta_H = 0, \delta_{TEF} = 30^{\circ}, \delta_A = 30^{\circ}$	-118361	-70345	-113673	-131001	-158838

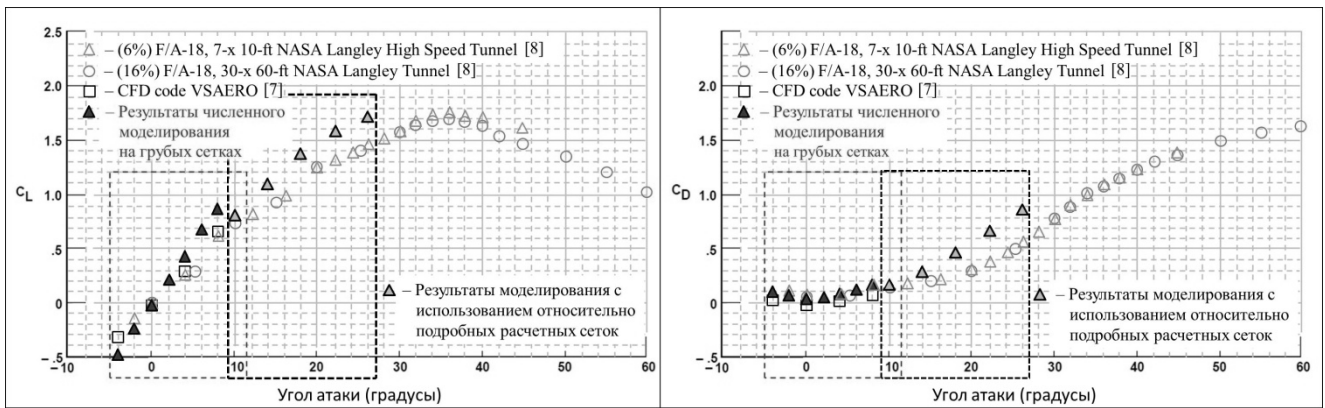


Рис. 6. Зависимость коэффициентов подъемной силы (слева) и коэффициентов силы лобового сопротивления (справа) от угла атаки. Сравнение результатов численного моделирования, выполненного в данном исследовании, с экспериментом [10] и расчетными данными [11]

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведено исследование возможностей программного комплекса, разработанного в ИПМех РАН, на примере внешнего обтекания пространственной модели палубного истребителя F/A-18 в полной компоновке.

Для выбранной конфигурации выполнен полный цикл работ по компьютерному моделированию – от создания виртуальной поверхности летательного аппарата сложной геометрии, и сеточной модели, до получения полного набора аэротермодинамических данных. Для исследуемого летательного аппарата вычислены: тепловые характеристики поверхности; локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики; изучен характер изменения указанных характеристик от угла атаки в широком диапазоне полетных условий. Выполнено исследование продольной устойчивости конфигурации F/A-18 при больших углах атаки.

Данные численного моделирования, для рассмотренных режимов полета, сравнивались с результатами испытаний F/A-18 в аэродинамических трубах и расчетными данными других авторов. Получено удовлетворительное качественное и количественное согласие экспериментальных и расчетных данных по интегральным аэродинамическим характеристикам.

С целью исследования эффективности управляющих поверхностей истребителя F/A-18 рассчитывались локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики самолета при различных углах поворота органов управления.

Работа выполнена в Лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН в рамках Программы фундаментальных исследований Отделения энергетики, машиностроения, механики и процессов управления (ОЭММПУ) РАН «Аэротермомеханика и навигация гиперзвуковых летательных аппаратов» (руководитель проекта академик Д.М. Климов), а также в рамках грантов РФФИ №№ 07-01-0133, 10-01-00544, 13-01-00537, 13-08-12033-ОФИМ, 11-08-12072-ОФИМ, гранта Президента РФ № МК-5324.2014.1 для государственной поддержки молодых российских ученых – кандидатов наук и программы сотрудничества ИПМех РАН и ВНИИА им. Н.Л.Духова.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т. 11. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-030.pdf>
2. Котов М.А., Кузенов В.В. Создание сложных поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов системами САПР // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т. 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-039.pdf>
3. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Построение пространственных неструктурированных сеток для задач аэротермодинамики методом молекулярной динамики // Доклады Академии наук. 2011. Т. 439. №1. С. 42–47.
4. Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Molecular dynamic-based unstructured grid generation method for aerodynamic application // Computer Physics Communication. 2013. Vol.184, Pp.2711–2727.
5. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Построение двумерных неструктурированных сеток методом молекулярной динамики // Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2011. Т.11. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-031.pdf>
6. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М.: Наука, 1982. – 391 с.
7. Марчук Г.И. Методы расщепления. – М.: Наука, 1988. – 263 с.
8. Железнякова А.Л. Метод расщепления по физическим процессам для решения задач гиперзвуковой аэродинамики на неструктурированных сетках // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т.15. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-04-29-010.pdf>
9. Liou M.S., Steffen C. A New Flux Splitting Scheme – J. Comput. Phys., Vol. 107, 23-39, 1993.
10. Quick H.A. Estimation of aerodynamic load distributions on the F/A-18 aircraft using a CFD panel code. DSTO-TR-0147. 44 p.
11. Banks D.W., Fisher D.F., Hall R.M., Erickson G.E., Murri D.G. The F/A-18 High-Angle-of-Attack Ground-to-Flight Correlation: Lessons Learned. NASA Technical Memorandum 4783. 42 p.