

МЕТОД РАСЩЕПЛЕНИЯ ПО ФИЗИЧЕСКИМ ПРОЦЕССАМ В ЗАДАЧЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Д.С. Яцухно¹

yatsukhno-ds@rambler.ru

С.Т. Суржиков^{1,2}

¹ Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,
Москва, Российская Федерация

² Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н.Л. Духова,
Москва, Российская Федерация

Аннотация

Выполнен анализ аэродинамических характеристик высокоскоростного летательного аппарата Waverider в широком диапазоне углов атаки при различных числах Маха. Кратко описана процедура создания виртуальной модели высокоскоростного летательного аппарата Waverider с использованием невязкого конечного поля течения. Для численного интегрирования системы уравнений Навье — Стокса использован компьютерный код UST3D, в котором реализован метод расщепления по физическим процессам. Расчетное исследование проведено на неструктурированных тетраэдральных сетках, аппроксимации для которых строились с применением элементов метода контрольного объема. Выполнено сравнение полученных результатов с экспериментальными данными

Ключевые слова

Метод расщепления, гиперзвуковой летательный аппарат, аэротермодинамика, неструктурированные сетки, аэродинамическое проектирование, поверхности тока, аэродинамические характеристики

Поступила в редакцию 26.07.2017
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Работа выполнена в рамках программы фундаментальных исследований РАН (грант РФФИ № 16-01-00379)

Введение. На протяжении последних двадцати лет в США непрерывно велись научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию много-разовых аэрокосмических систем [1]. Некоторые наиболее успешные проекты преодолели стадию стендовой отработки и прошли летные испытания. Среди них орбитальная летающая лаборатория X-37B OTV (Orbital Test Vehicle), совершившая уже четыре космических полета, беспилотный летательный аппарат X-43A, который зафиксировал новый рекорд скорости — 9,6 числа Маха (11850 км/ч), крылатая ракета X-51a — первый аппарат полной компоновки с гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД), предназначенным для длительного атмосферного полета. Полученные экспериментальные данные являются базой для дальнейших компьютерных аэротермодинамических исследований. Выделим характерные особенности перспективных аэрокосмических систем:

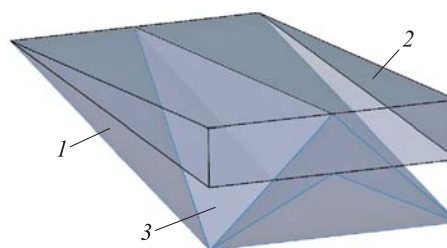
- возможность многократного использования воздушно-космического аппарата;
- способность к горизонтальному полету и маневрированию, а также наличие соответствующей системы управления;
- высокое аэродинамическое качество, обеспечиваемое оптимальной аэродинамической формой;
- выполнение полетов при гиперзвуковых скоростях, что требует наличия соответствующей силовой установки и конструктивных элементов тепловой защиты.

Создание совершенной аэродинамической конфигурации аэрокосмической системы, имеющей оптимальные аэродинамические характеристики при гиперзвуковых скоростях полета, — сложная задача. Необходимо учитывать не только конструктивные особенности высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА) (габаритные размеры, полезную нагрузку, интеграцию с органами управления и силовой установкой), но и аспекты самого процесса высокоскоростного обтекания формы (ударные волны, физико-химические реакции, ламинарно-турбулентный переход). Одним из вариантов подобных аэродинамических форм является ВЛА Waverider («Волнолет»), аэродинамические характеристики которого исследуются в настоящей статье.

Особенности аэродинамической конфигурации. В конце 1950-х годов была предложена концепция ВЛА с достаточно высокими аэродинамическими характеристиками [2]. Главной особенностью являлось то, что процесс получения сложной аэродинамической конфигурации определялся обтеканием хорошо исследованного острого клина под нулевым углом атаки. Несущая поверхность ВЛА представляла собой поверхность тока невязкого обтекания геометрического примитива. За характерное использование ударной волны ВЛА и получил название «Волнолет». Одна из первых аэродинамических форм такого типа приведена на рис. 1.

Рис. 1. Формирование аэродинамической конфигурации Caret-wing:

1 — плоская ударная волна; 2 — острый клин;
3 — полученная форма



Концепция ВЛА Waverider получила дальнейшее развитие. В работах [3–5] приведены ВЛА, построенные с использованием геометрических примитивов широкого класса: острых и затупленных прямых или эллиптических конусов. Высокоскоростные летательные аппараты, для которых проведены оптимизация аэродинамической формы, учет влияния вязкостных эффектов, а также ламинарно-турбулентный переход, исследовались в [3, 4, 6]. Это позволило более

достоверно определить аэродинамические характеристики ВЛА и снизить их деградацию на нерасчетных режимах полета. Еще одно преимущество оптимизированных ВЛА — это возможность преодоления ограничений на аэродинамическое качество по отношению к числу Маха.

Ударная волна, возникающая при гиперзвуковом обтекании подобных ВЛА, остается присоединенной на всем протяжении передней кромки (при отсутствии затупления) и обеспечивает эффективное сжатие газового потока вблизи несущей поверхности, тем самым увеличивая подъемную силу. Следует отметить, что образование передней кромки ВЛА происходит в результате пересечения поверхности ударной волны некоторой базовой кривой, форма которой подбирается с учетом конструктивных особенностей, назначения летательного аппарата, условий его эксплуатации.

В настоящей работе за основу был взят прототип ВЛА, экспериментально исследованный в [7]. В качестве тела-генератора ударной волны был взят острый прямой круговой конус. Невязкое обтекание конуса под нулевым углом атаки описывается уравнениями Тэйлора — Макколла [8]

$$\frac{\gamma-1}{2} \left[v_{\max}^2 - v_r^2 - \left(\frac{dv_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left[2v_r + \frac{dv_r}{d\theta} \operatorname{ctg} \theta + \frac{d^2v_r}{d\theta^2} \right] - \frac{dv_r}{d\theta} \left[v_r \frac{dv_r}{d\theta} + \frac{dv_r}{d\theta} \left(\frac{d^2v_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0; \quad \frac{dv_r}{d\theta} = v_\theta, \tag{1}$$

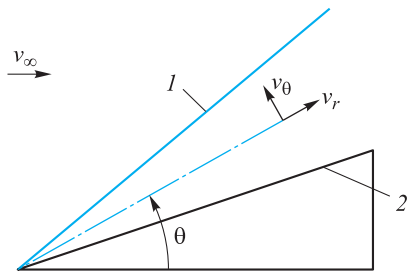


Рис. 2. Схема обтекания конуса:
1 — конический скачок уплотнения;
2 — конус

где γ — показатель адиабаты; v_{\max} — максимальная скорость изоэнтропического течения; v_r — касательная составляющая вектора скорости; θ — промежуточный угол наклона конической образующей; v_θ — нормальная составляющая вектора скорости. На рис. 2 приведена схема обтекания конуса гиперзвуковым потоком. Отметим, что подобное течение является осесимметричным, параметры которого зависят лишь от угла наклона промежуточной конической поверхности.

Построение картины линий тока осуществляется с учетом сжимаемости газа и с использованием уравнения неразрывности, записанного для сферических координат:

$$\frac{\partial}{\partial r} (r^2 (\sin \theta) \rho v_r) + \frac{\partial}{\partial \theta} (r (\sin \theta) \rho v_\theta) = 0, \tag{2}$$

где r — продольная координата в направлении луча, проведенного из вершины конуса; ρ — плотность газового потока. В соответствии с определением функции тока она должна удовлетворять следующим соотношениям:

$$\frac{\partial \Psi}{\partial r} = -r(\sin \theta) \rho v_{\theta}; \quad \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} = r^2(\sin \theta) \rho v_r; \quad (3)$$

здесь плотность и компоненты скорости зависят лишь от угловой переменной:

$$\Psi = r^2 f(\theta); \quad \rho v_r = \frac{1}{\sin \theta} \frac{df(\theta)}{d\theta}; \quad \rho v_{\theta} = -\frac{2}{\sin \theta} f(\theta). \quad (4)$$

Уравнения линий тока имеют вид

$$\varphi = \text{const}; \quad \Psi = \text{const}. \quad (5)$$

Тогда запишем

$$r^2 \rho(\theta) v_{\theta}(\theta) \sin \theta = \text{const}. \quad (6)$$

Пространственная кривая, образующая переднюю кромку, принадлежит конической поверхности ударной волны. Если линия тока пересекает переднюю кромку в точке с координатой $r = R$, $\theta = \theta_s$, то уравнение, описывающее линию тока, пересекающую переднюю кромку в этой точке, примет вид

$$r(\theta) = R \sqrt{\frac{\rho(\theta_s) v_{\theta}(\theta_s) \sin \theta_s}{\rho(\theta) v_{\theta}(\theta) \sin \theta}}. \quad (7)$$

Здесь R — расстояние от вершины конуса до точки пересечения линии тока и передней кромки; θ_s — угол наклона ударной волны. В работе [9] подробно рассмотрен процесс получения обтекаемых поверхностей ВЛА с помощью конического поля течения.

Верхняя поверхность ВЛА вносит существенно меньший вклад в подъемную силу, чем несущая поверхность, но при этом оказывает влияние на лобовое сопротивление. Она ориентируется параллельно набегающему потоку, чтобы не возмущать его. На рис. 3 приведена созданная виртуальная модель ВЛА Waverider. Основные характеристики виртуальной модели и ВЛА Waverider [7] приведены в табл. 1. Для созданной виртуальной модели процесс вязкостной оптимизации не проводился, что накладывает определенные ограничения на максимальное аэро-

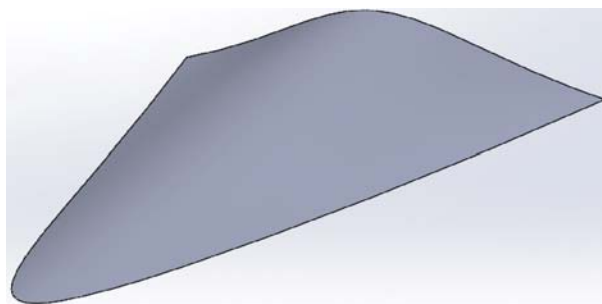


Рис. 3. Виртуальная модель ВЛА Waverider

динамическое качество летательного аппарата. В качестве характерной площади S_{ref} для расчета аэродинамических коэффициентов использовалась площадь проекции несущей поверхности на горизонтальную плоскость S_{plan} . Коэффициент объемной эффективности вычислялся по формуле

$$V_{eff} = \frac{V^{2/3}}{S_{plan}}, \tag{8}$$

где V — объем летательного аппарата.

Таблица 1

Сравнительные характеристики моделей ВЛА Waverider

Характеристика	Модель № 1 [7]	Виртуальная модель
Длина L , см	60,96	60,96
Ширина W , см	50,597	50,597
Высота h , см	5,608	5,223
Площадь задней поверхности S_{base} , см ²	126,348	122,65
Площадь горизонтальной проекции несущей поверхности S_{plan} , см ²	1756	1803
Объемная эффективность V_{eff}	0,112	0,112
Угол полураствора конуса, град	8,1	
Угол наклона ударной волны, град	16,44	
Длина конуса, см	121,92	

Постановка задачи. Рассмотрим задачу пространственного обтекания ВЛА Waverider потоком вязкого сжимаемого теплопроводного газа. Систему уравнений Навье — Стокса запишем в векторной форме [10]:

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial F^x(w)}{\partial x} + \frac{\partial F^y(w)}{\partial y} + \frac{\partial F^z(w)}{\partial z} = \frac{\partial G^x(w)}{\partial x} + \frac{\partial G^y(w)}{\partial y} + \frac{\partial G^z(w)}{\partial z}. \tag{9}$$

В этом выражении

$$w = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$$

— это вектор консервативных переменных;

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

$$F^y = (\rho v, \rho v^2 + p, \rho uv, \rho vw, \rho vE + pv)^T,$$

$$F^z = (\rho w, \rho w^2 + p, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wE + pw)^T$$

— компоненты вектора конвективного потока;

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

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

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

— компоненты вектора вязкого потока; ρ — плотность; u, v, w — компоненты вектора скорости; p — давление; E — удельная полная энергия газа; q_x, q_y, q_z — компоненты вектора теплового потока; $\tau_{\alpha\beta}$ — компоненты тензора вязких напряжений ($\alpha = x, y, z$; $\beta = x, y, z$):

$$\tau_{xx} = \mu \left(\frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} \right); \quad \tau_{yy} = \mu \left(\frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} \right);$$

$$\tau_{zz} = \mu \left(\frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \right); \quad \tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right);$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right); \quad \tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right).$$

Здесь μ — коэффициент динамической вязкости.

В качестве замыкающих соотношений используются:

$$p = (\gamma - 1)\rho U = (\gamma - 1)\rho [E - 0,5(u^2 + v^2 + w^2)] \quad \text{— уравнение состояния со-}$$

вершенного газа;

$$U = c_V T \quad \text{— калорическое уравнение состояния};$$

$$E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} \quad \text{— выражение для полной энергии};$$

$$q = -\lambda \nabla T \quad \text{— закон Фурье.}$$

Здесь U — внутренняя энергия газа; c_V — удельная теплоемкость газового потока; T — температура; λ — коэффициент теплопроводности.

Постановка граничных условий осуществлялась следующим образом. На входе в расчетную область задавались условия невозмущенного потока:

$$\begin{aligned} \rho_{enter} &= \rho_\infty; \quad u_{enter} = u_\infty; \quad v_{enter} = v_\infty; \quad w_{enter} = w_\infty; \\ E_{enter} &= E_\infty = \frac{p_\infty}{(\gamma - 1)\rho_\infty} + \frac{u_\infty^2 + v_\infty^2 + w_\infty^2}{2}. \end{aligned} \quad (10)$$

Здесь $\rho_\infty, u_\infty, v_\infty, w_\infty, E_\infty, p_\infty$ — параметры в набегающем потоке.

На выходной границе расчетной области реализовались условия отсутствия градиентов параметров потока в направлении единичной нормали к поверхности границы:

$$\left. \frac{\partial \rho}{\partial n} \right|_{exit} = 0; \quad \left. \frac{\partial u}{\partial n} \right|_{exit} = \left. \frac{\partial v}{\partial n} \right|_{exit} = \left. \frac{\partial w}{\partial n} \right|_{exit} = 0; \quad \left. \frac{\partial E}{\partial n} \right|_{exit} = 0, \quad (11)$$

где n — единичная нормаль к поверхности границы.

На стенке летательного аппарата задавались условия прилипания. Температура стенки поддерживалась постоянной:

$$\left. \frac{\partial p}{\partial n} \right|_{wall} = 0; \quad u^n|_{wall} = v^n|_{wall} = w^n|_{wall} = 0; \quad \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_{wall} = 0; \quad T|_{wall} = T_{wall}, \quad (12)$$

где T_{wall} — температура стенки.

В силу симметрии летательного аппарата расчеты проводились для половины расчетной области. В плоскости симметрии заданы соответствующие граничные условия:

$$\left. \frac{\partial p}{\partial n} \right|_{symm} = 0; \quad u^n|_{symm} = v^n|_{symm} = w^n|_{symm} = 0; \quad \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_{symm} = 0. \quad (13)$$

Исходную задачу решали с использованием компьютерного кода UST3D, созданного в лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН и уже применявшегося для расчета гиперзвукового обтекания тел сложной формы [11]. В данном коде реализован метод расщепления по физическим процессам [12]. Для расчетов была построена неструктурированная сетка, состоящая из 2 192 622 тетраэдров (рис. 4). Для реализации граничных условий предусмотрено 129 704 фиктивные ячейки, освобождающие от необходимости построения специальных

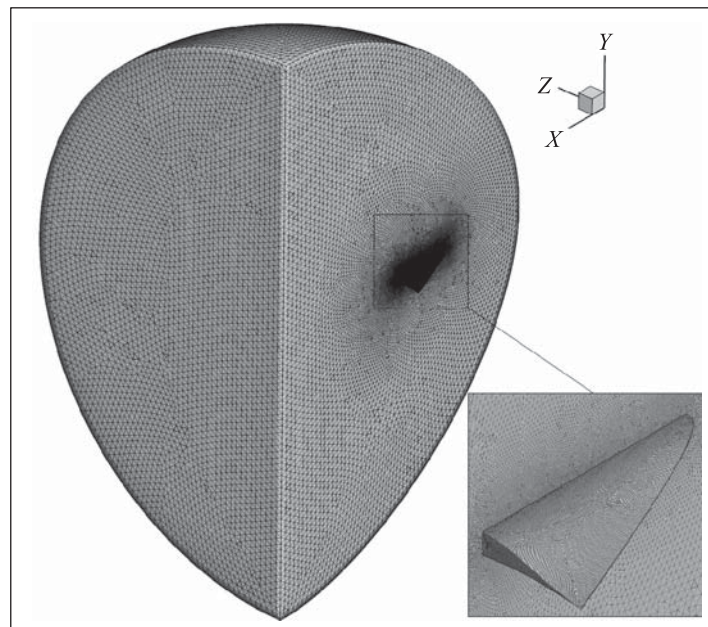


Рис. 4. Расчетная сетка для ВЛА Waverider

аппроксимаций для граничных элементов. Использование неструктурированных сеток — важная особенность настоящей работы. Это вносит существенные изменения в хорошо известную процедуру реализации метода расщепления по физическим процессам [13]. Для аппроксимации уравнений использовались элементы метода контрольного объема, позволяющие определять усредненные значения производных по тетраэдральному элементу:

$$\left\langle \frac{\partial f}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial f}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int f_i dS \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{i,j}^\alpha f_i^j. \quad (14)$$

Здесь $f = (u, v, w, p, q_\alpha, \tau_{\alpha\beta})$; $\alpha = x, y, z$; $\beta = x, y, z$; V_i — объем i -го тетраэдра, $i = 1, \dots, N$; $j = 1, \dots, 4$; S_i^j — площадь поверхности j -й грани i -го элемента; $n_{i,j}^\alpha$ — x, y или z -я составляющие единичной нормали j -й грани i -го элемента.

Результаты расчетов. Параметры аэродинамики для виртуальной модели ВЛА Waverider оценивали для трех вариантов условий набегающего потока, приведенных в табл. 2. В процессе эксперимента на задней стенке ВЛА поддерживалось давление, равное давлению набегающего потока. Поэтому для корректного сравнения с экспериментальными данными была введена поправка на донное давление.

Таблица 2

Параметры набегающего потока для различных чисел Маха [14]

Число Маха		
$M_\infty = 2,3$	$M_\infty = 4$	$M_\infty = 4,63$
$p_\infty = 5524,9$ Па	$p_\infty = 1243,78$ Па	$p_\infty = 734,48$ Па
$\rho_\infty = 1,22 \cdot 10^{-4}$ г/см ³	$\rho_\infty = 0,516 \cdot 10^{-4}$ г/см ³	$\rho_\infty = 0,388 \cdot 10^{-4}$ г/см ³
$T_\infty = 158,1$ К	$T_\infty = 84,4$ К	$T_\infty = 67,1$ К
$\mu_\infty = 10,77 \cdot 10^{-5}$ г/(см · с)	$\mu_\infty = 5,78 \cdot 10^{-5}$ г/(см · с)	$\mu_\infty = 4,488 \cdot 10^{-5}$ г/(см · с)

Аэродинамические коэффициенты были определены с помощью следующих соотношений:

$$C_x = \int_{(S)} \left[\bar{p} \cos(\hat{nx}) + c_f \cos(\hat{\tau x}) \right] \frac{dS}{S_{plan}};$$

$$C_y = \int_{(S)} \left[\bar{p} \cos(\hat{ny}) + c_f \cos(\hat{\tau y}) \right] \frac{dS}{S_{plan}};$$

$$C_{base} = \int_{(S_{base})} [\bar{p}_{base}] \frac{dS}{S_{plan}}.$$

Здесь C_x, C_y и C_{base} — коэффициенты осевой и нормальной сил и донного сопротивления; $\bar{p} = (p - p_\infty)/q_\infty$ и $\bar{p}_{base} = (p_{base} - p_\infty)/q_\infty$ — безразмерные коэффици-

енты давления и донного давления, $q_\infty = \rho_\infty V_\infty^2 / 2$ — скоростной напор, p_{base} — донное давление; $\cos \hat{nx}$ и $\cos \hat{tx}$ — косинусы углов между нормалью (касательной) и одной из осей координат, τ — касательное напряжение на поверхности ВЛА; $c_f = \tau / q_\infty$ — коэффициент поверхностного трения.

Вычисления проводились в связанной системе координат. Переход в точную систему координат осуществлялся по следующим формулам:

$$C_L = C_y \cos \alpha - C_x \sin \alpha; \quad C_D = C_y \sin \alpha + C_x \cos \alpha, \quad (15)$$

где C_L — коэффициент подъемной силы; C_D — коэффициент силы лобового сопротивления; α — угол атаки. Для учета влияния поверхностного трения применяли метод характерной температуры [15]. При расчете коэффициента трения пластины это дало удовлетворительное совпадение с данными эксперимента [16].

На рис. 5–7 приведены результаты расчетов аэродинамических характеристик ВЛА Waverider при разных значениях числа Маха и в широком диапазоне углов атаки, а также их сравнение с экспериментальными данными. При общей корреляции результатов расчета и данных эксперимента следует отметить, что для всех вариантов исходных данных значения коэффициента лобового сопро-

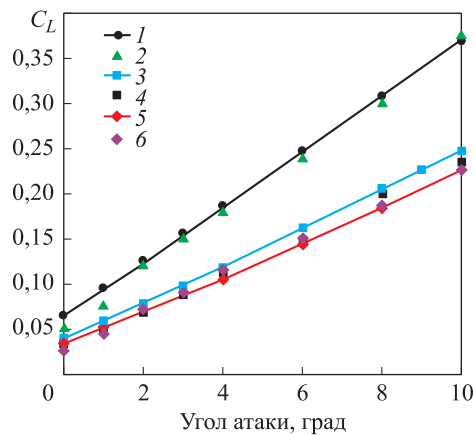


Рис. 5. Коэффициент подъемной силы в зависимости от угла атаки:

1, 3, 5 — расчет по коду UST3D для чисел Маха $M_\infty = 2, 3, 4$ и $4, 63$ соответственно; 2, 4, 6 — экспериментальные данные [7], соответствующие $M_\infty = 2, 3, 4$ и $4, 63$

тивления, полученные с помощью кода UST3D, больше, чем в эксперименте. Это может быть вызвано тем, что форма виртуальной модели не была оптимизирована для достижения максимального аэродинамического качества и минимального лобового сопротивления, а также несколько завышенными значениями коэффициента поверхностного трения, полученными с помощью метода характерной температуры. Поэтому максимальное расчетное аэродинамическое качество у исследуемой виртуальной модели также несколько ниже. Наилучшая корреляция данных расчета и эксперимента наблюдается при числе Маха набегающего потока, $M_\infty = 2, 3$. Наилучшие аэродинамические характеристики представленной виртуальной модели также наблюдаются при наимен-

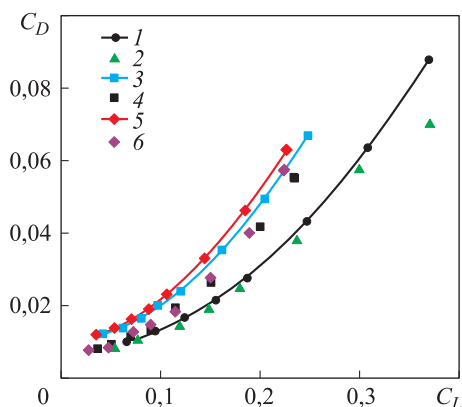


Рис. 6. Коэффициент силы лобового сопротивления в зависимости от коэффициента подъемной силы (1–6 — обозначения см. рис. 5)

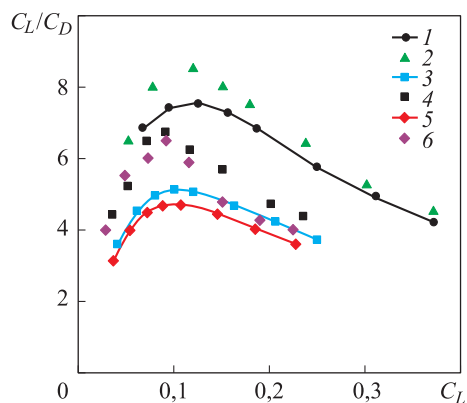
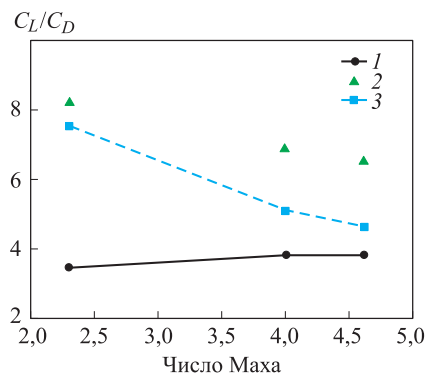


Рис. 7. Аэродинамическое качество в зависимости от угла атаки (1–6 — обозначения см. рис. 5)

шей скорости набегающего потока. Некоторое увеличение числа Маха не вызывает существенной деградации аэродинамического качества ВЛА. Наличие разрежения в области задней стенки летательного аппарата качественно меняет поведение аэродинамических характеристик. Возникающая при этом дополнительная сила лобового сопротивления снижает аэродинамическое качество ВЛА. Для более высоких скоростей набегающего потока статическое давление будет несколько меньше, что снижает масштаб влияния донного сопротивления. На рис. 8 приведены

Рис. 8. Аэродинамическое качество как функция числа Маха при различных значениях донного давления:

1, 3 — расчет по коду UST3D при $p_{base} = 0$ и $p_{base} = p_{\infty}$; 2 — экспериментальные данные [7] при $p_{base} = p_{\infty}$



сравнительные результаты оценки максимального аэродинамического качества ВЛА в зависимости от числа Маха при разных вариантах учета донного давления. Для случая отсутствия разрежения в области задней стенки приведены также экспериментальные данные.

В отличие от многих тел привычных аэродинамических форм (сфера, снаряд, крыло) учет поверхностного трения ВЛА Waverider вносит существенные коррективы в общую оценку аэродинамического сопротивления. В зависимости от скорости полета изменяется значение касательных сил. В соответствии с диаграммой, приведенной на рис. 9, максимальное поверхностное трение достигается при $M_{\infty} = 4,63$.

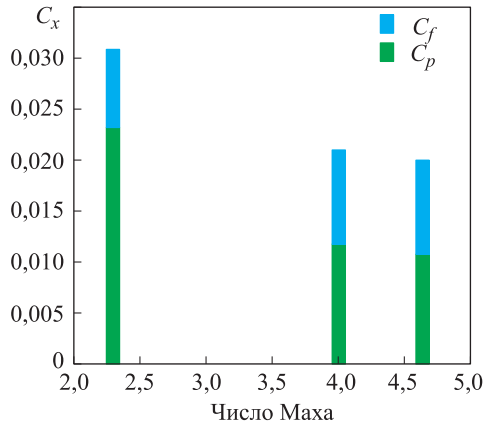


Рис. 9. Влияние поверхностного трения на общее сопротивление летательного аппарата

Соответствующие асимптотические кривые описываются следующими зависимостями:

$$\left(C_L/C_D\right)_{\max 1} = \frac{4(M_\infty + 3)}{M_\infty}; \quad \left(C_L/C_D\right)_{\max 2} = \frac{6(M_\infty + 2)}{M_\infty}. \quad (16)$$

На рис. 10 приведен анализ максимального аэродинамического качества экспериментального ВЛА и исследуемой виртуальной модели относительно гиперзвуковых барьеров.

Заключение. Проведенное с использованием компьютерного кода UST3D численное моделирование позволило выполнить оценку основных аэродинамических характеристик ВЛА Waverider. Несмотря на приближенный характер расчета коэффициентов поверхностного трения и донного давления, получено удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных. Сравнительный анализ показал, что для данной модели ВЛА аэродинамические характеристики при скорости полета $M_\infty = 2,3$ наиболее близки к результатам эксперимента.

Для представленной конфигурации ВЛА Waverider поверхностное трение играет значительную роль в общем лобовом сопротивлении летательного аппарата.

Обобщение опыта расчетных и экспериментальных исследований различных аэродинамических конфигураций ВЛА Waverider выявило принципиальные ограничения, накладываемые на аэродинамическое качество летательного аппарата при увеличении скорости полета. Однако, как следует из работ [3, 4], применение процесса вязкостной оптимизации аэродинамической формы при учете эффектов ламинарно-турбулентного перехода может существенно приблизить или даже превысить максимально допустимые значения аэродинамического качества и таким образом преодолеть гиперзвуковой барьер.

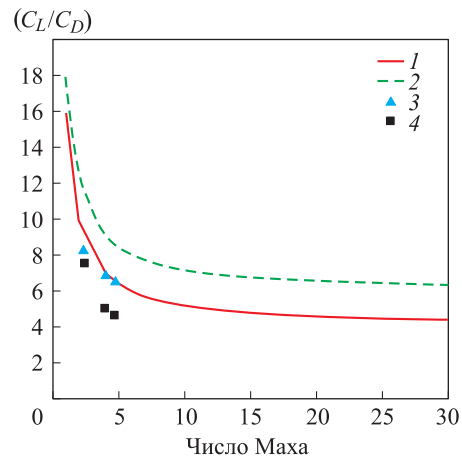


Рис. 10. Максимальное аэродинамическое качество как функция числа Маха:

1 и 2 — первый и второй гиперзвуковые барьеры; 3 — экспериментальные данные [7]; 4 — расчет по коду UST3D

ЛИТЕРАТУРА

1. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию виртуальной модели ГЛА. I. М.: ИПМех РАН, 2013. 160 с.
2. Nonweiler T.R.F. Aerodynamic problems of manned space vehicle // The Aeronautical Journal. 1959. Vol. 63. No. 585. P. 521–528.
3. Corda S., Anderson J.D.Jr. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields // AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting. 1988. AIAA Paper 88–0369.
4. Bowcutt K.G., Anderson J.D.Jr., Capriotti D.P. Viscous optimized hypersonic waveriders // AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting. 1987. AIAA Paper 87–0272.
5. Rasmussen M.L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones // Journal of Spacecraft and Rockets. 1980. Vol. 17. No. 6. P. 537–545.
6. Bauer S.X.S., Covell P.F., Forrest D.K., McGrath B.E. Preliminary assessment of a Mach 4 and a Mach 6 Waverider // Proc. of 1st Int. Hypersonic Waverider Symp. University of Maryland, College Park MD, 1990. P. 1–24.
7. Cockrell Ch.E.Jr., Huebner L.D., Finley D.B. Aerodynamic characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations. NASA Technical Paper no. 3559, 1996. 78 p.
8. Anderson J.D.Jr. Hypersonic and high temperature gas dynamics. New York: McGraw-Hill Book Company, 1989.
9. Jones J.G., Woods B.A. The design of compression surfaces for high supersonic speeds using conical flow fields. London: Her Majesty's Stationery Office, 1968. 25 p.
10. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы // Теплофизика высоких температур. 2013. Т. 51. № 6. С. 897–911. DOI: 10.7868/S0040364413050232
11. Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data // Journal of Physics: Conference Series. 2017. Vol. 815. No. 1. Paper 012004. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012005 URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/815/1/012005>
12. Марчук Г.И. Методы расщепления. М.: Наука, 1988. 263 с.
13. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М.: Наука, 1982. 392 с.
14. Cockrell Ch.E.Jr. Vehicle integration effects on hypersonic waveriders. M.S. thesis. George Washington University, 1994. 132 p.
15. Takashima N., Lewis M. Navier — Stokes computation of a viscous optimized waverider // Journal of Spacecraft and Rockets. 1994. Vol. 31. No. 3. P. 383–391.
16. Dilley A.D. Evaluation of CFD turbulent heating prediction techniques and comparison with hypersonic experimental data. NASA/CR-2001-210837. NASA, 2001. 31 p.

Яцухно Дмитрий Сергеевич — младший научный сотрудник лаборатории «Радиационная газовая динамика» Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1).

Суржиков Сергей Тимофеевич — академик РАН, д-р физ.-мат. наук, директор Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1), главный научный сотрудник Всероссийского научно-исследовательского института автоматики им. Н.Л. Духова (Российская Федерация, 127055, Москва, Суцёвская ул., д. 22).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Яцухно Д.С., Суржиков С.Т. Метод расщепления по физическим процессам в задаче моделирования обтекания перспективного высокоскоростного летательного аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 1. С. 20–33.

DOI: 10.18698/0236-3941-2018-1-20-33

METHOD FOR SPLITTING INTO PHYSICALL PROCESSES IN TASK OF THE FLOW OVER A PERSPECTIVE HIGH-SPEED VEHICLE MODELLING

D.S. Yatsukhno¹

yatsukhno-ds@rambler.ru

S.T. Surzhikov^{1,2}

¹Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation

²All-Russia Research Institute of Automatics, Moscow, Russian Federation

Abstract

This paper outlines the aerodynamics of the hypersonic waverider model which was designed by inviscid conical flowfield. Computational study was performed using method for splitting into physical processes which was implemented into UST3D computer code. The comparison between experimental data and calculations is presented. Assuming that flow about waverider is turbulent the effects of viscous interaction are taken into account by reference temperature method. Calculations were conducted using unstructured tetrahedron mesh

Keywords

Splitting methods, hypersonic vehicle aerothermodynamics, unstructured grids, stream surface, aerodynamic design

Received 26.07.2017

© BMSTU, 2018

This work was performed under program of fundamental research of RAS (Grant Russian Foundation for Basic Research No. 16-01-00379)

REFERENCES

- [1] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Na puti k sozdaniyu virtual'noy modeli GLA. I [On the way to creation of hypersonic HCV virtual model. I]. Moscow, IPMekh RAN Publ., 2013. 160 p.
- [2] Nonweiler T.R.F. Aerodynamic problems of manned space vehicle. *The Aeronautical Journal*, 1959, vol. 63, no. 585, pp. 521–528.
- [3] Corda S., Anderson J.D.Jr. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields. *AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting*, 1988, AIAA Paper 88–0369.
- [4] Bowcutt K.G., Anderson J.D.Jr., Capriotti D.P. Viscous optimized hypersonic waveriders. *AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting*, 1987, AIAA Paper 87–0272.
- [5] Rasmussen M.L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, vol. 17, no. 6, pp. 537–545.

- [6] Bauer S.X.S., Covell P.F., Forrest D.K., McGrath B.E. Preliminary assessment of a Mach 4 and a Mach 6 Waverider. *Proc. of 1st Int. Hypersonic Waverider Symp.*, University of Maryland, College Park MD, 1990, pp. 1–24.
- [7] Cockrell Ch.E.Jr., Huebner L.D., Finley D.B. Aerodynamic characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations. NASA Technical Paper no. 3559, 1996. 78 p.
- [8] Anderson J.D.Jr. Hypersonic and high temperature gas dynamics. New York, McGraw-Hill Book Company, 1989.
- [9] Jones J.G., Woods B.A. The design of compression surfaces for high supersonic speeds using conical flow fields. London, Her Majesty's Stationery Office, 1968. 25 p.
- [10] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Application of the method of splitting by physical processes for the computation of a hypersonic flow over an aircraft model of complex configuration. *High Temperature*, 2013, vol. 51, no. 6, pp. 816–829. DOI: 10.1134/S0018151X13050234
- [11] Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 815, no. 1, paper 012004. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012005
Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/815/1/012005>
- [12] Marchuk G.I. Metody rasshchepleniya [Distribution methods]. Moscow, Nauka Publ., 1988. 263 p.
- [13] Belotserkovskiy O.M., Davydov Yu.M. Metod krupnykh chastits v gazovoy dinamike [Large particle methods in gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1982. 392 p.
- [14] Cockrell Ch.E.Jr. Vehicle integration effects on hypersonic waveriders. M.S. thesis. George Washington University, 1994. 132 p.
- [15] Takashima N., Lewis M. Navier — Stokes computation of a viscous optimized waverider. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994, vol. 31, no. 3, pp. 383–391.
- [16] Dilley A.D. Evaluation of CFD turbulent heating prediction techniques and comparison with hypersonic experimental data. NASA/CR-2001-210837. NASA, 2001. 31 p.

Yatsukhno D.S. — Junior Research Fellow, Laboratory of Radiative Gas Dynamics, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Vernadsky prospekt 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation).

Surzhikov S.T. — Academician of Russian Academy of Sciences, Dr. Sc. (Phys.-Math.), Director of Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Vernadsky prospekt 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation), Chief Research Fellow, All-Russia Research Institute of Automatics (Sushchevskaya ul. 22, Moscow, 127055 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Yatsukhno D.S., Surzhikov S.T. Method for Splitting into Physical Processes in Task of the Flow Over a Perspective High-Speed Vehicle Modelling. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 1, pp. 20–33 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-1-20-33