

**РАСЧЕТНЫЙ АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ  
ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Х-51**П.В. Сильвестров<sup>1</sup>

pavelsilvestrov@yandex.ru

С.Т. Суржиков<sup>2</sup>

surg@ipmnet.ru

<sup>1</sup> АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»,  
г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

<sup>2</sup> Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,  
Москва, Российская Федерация

**Аннотация**

Выполнено расчетное исследование аэродинамических коэффициентов модели высокоскоростного летательного аппарата, аналогичного Х-51, движущегося с числом Маха  $M = 6$ . Моделирование проведено с использованием оригинального и модифицированного авторских компьютерных кодов (UST3D и UST3D-AUSMPW), предназначенных для численного моделирования аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов произвольной конфигурации. Такие авторские компьютерные коды реализуют модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, описываемую пространственной нестационарной системой уравнений Навье — Стокса, решаемой на трехмерных неструктурированных тетраэдральных сетках. Рассмотрены теоретические аспекты компьютерного моделирования аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов. Описан метод расчета потока массы через границы ячеек расчетной сетки, реализуемый в модифицированной версии авторского компьютерного кода. Проведена перекрестная верификация результатов, полученных с использованием авторских компьютерных кодов, а также проведено сравнение авторских компьютерных кодов по времени сходимости результатов. Показано, что данные авторские компьютерные коды дают достаточно достоверную картину распределения полей искомых величин, а также рассчитывают аэродинамические характеристики с высокой точностью относительно друг друга

**Ключевые слова**

*Газовая динамика, математическое моделирование, вычислительная аэродинамика, авторские компьютерные коды, неструктурированные сетки, схема AUSM, перекрестная верификация*

Поступила 13.02.2020

Принята 28.02.2020

© Автор(ы), 2020

**Введение.** Изучение гиперзвуковых пространственных течений вязкого теплопроводного газа является актуальной проблемой современной аэродинамики, связанной с разработкой летательных аппаратов нового поколения.

Проведение летных и наземных испытаний требует очень больших финансовых затрат. Поэтому в настоящее время при разработке гиперзвуковых летательных аппаратов все больше внимания уделяется численному моделированию, что позволяет существенно сократить затраты на проведение испытаний в аэродинамических трубах и тем более в летном эксперименте. При этом в процессе расчета возможно определение всех параметров течения, тогда как в результате эксперимента измеряются лишь отдельные газодинамические величины [1, 2].

Вопросам исследования гиперзвуковой аэродинамики посвящено большое число работ, например [3, 4]. Проблемы моделирования гиперзвукового обтекания сложных тел рассмотрены в работах [5–8] на неструктурированных и в [9] на структурированных сетках. Решения задач аэродинамики на гиперзвуковых скоростях для тел упрощенной формы приведены в [10, 11].

В настоящей работе проведено исследование структуры течения вокруг модели высокоскоростного летательного аппарата X-51 на основе численного решения полных уравнений Навье — Стокса для ламинарного режима с использованием авторского компьютерного кода UST3D в двух модификациях, реализующих разные подходы к расчету потока на границах ячеек объемной неструктурированной тетраэдральной сетки расчетной области.

**Материалы и методы решения задач, принятые допущения.** Пространственное обтекание модели летательного аппарата описывается трехмерной нестационарной системой уравнений Навье — Стокса в векторном виде [7]:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \operatorname{div} \mathbf{F} = \operatorname{div} \mathbf{G}. \quad (1)$$

Здесь

$$\mathbf{w} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}$$

— вектор консервативных переменных, где  $\rho$  — плотность;  $u$ ,  $v$ ,  $w$  — компоненты вектора скорости;  $E$  — удельная полная энергия газа;

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uE + pu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vE + pv \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho vw \\ \rho wE + pw \end{pmatrix}$$

— вектор конвективного потока ( $p$  — давление);

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{pmatrix}$$

— вектор вязкого потока, где  $\tau_{i,j}$  — компонент тензора вязких напряжений  $\hat{\tau}$ ;  $q_x, q_y, q_z$  — компоненты вектора теплового потока.

Тензор вязких напряжений записывается в виде

$$\tau = \mu \begin{pmatrix} \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} & \frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \end{pmatrix},$$

где  $\mu$  — коэффициент динамической вязкости.

В качестве замыкающих используются следующие соотношения:

$$p = (\gamma - 1)\rho U$$

— уравнение состояния совершенного газа;

$$U = c_V T$$

— калорическое уравнение состояния;

$$E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$$

— выражение для удельной полной энергии;

$$q = -\lambda \nabla T$$

— закон Фурье.

В этих уравнениях  $U$  — удельная внутренняя энергия газа;  $c_V$  — удельная теплоемкость газового потока;  $T$  — температура;  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности.

Постановка граничных условий осуществлялась следующим образом. На входной границе расчетной области  $G_{in}$  используются условия в набегающем потоке газа:

$$p|_{G_{in}} = p_\infty; \quad \rho|_{G_{in}} = \rho_\infty; \quad u|_{G_{in}} = u_\infty; \quad v|_{G_{in}} = v_\infty; \quad w|_{G_{in}} = w_\infty;$$

$$E|_{G_{in}} = E_\infty = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2),$$

где  $p_\infty$ ,  $\rho_\infty$ ,  $u_\infty$ ,  $v_\infty$ ,  $w_\infty$  — параметры невозмущенного потока.

При вытекании газа на выходе из расчетной области  $G_{out}$  применяются условия открытой границы:

$$\left. \frac{\partial p}{\partial \mathbf{n}} \right|_{G_{out}} = 0; \quad \left. \frac{\partial u}{\partial \mathbf{n}} \right|_{G_{out}} = 0; \quad \left. \frac{\partial v}{\partial \mathbf{n}} \right|_{G_{out}} = 0; \quad \left. \frac{\partial w}{\partial \mathbf{n}} \right|_{G_{out}} = 0; \quad \left. \frac{\partial E}{\partial \mathbf{n}} \right|_{G_{out}} = 0,$$

где  $\mathbf{n}$  — вектор единичной нормали к грани. Во всех расчетах в выходном сечении расчетной области наблюдались сверхзвуковые скорости.

На твердой стенке  $G_{wall}$  ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности или изотермичности для температуры. Для энергии используются условия теплоизолированной или охлаждаемой стенок:

$$\left. \frac{\partial p}{\partial \mathbf{n}} \right|_{G_{wall}} = 0; \quad u|_{G_{wall}} = 0; \quad v|_{G_{wall}} = 0;$$

$$w|_{G_{wall}} = 0; \quad \left. \frac{\partial T}{\partial \mathbf{n}} \right|_{G_{wall}} = 0 \quad \text{или} \quad T|_{G_{wall}} = T_w.$$

В плоскости симметрии  $G_{symm}$  применяется условие симметрии потока.

Отметим, что постановка граничных условий прилипания на твердой поверхности в условиях весьма разреженной неструктурированной сетки не обеспечивает строгого решения уравнений Навье — Стокса. В данном

случае — это, скорее, вычислительный прием, стабилизирующий численное решение. В работе [12] показано, что использование в аналогичной постановке граничных условий скольжения и системы уравнений Эйлера приводит практически к тем же значениям аэродинамических коэффициентов. На используемых расчетных сетках также теряет смысл расчет тепловых потоков.

Задача моделирования пространственного обтекания поверхности гиперзвукового летательного аппарата сложной формы состоит в расщеплении исходной системы уравнений по физическим процессам [5, 13].

Решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. В предлагаемом методе не используется выделение поверхностей разрыва. Основные уравнения газовой динамики записываются в виде законов сохранения, что обеспечивает достаточно высокую точность вычислений, поскольку законы сохранения должны выполняться как для элементарной ячейки, так и для расчетной области. Однако основным источником погрешности вычислений в предлагаемой модели являются значения потоковых величин на границах расчетных ячеек. В оригинальной версии компьютерного кода для определения потока массы через границы расчетных ячеек используется метод донорных ячеек [14]. В настоящей работе в качестве метода расщепления потоков предлагается использовать одну из схем семейства AUSM (Advection Upstream Splitting Method) алгоритмов [6].

Существует множество модификаций указанной схемы [15–22]. Первоначальный вариант предложен Лио и Стефаном [15] для расчета типичных аэродинамических задач и усовершенствован в работах [16, 17]. Позднее метод был обобщен для всех скоростных режимов и многофазных течений [18–22].

В методах семейства схем AUSM расщепление проводится отдельно по конвективной составляющей (число Маха) и давлению.

Рассмотрим конвективный  $F^C$  и акустический  $F^P$  потоки в трехмерной постановке уравнений Навье — Стокса:

$$F^C = \begin{pmatrix} \rho \mathbf{u} \\ \rho \mathbf{u} \mathbf{u} \\ \rho \mathbf{u} v \\ \rho \mathbf{u} w \\ (\rho E \mathbf{u} + p \mathbf{u}) \end{pmatrix} = \mathbf{u} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ (\rho E + p) \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} \rho c \\ \rho u c \\ \rho v c \\ \rho w c \\ (\rho E + p) c \end{pmatrix}; \quad F^P = p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где

$$\mathbf{u} = un_x + vn_y + wn_z.$$

Обозначим индексом  $L$  величины внутри ячейки слева, индексом  $R$  величины внутри ячейки справа, а индексом  $1/2$  величины на границе этих ячеек. Тогда конвективный поток на границе ячеек примет вид

$$F_{1/2}^C = M_{1/2} \begin{pmatrix} \rho c \\ \rho u c \\ \rho v c \\ \rho w c \\ (\rho E + p) c \end{pmatrix}_{L/R}. \quad (3)$$

Основная идея подхода AUSM заключается в том, что расщепление потоков проводится в зависимости от числа  $M_{1/2}$ , в то время как «пассивные» величины переносятся из той ячейки, откуда направлен поток:

$$f_{L/R} = \begin{cases} f_L, & M_{1/2} \geq 0; \\ f_R, & M_{1/2} < 0. \end{cases}$$

Определяющим моментом для всего семейства схем AUSM является способ определения числа  $M_{1/2}$ . В схеме AUSM число  $M_{1/2}$  расщепляется на вклад «слева»  $f_L^+$  и «справа»  $f_R^-$ :

$$M_{1/2} = f_L^+ + f_R^-.$$

Аналогично давление также расщепляется на вклад «слева» и «справа»:

$$p_{1/2} = \varphi_L^+ p_L + \varphi_R^- p_R.$$

В работе [23] Ван Лир предложил функции  $f_{L/R}^\pm$  аппроксимировать в виде полиномов второй степени, функции  $\varphi_{L/R}^\pm$  — в виде полинома третьей степени:

$$f_{L/R}^\pm = \begin{cases} \pm \frac{1}{4} (M_{L/R} \pm 1)^2, & |M_{L/R}| \leq 1; \\ \frac{1}{2} (M_{L/R} \pm |M_{L/R}|), & |M_{L/R}| > 1; \end{cases} \quad (4)$$

$$\varphi_{L/R}^\pm = \begin{cases} \frac{1}{4} (M_{L/R} \pm 1)^2 (2 \mp M_{L/R}), & |M_{L/R}| \leq 1; \\ \frac{1}{2} (1 \pm \text{sign}(M_{L/R})), & |M_{L/R}| > 1. \end{cases} \quad (5)$$

В работе [16] предложена аппроксимация функций  $f_{L/R}^{\pm}$  в виде полинома четвертого порядка, функций  $\varphi_{L/R}^{\pm}$  — в виде полинома пятого порядка:

$$f_{L/R}^{\pm} = \begin{cases} \pm \frac{1}{4}(M_{L/R} \pm 1)^2 \pm \frac{1}{8}(M_{L/R}^2 - 1)^2, & |M_{L/R}| \leq 1; \\ \frac{1}{2}(M_{L/R} \pm |M_{L/R}|), & |M_{L/R}| > 1; \end{cases} \quad (6)$$

$$\varphi_{L/R}^{\pm} = \begin{cases} \frac{1}{4}(M_{L/R} \pm 1)^2 (2 \mp M_{L/R}) \pm \frac{3}{16}M(M_{L/R}^2 - 1), & |M_{L/R}| \leq 1; \\ \frac{1}{2}(1 \pm \text{sign}(M_{L/R})), & |M_{L/R}| > 1. \end{cases} \quad (7)$$

В настоящей работе реализуется схема AUSM PW [22], главной особенностью которой является устранение численных неустойчивостей, наблюдаемых в AUSM+ в областях сильных возмущений, путем ввода весовых функций, зависящих от давления. Так, при использовании алгоритма AUSM+ нет эффекта «карбункула», но наблюдаются численные неустойчивости в пристеночной области, при этом алгоритм AUSMD [24] не дает численных неустойчивостей в пристеночной области, но наблюдается эффект «карбункула». Алгоритм AUSM PW использует весовую функцию от давления  $F$  для обработки неустойчивостей в пристеночной области и  $\omega$  для устранения неустойчивостей в областях сильных возмущений.

Таким образом, в схеме AUSM PW при определении числа  $M_{1/2}$  вклады «слева» и «справа» записываются в виде интерполяционных функций, зависящих от весовых функций числа Маха и давления:

$$M_{1/2} = \tilde{f}_L^+ + \tilde{f}_R^-,$$

где  $\tilde{f}_{L/R}^{\pm}$  — интерполяционные функции, определяемые по следующим соотношениям:

$$\tilde{f}_L^+ = f_L^+ + f_R^- - f_R^- \omega(1 + F_R) + f_L^+ F_L + f_R^- F_R;$$

$$\tilde{f}_R^- = f_R^- \omega(1 + F_R) \text{ при } M_{1/2} = f_L^+ + f_R^- \geq 0;$$

$$\tilde{f}_L^+ = f_L^+ \omega(1 + F_L);$$

$$\tilde{f}_R^- = f_L^+ + f_R^- - f_L^+ \omega(1 + F_L) + f_L^+ F_L + f_R^- F_R \text{ при } M_{1/2} < 0,$$

где  $F_{L/R}$  — весовая функция от давления;  $\omega$  — весовая функция от числа Маха.

Аппроксимации функций  $f_{L/R}^{\pm}$  и  $\phi_{L/R}^{\pm}$ , используемых для вычисления  $M_{1/2}$  и  $p_{1/2}$ , можно определить из соотношений (6) и (7), аналогично схеме AUSM, описанной в работе [16].

Весовые функции  $F_{L/R}$  и  $\omega$  определяются из следующих соотношений:

$$F_{L/R} = \begin{cases} \pm \left( \frac{p_{L/R}}{p_{1/2}} - 1 \right) P \left( \frac{1}{2} (M_{L/R} + 1) \right)^2 \min \left( 1, \left( \frac{V_{L/R}}{c} \right)^{0,25} \right), & |M_{L/R}| \leq 1; \\ 0, & |M_{L/R}| > 1; \end{cases}$$

$$\omega = 1 - \Pi^3,$$

где

$$\Pi = \min \left( \frac{p_L}{p_R}, \frac{p_R}{p_L} \right); \quad P = \begin{cases} 4\Pi - 3, & \frac{3}{4} \leq \Pi < 1; \\ 0, & 0 \leq \Pi < \frac{3}{4}; \end{cases}$$

$$M_{L/R} = \frac{\mathbf{u}_{L/R}}{c}; \quad V = \sqrt{(u)^2 + (v)^2 + (w)^2};$$

$$c = \begin{cases} c_{1/2}^2 / \max(|\mathbf{u}_L|, c_{1/2}), & \mathbf{u}_L + \mathbf{u}_R \geq 0; \\ c_{1/2}^2 / \max(|\mathbf{u}_R|, c_{1/2}), & \mathbf{u}_L + \mathbf{u}_R < 0; \end{cases}$$

$$c_{1/2} = \sqrt{\frac{2(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} H}, \quad H = \frac{1}{2} \left( H_L - \frac{(\mathbf{u}_L)^2}{2} + H_R - \frac{(\mathbf{u}_R)^2}{2} \right);$$

$$H_{L/R} = \frac{c_{L/R}}{(\gamma - 1)}, \quad c_{L/R} = \sqrt{\gamma \frac{p_{L/R}}{\rho_{L/R}}}.$$

Здесь  $H$  — энтальпия потока;  $\mathbf{u}$  — скалярная величина вектора скорости;  $V$  — модуль вектора скорости.

**Результаты.** Расчет газодинамических параметров и аэродинамических характеристик проводился на примере модели высокоскоростного летательного аппарата X-51. Данный ВЛА представляет собой прототип перспективной крылатой ракеты, снабженной гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД). Характерные параметры летательного аппарата: длина 8 м, тяга 180...450 кгс, масса топлива 120 кг [25].

В качестве результатов моделирования аэродинамики приведены двумерные распределения числа Маха, температуры и давления в плоскости симметрии ( $Z = 0$ ).

Аэродинамические характеристики определяли с использованием схемы сил и моментов (рис. 1).

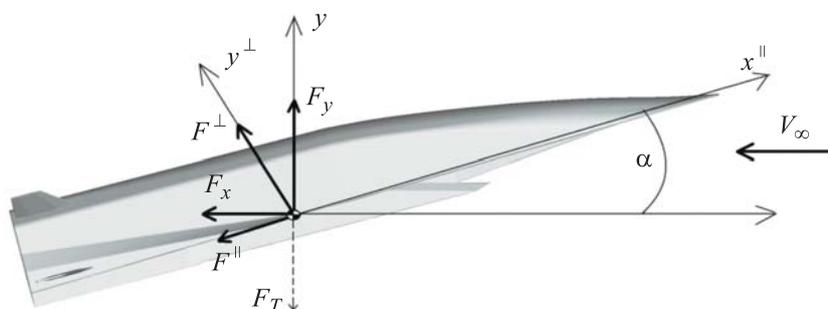


Рис. 1. Силы и моменты, действующие на летательный аппарат

Коэффициент подъемной силы  $c_L$  — по формуле

$$c_L = \frac{F_y}{q_\infty S_{ref}},$$

где  $F_y$  — подъемная сила;  $S_{ref}$  — характерная площадь.

Коэффициент лобового сопротивления

$$c_D = \frac{F_x}{q_\infty S_{ref}},$$

где  $F_x$  — сила лобового сопротивления.

Аэродинамическим качеством называется их отношение, т. е.  $K = c_L/c_D$ .

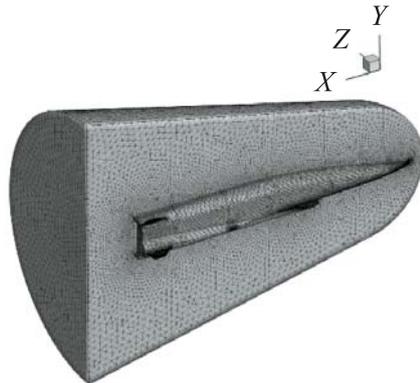
С помощью указанных авторских компьютерных кодов выполнены расчеты при условиях, приведенных в табл. 1.

Таблица 1

**Исходные данные для расчета набегающего потока**

Параметр	Значение
Число Маха	6
Угол атаки, град	4
Давление набегающего потока, Па	393
Температура набегающего потока, К	51,7
Число элементов сетки	1 986 633
$S_{ref}$ , м <sup>2</sup>	0,28427

Общий вид сетки и расчетной области приведен на рис. 2.



**Рис. 2.** Неструктурированная тетраэдральная сетка и расчетная область

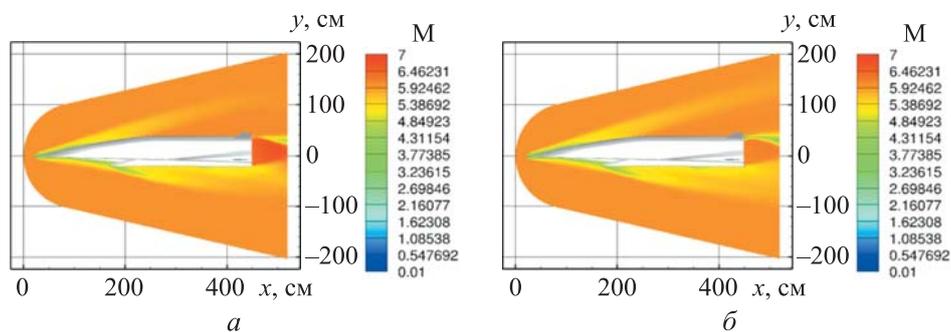
В табл. 2 приведены аэродинамические коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления, а также аэродинамическое качество.

Таблица 2

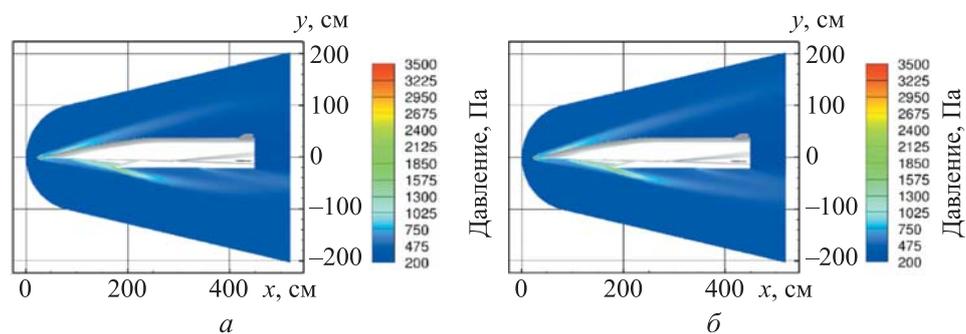
**Сравнение результатов расчетов аэродинамических коэффициентов**

Угол атаки	UST3D			UST3D-AUSMPW		
	$c_L$	$c_D$	$K$	$c_L$	$c_D$	$K$
$\alpha = 4^\circ$	0,167	0,0913	1,836	0,166	0,0909	1,826

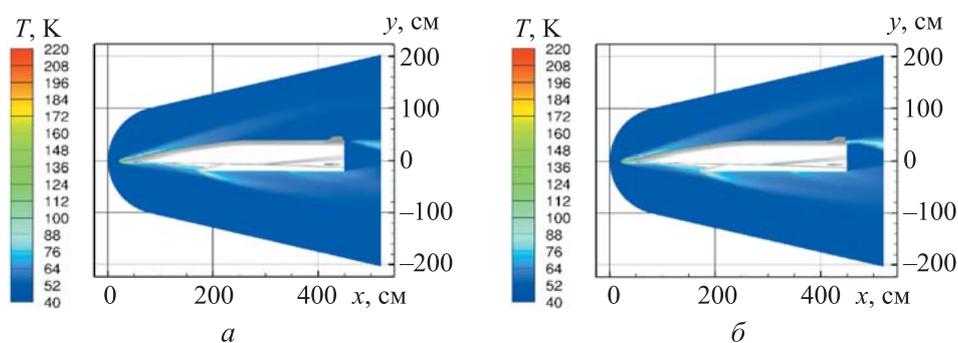
На рис. 3–5 показаны двумерные распределения различных газодинамических параметров. Таким образом, выполняется взаимное сравнение полученных с помощью авторских компьютерных кодов следующих результатов: распределение числа Маха, давления и температуры. Как следует из рис. 3–5, взаимодействия ударных волн, образующихся в носовой части аппарата и области входного диффузора силовой установки, полученные с использованием двух компьютерных кодов, практически не различаются. Однако на рис. 3 и 5 видно существенное различие в распределениях числа Маха и температуры в отрывной зоне течения — в расчете с использованием кода UST3D-AUSMPW числа Маха и температура в отрывной зоне выше, чем в расчете с использованием кода UST3D.



**Рис. 3.** Двумерное распределение числа Маха при  $\alpha = 4^\circ$  с использованием авторских компьютерных кодов:  
*a* — UST3D; *б* — UST3D-AUSMPW



**Рис. 4.** Двумерное распределение давления при  $\alpha = 4^\circ$   
с использованием авторских компьютерных кодов:  
*a* — UST3D; *б* — UST3D-AUSMPW



**Рис. 5.** Двумерное распределение температуры при  $\alpha = 4^\circ$   
с использованием авторских компьютерных кодов:  
*a* — UST3D; *б* — UST3D-AUSMPW

В табл. 3 приведено сравнение авторских компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW по времени расчета аэродинамических характеристик. Из данных таблицы следует, что расчет с использованием кода UST3D-AUSMPW сходится за меньшее число шагов, но при этом расчет каждого шага занимает больше времени. Таким образом, эффективность использования модифицированного кода по времени снижается при использовании расчетных сеток с большим числом ячеек.

Таблица 3

**Сходимость результатов компьютерного моделирования по времени**

Параметр	Авторский компьютерный код	
	UST3D	UST3D-AUSMPW
Реальное время, с	431 000	118 000
Число шагов	340 000	40 000
Время расчета одного шага, с	1,3	3

**Заключение.** Результаты расчетов аэродинамических коэффициентов и газодинамических параметров обтекания высокоскоростных летательных аппаратов X-51, полученные с использованием авторских компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW, показали, что данные коды дают достаточно достоверную картину распределения полей искомых величин, а результаты расчетов аэродинамических характеристик по обоим кодам с высокой точностью соответствуют друг другу. Имеющиеся различия и погрешности вычислений объясняются невысокой подробностью расчетной сетки, а также особенностью численного моделирования в областях аэродинамической тени.

Проведен анализ сходимости результатов с использованием двух авторских компьютерных кодов по времени. Показано, что с использованием модифицированного компьютерного кода сходимость ускоряется за счет снижения необходимого числа итераций, хотя каждая итерация занимает больше времени.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Schmisseeur J.D. A hypersonics into the 21st century: a perspective on AFOSR-sponsored research in aerothermodynamics. *43rd AIAA Fluid Dynamics Conf.*, 2013. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2013-2606>
- [2] Bertin J. Hypersonic aerothermodynamics. AIAA, 1994.
- [3] Лунев В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. М., Машиностроение, 1975.
- [4] Anderson J. Hypersonic and high-temperature gas dynamics. AIAA, 2006.
- [5] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы. *ТВТ*, 2013, т. 51, № 6, с. 897–911. DOI: <https://doi.org/10.7868/S0040364413050232>
- [6] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Расчет гиперзвукового обтекания тел сложной формы на неструктурированных тетраэдральных сетках с использованием схемы AUSM. *ТВТ*, 2014, т. 52, № 2, с. 283–293. DOI: <https://doi.org/10.7868/S0040364414020215>
- [7] Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2017, vol. 815, art. 012023. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>
- [8] 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: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-20-33>
- [9] Суржиков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели. М., ФИЗМАТЛИТ, 2018.

- [10] Суржиков С.Т. Аэрофизика гиперзвукового потока воздуха у поверхности спускаемого космического аппарата на высотах менее 60 км. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2016, № 5, с. 33–45.  
DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2016-5-33-45>
- [11] Забарко Д.А., Котенев В.П. Численное исследование ламинарных течений вязкого химически реагирующего газа около затупленных тел. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2006, № 1, с. 77–95.
- [12] Kryuchkova A.S. Development and testing of non-viscid solver based on UST3D programming code. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1250, art. 012009.  
DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1250/1/012009>
- [13] Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М., Наука, 1982.
- [14] Roache P.J. Computational fluid dynamics. Albuquerque, Hermosa Publ., 1976.
- [15] Liou M.S., Steffen C. A new flux splitting scheme. *J. Comput. Phys.*, 1993, vol. 107, no. 1, pp. 23–39. DOI: <https://doi.org/10.1006/jcph.1993.1122>
- [16] Liou M.S. A sequel to AUSM: AUSM+. *J. Comput. Phys.*, 1996, vol. 129, no. 2, pp. 364–382. DOI: <https://doi.org/10.1006/jcph.1996.0256>
- [17] Wada Y., Liou M.S. An accurate and robust flux splitting scheme for shock and contact discontinuities. *SISC*, 1997, vol. 18, no. 3, pp. 633–657.  
DOI: <https://doi.org/10.1137/S1064827595287626>
- [18] Liou M.S. A sequel to AUSM, part II: AUSM+-up. *J. Comput. Phys.*, 2006, vol. 214, no. 1, pp. 137–170. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2005.09.020>
- [19] Edwards J.R., Franklin R., Liou M.-S. Low-diffusion flux-splitting methods for real fluid flows with phase transitions. *AIAA J.*, 2000, vol. 38, no. 9, pp. 1624–1633.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/2.1145>
- [20] Chang C.H., Liou M.S. A new approach to the simulation of compressible multifluid flows with AUSM+ scheme. *16th AIAA CFD Conf.*, 2003.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2003-4107>
- [21] Edwards J.R., Liou M.S. Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speeds. *AIAA J.*, 1998, vol. 36, no. 9, pp. 1610–1617. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.587>
- [22] Kim K., Kim C., Rho O.H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows I. AUSMPW+ scheme. *J. Comput. Phys.*, 2001, vol. 174, no. 1, pp. 38–80.  
DOI: <https://doi.org/10.1006/jcph.2001.6873>
- [23] Van Leer B. Flux-vector splitting for the Euler equations. *8th Int. Conf. Num. Meth. Fluid Dyn.* Springer, 1982, pp. 507–512.
- [24] Liou M.S., Wada Y. A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities. *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1994.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1994-83>
- [25] Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен. М., Мир, 1990.

**Сильвестров Павел Валерьевич** — старший научный сотрудник АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» (Российская Федерация, 141080, Московская обл., г. Королёв, ул. Ильича, д. 7).

**Суржиков Сергей Тимофеевич** — академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор, заведующий лабораторией «Радиационная газовая динамика» Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчетный анализ особенностей аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-51. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 5, с. 41–57.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-5-41-57>

**COMPUTATIONAL ANALYSIS OF AERODYNAMICS  
AND THERMODYNAMICS FOR THE X-51 HIGH-VELOCITY  
AIRCRAFT**

**P.V. Silvestrov<sup>1</sup>**

[pavelsilvestrov@yandex.ru](mailto:pavelsilvestrov@yandex.ru)

**S.T. Surzhikov<sup>2</sup>**

[surg@ipmnet.ru](mailto:surg@ipmnet.ru)

<sup>1</sup> **Tactical Missiles Corporation JSC, Korolev, Moscow Region, Russian Federation**

<sup>2</sup> **Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences,  
Moscow, Russian Federation**

**Abstract**

The paper presents a numerical investigation of aerodynamic coefficients for a model of an X-51-type high-velocity aircraft moving at Mach 6. The simulation made use of the original and modified versions of our custom hydrocodes (UST3D and UST3D-AUSMPW) designed for numerical simulation of aerodynamics and thermodynamics in high-velocity aircraft of arbitrary shapes. Such hydrocodes implement a model of viscous compressible thermally conductive gas described by a non-steady-state spatial system of Navier — Stokes equations solved over unstructured three-dimensional tetrahedral meshes. The paper considers the theoretical aspects of simulating the aerodynamics and thermodynamics of high-velocity aircraft numerically. We describe the method for computing mass flow through mesh cell boundaries implemented in the modified custom hydrocode version. We performed cross-validation of the results obtained using our custom

**Keywords**

*Gas dynamics, mathematical simulation, computational aerodynamics, custom hydrocodes, unstructured meshes, Advection-Upstream-Splitting-Method, cross-validation*

hydrocodes and compared our hydrocodes in terms of result convergence time. We show that these custom hydrocodes ensure adequately accurate distribution patterns concerning the fields of the values sought, and provide high-precision computation of aerodynamic characteristics as compared to each other

Received 13.02.2020

Accepted 28.02.2020

© Author(s), 2020

---

## REFERENCES

- [1] Schmisser J.D. A hypersonics into the 21st century: a perspective on AFOSR-sponsored research in aerothermodynamics. *43rd AIAA Fluid Dynamics Conf.*, 2013. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2013-2606>
- [2] Bertin J. Hypersonic aerothermodynamics. AIAA, 1994.
- [3] Lunev V.V. Giperzvukovaya aerodinamika [Hypersonic aerodynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [4] Anderson J. Hypersonic and high-temperature gas dynamics. AIAA, 2006.
- [5] 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 Temp.*, 2013, vol. 51, no. 6, pp. 816–829. DOI: <https://doi.org/https://doi.org/10.1134/S0018151X13050234>
- [6] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Calculation of a hypersonic flow over bodies of complex configuration on unstructured tetrahedral meshes using the AUSM scheme. *High Temp.*, 2014, vol. 52, no. 2, pp. 271–281. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X14020217>
- [7] Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2017, vol. 815, art. 012023. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>
- [8] 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., Mechan. Eng.], 2018, no. 1, pp. 20–33 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-20-33>
- [9] Surzhikov S.T. Komp'yuternaya aerofizika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov. Dvukhmernye modeli [Computer aerophysics of descent spacecraft. 2D models]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2018.
- [10] Surzhikov S.T. Aerophysics of the hypersonic air flow above surface of space vehicle at altitudes of less than 60 km. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Estestv. Nauki* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Nat. Sc.], 2016, no. 5, pp. 33–45 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2016-5-33-45>
- [11] Zabarko D.A., Kotenev V.P. Numerical study of laminar flows of viscid chemically-reactive gas near blunted bodies. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Estestv. Nauki* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Nat. Sc.], 2006, no. 1, pp. 77–95 (in Russ.).

- [12] Kryuchkova A.S. Development and testing of non-viscid solver based on UST3D programming code. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1250, art. 012009. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1250/1/012009>
- [13] Belotserkovskiy O.M., Davydov Yu.M. *Metod krupnykh chastits v gazovoy dinamike* [Large particles method in gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1982.
- [14] Roache P.J. *Computational fluid dynamics*. Albuquerque, Hermosa Publ., 1976.
- [15] Liou M.S., Steffen C. A new flux splitting scheme. *J. Comput. Phys.*, 1993, vol. 107, no. 1, pp. 23–39. DOI: <https://doi.org/10.1006/jcph.1993.1122>
- [16] Liou M.S. A sequel to AUSM: AUSM+. *J. Comput. Phys.*, 1996, vol. 129, no. 2, pp. 364–382. DOI: <https://doi.org/10.1006/jcph.1996.0256>
- [17] Wada Y., Liou M.S. An accurate and robust flux splitting scheme for shock and contact discontinuities. *SISC*, 1997, vol. 18, no. 3, pp. 633–657. DOI: <https://doi.org/10.1137/S1064827595287626>
- [18] Liou M.S. A sequel to AUSM, part II: AUSM+-up. *J. Comput. Phys.*, 2006, vol. 214, no. 1, pp. 137–170. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2005.09.020>
- [19] Edwards J.R., Franklin R., Liou M.S. Low-diffusion flux-splitting methods for real fluid flows with phase transitions. *AIAA J.*, 2000, vol. 38, no. 9, pp. 1624–1633. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.1145>
- [20] Chang C.H., Liou M.S. A new approach to the simulation of compressible multfluid flows with AUSM+ scheme. *16th AIAA CFD Conf.*, 2003. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2003-4107>
- [21] Edwards J.R., Liou M.S. Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speeds. *AIAA J.*, 1998, vol. 36, no. 9, pp. 1610–1617. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.587>
- [22] Kim K., Kim C., Rho O.H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows I. AUSMPW+ scheme. *J. Comput. Phys.*, 2001, vol. 174, no. 1, pp. 38–80. DOI: <https://doi.org/10.1006/jcph.2001.6873>
- [23] Van Leer B. Flux-vector splitting for the Euler equations. *8th Int. Conf. Num. Meth. Fluid Dyn.* Springer, 1982, pp. 507–512.
- [24] Liou M.S., Wada Y. A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities. *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1994. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1994-83>
- [25] Anderson D., Tannehill J.C., Pletcher R.H. *Computational fluid mechanics and heat transfer*. Hemisphere, 1985.

**Silvestrov P.V.** — Senior Research Fellow, Tactical Missiles Corporation JSC (Ilichinskaya ul. 7, Korolev, Moscow Region, 141080 Russian Federation).

**Surzhiakov S.T.** — Academician, Russian Academy of Sciences, Dr. Sc. (Phys.-Math.), Professor, Head of Laboratory of Radiation Gas Dynamics, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Vernadskogo prospekt 101, korp. 1, Moscow, 119526 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Silvestrov P.V., Surzhikov S.T. Computational analysis of aerodynamics and thermodynamics for the X-51 high-velocity aircraft. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 5, pp. 41–57 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-5-41-57>

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышел в свет учебник  
под ред. А.М. Архарова, В.Н. Афанасьева

**«Теплотехника»**



Рассмотрены основы термодинамики и теории теплообмена, топливо и его горение, схемы и элементы расчета котлов, промышленных печей, паро- и газотурбинных, когенерационных и микрогазотурбинных установок, газоперекачивающих станций магистральных газопроводов, поршневых двигателей внутреннего и внешнего сгорания, ракетных, ракетно-прямоточных и авиационных двигателей, холодильных установок, компрессоров и вакуумных насосов, атомных и плазменных энергоустановок. Приведены расчеты систем отопления, вентиляции и кондиционирования воздуха. Включены разделы, касающиеся космических энергоустановок, теплообменных аппаратов, гидромашин, фотонных энергосистем, криогенных систем для охлаждения газов, разделения воздуха, получения неона, криптона и ксенона, а также систем регулирования. Большое внимание в книге уделено вопросам экологии, защиты окружающей среды и возобновляемым источникам энергии.

**По вопросам приобретения обращайтесь:**

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1  
+7 (499) 263-60-45  
[press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
<https://bmstu.press>