

УДК 004.942, 533.68

doi: 10.18698/0536-1044-2019-1-72-80

Математическое моделирование обтекания изделия ракетной техники при транс- и сверхзвуковых режимах полета

Л.В. Быков¹, О.А. Пашков², М.Н. Правидло³

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

² ООО «VR-технологии»

³ ОАО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро «Вымпел» им. И.И. Торопова»

Numerical Simulation of the Flow Around Missiles during Transonic and Supersonic Flights

L.V. Bykov¹, O.A. Pashkov², M.N. Pravidlo³

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University)

² ООО VR-Technologies

³ OAO State Machine Building Design Bureau Vympel named after I.I. Toropov

Рассмотрены проблемы достоверного определения аэродинамических характеристик изделий ракетной техники и их отдельных элементов в условиях транс- и сверхзвуковых режимов полета. Предложен алгоритм численного моделирования аэродинамических характеристик полета изолированного изделия. Описан алгоритм решения задачи получения аэродинамических характеристик всего изделия и его отдельных элементов. Приведена математическая модель обтекания твердого тела транс- и сверхзвуковым турбулентным потоком. Изложены принципы работы численной схемы, методы дискретизации уравнений по времени и пространству, особенности задания граничных условий и начального приближения. Исследования аэродинамических характеристик элементов изолированного объекта проведены на неструктурированной расчетной сетке. Рассчитаны моменты, возникающие на отклоняемом элементе одного из раскрывающихся рулей, для чисел Маха, равных 0,8 и 1,2, и углов атаки, находящихся в диапазоне $-4...24^\circ$. Проведено сравнение расчетных аэродинамических характеристик с экспериментальными данными ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского. Сделан вывод о корректности предложенной методики для исследования аэродинамических характеристик изделий ракетной техники при транс- и сверхзвуковых режимах полета.

Ключевые слова: ракетная техника, уравнения Навье — Стокса, аэродинамические характеристики, отклоняемый элемент руля, численное моделирование, модель турбулентности

The article deals with the problems of reliable determination of aerodynamic characteristics of missiles and their individual elements under the conditions of transonic and supersonic flight regimes. An algorithm for numerical simulation of the aerodynamic flight characteristics of an isolated object is proposed. An algorithm for solving the problem of obtaining the aerodynamic characteristics of the whole body, as well as its individual elements, is described. A mathematical model of the flow around a solid body by transonic and supersonic turbulent flow is presented. Operating principles of the numerical scheme, methods of spatial and temporal discretization of equations, features of the boundary conditions and initial approximation are described. The studies of aerodynamic charac-

teristics of the elements of an isolated object are performed on unstructured computational meshes. The hinge moments occurring on the deflected element of one of the opening rudders are calculated for Mach numbers 0.8 and 1.2, and the angles of attack in the range of -4 to 24 degrees. The obtained aerodynamic characteristics are compared with the experimental data of TsAGI. A conclusion about the correctness of the proposed method for studying aerodynamic characteristics of missiles in transonic and supersonic flight regimes is made.

Keywords: rockets, Navier-Stokes equations, aerodynamic characteristics, deflectable element of the rudder, numerical simulation, turbulence model

Представленная работа является составной частью общего исследования вопросов безопасности отделения полезной нагрузки от самолета-носителя. Очевидно, что решение этой проблемы невозможно без достоверного определения аэродинамических характеристик отделяемого изделия ракетной техники при всех режимах полета. Знание аэродинамических характеристик отделяемого объекта позволяет оценить характер его движения, синтезировать оптимальный алгоритм стабилизации на этапе его отделения и управления в процессе самостоятельного движения [1].

Цель работы — разработка достоверной методики численного моделирования обтекания изделия ракетной техники при транс- и сверхзвуковых режимах полета с определением зависимостей момента крена на отклоняемых элементах рулей от угла атаки.

Особенности решения уравнений механики сплошной среды методами численного моделирования. Параметры обтекания изделия получены путем решения дискретных аналогов системы уравнений газодинамики, включающей в себя уравнения неразрывности, количества движения и энергии. При этом для дискретизации уравнений применен метод конечных объемов [2, 3].

При определении осредненных свойств потока воздуха в контрольном объеме V , ограниченном замкнутой поверхностью A , система уравнений газодинамики в интегральной декартовой форме имеет вид

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint [\mathbf{F} - \mathbf{G}] dA = \int_V \mathbf{H} dV, \quad (1)$$

где t — время; \mathbf{W} , \mathbf{F} , \mathbf{G} и \mathbf{H} — векторы.

Вектор \mathbf{H} содержит источниковые члены. Векторы \mathbf{W} , \mathbf{F} , \mathbf{G} определяются следующим образом:

$$\mathbf{W} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}; \quad \mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho v u + p \hat{i} \\ \rho v v + p \hat{j} \\ \rho v w + p \hat{k} \\ \rho v E + p v \end{Bmatrix}; \quad \mathbf{G} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{Bmatrix},$$

где ρ , E и p — плотность, полная энергия на единицу массы и давление газа в контрольном объеме; u , v , w — компоненты вектора скорости газа в декартовой системе координат; \hat{i} , \hat{j} , \hat{k} — единичные векторы; τ_{xi} , τ_{yi} , τ_{zi} , τ_{ij} — компоненты тензора вязких напряжений $\boldsymbol{\tau}$; q — плотность теплового потока.

Полная энергия на единицу массы газа E связана с энтальпией торможения H_0 соотношением

$$E = H_0 - p/\rho.$$

Здесь

$$H_0 = h + |\mathbf{u}|^2/2,$$

где h — термодинамическая статическая энтальпия газа; $|\mathbf{u}|$ — модуль скорости газа.

Запись уравнений Навье — Стокса в векторной форме (1) обеспечивает совместное решение основных уравнений газодинамики. Такой подход, получивший название «связанный решатель» [4], обеспечивает хорошую сходимость расчета в областях сверхзвукового течения. Однако при моделировании областей низкоскоростного течения возникают определенные трудности вследствие численной жесткости уравнений, обусловленной сложностью правильного определения скорости звука в слабосжимаемых потоках. Для устранения указанного недостатка уравнение (1) подвергли предварительной обработке, алгоритм которой подробно изложен в работе [5].

Параметры рабочего тела. Воздух рассматривали как идеальный вязкий газ. Расчетными параметрами являлись:

- плотность

$$\rho = \frac{p_{ст}}{R_{\mu} T_{м}},$$

где $p_{ст}$ — местное статическое давление; R_{μ} — универсальная газовая постоянная; $T_{м}$ — местная температура;

- удельная изобарная теплоемкость и удельная теплопроводность, заданные по кусочно-линейному закону в виде функции от температуры в соответствии с данными работы [6];

- динамическая вязкость, рассчитанная по известной формуле Сатерленда [7],

$$\mu_i = \mu_{норм} \left(\frac{T}{T_{норм}} \right)^{3/2} \frac{T_{норм} + S}{T + S},$$

где $\mu_{норм}$ и $T_{норм}$ — динамическая вязкость и температура при нормальных условиях; T — статическая температура; S — эффективная температура (константа Сатерленда).

Особенности моделирования турбулентности. Рассмотрено обтекание изделия набегающим потоком с параметрами, предполагающими возникновение зон турбулентного течения вблизи его поверхности. По этой причине система уравнений газодинамики дополнена двумя дифференциальными уравнениями модели турбулентности Ментера (SST-модели) [8], использующей в работе принцип осреднения по Рейнольдсу [9].

Стыковочная функция в модели Ментера строится так, чтобы наиболее адекватно учитывать перенос напряжения трения в пограничном слое. Это модель переноса сдвиговых напряжений, название которой связано со способом определения турбулентной вязкости. Данная особенность позволяет SST-модели одновременно обладать преимуществами стандартных моделей $k-\epsilon$ [10] и $k-\omega$ [11].

Особенности задания граничных условий. Расчетная область определена следующими граничными условиями: сверхзвуковой вход, выход потока, твердая стенка.

На входе в расчетную область использовано граничное условие входа сверхзвукового потока. Так как в этом случае скорость набегающего потока больше скорости звука, все собственные значения матрицы, определяющей конвективный перенос через границу, имеют положительный знак, т. е. возмущения распространяются от границы внутрь расчетной области [12]. В этом случае на границе необходимо за-

давать все параметры течения в явной форме. В данной работе заданы три компонента скорости, статическая температура и статическое давление набегающего потока.

На выходной границе расчетной области использовано граничное условие выхода потока в область с фиксированным давлением. Если выходящий через границу поток является сверхзвуковым, то все возмущения распространяются наружу из расчетной области. Значения параметров потока на границе получали путем экстраполяции из ячеек, расположенных перед выходной границей (т. е. вверх по потоку).

Таким образом, только четыре из пяти характеристик потока (p , u , v , w , T) считались направленными из расчетной области. Одна характеристика направлена внутрь расчетной области. Четыре параметра течения экстраполированы из ячеек, расположенных перед выходной границей, а пятый параметр (статическое давление p) задан на границе явно. Принято, что на выходной границе статическое давление равно таковому для набегающего потока.

Следует отметить, что в задачах внешнего обтекания возможен вариант, когда отрывная зона, образующаяся за плохо обтекаемым телом, распространяется до выходной границы. В этом случае появляются условия для возникновения возвратного течения с выходной границы внутрь расчетной области. В результате выходная граница становится локальным входом, что требует задания всех характеристик потока. В данной работе выходная граница была достаточно удалена от исследуемого тела, в результате чего все отрывные зоны располагались целиком внутри расчетной области.

Для границы расчетной области, совпадающей с поверхностью исследуемого тела, заданы следующие граничные условия:

- для уравнений количества движения — условие прилипания. Это означает, что на поверхности обтекаемого тела нормальная и касательные составляющие вектора скорости потока равны нулю, т. е. $u_x = 0$, $u_y = 0$, $u_z = 0$;
- для уравнения энергии — условие адиабатичности твердой поверхности.

Особенности задания начального приближения. Чтобы с помощью итерационных методов решить преобразованные в систему линейных алгебраических уравнений дискретные аналоги уравнений механики сплошной

среды, необходимо задать определенное начальное приближение, с которого будет осуществляться итерационный процесс, т. е. процесс уточнения начального приближения к решению. Выбор начального приближения может оказать значительное влияние на устойчивость расчета, а также на скорость его сходимости [5, 12].

Так как при моделировании внешнего обтекания твердого тела можно выделить преимущественное направление потока в большей части расчетной области, в качестве начального приближения в начале итерационного процесса в каждой ячейке расчетной области задавались такие же значения параметров потока, как и на входной границе. После этого развитие поля течения учитывалось в ходе итерационного процесса.

Особенности построения расчетных сеток. Считается, что для решения задач гидрогазодинамики лучше всего подходят структурированные гексагональные сетки, во многом потому, что они могут быть анизотропными [13, 14]. То есть ячейки в форме гексаэдров легко сгустить в том направлении, в котором ожидается наличие больших градиентов. Например, при моделировании пограничного слоя градиенты скорости по нормали к твердой поверхности могут на порядки превышать градиенты вдоль этой поверхности.

Однако анализ геометрии рассматриваемого изделия показал, что процесс построения структурированных сеток будет слишком трудоемким и длительным, и поэтому он не подходит для данного этапа исследований. В связи с этим для расчетов использованы неструктурированные тетраэдральные сетки, сгенерированные с помощью триангуляции Б. Делоне [15], называемой методом снизу вверх. То есть сначала ребра геометрических объектов разбиваются на одномерные ячейки. Затем от ребер (которые являются границами поверхностей) строятся двумерные ячейки на поверхностях геометрических объектов. После этого весь объем расчетной области разбивается на трехмерные ячейки, представляющие собой тетраэдры. Размерность построенных расчетных сеток изделия составила около 15,4 млн ячеек.

Результаты исследований. Анализ полученных данных. Для изучения зависимостей момента крена на отклоняемых элементах рулей изделия и проверки корректности работы

предложенной математической модели проведены две серии расчетов при следующих параметрах набегающего потока:

- число Маха $M_\infty = 1,2$; давление $p_\infty = 41692,5$ Па; температура $T_\infty = 288$ К; угол атаки $\alpha = -4...24$; угол скольжения $\beta = 0^\circ$; угол крена $\gamma = 0^\circ$;

- $M_\infty = 0,8$; $p_\infty = 66471,1$ Па; $T_\infty = 288$ К; $\alpha = -4...24$; $\beta = 0^\circ$; $\gamma = 0^\circ$.

В целях верификации математической модели проведено сравнение результатов расчетов и экспериментальных испытаний, проведенных в аэродинамической трубе Т-112 ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского.

Далее представлены зависимости момента крена на отклоняемом элементе руля № 2 от угла атаки, рассчитанного относительно оси вращения этого элемента. Используемую при этом систему координат поясняет рис. 1, где φ_1 и φ_2 — углы отклонения элементов рулей № 1 и № 2.

На рис. 2, а–в приведены расчетные зависимости момента крена на отклоняемом элементе руля № 2 от угла атаки в сравнении с данными эксперимента в аэродинамической трубе, полученные при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 1,2$. Изучены следующие конфигурации изделия:

- $\varphi_1 = 0^\circ$, $\varphi_2 = 0^\circ$;
- $\varphi_1 = -60^\circ$, $\varphi_2 = -120^\circ$;
- $\varphi_1 = -60^\circ$, $\varphi_2 = -60^\circ$.

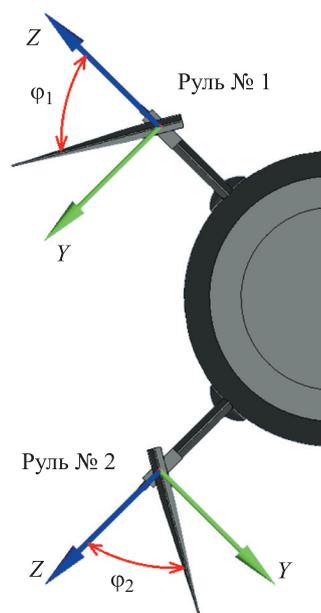


Рис. 1. Схема для определения момента крена отклоняемого элемента руля № 2

На рис. 3 приведены расчетные и экспериментальные зависимости момента крена на отклоняемом элементе руля № 2 от угла атаки при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 0,8$ для указанных конфигураций изделия.

Анализ полученных результатов позволил выявить характерные особенности течения потока вблизи хвостового оперения изделия в широком диапазоне углов атаки. Установлено, что при нулевом угле атаки как при $M_\infty = 1,2$, так и при $M_\infty = 0,8$ избыточное статическое давление на внешней и внутренней поверхностях раскрывающихся частей хвостового оперения практически одинаково, что вполне ожидаемо, учитывая симметричную форму модели изделия.

При угле атаки $\alpha = 24^\circ$ на наветренной стороне изделия образуется обширная зона повышенного давления, которая становится за-

метной при $\alpha > 10^\circ$. С увеличением угла атаки размеры зоны и давление в ней возрастают. В результате этого в сложенном положении раскрывающихся частей хвостового оперения ($\varphi_2 = -120^\circ$) внутренняя (ближняя к корпусу) поверхность руля № 2 обтекается при меньшем давлении, чем внешняя поверхность (дальняя от корпуса). Вследствие этого появляется момент, препятствующий раскрытию руля.

Однако при угле $\varphi_2 = -60^\circ$ картина меняется, и зона повышенного давления на наветренной стороне уже способствует раскрытию руля № 2. Данная картина также сохраняется для конфигурации $\varphi_2 = 0^\circ$. Из рис. 3, б, в видно, что при $\alpha = 24^\circ$ и $\varphi_2 = -120^\circ$ момент крена на отклоняемом элементе руля № 2 имеет отрицательное значение, а при $\alpha = 24^\circ$ и $\varphi_2 = -60^\circ$ — положительное. Это свидетельствует об изменении знака момента крена в промежутке

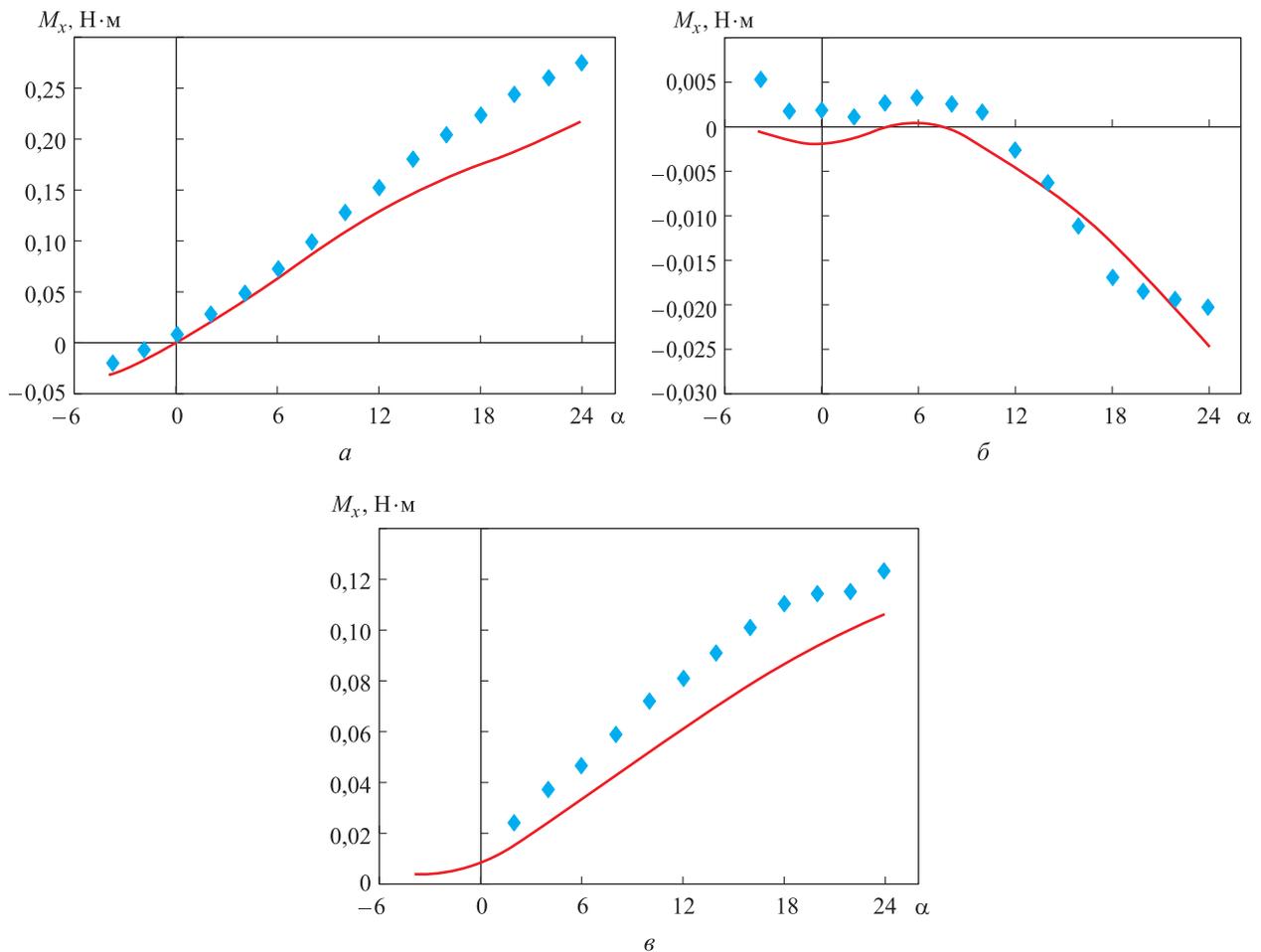


Рис. 2. Расчетные (—) и экспериментальные (◆) зависимости момента крена на отклоняемом элементе руля № 2 от угла атаки при числе Маха $M_\infty = 1,2$ и различных углах отклонения элементов рулей:
а — $\varphi_1 = 0^\circ, \varphi_2 = 0^\circ$; б — $\varphi_1 = -60^\circ, \varphi_2 = -120^\circ$; в — $\varphi_1 = -60^\circ, \varphi_2 = -60^\circ$

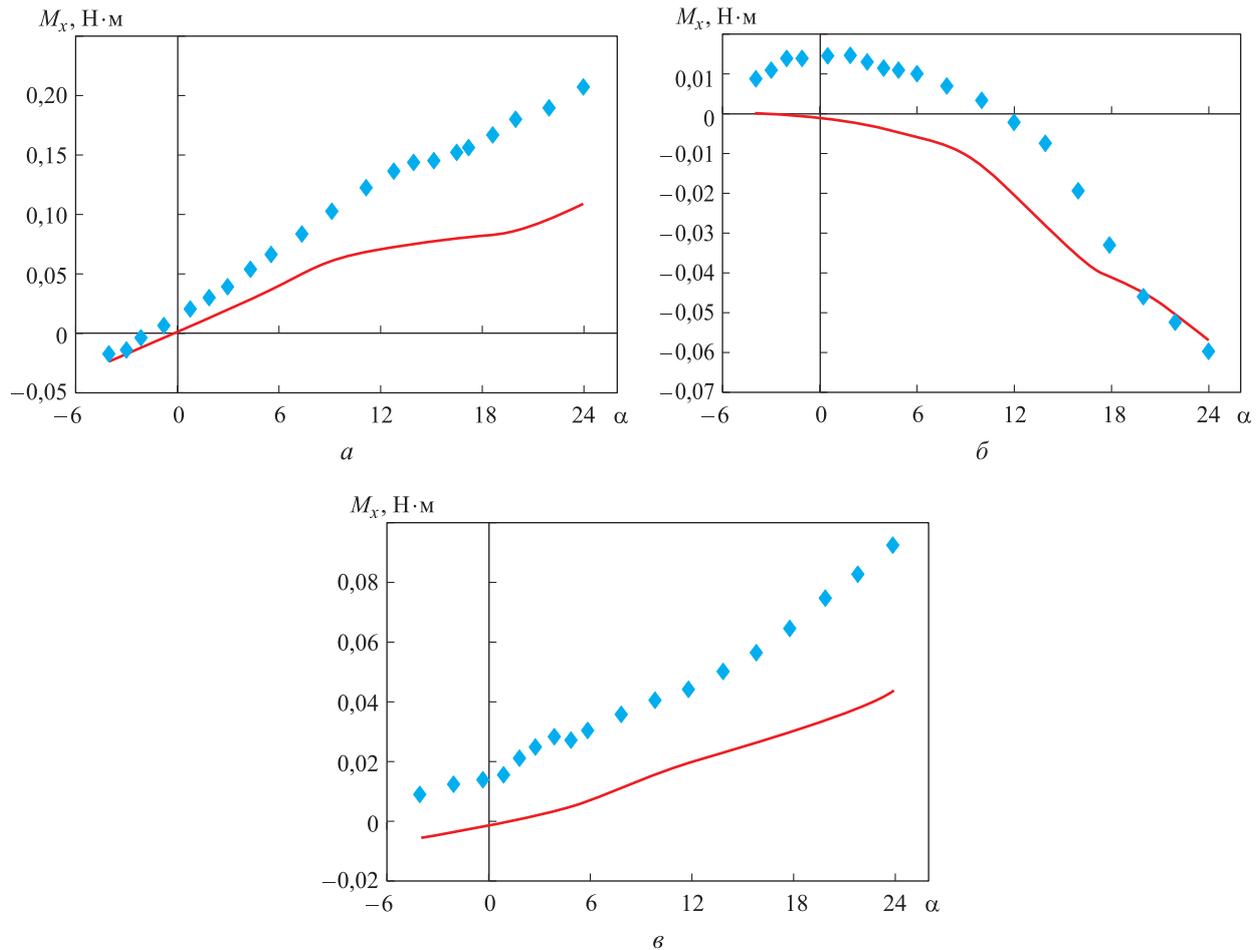


Рис. 3. Расчетные (—) и экспериментальные (◆) зависимости момента крена на отклоняемом элементе руля № 2 от угла атаки при числе Маха $M_\infty = 0,8$ и разных углах отклонения элементов рулей: а — $\varphi_1 = 0^\circ, \varphi_2 = 0^\circ$; б — $\varphi_1 = -60^\circ, \varphi_2 = -120^\circ$; в — $\varphi_1 = -60^\circ, \varphi_2 = -60^\circ$

между углами отклонения -120 и -60° . То есть до определенного момента поток будет препятствовать раскрытию руля, а потом способствовать.

Расхождения между расчетными и экспериментальными значениями момента крена, особенно заметные при числе Маха $M_\infty = 0,8$, вероятно, связаны с известными трудностями математического моделирования трансзвуковых режимов полета, характеризующихся достаточно сложным и нестационарным режимом течения на таких скоростях, а также наличием обширных отрывных зон за донным срезом изделия и на подветренных сторонах рулей при их обтекании на больших углах атаки.

Выводы

1. Анализ зависимостей момента крена на отклоняемом элементе руля № 2 от угла атаки показал, что характеры изменения расчетных значений M_x , полученных путем расчета и эксперимента в аэродинамической трубе, практически не отличаются. При этом модуль значения момента крена M_x отличается от экспериментальных данных в пределах десятых долей единиц измерения (Н·м).

2. Опираясь на результаты расчета, можно заключить, что разработанная модель обтекания изделия адекватно описывает протекающие физические процессы и может быть использована для моделирования прототипа реального изделия.

Литература

- [1] Кузьмин А.Г., Симоненко М.М. Особенности сверхзвукового обтекания осесимметричного тела с выступом под углами атаки. *Экспериментальные и теоретические исследования в современной науке. Сб. ст. по матер. I Междунар. науч.-практ. конф.*, 14 августа 2017, Новосибирск, СибАК, 2017, № 1(1), с. 84–89.
- [2] Быков Л.В., Пашков О.А., Правидло М.Н., Янышев Д.С. Математическое моделирование аэродинамической интерференции между отделяемой полезной нагрузкой и самолетом-носителем. *Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования*, 2018, т. 19, с. 22–37, doi: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-22-37
- [3] Белов И.А., Исаев С.А. *Моделирование турбулентных течений*. Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т, 2001. 108 с.
- [4] Weiss J.M., Maruszewski J.P., Smith W.A. Implicit Solution of the Navier-Stokes Equations on Unstructured Meshes. *13th Computational Fluid Dynamics Conference*, 1997, no. AIAA-97-2103, pp. 139–149.
- [5] Молчанов А.М. *Математическое моделирование задач газодинамики и тепломассообмена*. Москва, Изд-во МАИ, 2013. 206 с.
- [6] Варгафтик Н.Б. *Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей*. Москва, Наука, 1972. 720 с.
- [7] Гуляев А.Н., Козлов В.Е., Секундов А.Н. К созданию универсальной однопараметрической модели турбулентной вязкости. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 1993, № 4, с. 69–84.
- [8] Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32(8), pp. 1598–1605, doi: 10.2514/3.12149
- [9] Прандтль Л., Рейнольдс О., Карман Т., Бюргерс И., Онзагер Л., Чорин А.Дж. *Проблемы турбулентности. Сборник переводных статей*. Москва, Изд-во УРСС, 2006. 404 с.
- [10] Launder B.E., Spalding D.B. The numerical computation of turbulent flows. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1974, vol. 3, pp. 269–289, doi: 10.1016/0045-7825(74)90029-2
- [11] Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. La Canada, California, DCW Industries Inc., 1998. 477 p.
- [12] Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. *Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений*. Санкт-Петербург, Изд-во Политехн. ун-та, 2012. 88 с.
- [13] Молчанов А.М., Щербаков М.А., Янышев Д.С., Куприков М.Ю., Быков Л.В. *Построение сеток в задачах авиационной и космической техники*. Калуга, Изд-во «Эйдос», 2013. 262 с.
- [14] Юн А.А. *Теория и практика моделирования турбулентных течений*. Москва, Изд-во УРСС, 2009. 272 с.
- [15] Скворцов А.В. *Триангуляция Делоне и ее применение*. Томск, Изд-во Томского ун-та, 2002. 128 с.

References

- [1] Kuz'min A.G., Simonenko M.M. Features of supersonic flow around an axisymmetric body with a protrusion at angles of attack. *Ekspierimental'nyye i teoreticheskiye issledovaniya v sovremennoy nauke. Sbornik statey po materialam 1 Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Experimental and theoretical studies in modern science. Collection of articles on the materials of the 1st International Scientific and Practical Conference]. 14 August 2017, Novosibirsk, SibAK publ., 2017, no. 1(1), pp. 84–89.
- [2] Bykov L.V., Pashkov O.A., Pravidlo M.N., Yanyshchev D.S. Numerical simulation of aerodynamic interference between ejected payload and the parent aircraft. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 2018, vol. 19, pp. 22–37, doi: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-22-37
- [3] Belov I.A., Isayev S.A. *Modelirovaniye turbulentnykh techeniy* [Turbulent Flow Modeling]. Sankt-Petersburg, VOENMEH publ., 2001. 108 p.

- [4] Weiss J.M., Maruszewski J.P., Smith W.A. Implicit Solution of the Navier-Stokes Equations on Unstructured Meshes. *13th Computational Fluid Dynamics Conference*, 1997, no. AIAA-97-2103, pp. 139–149.
- [5] Molchanov A.M. *Matematicheskoye modelirovaniye zadach gazodinamiki i teplomassoobmena* [Mathematical modeling of gas dynamics and heat and mass transfer problems]. Moscow, MAI publ., 2013. 206 p.
- [6] Vargaftik N.B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey* [Handbook of thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow, Nauka publ., 1972. 720 p.
- [7] Gulyaev A.N., Kozlov V.Y., Secundov A.N. A universal one-equation model for turbulent viscosity. *Fluid Dynamics*, 1993, vol. 28, no. 4, pp. 485–494, doi: 10.1007/BF01342683
- [8] Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32(8), pp. 1598–1605, doi: 10.2514/3.12149
- [9] Prandtl' L., Reynol'ds O., Karman T., Byurgers I., Onzager L., Chorin A.Dzh. *Problemy turbulentnosti. Sbornik perevodnykh statey* [Problem of turbulence. Collection of translated articles]. Moscow, URSS publ., 2006. 404 p.
- [10] Launder B.E., Spalding D.B. The numerical computation of turbulent flows. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1974, vol. 3, pp. 269–289, doi: 10.1016/0045-7825(74)90029-2
- [11] Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries, Inc. La Canada, California. 1998. 477 p.
- [12] Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. *Modelirovaniye turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techeniy* [Modeling of turbulence in calculation of complex flows]. Sankt-Petersburg, POLYTECH publ., 2012. 88 p.
- [13] Molchanov A.M., Shcherbakov M.A., Yanyshv D.S., Kuprikov M.Yu., Bykov L.V. *Postroyeniye setok v zadachakh aviatsionnoy i kosmicheskoy tekhniki* [Construction of grids in the tasks of aviation and space technology]. Kaluga, Eydos publ., 2013. 262 p.
- [14] Yun A.A. *Teoriya i praktika modelirovaniya turbulentnykh techeniy* [Theory and practice of turbulent flow modeling]. Moscow, URSS publ., 2009. 272 p.
- [15] Skvortsov A.V. *Triangulyatsiya Delone i eye primeneniye* [Delaunay Triangulation and its application]. Tomsk, TSU publ., 2002. 128 p.

Статья поступила в редакцию 23.10.2018

Информация об авторах

БЫКОВ Леонид Владимирович — кандидат технических наук, доцент, начальник управления дополнительного профессионального образования. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), доцент кафедры «Авиационно-космическая теплотехника» (125993 Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: bykov@mai.ru).

ПАШКОВ Олег Анатольевич — кандидат технических наук, ведущий инженер CFD департамента «Аэродинамика вертолетов». ООО «ВР-технологии» (123610, Москва, Российская Федерация, Краснопресненская наб., д. 12, e-mail: gfon2@yandex.ru).

ПРАВИДЛО Михаил Натанович — доктор технических наук, директор Научно-исследовательского и летно-испытательного центра. ОАО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро «Вымпел» им. И.И. Горопова» (125424, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 90).

Information about the authors

BYKOV Leonid Vladimirovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Head of Department, Continued Professional Development. Moscow Aviation Institute (National Research University), Associate Professor, Department of Aerospace Heat Engineering, (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe shosse, Bldg. 4, e-mail: bykov@mai.ru).

PASHKOV Oleg Anatolievich — Candidate of Science (Eng.), Leading CFD Engineer, Helicopter Aerodynamics Department. ООО VR-Technologies (123610, Moscow, Russian Federation, Krasnopresnenskaya naberezhnaya, Bldg. 12, e-mail: gfon2@yandex.ru).

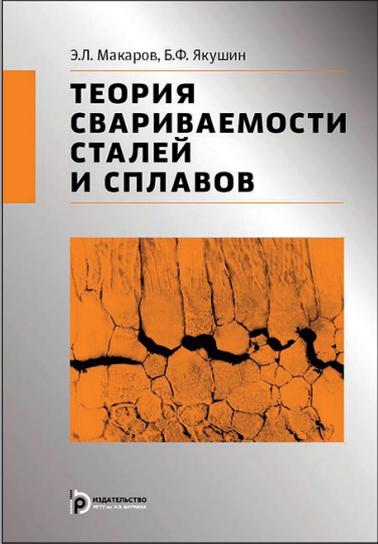
PRAVIDLO Mikhail Natanovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of the Research and Flight Test Center. OAO State Machine Building Design Bureau Vympel named after I.I. Toropov (125424, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe shosse, Bldg. 90).

Просьба сослаться на эту статью следующим образом:

Быков Л.В., Пашков О.А., Правидло М.Н. Математическое моделирование обтекания изделия ракетной техники при транс- и сверхзвуковых режимах полета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 1, с. 72–80, doi: 10.18698/0536-1044-2019-1-72-80

Please cite this article in English as:

Bykov L.V., Pashkov O.A., Pravidlo M.N. Numerical Simulation of the Flow Around Missiles during Transonic and Supersonic Flights. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 1, pp. 72–80, doi: 10.18698/0536-1044-2019-1-72-80



Э.Л. Макаров, Б.Ф. Якушина

**ТЕОРИЯ
СВАРИВАЕМОСТИ
СТАЛЕЙ
И СПЛАВОВ**

ИЗДАТЕЛЬСТВО

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет 2-е издание монографии
Э.Л. Макарова, Б.Ф. Якушина
«Теория свариваемости сталей и сплавов»

Рассмотрены теоретические и практические аспекты свариваемости конструкционных сталей и сплавов. Приведены экспериментальные методы оценки показателей свариваемости с использованием сварочных технологических проб и специализированных машинных испытаний. Показана возможность применения расчетных методов, реализуемых с помощью компьютерных технологий на базе специализированного программного обеспечения. На основе анализа металлургических процессов в сварочной ванне, кристаллизации металла шва, фазовых и структурных превращений в твердом металле в процессе сварочного термического цикла трактуются результаты оценки свариваемости. Представлены принципиальные металлургические, технологические и конструктивные способы обеспечения достаточной свариваемости сталей и сплавов.

Для разработчиков свариваемых материалов и специалистов-проектировщиков технологических процессов сварки конструкций, студентов и аспирантов, изучающих теорию сварочных процессов.

По вопросам приобретения обращайтесь:
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru