<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-62-68>

УДК 533.6

Численное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата с крыльями малого удлинения при полете с околокритическими числами Маха

И. В. Парамонов, А. А. Дегтярев, А. А. Поликарпов

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация

Проведен расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы с «Х»-образным крыльевым модулем и хвостовым оперением, выполненным по схеме «+». Расчеты проведены методом численного моделирования на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Получены интегральные аэродинамические коэффициенты в широком диапазоне чисел Маха. Проведено сравнение аэродинамических характеристик летательного аппарата с прямоугольным и трапециевидным крылом. Оценен вклад отдельных консолей крыла в генерирование подъемной силы летательного аппарата. Определение аэродинамических характеристик летательного аппарата в области околокритических чисел Маха необходимо для формирования математической модели системы управления и определения возможных режимов полета.

Ключевые слова: летательный аппарат, численное моделирование, уравнения Навье – Стокса, аэродинамические характеристики, критическое число Маха

Для цитирования: Парамонов И. В., Дегтярев А. А., Поликарпов А. А. Численное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата с крыльями малого удлинения при полете с околокритическими числами Маха // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 62–68. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-62-68>

For citation: Paramonov I. V., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A. A quantitative study of the aerodynamic characteristics of a low aspect ratio aircraft when flying at near-critical Mach numbers // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 62–68. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-62-68>

Поступила 22.07.2020 Отрецензирована 18.08.2020 Одобрена 18.08.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

В зависимости от геометрических характеристик элементов летательного аппарата (ЛА) образование локальных сверхзвуковых зон может быть достигнуто при числах Маха невозмущенного потока существенно ниже единицы. Образовавшаяся сверхзвуковая зона у поверхности ЛА замыкается прямым скачком уплотнения, при этом за прямым скачком поток возвращается к дозвуковому режиму течения. Распределение давления по поверхности аппарата изменяется, что приводит к изменению интегральных характеристик аппарата: коэффициентов аэродинамических сил и моментов,

а также эффективности управляющих поверхностей. Как следствие, изменяются летно-технические характеристики аппарата, а также характеристики устойчивости и управляемости. Для отработки систем управления ЛА, оценки характеристик устойчивости и управляемости, проведения мероприятий приведения характеристик к удовлетворительным значениям необходимо определить степень влияния различных факторов на аэродинамические характеристики (АДХ) в области вероятных режимов полета.

Постановка задачи

Для создания поля вариантов аэродинамического облика ЛА и выбора направления дальнейших исследований были проведены

© Парамонов И. В., Дегтярев А. А.,
Поликарпов А. А., 2020

расчеты аэродинамических характеристик квазисимметричной нормальной аэродинамической компоновки с прямоугольным и трапециевидным крылом малого удлинения методом численного моделирования. Крыльевой модуль ЛА выполнен по схеме «Х», хвостовое оперение – по схеме «+». Носовой обтекатель – полусфера, корпус – цилиндр. Относительное удлинение крыла $\lambda = 1,2$, стреловидность по передней кромке трапециевидного крыла $\chi = 35^\circ$. Моделирование проводилось в условиях вязкого сжимаемого газа в диапазоне чисел Маха от 0,1 до 0,7. Диапазон углов атаки и углов скольжения, использовавшийся в расчетах, составлял от 0° до 12° и от 0° до 10° соответственно.

Метод решения

Течение вязкого сжимаемого газа описывается системой уравнений Навье – Стокса (2), дополненных уравнениями неразрывности (1) и энергии (3) [1].

Уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \Delta(\rho \vec{U}) = 0, \quad (1)$$

где ρ – плотность газа; t – время; $\vec{U}$ – вектор скорости набегающего потока; Δ – оператор Лапласа.

Моментные уравнения:

$$\frac{\partial(\rho \vec{U})}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_M, \quad (2)$$

где $\tau = \mu \left(\nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot \vec{U} \right)$ – тензор напряжений; ∇ – оператор Гамильтона; $\otimes$ – тензорное произведение; $\nabla \phi$ – градиент скалярной функции $\phi(x, y, z)$; $\nabla \cdot \vec{F}$ – дивергенция векторной функции $\vec{F}(x, y, z)$; μ – коэффициент динамической вязкости газа; p – давление газа; δ – символ Кронекера.

Уравнение энергии:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho h_{\text{полн}})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} h_{\text{полн}}) = \\ = \nabla(\lambda \nabla T) + \nabla(\vec{U} \cdot \tau) + \vec{U} \cdot S_M + S_E, \end{aligned} \quad (3)$$

где $h_{\text{полн}} = h + \frac{1}{2} \vec{U}^2$ – полная энтальпия; T – температура; выражение $\vec{U} \cdot S_M$ характеризует работу внешних сил; S_M, S_E – источниковые члены для импульса и энергии соответственно.

Для замыкания системы используется уравнение состояния идеального сжимаемого газа:

$$\rho = \frac{wp}{R_0 T}, \quad (4)$$

где w – молекулярная масса газа; R_0 – универсальная газовая постоянная.

Реальные течения газа, как правило, являются турбулентными и характеризуются пульсациями параметров потока. Для турбулентных потоков применение уравнений Навье – Стокса в обычной постановке становится невозможным. Распространенным способом расчета турбулентных течений является применение уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS), в которых значения параметров потока представляются в виде суммы осредненной $\bar{F}$ и пульсационной F' компонент:

$$F = \bar{F} + F', \quad (5)$$

где $\bar{F} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} F dt$, а Δt – шаг интегрирования, достаточно большой по сравнению с характерным периодом турбулентных пульсаций, чтобы процедура осреднения не зависела от времени.

Проведение процедуры осреднения приводит к появлению дополнительных неизвестных. Для замыкания системы с учетом новых неизвестных необходимо ввести дополнительные уравнения, которые обычно называют моделью турбулентности. Программный пакет Ansys CFX предоставляет широкий выбор моделей турбулентности.

Модель турбулентности $k - \epsilon$ достаточно хорошо описывает ядро потока, но, как правило, неудовлетворительно предсказывает отрыв потока [2].

Модель турбулентности $k - \omega$ удовлетворительно моделирует пристеночные течения, более точно прогнозируя отрыв потока [3].

В современной практике часто применяется модель Shear Stress Transport (SST) Ментера, сочетающая в себе модели $k - \epsilon$ и $k - \omega$, автоматически переключающаяся между двумя моделями в зависимости от области течения газа [4]. Использование более сложных моделей существенно повышает требования к вычислительным ресурсам, времени получения

результата. Кроме того, выбор в пользу модели SST обусловлен компромиссом между точностью расчета и временем, затрачиваемым на проведение численного эксперимента.

Для решения системы уравнений Навье – Стокса в программном комплексе Ansys CFX реализован метод контрольных объемов (МКО), основанный на интегральной форме законов сохранения. Реализация метода представляет собой разбиение вычислительной области на элементарные объемы. При этом интегральная форма законов сохранения не накладывает жестких ограничений на форму ячеек (объемов), что позволяет проводить вычисления как на структурированных сетках, так и на неструктурированных. Неструктурированная вычислительная сетка требует большего количества ячеек, чем структурированная, но имеет явное преимущество по автоматизированному построению и аппроксимации сложной геометрии.

Для решения задачи применялась тетра-сетка со сгущениями в областях с большими градиентами параметров и призматическим слоем, прилегающим к стенке, внутри которого происходит разрешение пограничного слоя. Общее количество вычислительных ячеек, использованных в расчетах, – не менее 20 млн.

На границах вычислительной области ставилось граничное условие *Opening* с заданием компонент вектора скорости в декартовых координатах. Значения компонент вектора скорости рассчитываются в соответствии с заданными углами атаки и скольжения в связанной системе координат. Данное граничное условие достаточно удобно применять для задач внешней аэродинамики – возможно задавать единое граничное условие как на входе, так и на выходе. При использовании граничного условия *Opening* возмущения, распространяющиеся от исследуемого объекта, не должны достигать границы вычислительной области.

Поверхность ЛА задана граничным условием Wall (стенка). На этой границе выполняются условие непротекания (нормальная составляющая скорости на стенке равна нулю) и условие прилипания – на стенке касательная компонента вектора скорости равна нулю.

Обсуждение результатов

В результате проведения численного моделирования получены размерные значения сил и моментов в связанной системе координат, которые более удобно рассматривать в безразмерном виде в скоростной системе координат. В качестве примера приведем процедуру безразмеривания для продольной силы X и момента тангажа M_z [5]:

$$C_x = \frac{X}{\rho \cdot S}, \quad (6)$$

$$m_z = \frac{M_z}{\rho \cdot S \cdot l}, \quad (7)$$

где $q = \frac{\rho \cdot U_\infty^2}{2}$ – скоростной напор; C_x – коэффициент продольной силы; S – характерная площадь ЛА.

Оставшиеся аэродинамические силы и моменты вычисляются аналогично. В качестве характерного линейного размера используется средняя аэродинамическая хорда для момента тангажа и размах крыла для момента крена.

Переход из связанной системы координат в скоростную выполняется с помощью матриц перехода [5], которые для коэффициента лобового сопротивления (при $\beta = 0$) представляют формулу:

$$C_{x_a} = C_x \cdot \cos \alpha - C_y \cdot \sin \alpha, \quad (8)$$

где C_y – коэффициент нормальной силы.

Коэффициент лобового сопротивления представим в виде суммы:

$$C_{x_a} = C_{x_{a0}} + C_{x_{ai}}, \quad (9)$$

где $C_{x_{a0}} = f(M)$ – коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъемной силе; $C_{x_{ai}} = f(M, \alpha)$ – индуктивная составляющая силы лобового сопротивления.

Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления при нулевой подъемной силе прямоугольного и трапециевидного крыла от числа Маха M , приведенная к одинаковой площади, представлена на рисунке 1.

Как видно на рисунке 1, коэффициент лобового сопротивления начинает интенсивно возрастать при числах Маха более 0,6. Рост является характерным, свидетельствующим о появлении волнового сопротивления. При анализе области

Рис. 1. Зависимость коэффициента лобового сопротивления прямоугольного и трапециевидного крыла

— — прямоугольное крыло,
— — трапециевидное крыло

Рис. 2. Сравнение индуктивных поляр прямоугольного и трапециевидного крыла при различных числах Маха

— — $M = 0,3$ трапециевидное крыло, — — $M = 0,7$ трапециевидное крыло, — — $M = 0,3$ прямоугольное крыло, — — $M = 0,7$ прямоугольное крыло

Рис. 3. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки и числа Маха прямоугольного крыла

— — $M = 0,3$, — — $M = 0,4$, — — $M = 0,5$,
— — $M = 0,6$, — — $M = 0,7$

Рис. 4. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки и числа Маха трапециевидного крыла

— — $M = 0,3$, — — $M = 0,4$, — — $M = 0,5$,
— — $M = 0,6$, — — $M = 0,7$

течения было выявлено, что первое появление сверхзвуковых зон наблюдается на сопряжении переднего обтекателя, выполненного в форме полусферы, и корпуса. Качественно зависимости коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе рассмотренного прямоугольного и трапециевидного крыла идентичны, незначительно отличаясь количественно.

Сравнение индуктивных аэродинамических поляр при различных числах Маха для прямоугольного и трапециевидного крыла приведено на рисунке 2.

Индуктивные поляры для прямоугольного и трапециевидного крыла совпадают при одинаковых числах Маха (рис. 2), однако прямоугольное крыло имеет больший коэффи-

циент подъемной силы при одинаковом угле атаки, при этом индуктивный коэффициент лобового сопротивления также выше.

Зависимость коэффициента момента тангажа $mz(\alpha, M)$, обусловленного подъемной силой, от угла атаки и числа Маха для прямоугольного и трапециевидного крыла представлена на рисунках 3–5.

Коэффициент момента тангажа (рис. 3, 4) незначительно зависит от числа M полета как для прямоугольного, так и для трапециевидного крыльев. С ростом числа M увеличивается запас статической устойчивости в диапазоне углов атаки от 0° до 10° .

Применение трапециевидного крыла увеличивает продольный запас статической

Рис. 5. Сравнение коэффициента момента тангажа прямоугольного и трапециевидного крыла при различных числах Маха

— $M = 0,3$ трапециевидное крыло, — $M = 0,7$ трапециевидное крыло, — $M = 0,3$ прямоугольное крыло, — $M = 0,7$ прямоугольное крыло

Рис. 6. Зависимости момента крена от угла скольжения, атаки и числа M для прямоугольного и трапециевидного крыла

— $M = 0,3$ $\alpha = 0^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,3$ $\alpha = 8^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 0^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 8^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,3$ $\alpha = 0^\circ$ трапециевидное крыло, — $M = 0,3$ $\alpha = 8^\circ$ трапециевидное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 0^\circ$ трапециевидное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 8^\circ$ трапециевидное крыло

устойчивости (рис. 5). Как для прямоугольного крыла, так и для трапециевидного характеристики момента тангажа имеют квазилинейный характер и слабо зависят от числа Маха полета на рассмотренных режимах.

Компоновка при выбранном положении центра масс является статически устойчивой во всем диапазоне рассмотренных режимов полета как для прямоугольного крыла, так и для трапециевидного.

Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы одной верхней (нижней) консоли от угла атаки и числа Маха трапециевидного крыла

— $M = 0,3$ верхняя секция консоли, — $M = 0,3$ нижняя секция консоли, — $M = 0,7$ верхняя секция консоли, — $M = 0,7$ нижняя секция консоли

Анализ результатов расчета коэффициента момента крена (рис. 6) показал, что при числе $M = 0,3$ аппарат нейтрален в рассмотренном диапазоне углов атаки и углов скольжения.

Рост угла скольжения приводит к интенсивному изменению коэффициента момента крена компоновки с прямоугольным крылом при угле атаки $\alpha \approx 8^\circ$ и $\beta > 5^\circ$, $M = 0,7$, т.е. производная момента крена по углу скольжения становится больше нуля, что свидетельствует о статической неустойчивости по крену на данном режиме полета. На меньших углах зависимость момента крена имеет небольшой запас статической устойчивости либо нейтрален. Трапециевидное крыло имеет менее выраженное изменение запаса статической устойчивости по крену при больших числах Маха.

Из рисунка 7 следует, что на верхние консоли (трапециевидное крыло) приходится большая нагрузка по сравнению с нижними. Для прямоугольных крыльев картина качественно повторяет результаты расчета ЛА с трапециевидными крыльями.

Заключение

Численные методы решения уравнений Навье – Стокса позволяют провести моделирование течения газа с сохранением натуральных линейных размеров исследуемого объекта, а также максимально точно задать условия

полета – скорость, высоту, что в большинстве случаев невозможно воссоздать в аэродинамической трубе. В условиях численного эксперимента возможно исследовать любую точку внутри вычислительной области – определить состояние газодинамических параметров в данной точке. Получить АДХ не только всей компоновки, но, проведя декомпозицию, оценить вклад отдельных его частей.

Анализ интегральных АДХ показал, что применение трапециевидного крыла позволяет расширить диапазон полетных чисел Маха при больших углах скольжения и углах атаки, сохраняя нейтральность на данных режимах по характеристике момента крена.

Список литературы

1. *Ansys CFX-Solver Theory Guide. Release 2019 R3*. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2019. 350 p.
2. Launder B. E., Spalding D. B. The numerical computation of turbulent flows // *Comp. Meth. Appl. Mech. Eng.* 1974. Vol. 3. P. 269–289.
3. Wilcox D. C. Multiscale model for turbulent flows // *AIAA 24th Aerospace Meeting* / American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986.
4. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32. № 8.
5. Микеладзе В. Г., Титов В. М. *Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет*: Справочник. М.: Машиностроение, 1982. 149 с.

Об авторах

Парамонов Игорь Викторович – старший научный сотрудник отдела систем управления специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: аэродинамика ЛА, CFD.

Дегтярев Александр Александрович – канд. физ.-мат. наук, начальник специального конструкторского бюро – заместитель генерального директора Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: динамика сложных технических систем.

Поликарпов Алексей Андреевич – ведущий инженер-конструктор – руководитель проектов отдела главного конструктора специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: аэродинамика, автоматическое управление полетом, системное проектирование летательных аппаратов.

A quantitative study of the aerodynamic characteristics of a low aspect ratio aircraft when flying at near-critical Mach numbers

Paramonov I. V., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A.

Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation

This paper presents calculations of aerodynamic characteristics for an aircraft of the conventional aerodynamic design, i.e. with a wing module of the X-type and a tail assembly of the cruciform design. The calculations were performed using a numerical simulation method based on Reynolds-averaged Navier – Stokes equations. Integral aerodynamic coefficients were calculated within a wide range of Mach numbers. The obtained aerodynamic characteristics were compared with those of aircrafts with a rectangular wing and a trapezoidal wing. The contribution of outer wings in the generation of ascensional power was assessed. The determination of the aerodynamic characteristics of an aircraft in the range of near-critical Mach numbers is necessary both for mathematical modelling of control systems and for establishing possible flight modes.

Keywords: aircraft, numerical simulation, Navier – Stokes equation, aerodynamic performance, critical Mach number

Information about the authors

Paramonov Igor Viktorovich – Senior Researcher, Control System Department, Special Design Bureau, Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: aircraft aerodynamics, CFD.

Degtyarev Alexander Alexandrovich – Cand. Sci. (Phys.-Math.), Head of the Special Design Bureau, Deputy General Director, Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: dynamics of complex technical systems.

Polikarpov Alexey Andreevich – Leading Design Engineer, Project Manager, Special Design Bureau, Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: aerodynamics, automatic flight control, system design of aircrafts.