

## ВЛИЯНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЭЛЕРОНА НА ТРАНСЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ\*

*А. Н. Рябинин*

Санкт-Петербургский государственный университет,  
Российская Федерация, 199034, Санкт-Петербург, Университетская наб., 7/9

Исследуется трансзвуковое обтекание профиля Dsma523b, снабженного элероном, в интервале чисел Маха свободного потока от 0,81 до 0,85. Угол атаки профиля меняется в диапазоне от  $-0,5^\circ$  до  $2^\circ$ . Численное решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса находится методом конечных объемов с помощью пакета программ Ansys CFX. Используются модели турбулентности  $k - \omega$  SST и BSL Reynolds Stress. Они дают близкие результаты. При малых углах атаки от  $-0,5^\circ$  до  $0,5^\circ$  коэффициент подъемной силы профиля резко убывает с ростом числа Маха свободного потока, если элерон не отклоняется. Отклонение элерона вверх на  $4^\circ$  приводит к тому, что коэффициент подъемной силы слабо зависит от числа Маха. В нижней части исследуемого диапазона чисел Маха отклонение элерона вверх на несколько градусов вызывает аномально большие изменения подъемной силы. Напротив, в верхней части диапазона чисел Маха эти изменения аномально малы, а при отклонении элерона на угол от  $1^\circ$  до  $3^\circ$  вообще отсутствуют. Увеличение угла атаки профиля до  $2^\circ$  приводит к исчезновению указанной аномалии. Двум аномальным режимам соответствуют различные размеры и расположение сверхзвуковых зон, примыкающих к профилю. Библиогр. 15 назв. Ил. 8. Табл. 1.

*Ключевые слова:* численное исследование, трансзвуковое обтекание, крыловой профиль, сверхзвуковая зона, коэффициент подъемной силы.

**Введение.** В последние годы ряд численных исследований продемонстрировал высокую чувствительность трансзвукового течения к изменениям параметров набегающего на крыловой профиль потока в том случае, когда профиль имеет участки малой кривизны. Чувствительность вызвана взаимодействием двух локальных сверхзвуковых зон, примыкающих к профилю. Увеличение чисел Маха свободного потока ведет к расширению сверхзвуковых зон. Следствием этого является слияние двух сверхзвуковых зон, при этом резко меняются распределение давлений и аэродинамические силы, действующие на профиль. Явление было изучено как для ряда симметричных профилей [1, 2], так и для несимметричного профиля J-78, верхняя граница которого имеет в средней части малую кривизну [1, 3]. Неустойчивость близко расположенных зон исследована также для профилей Drela Apex 16 и Boeing 737 Outboard, на нижних поверхностях которых вблизи передней кромки имеются почти плоские участки [4–6]. В работах [5, 6] рассматривалось обтекание профиля Witcomb, снабженного элероном. Отклонение элерона приводит к уплощению профиля в окрестности соединения профиль-элерон или даже к образованию впадины.

В настоящей работе численно исследуется трансзвуковое обтекание крылового профиля с элероном в области параметров набегающего потока (чисел Маха, углов атаки), в которой небольшие изменения углов отклонения элерона ведут к значительным изменениям подъемной силы. С другой стороны, существуют числа Маха свободного потока, при которых отклонением элерона на углы порядка 4 градусов нельзя добиться изменения подъемной силы.

---

\*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант №13-08-00288). Исследования были проведены с использованием вычислительных ресурсов Ресурсного Центра «Вычислительный центр СПбГУ» (<http://cc.spbu.ru>).

**Постановка задачи и численный метод.** В двумерном приближении изучалось обтекание профиля Dsma-523b [7], задняя часть которого модифицировалась по формуле

$$y(x) = y_{dsma}(x) + (x - 0,7) \operatorname{tg} \theta \quad \text{при} \quad 0,7 \leq x \leq 1,$$

где  $y_{dsma}(x)$  — координаты первоначального профиля Dsma-523b [7]. Изменение угла  $\theta$  имитирует поворот элерона, отклоняющегося вверх на угол  $\theta$  (рис. 1). Численный расчет трансзвукового течения производился при  $p_\infty = 26434$  Па, длине хорды  $L = 2,5$  м,  $T_\infty = 223,15$  К,  $\operatorname{Re} = 1,4 \times 10^7$ .

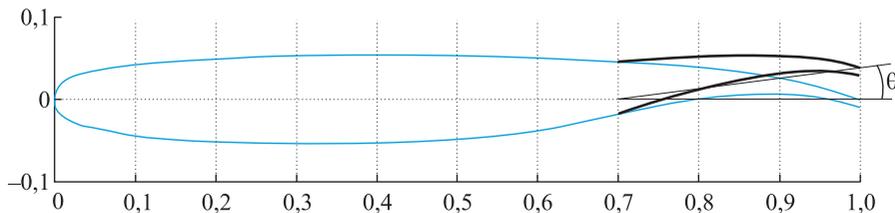


Рис. 1. Исследуемый крыловой профиль с элероном.

Линзообразная расчетная область образована двумя дугами окружности  $\Gamma_1$  и  $\Gamma_2$ . Передняя кромка крылового профиля расположена в центре расчетной области (рис. 2). Длина и высота расчетной области равны 80 и 200 хордам профиля соответственно. На входной границе  $\Gamma_1$  задается направление (угол атаки  $\alpha$ ), температура  $T_\infty$  и число Маха  $M_\infty$  набегающего потока. На выходной границе задается статическое давление  $p_\infty$ . Условия прилипания и отсутствия потока тепла задаются на поверхности крылового профиля. Удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении принимается равной  $c_p = 1004,4$  Дж/(кг К). Молярная масса  $M = 28,96$  кг/кмоль, динамическая вязкость  $\mu = 1,831 \times 10^{-5}$  кг/(м с). Степень турбулентности в свободном потоке равна 1%.

Решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса проводилось с помощью пакета Ansys CFX-13 [8] методом конечных объемов, основанным на схеме высокого разрешения [9]. Неявная второго порядка точности обратная схема Эйлера использована для решения по временным шагам. Расчеты выполнялись на гибридных неструктурированных сетках, которые сгущались в пограничных слоях, в следе и в окрестности скачков уплотнения. Безразмерная толщина первого слоя сетки  $y^+$  была меньше 1. В большинстве случаев использовалась стандартная модель турбулентности  $k - \omega$  SST. Эта модель широко используется, так как правдоподобно описывает течения с отрывом пограничного слоя от гладкой поверхности [10]. Ряд вычислений произведен с моделью турбулентности BSL Reynolds stress [9].

Моделирование двумерного течения производилось на трехмерных сетках, которые в направлении  $z$  состояли из одного элемента толщиной 0,01 м. Большинство элементов имело клиновидную форму, а вблизи твердых стенок профиля в пограничном слое элементы представляли собой шестигранники. Для установления независимости результатов расчета от размера сеток проведены расчеты на четырех сетках, параметры которых приведены в таблице. Результаты расчета коэффициента подъемной силы на всех сетках оказались близки, но самыми близкими оказались результаты на сетках на 3 и 4 (рис. 3). Поэтому далее в статье приводятся результаты, полученные на сетке 3 с числом элементов 224 684.

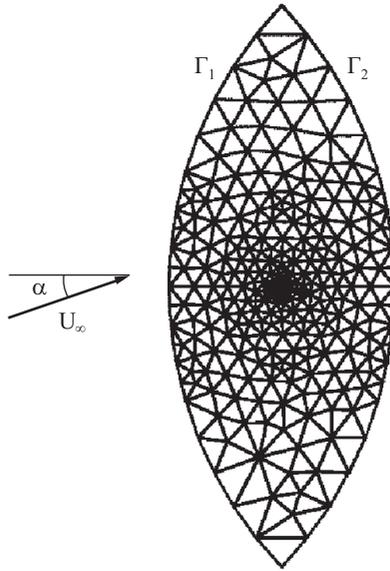


Рис. 2. Линзообразная расчетная область.

Параметры расчетных сеток

Номер сетки	1	2	3	4
Число узлов	154 348	195 918	249 730	298 600
Число элементов	140 542	178 798	224 684	274 113
В том числе шестигранников в пограничном слое	13 008	16 320	24 120	23 640

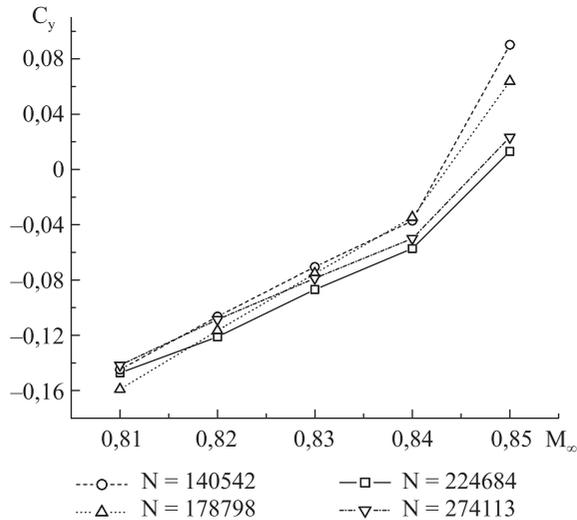


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха, полученная на различных сетках. Угол отклонения элерона  $\theta = 4^\circ$ .

Пригодность используемого метода для расчета трансзвукового обтекания аэродинамических профилей была проверена на нескольких тестовых задачах путем сравнения полученных результатов с данными эксперимента и численными результатами, доступными в литературе. В частности, найдено хорошее согласие для коэффициента подъемной силы, вычисленного для профиля RAE 2822 при углах атаки  $0 \leq \alpha \leq 3,2^\circ$ , с результатами, представленными в [11, 12]. Кроме того, солвер использовался для расчета обтекания симметричного профиля 18% толщины, образованного двумя дугами окружности при нулевом угле атаки и числе Рейнольдса  $Re = 1,1 \times 10^7$ . При  $M_\infty = 0,75$  амплитуда колебаний коэффициента подъемной силы оказалась равной 0,33. Это согласуется со значением 0,37, найденным численно в работе [13] с использованием моделей турбулентности Спаларта—Алмареса и Балдвина—Ломакса.

Расчеты с использованием моделей турбулентности BSL Reynolds stress и  $k - \omega$  SST дали близкие результаты, что иллюстрируется на рис. 4.

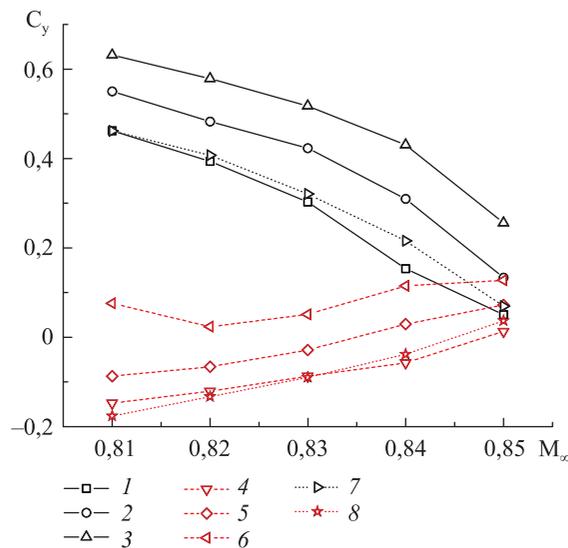


Рис. 4. Зависимости коэффициента подъемной силы от числа Маха, полученные с использованием моделей турбулентности  $k - \omega$  SST и BSL Reynolds stress. 1— $\theta = 0^\circ$ ,  $\alpha = -0,5^\circ$ , модель  $k - \omega$  SST; 2— $\theta = 0^\circ$ ,  $\alpha = 0^\circ$ , модель  $k - \omega$  SST; 3— $\theta = 0^\circ$ ,  $\alpha = 0,5^\circ$ , модель  $k - \omega$  SST; 4— $\theta = 4^\circ$ ,  $\alpha = -0,5^\circ$ , модель  $k - \omega$  SST; 5— $\theta = 4^\circ$ ,  $\alpha = 0^\circ$ , модель  $k - \omega$  SST; 6— $\theta = 4^\circ$ ,  $\alpha = 0,5^\circ$ , модель  $k - \omega$  SST; 7— $\theta = 0^\circ$ ,  $\alpha = -0,5^\circ$ , модель BSL Reynolds stress; 8— $\theta = 4^\circ$ ,  $\alpha = -0,5^\circ$ , модель BSL Reynolds stress.

**Результаты и обсуждение.** Известно [14], что коэффициент подъемной силы  $C_y$  аэродинамических профилей в сжимаемом потоке газа с увеличением числа Маха  $M_\infty > 0,75$  растёт. При некотором числе Маха  $M_c$ , называемом критическим, на верхней части профиля образуется локальная сверхзвуковая зона, замыкаемая скачком уплотнения. Дальнейшее увеличение  $M_\infty$  до некоторого значения  $M_{ld}$  ведет к продолжению роста коэффициента подъемной силы. После максимума при  $M_\infty = M_{ld}$  коэффициент  $C_y$  резко уменьшается. В работе [15] численно исследовано трансзвуковое обтекание профиля NASA-0012. Уменьшение подъемной силы связывается в [15]

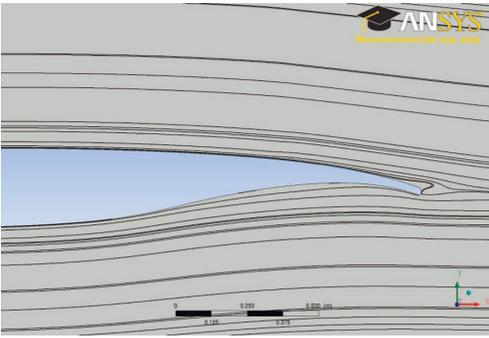
с двумя факторами. Первый фактор — отрыв пограничного слоя на верхней поверхности профиля, вызванный скачком уплотнения. Этот отрыв искажает эффективную форму профиля. Для НАСА-0012 этот отрыв четко выражен. Второй фактор связан с развитием локальной сверхзвуковой зоны, примыкающей к нижней части профиля.

Зависимость коэффициента  $C_y(M_\infty)$  профиля Dsma-523b с неотклоненным элероном в диапазоне чисел Маха от 0,81 до 0,85 также монотонно убывает, как это показано на графиках рис. 4, построенных для углов атаки, близких к нулю. В этом случае отрыв потока от верхней поверхности крыла присутствует, но незначителен, как это можно увидеть по линиям тока, построенным на рис. 5, а и 5, б. Второй механизм, развитие локальной сверхзвуковой зоны на нижней поверхности профиля, присутствует. Контуры сверхзвуковых зон нанесены на рис. 6, а, б, в и 6, г. Кроме того, на рис. 5, б отчетливо видна отрывная зона у нижней поверхности профиля в районе подрезки задней кромки. Размеры этой зоны увеличиваются с ростом числа Маха. Верхняя сверхзвуковая зона охватывает почти всю поверхность профиля, ее высота также увеличивается с ростом числа Маха, но в меньшей степени, чем нижней зоны. Картина обтекания существенно меняется, когда элерон отклоняется на угол  $\theta$ . На рис. 4 нанесены также зависимости  $C_y(M_\infty)$  для профиля с элероном, отклоненным на угол  $\theta = 4^\circ$ . Коэффициенты подъемной силы  $C_y$  слабо зависят от числа Маха, однако, с увеличением  $M_\infty$  проявляется тенденция к их росту. Нижняя сверхзвуковая зона присутствует во всем исследуемом диапазоне чисел Маха, немного увеличиваясь с увеличением  $M$ . Верхняя сверхзвуковая зона, едва наметившаяся при числе Маха  $M_\infty = 0,83$ , развивается с увеличением  $M_\infty$  очень интенсивно. Кроме того, у поверхности элерона возникает еще одна сверхзвуковая зона меньшего размера (рис. 6, г, б, д, б, е). Отрывные зоны у нижней поверхности профиля в районе подрезки задней кромки больше, чем отрывные зоны для  $\theta = 0^\circ$  (рис. 5, в, з).

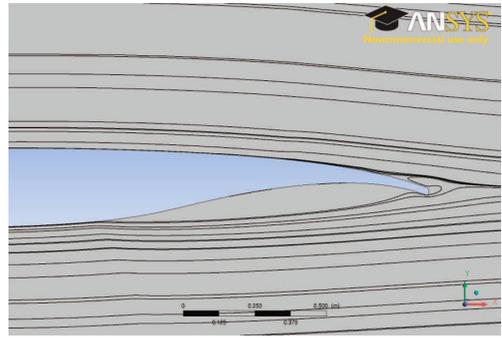
Зависимость коэффициентов подъемной силы от угла отклонения элерона и числа Маха при  $\alpha = -0,5^\circ$  представлена на рис. 7. Из рисунка следует, что влияние отклонения элерона на подъемную силу при числах Маха 0,81 и 0,85 совершенно разное. Если при  $M_\infty = 0,81$  увеличение угла  $\theta$  всего на  $2^\circ$ , с  $1^\circ$  до  $3^\circ$ , ведет к резкому уменьшению коэффициента подъемной силы  $C_y$  с 0,3 до  $-0,1$ , то при  $M_\infty = 0,85$  такое же изменение угла отклонения элерона практически не меняет подъемную силу  $C_y \approx 0,05$ . Следовательно, во втором случае управление полетом с помощью элерона невозможно.

На следующем графике (рис. 8) представлена зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки в диапазоне  $-0,5^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$ . Приведены кривые для двух чисел Маха (0,82 и 0,85) и двух углов отклонения элерона ( $0^\circ$  и  $4^\circ$ ). График позволяет проследить, как меняется влияние поворота элерона на изменение подъемной силы с ростом угла атаки. Это влияние различно для двух рассматриваемых чисел Маха свободного потока  $M_\infty$ . Числу Маха  $M_\infty = 0,82$  при малых углах атаки соответствует высокая чувствительность  $C_y$  к изменению  $\theta$ . Чувствительность падает с увеличением угла атаки, причем падает очень резко в окрестности угла атаки  $\alpha = 1^\circ$ . Обратная тенденция наблюдается для  $M_\infty = 0,85$ . В этом случае отклик  $C_y$  на изменение  $\theta$  возрастает с увеличением угла атаки.

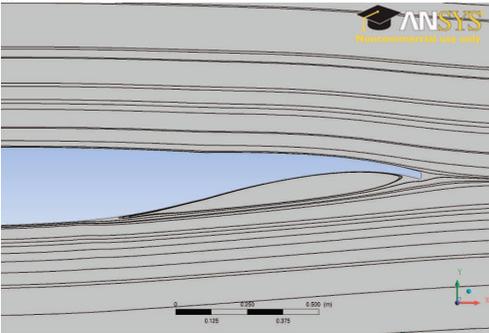
**Заключение.** Получено, что существуют такие диапазоны чисел Маха, углов атаки и углов отклонения элерона, в которых малые изменения угла атаки и числа Маха свободного потока ведут к значительным изменениям подъемной силы, что может привести к опасным ситуациям для экипажа и пассажиров самолета. В то



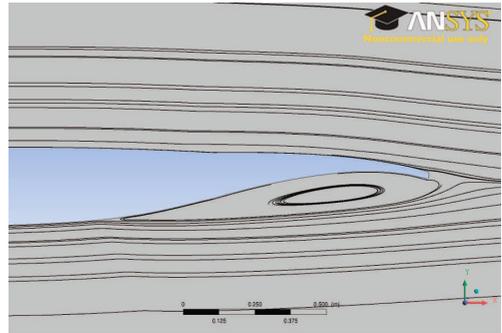
*a*



*б*

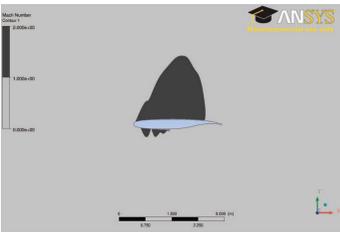


*в*

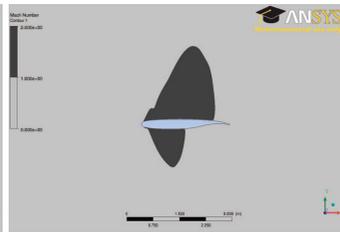


*г*

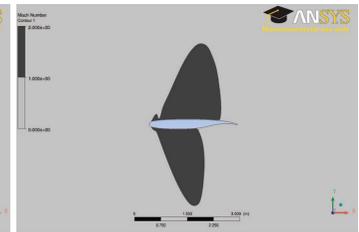
Рис. 5. Линии тока вблизи задней кромки профиля. *a* –  $\theta = 0^\circ$ ,  $M_\infty = 0,81$ ; *б* –  $\theta = 0^\circ$ ,  $M_\infty = 0,85$ ; *в* –  $\theta = 4^\circ$ ,  $M_\infty = 0,81$ ; *г* –  $\theta = 4^\circ$ ,  $M_\infty = 0,85$ .



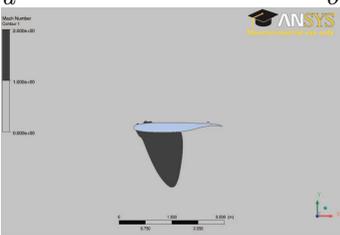
*a*



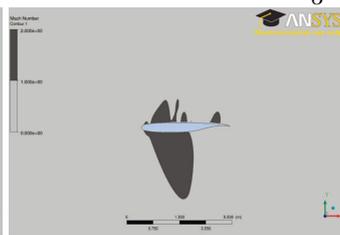
*б*



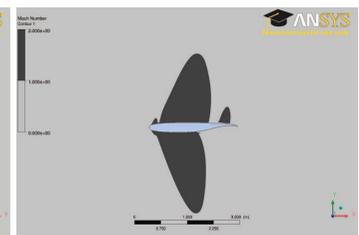
*в*



*г*



*д*



*е*

Рис. 6. Сверхзвуковые зоны, примыкающие к профилю. *a* –  $\theta = 0^\circ$ ,  $M_\infty = 0,81$ ; *б* –  $\theta = 0^\circ$ ,  $M_\infty = 0,83$ ; *в* –  $\theta = 0^\circ$ ,  $M_\infty = 0,85$ ; *г* –  $\theta = 4^\circ$ ,  $M_\infty = 0,81$ ; *д* –  $\theta = 4^\circ$ ,  $M_\infty = 0,83$ ; *е* –  $\theta = 4^\circ$ ,  $M_\infty = 0,85$ .

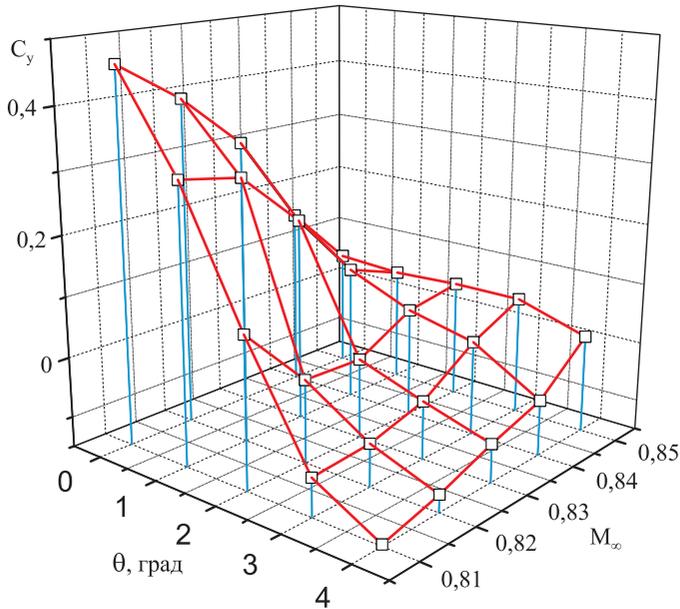


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха набегающего потока и угла отклонения элерона  $\theta$  при угле атаки  $\alpha = -0,5^\circ$ .

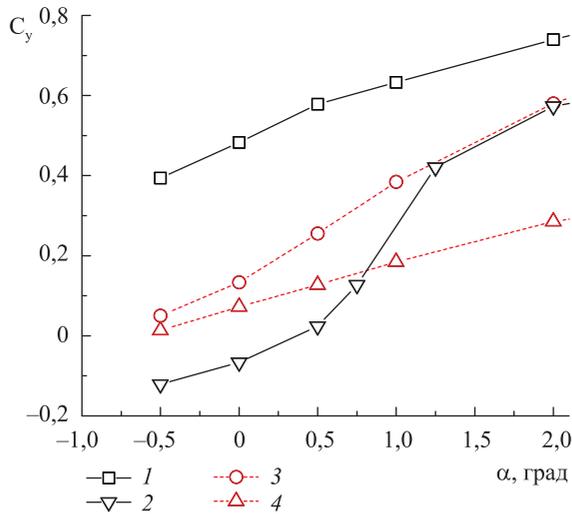


Рис. 8. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки  $\alpha$ . 1 —  $M_\infty = 0,82, \theta = 0^\circ$ ; 2 —  $M_\infty = 0,82, \theta = 4^\circ$ ; 3 —  $M_\infty = 0,85, \theta = 0^\circ$ ; 4 —  $M_\infty = 0,82, \theta = 4^\circ$ .

же время при других параметрах набегающего потока отклики на повороты элерона оказываются аномально малы и управление полетом с помощью элеронов оказывается невозможным. Два различных режима обтекания характеризуются различными размерами и расположением сверхзвуковых зон, примыкающих к профилю.

## Литература

1. *Kuzmin A.* Non-unique transonic flows over airfoils // *Computers and Fluids*. 2012. Vol. 63. P. 1–8.
2. *Jameson A., Vassberg J. C., Ou K.* Further studies of airfoils supporting non-unique solutions in transonic flow // *AIAA Journal*. 2012. Vol. 50. N 12. P. 2865–2881.
3. *Kuzmin A.* Bifurcations of transonic flow past flattened airfoils. Centre pour la Communication Scientifique Directe. E-print. [<http://hal.archives-ouvertes.fr/hal-00433168>], 2009.
4. *Kuzmin A.* Advers free-stream conditions for transonic airfoils with concave arcs // *Computational Fluid Dynamics 2010* / ed. by A. Kuzmin. Berlin; Heidelberg: Springer, 2010. P. 887–891.
5. *Кузьмин А. Г., Рябинин А. Н.* Аномальное поведение коэффициента подъемной силы крыла Whitcomb в трансзвуковом полете // *Аэродинамика* / под ред. П. Н. Мирошина. СПб.: «ВВМ», 2013. С. 125–130.
6. *Kuzmin A., Ryabinin A.* Airfoils admitting anomalous behavior of lift coefficient in descending transonic flight // *The Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics*. 2012. 7 p. [http://www.iccfd.org/iccfd7/assets/pdf/papers/ICCFD7-4301\\_paper.pdf](http://www.iccfd.org/iccfd7/assets/pdf/papers/ICCFD7-4301_paper.pdf)
7. UIUC Airfoil Coordinates Database. [http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html#D](http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html#D)
8. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide. Release 13.0. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2010. 604 p.
9. *Barth T. J., Jespersen D. C.* The design and application of upwind schemes on unstructured meshes // *AIAA Paper*, No. 89-0366. P. 1–12.
10. *Menter F. R.* Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective // *International Journal of Computational Fluid Dynamics*. 2009. Vol. 23. N 4. P. 305–316.
11. *Merchant A. A.* Design and analysis of supercritical airfoils with boundary layer suction. Master's thesis. Massachusetts: MIT. 1996. 72 p.
12. *Moelyadi M. A.* Improvement of transonic arofoil aerodynamic performance with trailing edge modification using wedge configuration // *ICAS Paper*. No. 2002-R44. 9 p. [http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2002/](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2002/)
13. *Geissler W., Ruiz-Calavera L. P.* Transition and turbulence modelling for dynamic stall and buffet // *Engineering Turbulence Modelling and Measurements*. 1999. Vol. 4. P. 679–688.
14. *Torenbeek E., Wittenberg H.* Flight physics. Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes. Dordrecht: Springer, 2009. 536 p.
15. *Плутенко А. А., Полевой О. Б., Приходько А. А.* Численное моделирование влияния числа Маха и угла атаки на режимы трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей // *Ученые записки ЦАГИ*. 2012. Т. 43. №1. С. 3–31.

Статья поступила в редакцию 26 декабря 2013 г.

## Сведения об авторах

*Рябинин Анатолий Николаевич* — доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник; [Anatoly.Ryabinin@pobox.spbu.ru](mailto:Anatoly.Ryabinin@pobox.spbu.ru)

## INFUENCE OF AILERON POSITION ON TRANSONIC FLOW PAST AN AIRFOIL

*Anatoly N. Ryabinin*

St.Petersburg State University, Universitetskaya nab., 7/9, St.Petersburg, 199034, Russian Federation; [Anatoly.Ryabinin@pobox.spbu.ru](mailto:Anatoly.Ryabinin@pobox.spbu.ru)

The transonic flow past a Dsma523b airfoil supplied with an aileron is studied in the range of free stream Mach number from 0,81 to 0,85. The airfoil angle of attack varies from  $-0,5^\circ$  to  $2^\circ$ . The numerical solution of the Reynolds averaged Navier-Stokes equations are obtained with finite-volume solver Ansys CFX. The turbulence models  $k-\omega$  SST and BSL Reynolds Stress are used. They yield close results. At small angles of attack from  $-0,5^\circ$  to  $0,5^\circ$  if the aileron doesn't deviate the airfoil lift coefficient dramatically decreases with increasing of free stream Mach number. If the aileron deviation rise up to  $4^\circ$ , the lift coefficient weakly depends on Mach number. At the lower boundary of studied Mach number range the aileron few degrees deviation causes abnormally big changes of lift. On the contrary, in the top boundary of Mach number range these changes are abnormally small, and at the aileron deviation from  $1^\circ$  to  $3^\circ$  are absent. The increasing of the airfoil angle of attack up to  $2^\circ$  leads to disappearance of the mentioned anomaly. The abnormal regimes correspond to the various sizes and an arrangement of the supersonic regions adjoining a profile. Refs 15. Figs 8. Tables 1.

*Keywords:* numerical study, transonic flow, airfoil, supersonic region, lift coefficient.