

## ТРАНСЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ С ЭЛЕРОНОМ ПРИ ПОЛОЖИТЕЛЬНОМ УГЛЕ АТАКИ\*

*К. В. Бабарыкин*

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

Осуществлено численное исследование трансзвукового обтекания профиля Whitcomb известной CFD-программой Fluent. Рассмотрено поведение коэффициента подъемной силы в диапазоне числа Маха набегающего потока от 0,81 до 0,85 при отклонении элерона. Изучено влияние степени отклонения элерона на характер формирования сверхзвуковых зон на профиле. Проанализированы эволюция картины течения при изменении параметров набегающего потока и геометрии профиля, а также связанное с ней изменение коэффициента подъемной силы. Библиогр. 5 назв. Ил. 7.

*Ключевые слова:* трансзвуковое течение, аэродинамический профиль, коэффициент подъемной силы, сверхзвуковая зона, ударная волна.

**Введение. Постановка задачи.** Рассматривается трансзвуковое обтекание несимметричного аэродинамического профиля с элероном. Данный профиль, носящий название Whitcomb, имеет высокие аэродинамические характеристики при числах Маха набегающего потока  $M_\infty$  до 0,8, режимы обтекания при  $M_\infty > 0,8$  изучены недостаточно. В [1–2], где такие режимы исследовались, обнаружены условия обтекания, при которых происходит резкое изменение коэффициента подъемной силы, обусловленное расщеплением или слиянием местных сверхзвуковых зон на верхней стороне профиля. Также выявлено, что при приближении  $M_\infty$  к 0,85, течение становится практически невосприимчивым к отклонению элерона от нейтрального положения, что может затруднить управление трансзвуковым обтеканием. В [3] численно изучалось поведение подъемной силы и эволюции структуры течения около профиля в диапазоне чисел Маха от 0,81 до 0,86. Исследовалось явление аномально резкого уменьшения коэффициента подъемной силы при сравнительно небольшом отклонении элерона для числа Маха 0,82. Целью настоящей работы является изучение картины течения около профиля и его характеристик для  $M_\infty > 0,8$  при положительном угле атаки. Для верификации численных результатов были проведены и дополнительные расчеты обтекания профиля при нулевом угле атаки и нейтральном положении элерона.

В численном моделировании использовалась известная программа ANSYS Fluent. Производились расчеты обтекания профиля длиной 2,5 м и толщиной 11,5% от длины. Длина элерона составляет 30% всей длины (рис. 1).

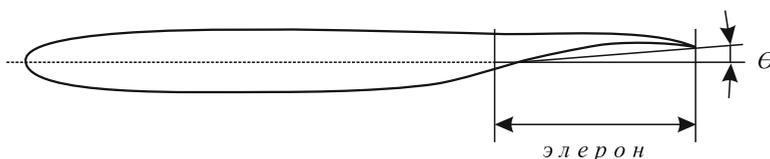


Рис. 1.

\*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 13-08-00288).

Набегающий поток задается равномерным со слабой турбулентностью, давление в потоке  $p_\infty = 26434$  Па, температура  $T_\infty = 223,15$  К, что соответствует параметрам атмосферы на высоте 10 км. Основная часть расчетов проводилась на сетках, имеющих около 380 тыс. элементов. Как и ранее, использовалась модель турбулентности SST  $\kappa - \omega$  [4], довольно точно описывающая течение как в турбулентном пограничном слое, так и в области свободного потока. Таким образом, настоящее исследование в определенной степени является продолжением работы [3]. Анализируются распределения числа Маха  $M$  около профиля, вычисляется коэффициент подъемной силы  $C_L$  (определяется известной формулой  $Y = C_L \frac{\rho v^2}{2} S$ , где  $Y$  — подъемная сила,  $\rho$  и  $v$  — плотность и скорость потока,  $S$  — характерная площадь профиля).

**Расчет обтекания профиля без отклонения элерона. Сравнение результатов для различных сеток.** Для оценки влияния густоты сетки были осуществлены расчеты для нулевого угла атаки и нулевого отклонения элерона на более густой сетке. На рис. 2 представлены результаты расчетов, проведенных на сетке в 440 тыс. ячеек по Fluent, с большим количеством слоев в сеточном пограничном слое на поверхности профиля, а также данные для сеток 227 тыс. ячеек, полученные разными солверами, Fluent и CFX.

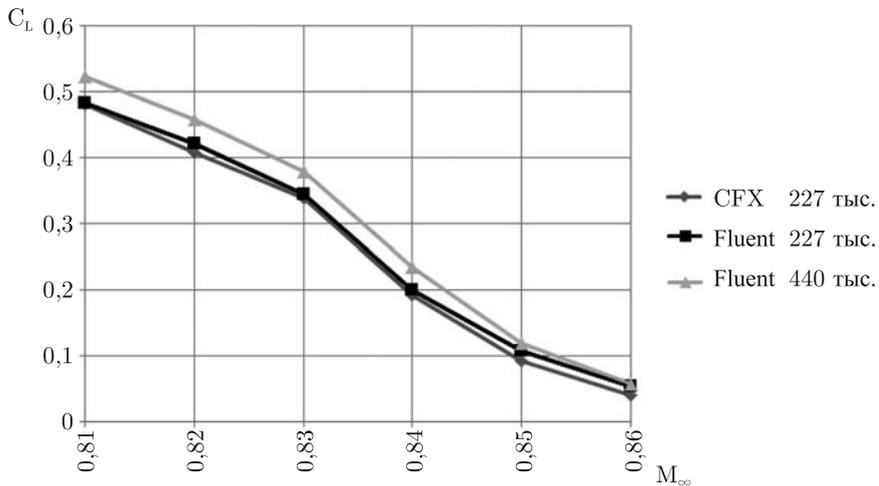


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_L$  от числа Маха  $M_\infty$ .

Из сравнения графиков видно хорошее совпадение результатов, полученных разными программами, как качественное, так и количественное. Для более густой (440 тыс. ячеек) сетки Fluent дает несколько большие значения  $C_L$  по сравнению с более грубой, однако это расхождение невелико. Для  $M_\infty = 0,81$  эксперимент [5] дает значение коэффициента подъемной силы примерно 0,53–0,54, расчет на густой сетке — 0,523, из чего можно заключить, что необходимости в дальнейшем уточнении сетки нет. Полученные результаты полностью согласуются с имеющимися представлениями о развитии сверхзвуковых зон на верхней и нижней сторонах профиля при увеличении числа Маха набегающего потока. Сначала формируется сверхзвуковая зона на верхней стороне профиля, при этом скорость на нижней стороне остается дозвуковой. На рассматриваемом участке от 0,81 до 0,86 характер течения на верхней стороне

сохраняется, наблюдается обширная сверхзвуковая область, размеры которой почти не меняются. На нижней стороне при значениях  $M_\infty$ , немного превышающих 0,8, не образуется ярко выраженной сверхзвуковой зоны, что и обеспечивает высокие значения  $C_L$ . При увеличении  $M_\infty$  от 0,81 до 0,85 происходит формирование и резкий рост сверхзвуковой зоны и на нижней части. Следствием этого и является столь резкое падение подъемной силы в рассматриваемом диапазоне числа Маха.

**Результаты расчетов при угле атаки  $\alpha = 1^\circ$ .** Для изучения поведения коэффициента подъемной силы на режимах с положительным углом атаки было осуществлено параметрическое исследование обтекания профиля Whitcomb при  $\alpha = 1^\circ$ . Численное моделирование проводилось для числа Маха набегающего потока в том же промежутке, от 0,81 до 0,85, отклонение элерона от нейтрального положения составляло  $\theta = 0, 1, 2..5^\circ$ .

Полученные в этой серии расчетов данные по изменению подъемной силы профиля приведены на рис. 3 в виде поверхности  $C_L(M_\infty, \theta)$ .

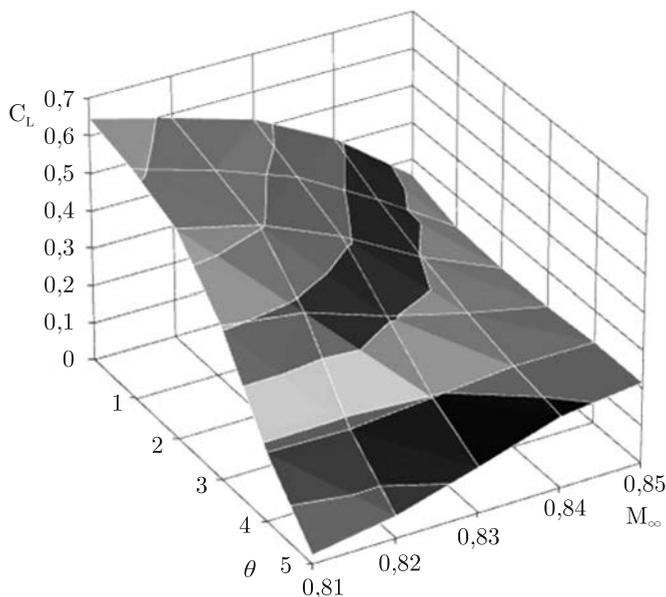


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_L$  от числа Маха  $M_\infty$  и угла отклонения элерона  $\theta$ .

Выше говорилось, что при различных числах Маха реакция картины обтекания профиля на изменение положения управляющих элементов (в нашем случае это поднятие или опускание элерона) может быть совершенно разной. Может наблюдаться как anomalously резкое падение подъемной силы, так и практически полная невосприимчивость к изменению геометрии профиля. Такая картина наблюдается и на исследованных здесь режимах с положительным углом атаки (рис. 4). На сравнительно больших, 0,85 и более, числах Маха на верхней и нижней сторонах профиля присутствуют сформировавшиеся сверхзвуковые зоны, размер которых мало изменяется при поднятии элерона. На малых же, немного превосходящих 0,8, происходит резкое уменьшение размеров верхней сверхзвуковой зоны. Об изменении характера обтекания профиля на сравнительно малых числах Маха можно судить по рис. 5.

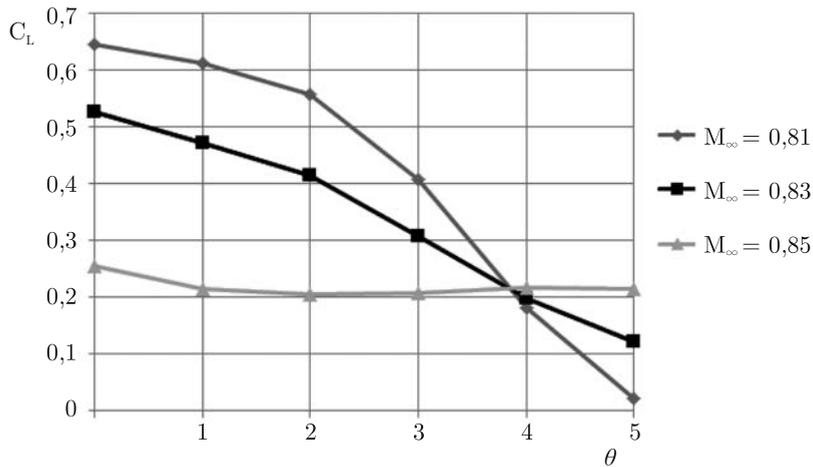


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_L$  от угла отклонения элерона  $\theta$  для различных значений  $M_\infty$ .

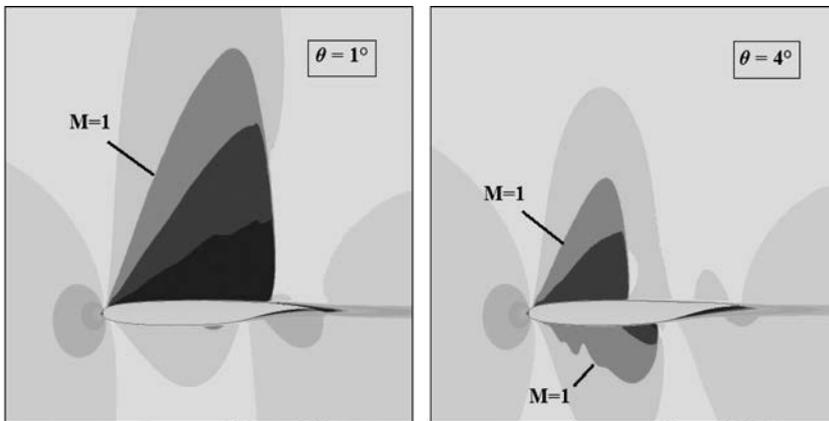


Рис. 5. Распределение числа Маха при разном отклонении элерона,  $M_\infty = 0,81$ .

В [3] рассматривалась эволюция картины обтекания на  $M_\infty = 0,82$  при постепенном поднятии элерона. Здесь наблюдается похожая перестройка течения. Небольшое отличие, обусловленное несколько меньшим числом Маха набегающего потока и ненулевым углом атаки, наблюдается на нижней стороне профиля. Но и здесь при достаточно большом отклонении на нижней стороне формируется довольно протяженная сверхзвуковая зона, что приводит к уменьшению аэродинамической силы, воздействующей на нижнюю часть.

На верхней стороне происходит резкое уменьшение размеров сверхзвуковой области. Обусловлено это тем, что при поднятии элерона на верхней стороне появляется точка излома, и сверхзвуковой поток в верхней зоне начинает обтекать вогнутый угол. Разворот потока в таком угле на косой ударной волне с сохранением сверхзвуковой скорости может наблюдаться лишь при очень малых  $\theta$ . При дальнейшем увеличении  $\theta$  разворот потока на присоединенной ударной волне становится невозможен, и газ начинает тормозиться на отошедшей ударной волне. Кроме того, по мере увеличения  $\theta$  увеличивается и расстояние от ударной волны до точки излома. Вследствие

уменьшения размера верхней сверхзвуковой зоны увеличивается сила, действующая на верхнюю поверхность профиля. Одновременно уменьшается сила, действующая на нижнюю сторону. Сочетание этих факторов и приводит в итоге к столь резкому падению коэффициента подъемной силы.

Выше рассматривалось формирование сверхзвуковых зон при увеличении числа Маха набегающего потока при нейтральном положении элерона. В рассмотренном диапазоне  $M_\infty$  происходит формирование и резкое увеличение размеров сверхзвуковой зоны на нижней части профиля, что соответствует классическим представлениям об этом процессе. В нашем случае такая эволюция картины обтекания приводит к резкому уменьшению  $C_L$ . При поднятии элерона процесс формирования и изменения размеров сверхзвуковых зон существенно отличается, что сказывается и на поведении  $C_L$ , о чем можно судить по рис. 6.

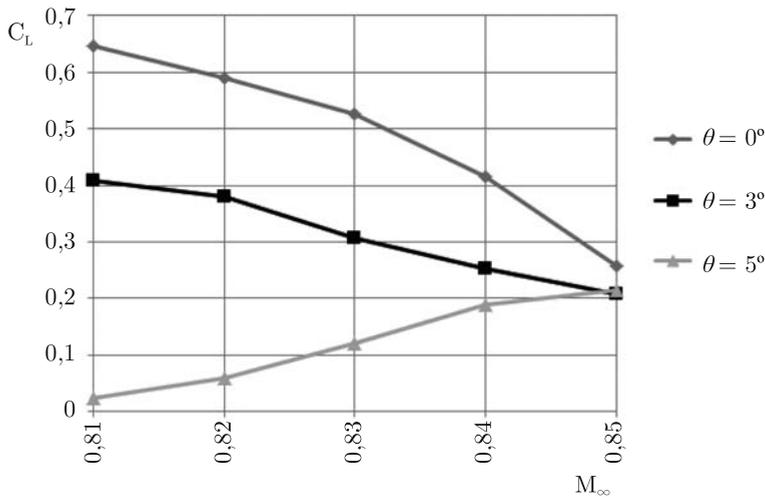


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_L$  от  $M_\infty$  для различных значений отклонения элерона  $\theta$ .

Видно, что при достаточно большом отклонении элерона наблюдается увеличение коэффициента подъемной силы. Причина такого несколько необычного поведения  $C_L$  заключается в особенностях формирования сверхзвуковых зон при поднятом элероне. Для сравнения на рис. 7 представлены поля распределения числа Маха около профиля для  $M_\infty = 0,81$  и  $M_\infty = 0,85$ .

Рассмотрим эволюцию картины обтекания при увеличении  $M_\infty$ . На нижней части профиля происходит плавное увеличение размеров сверхзвуковой зоны. Продольный размер меняется незначительно, при этом растет скорость газа и интенсивность замыкающей ударной волны. На верхней стороне картина обтекания меняется намного сильнее. При малом числе Маха наблюдается небольшая зона, что обусловлено торможением сверхзвукового потока перед точкой излома поверхности профиля, о чем говорилось выше. Резкий рост размеров сверхзвуковой области при увеличении  $M_\infty$  связан с ростом числа Маха потока на верхней стороне. Объясняется это в первую очередь увеличением полного давления в набегающем потоке. Кроме того, при положительном угле атаки создаются условия для более интенсивного разрежения газа на верхней стороне профиля. По этим причинам и наблюдается увеличение числа Маха в потоке вдоль этой поверхности. Таким образом, появляется возможность сверх-

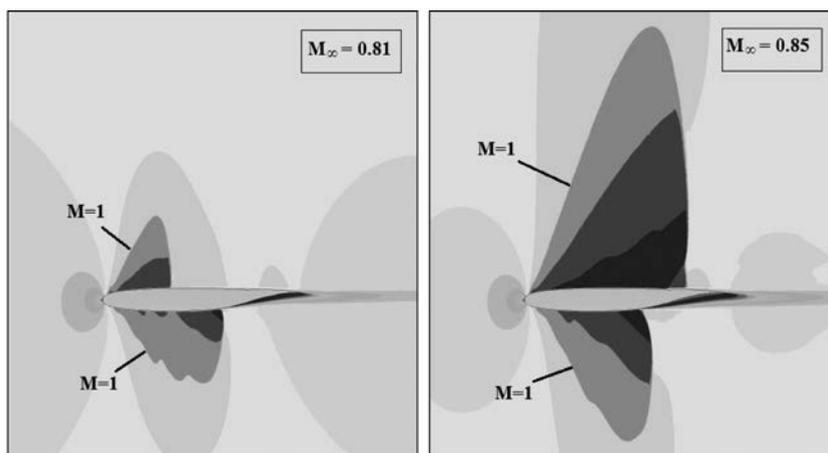


Рис. 7. Распределение числа Маха при отклонении элерона  $\theta = 5^\circ$ .

звукового обтекания точки излома с разворотом потока в косой ударной волне. На режиме  $M_\infty = 0,85$  это хорошо видно по форме замыкающей ударной волны вблизи ее основания.

Этими соображениями можно объяснить и малую восприимчивость картины обтекания к изменению геометрии профиля при достаточно больших значениях  $M_\infty$ . Если при малых числах  $M_\infty$  может иметь место сверхзвуковое или дозвуковое обтекание точки излома при небольшом угле поднятия элерона, то в потоке с большим полным давлением и более интенсивным разгоном газа на верхней части профиля течение остается сверхзвуковым в исследованном диапазоне  $\theta$ . Таким образом, не происходит резкой структурной перестройки течения, приводящей и к резкому уменьшению коэффициента подъемной силы при незначительном изменении геометрии.

**Заключение.** Проведено численное исследование транзвукового обтекания профиля Whitcomb известной CFD-программой Fluent. Проведено сравнение результатов для различных сеток при нулевом угле атаки и нейтральном положении элерона. Изучено поведение коэффициента подъемной силы при положительном угле атаки ( $\alpha = 1^\circ$ ) в диапазоне числа Маха набегающего потока от 0,81 до 0,85 и угле отклонения элерона  $\theta$  до  $5^\circ$ . Исследовано изменение картины обтекания для фиксированного  $M_\infty$  при изменении  $\theta$ , изучено аномально резкое изменение коэффициента подъемной силы при  $M_\infty = 0.81$ . Рассмотрены особенности процесса формирования сверхзвуковых зон при достаточно большом отклонении элерона. Для этого случая дано физическое объяснение эволюции картины обтекания при увеличении  $M_\infty$ .

Исследования были проведены с использованием вычислительных ресурсов Ресурсного Центра «Вычислительный центр СПбГУ» (<http://cc.spbu.ru>)

## Литература

1. Kuzmin A., Ryabinin A. Airfoils admitting anomalous behavior of lift coefficient in descending transonic flight // The Seventh Intern. Conference on Comput. Fluid Dynamics, <http://www.iccfd.org/iccfd7>, 2012. P. 1–7.
2. Kuzmin A. Transonic flow past a Whitcomb airfoil with a deflected aileron // International Journal of Aeronautical and Space Sciences 2013. Vol. 14, N 3. P. 210–214.

3. *Бабарыкин К. В.* Особенности трансзвукового обтекания аэродинамического профиля при отклонении элерона // Естественные и математические науки в современном мире: Сб. ст. по материалам XIII междунар. науч.-практ. конф. №12(12). Новосибирск: Изд. «СибАК», 2013. С. 51–58. <http://sibac.info/12033>

4. *Menter F. R.* Review of the Shear-Stress Transport turbulence model experience from an industrial perspective // Intern. J. Comput. Fluid Dynamics. 2009. Vol. 23. Issue 4. P. 305–316.

5. *Harris C. D.* NASA supercritical airfoils: NASA Tech. Paper N 2969. 1990. 72 p.

Статья поступила в редакцию 23 октября 2014 г.

Сведения об авторах

*Бабарыкин Константин Валентинович* — кандидат физико-математических наук, научный сотрудник; [konst20@mail.ru](mailto:konst20@mail.ru)

## TRANSONIC FLOW AROUND THE AIRFOIL WITH AILERON AT A POSITIVE ATTACK ANGLE

*Konstantin V. Babarykin*

St.Petersburg State University, Universitetskaya nab., 7-9, St.Petersburg, 199034, Russian Federation; [konst20@mail.ru](mailto:konst20@mail.ru)

A numerical investigation of transonic flow around airfoil Whitcomb by well-known CFD program Fluent is carried out. The behavior of lift coefficient in the range of freestream Mach number from 0,81 to 0,86 with aileron deflection is considered. The influence of the aileron deflection degree on the character of supersonic regions forming near airfoil is examined. Evolution of flow structure under a freestream parameters and airfoil form variations, and also the related to it lift coefficient changing are analyzed. Refs 5. Figs 7.

*Keywords:* transonic flow, airfoil, lift coefficient, supersonic region, shock wave.

## References

1. Kuzmin A., Ryabinin A., “Airfoils admitting anomalous behavior of lift coefficient in descending transonic flight”, *The Seventh Intern. Conference on Comput. Fluid Dynamics* <http://www.iccfd.org/iccfd7>, 1–7 (2012).

2. Kuzmin A., “Transonic flow past a Whitcomb airfoil with a deflected aileron”, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences* **14**(3), 210–214 (2013).

3. Babrykin K. V., “Characteristics of transonic flowing past airfoile with deflected aileron”, *Estestvennye i Matematicheskie Nauki v Sovremennom Mire* 51–58 (Izd. SibAK, Novosibirsk, 2013) [in Russian] <http://sibac.info/12033>.

4. Menter F.R., “Review of the Shear-Stress Transport turbulence model experience from an industrial perspective”, *Intern. J. Comput. Fluid Dynamics* **23**, Issue 4, 305–316 (2009).

5. Harris C. D., *NASA supercritical airfoils: NASA Tech. Paper N 2969* (1990).