

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ
ТРАНСЗВУКОВЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПОТОКОВ ПРИ
ОБТЕКАНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ**

Полевой О. Б. к.ф.-м.н.

Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Украина

Abstract. Unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes equations along with the Spalart–Allmaras one-parameter differential turbulence model are applied to investigate the transonic flow over BGK No.1, OAT15A, NASA 0012 airfoils. The pressure and friction coefficient distributions on the airfoil surface, Mach number contour lines, numerical schlieren photographs, as well as the values of the aerodynamic coefficients are presented. The physical features of the shock wave–turbulent boundary layer interaction for the single-shock and double-shock self-oscillation regimes on the NASA 0012 airfoil were considered. An updated map of the transonic turbulent flow regimes around the NASA 0012 airfoil on the plane free-stream Mach number angle of attack is composed.

Ключевые слова: ТРАНСЗВУКОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ, АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОФИЛЯ, АВТОКОЛЕБАНИЯ, ТУРБУЛЕНТНОСТЬ, УРАВНЕНИЯ НАВЬЕ-СТОКСА, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ.

Введение. Трансзвуковой диапазон скоростей является базовым при полетах пассажирских самолетов. Особый интерес представляет трансзвуковое турбулентное обтекание аэродинамических профилей при различных параметрах набегающего потока. Здесь могут наблюдаться локальные сверхзвуковые зоны, ударные волны и волны разрежения различной конфигурации, отрыв пограничного слоя, автоколебания скачков уплотнения, вызывающие крупномасштабные пульсации и нестационарность всего поля течения.

Симметричные аэродинамические профили, аналогичные NASA 0012, составляют основу при конструировании вертикальных органов управления. Возникновение автоколебаний скачков уплотнения может привести к бафтингу элементов хвостового оперения, что, в свою очередь, ведет к разрушению органов управления, либо, как минимум, к потере управляемости самолетом.

Основной материал. Численное моделирование автоколебаний скачков уплотнения на аэродинамических профилях выполнено на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замкнутых дифференциальной моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса. Дискретный аналог исходных систем уравнений второго порядка точности по времени и пространству построен с помощью метода контрольного объема для криволинейных координат. Системы блочно-матричных алгебраических уравнений, полученные на основе неявного численного алгоритма, решались итерационным методом Гаусса-Зейделя [1]. Верификация разработанного программного обеспечения проводилась на задачах о стационарном и нестационарном трансзвуковом обтекании сверхкритических профилей RAЕ 2822, BGK No.1, OAT15A в сравнении с экспериментальными данными и расчетами других авторов [1-4].

Односкачковый режим A1 автоколебаний трансзвукового потока является промежуточным по числу Маха невозмущенного потока M_∞ . Зона автоколебания ударных волн находится полностью в рамках односкачкового режима [1]. Верхней границей служит режим скачка с характерной лямбда-ножкой, который всегда сопровождается отрывной зоной большой протяженности. А нижней границе режима A1 находится трансзвуковое обтекание профиля со слабым замыкающим скачком. В процессе автоколебаний единая отрывная зона на подветренной стороне распадается на две: отрыв, вызванный скачком уплотнения, и отрыв вблизи задней кромки. В следе за профилем возникают пульсации давления продольном направлении к хорде профиля. Идентификация данного режима осуществлялась по периодическим колебаниям аэродинамических характеристик большой амплитуды для докритических углов атаки.

Режим A2 автоколебаний двух скачков уплотнения также является промежуточным по числу Маха невозмущенного потока. На нижней границе находится стационарный двухскачковый режим с криволинейными скачками уплотнения и отдельными отрывными зонами, расположенными на верхней и нижней поверхностях профиля. Возникновение режима автоколебаний двух скачков уплотнения A2 при малых углах атаки α с ростом числа Маха M_∞

соответствует сходу точек присоединения с поверхности профиля. Образуется единая отрывная зона для верхней и нижней поверхности профиля с точкой растекания непосредственно за задней кромкой. Такая конфигурация зоны отрыва ведет к возникновению колебаний в следе за профилем, аналогично формированию дорожки Кармана за круговым цилиндром. Пульсации давления за задней кромкой оказывают влияние вверх по потоку и приводят к несимметричным колебаниям в расположении ударных волн. Сопутствующие пульсации давления в следе за профилем происходят в поперечном направлении к хорде. Верхней границей является стационарный режим с системами ударных волн, имеющими косые скачки в следе за профилем. Здесь волны разрежения «зажимают» объединенную отрывную зону, не давая развиваться автоколебаниям.

Исследованный режим автоколебаний скачков уплотнения A_2 находится в узком диапазоне чисел Маха невозмущенного потока $M_\infty \approx 0.02$, но сопровождается значительной амплитудой колебаний коэффициента подъемной силы $|C_L|_{\max} \approx 0.16$.

Результаты численного моделирования позволили уточнить ранее составленную [1] «план - карту» режимов обтекания профиля NASA 0012.

Выводы. На основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса проведены численные параметрические исследования трансзвуковых течений вблизи аэродинамических профилей BGK No.1, OAT15A, NASA 0012. Рассмотрены физические особенности взаимодействия ударной волны с турбулентным пограничным слоем для односкачкового режима автоколебаний на сверхкритическом и симметричном аэродинамическом профиле, а также двухскачкового режима автоколебаний на профиле NASA 0012. Составлена уточненная карта режимов трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамического профиля NASA 0012 на плоскости «число Маха набегающего потока – угол атаки».

References

1. Pylypenko A.O., Polevoy O.B., Prykhodko O.A. Numerical simulation of Mach number and angle of attack influence on regimes of transonic turbulent flows over airfoils. *TsAGI Science Journal*. 2012. Vol. 43, No 1. P. 1–36.

2. Lee B. H. K. Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds. *Progress in Aerospace Sciences*. 2001. V. 37. P. 147-196.
3. Brunet V., Deck S., Molton P., Thiery M. A complete experimental and numerical study of the buffet phenomenon over the OAT15A airfoil. *ONERA Report*. 2005. No. TP 2005-35. 15 p.
4. Fukushima Y, Kawai S. Wall-modeled large-eddy simulation of transonic buffet over a supercritical airfoil at high Reynolds number. *AIAA Paper*. 2017. No. 0495. 15 p.