УДК 532.516

УПРАВЛЕНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЯМИ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ПРОФИЛЕ ПРИ ТРАНСЗВУКОВОМ РЕЖИМЕ ОБТЕКАНИЯ

Приходько А.А., Полевой О.Б., Липатов И.И.

Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина
Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепропетровск, Украина
ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия

Исследования выполнялись при частичной поддержке украинско-российского проекта «Керування відривом потоку у трансзвукових та надзвукових турбулентних течіях» (№ гос. регистрации 0114U002994).

АННОТАЦИЯ

На основе нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замкнутых с помощью дифференциальной модели турбулентности Spalart-Allmaras, проведено систематическое численное параметрическое исследование управления отрыва потока при трансзвуковом обтекании профиля NACA 0012 в широком диапазоне чисел Маха набегающего потока и углов атаки.

ВВЕДЕНИЕ

Исследование трансзвуковых турбулентных течений имеет важное теоретическое и практическое значение при решении задач внешней и внутренней аэродинамики. Трансзвуковой диапазон скоростей является основным при обтекании несущих поверхностей и хвостового оперения летательных аппаратов, роторов вертолетов, воздухозаборников авиационных двигателей, в решетках компрессоров и диффузорах, в проточной части газовых турбин .

Особый интерес представляет трансзвуковое турбулентное обтекание неподвижного аэродинамического профиля при различных параметрах набегающего потока. Здесь могут наблюдаться локальные сверхзвуковые зоны, ударные волны и волны разрежения различной конфигурации, отрыв пограничного слоя, автоколебания скачка уплотнения, вызывающие крупномасштабные пульсации и нестационарность всего поля течения. Физические особенности такого течения приводят к возникновению различных режимов трансзвукового обтекания аэродинамических профилей. На сегодняшний момент подробно изучены лишь некоторые из них при больших дозвуковых числах Маха набегающего потока и малых углах атаки [1-3]. В этой связи представляет собой актуальную задачу проведение параметрических исследований в широком диапазоне чисел Маха набегающего потока и углов атаки; выработка классификации и критериев идентификации отдельных режимов трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей, определение параметров, позволяющих управлять отрывом потока и автоколебаниями скачка уплотнения.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Численные исследования трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамического профиля NACA 0012 выполнены в диапазоне чисел Маха невозмущенного потока $M_\infty = 0.2 \div 0.95$, углов атаки $\alpha = 0^0 \div 25^0$ при фиксированном числе Рейнольдса $\mathrm{Re} = 3.91 \cdot 10^6$.

Рассматриваемые течения моделируются с помощью двумерных нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, записанных в произвольных криволинейных координатах [3]. Для расчета коэффициента турбулентной вязкости использовалась

© Приходько А.А., Полевой О.Б., Липатов И.И.

однопараметрическая дифференциальная модель Spalart-Allmaras [4]. В качестве граничных условий на поверхности профиля задавались условия прилипания и отсутствия теплообмена. На внешней границе расчетной области значения параметров потока определялись на основе инвариантов Римана.

Дискретизация системы исходных уравнений Навье-Стокса выполнена с помощью конечно-объемного метода [3, 5, 6]. Для вычисления конвективных слагаемых использовалась схема Roe [5]. Второй порядок точности по пространству обеспечивался с помощью симметричного ограничителя потоков Jameson [6]. Выбор данного ограничителя потоков обусловлен тем, что он был разработан специально для течений с сильными разрывами, образующимися на ударных волнах.

При построении неявного алгоритма дискретный аналог исходных уравнений Навье-Стокса записывался относительно искомого приращения переменных на новом временном слое. Второй порядок точности по времени обеспечивался использованием трехслойной схемы. Полученная блочно-матричная система алгебраических уравнений решалась итерационным методом Гаусса-Зейделя. Описанный выше численный алгоритм реализован в рамках единого пакета программ [3, 5-7].

Тестирование численного алгоритма было проведено на задачах, воспроизводящих режимы дозвукового слабо-сжимаемого обтекания; возникновения локальных сверхзвуковых зон малой интенсивности для низких чисел Маха; стационарного и нестационарного трансзвукового обтекания аэродинамических профилей. Выполнено сравнение с результатами продувок в аэродинамических трубах и расчетами других авторов.

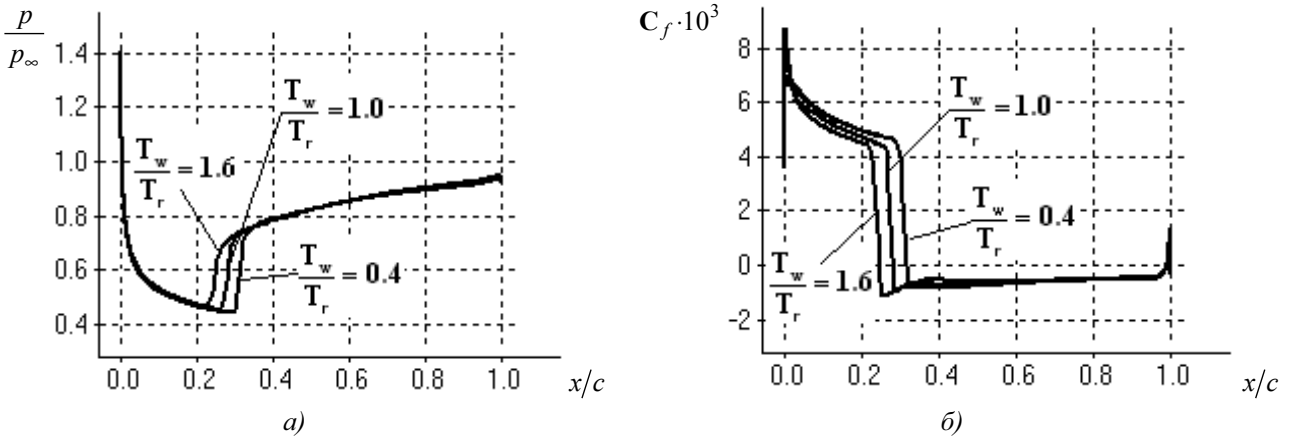
ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Ниже представлены результаты численного исследования управления автоколебаниями скачка уплотнения при обтекании профиля NACA 0012 с помощью теплообмена и распределенного отсоса пограничного слоя. Угол атаки и число Рейнольдса во всех расчетах были фиксированы и составили соответственно $\alpha = 5^{\circ}$ и $\mathrm{Re} = 3.91 \cdot 10^6$.

При исследовании влияния температуры поверхности профиля на режим автоколебаний скачка уплотнения вначале был рассмотрен случай стационарного трансзвукового режима обтекания при $M_\infty = 0.775$ (рис. 1).

Охлаждение поверхности профиля приводит к смещению точки отрыва пограничного слоя вниз по потоку. Вследствие увеличения размеров локальной сверхзвуковой зоны (ЛСЗ) на подветренной стороне профиля происходит рост коэффициентов подъемной силы и сопротивления, и интенсивности замыкающего скачка уплотнения, что приводит к росту перепада давления на скачке уплотнения. Изменение структуры течения вокруг профиля в данном случае происходит в результате увеличения плотности и уменьшения вязкости газа в пристеночной области, по сравнению со случаем отсутствия теплообмена со стенкой, что способствует росту количества движения в пограничном слое.

Нагрев поверхности профиля вызывает противоположный эффект. Повышение температу-



а) *б)*

Рис.1 Распределение давления (а) и коэффициента трения (б) на подветренной стороне профиля NACA 0012 при различных параметрах теплообмена для M_∞=0.775.

ры газа в пристеночной области ведет к увеличению вязкости и уменьшению плотности, что сопровождается более ранним отрывом потока, уменьшением аэродинамических характеристик (АДХ). Скачок уплотнения сдвигается вверх по потоку и теряет свою интенсивность.

Режим автоколебаний скачка уплотнения на подветренной стороне профиля с непроницаемой стенкой в адиабатических условиях был воспроизведен при $M_\infty = 0.725$, $\alpha = 5°$. Было установлено, что при движении скачка уплотнения вниз по потоку отрывная зона распадается на две: отрыв, вызванный скачком уплотнения и отрыв вблизи задней кромки. В крайнем правом положении скачка уплотнения остается только одна отрывная зона, вызванная ударной волной, а течение вблизи задней кромки становится безотрывным. Проведенные параметрические исследования показали, что влияние числа Рейнольдса оказывается незначительным.

В случае нестационарного обтекания профиля при наличии автоколебаний скачка уплотнения в потоке, теплообмен имеет такое же результирующее воздействие на структуру течения, как и для стационарного обтекания (рис. 2, 3).

При $T_w/T_r = 1.0$ число Струхаля составило $Sh \approx 0.068$ (рис. 2*б*), ударная волна совершает периодические колебания на участке, занимающем примерно 11% профиля (рис. 3*г*). Расположение скачка уплотнения во время его колебаний в крайних левом (L) и правом (R) положениях, а так же его интенсивность передает распределение коэффициента давления на подветренной стороне профиля (рис. 3*в*). Получено, что охлаждение поверхности профиля ($T_w/T_r < 1$) приводит к затягиванию отрыва пограничного слоя. Вследствие повышения разрежения на подветренной стороне профиля происходит рост осредненных значений коэффициентов подъемной силы (рис. 2*а*) и сопротивления. При этом вся область автоколебаний скачка уплотнения расширяется и смещается вниз по потоку, возрастает интенсивность и уменьшаются частоты колебания скачка уплотнения.

Определенно, что повышение температуры поверхности профиля ($T_w/T_r > 1$) приводит к более раннему отрыву потока, сужению области колебаний и ее смещению вверх по потоку, падению осредненных значений коэффициентов подъемной силы (рис. 2*а*) и сопротивления, увеличению чисел Струхаля (рис. 2*б*).

Выяснено, что влияние теплообмена на локальную сверхзвуковую зону и автоколебания скачка уплотнения характеризуется следующими особенностями. При охлаждении поверхности профиля увеличиваются инерционность газа в пограничном слое, размеры ЛСЗ и интенсивности замыкающего скачка уплотнения. Подогрев имеет обратное влияние на структуру поля течения. Таким образом, эти противоположные факторы, рост количества движения в пограничном слое и рост интенсивности замыкающего скачка уплотнения, компенсируют друг друга, и автоколебания скачка уплотнения сохраняются во всем рассмотренном диапазоне температур поверхности.

Исследование влияния распределенного отсоса пограничного слоя на режим автоколебаний скачка уплотнения было выполнено аналогично рассмотренному выше случаю теплообмена (рис. 4).

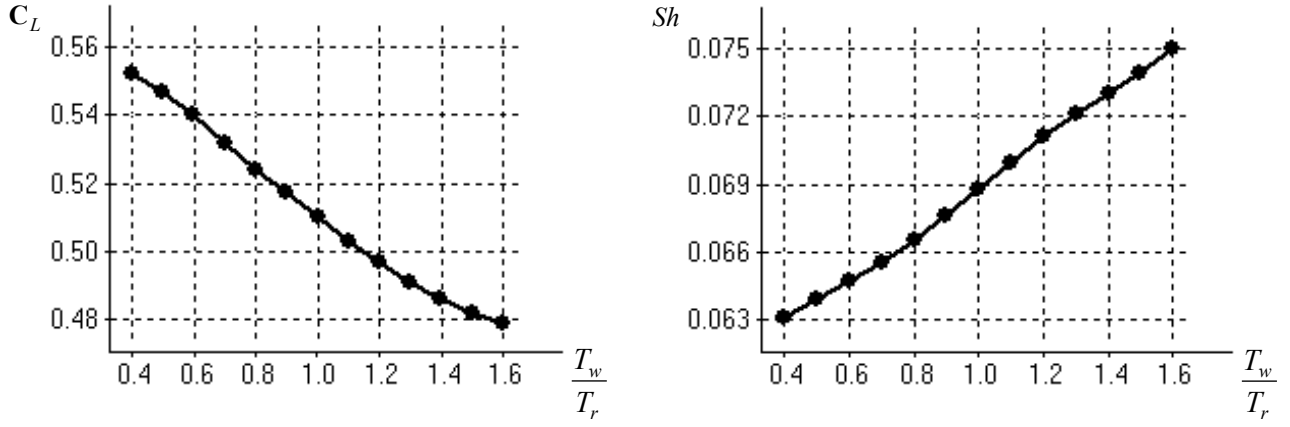


Рис.2 Влияние теплообмена на осредненные значения коэффициента подъемной силы (а) и числа Струхаля (б) при обтекании профиля NACA 0012.
●, ▬ – расчет настоящей работы.

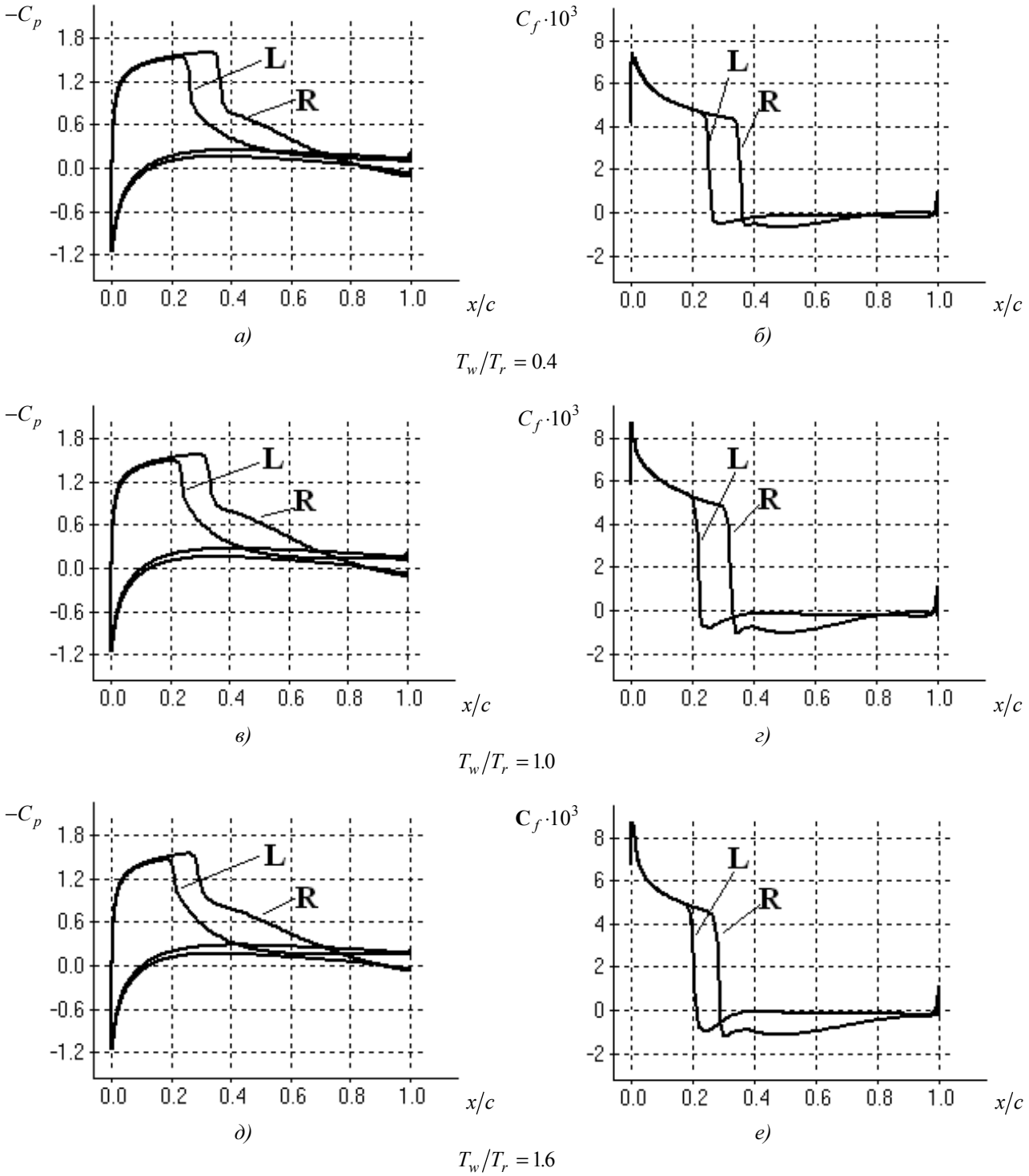
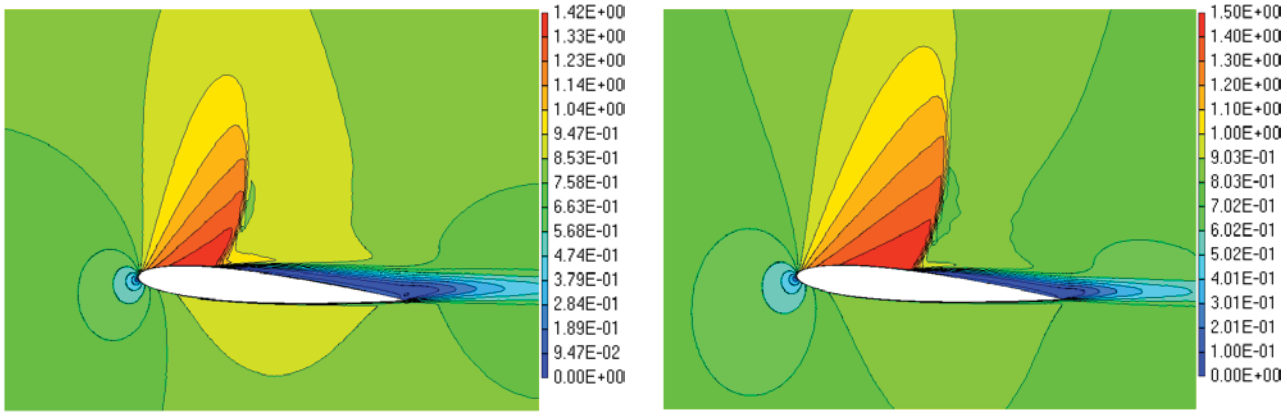


Рис.3 Распределение коэффициентов давления (а, в, д) и трения (б, г, е) на поверхности профиля NACA 0012 в крайнем левом (L) и правом (R) положениях скачка уплотнения при различных параметрах теплообмена.

Для режима стационарного трансзвукового обтекания профиля, когда параметр отсоса равен нулю ($\lambda = 0$), отрыв потока наступает при $x/c \approx 0.29$. Повышение интенсивности параметра отсоса пограничного слоя приводит к смещению точки отрыва вниз по потоку, увеличе-



а) $\lambda = 0$ *б*) $\lambda = -0.002$

Рис.4 Изолинии чисел Маха вблизи профиля NACA 0012 для M_∞=0.775 при различных параметрах отсоса пограничного слоя.

нию размеров локальной сверхзвуковой зоны, росту интенсивности замыкающего скачка уплотнения и коэффициентов подъемной силы, и сопротивления.

Изменение структуры течения происходит за счет удаления заторможенных частиц газа в пограничном слое, при этом профиль продольной компоненты скорости наполняется. В итоге импульс газа в продольном направлении увеличивается. Дальнейшее увеличение интенсивности отсоса приводит к значительному уменьшению толщины пограничного слоя, соответственно уменьшается толщина вытеснения и увеличивается разрежение потока на подветренной стороне профиля.

Режим автоколебаний скачка уплотнения на подветренной стороне профиля при непроницаемой стенке иллюстрируется распределениями коэффициентов давления и трения в крайнем левом (L) и крайнем правом (R) положениях скачка уплотнения соответственно (рис 3*в*, 3*г*).

При наличии отсоса пограничного слоя происходит рост размеров локальной сверхзвуковой зоны и интенсивности замыкающего скачка уплотнения. Участок профиля, на котором происходят колебания скачка уплотнения, расширяется и смещается вниз по потоку. Дальнейшее увеличение интенсивности отсоса ведет к исчезновению автоколебаний скачка уплотнения в потоке и смене нестационарного режима течения на стационарный. Вследствие роста разрежения на подветренной стороне профиля, аналогично стационарному случаю, увеличиваются коэффициенты подъемной силы и сопротивления.

Таким образом, с помощью параметрических численных исследований продемонстрировано, что вследствие изменения характеристик пограничного слоя посредством отсоса пограничного слоя, можно уменьшить размеры отрывной зоны и устранить автоколебания скачка уплотнения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для численного моделирования влияния тепломассообмена на отрыв потока и автоколебания скачка уплотнения применяются нестационарные осредненные по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса замкнутые с помощью однопараметрической дифференциальной модели турбулентности Spalart-Allmaras. Анализируются полученные нестационарные распределения коэффициентов давления и трения на поверхности профиля, профили скорости, значения интегральных характеристик. Приводятся мгновенные изолинии чисел Маха.

Выявлен ранее неизученный физический механизм влияния температуры обтекаемой поверхности на структуру трансзвукового поля течения и автоколебания скачка уплотнения – размеры локальной сверхзвуковой зоны и интенсивность замыкающего скачка уплотнения зависят от температуры поверхности профиля. В исследованном диапазоне параметров охлаждения или подогрева поверхности

профиля влияние теплообмена на автоколебания скачка уплотнения оказалось незначительным.

Исследование влияния массообмена показало, что за счет удаления заторможенных частиц из пристеночной области происходит уменьшение отрывной зоны, частоты колебаний и соответствующий рост осредненных значений аэродинамических характеристик. При безотрывном течении на всем пористом участке профиля автоколебания скачка уплотнения прекращаются.

ЛИТЕРАТУРА

1. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. − М.: Машиностроение, 1985. − 272 с.

   Petrov K.P. Aerodynamics of elements of flying machines. − M: Mechanical engineering, 1985. − 272 p.

2. Коул Дж. Трансзвуковая аэродинамика. − М.: Мир, 1989. − 360 с.

   Cole J.D., Cook L.P. Transonic aerodynamics. – Amsterdam, Elsevier Science Publishers B. V. 1986. 474 p.

3. Приходько А.А. Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и тепломассообмене. − К.: Наукова думка, 2003. − 380 с.

   Prykhodko O.A. Computer technology in aerohydrodynamics and heat transfer. − K: Naukova dumka, 2003. − 380 p.

4. Spalart P. R., Allmaras S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow // AIAA Paper. − 1992. − N 92-0439. − 22 p.

5. Roe P. L. Characteristic-based schemes for the Euler equations // Annu. Rev. Fluid Mech. – 1986. − Vol. 18. − P. 337-365.

6. Полевой О. Б., Приходько А. А. Численное моделирование управления отрывом сверхзвукового трехмерного потока при обтекании стреловидных углов сжатия // Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы. − Харьков: ХАИ. − 2006. − Вып. 2. − С. 101–119.

   Polevoy O.B., Prykhodko O.A. Numerical simulation of separation control of a supersonic three-dimensional flow at swept compression corners //Aerohydrodynamics: problems and prospects. − Kharkov: KhAI. − 2006. − V. 2. − pp. 101-119.

7. Пилипенко 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. 1-31.

   Pylypenko A. O., Polevoy O. B., Prykhodko O. A.. Numerical simulation of Mach number and angle of attack influence on modes of transonic turbulent flows around airfoils // TsAGI Science Journal. 2012. V. 43, №1. - pp. 1-31.