

УДК 533.68

МЕТОДИКА РАСЧЕТА НЕСТАЦИОНАРНОГО ОТРЫВНОГО ОБТЕКАНИЯ СИСТЕМЫ ПРОФИЛЕЙ, ДВИЖУЩИХСЯ ВБЛИЗИ НЕПОДВИЖНОГО ЭКРАНА

Т.В. ПОГРЕБНАЯ¹, С.Д. ШИПИЛОВ¹

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия

В работе сделана попытка объяснить часто встречающиеся в экспериментальной практике различия в измерениях сил и моментов, действующих на профиль на режимах взлета и посадки при испытаниях на различных типах стендов. Предложен алгоритм расчета нестационарного отрывного обтекания профилей вблизи твердой поверхности. Алгоритм основан на сочетании метода дискретных особенностей и уравнений турбулентного пограничного слоя. Задача решалась в нестационарной постановке. На каждом временном шаге метод дискретных вихрей применялся для расчета невязкого течения во внешней по отношению к профилям области (давлений и скоростей на профилях и экране) и определения динамики движения вихрей следа. Уравнения турбулентного пограничного слоя использовались для расчета положений точек отрыва на профилях и экране и интенсивностей сходящих в этих точках вихрей. Предложенный алгоритм позволяет с помощью численной визуализации понять физическую картину течения в приэкранной области. Моделирование экрана тремя различными способами зеркальный метод, неподвижный и подвижный экраны – дало возможность проследить процесс возникновения отрыва, который определяет распределение давления на профиле и, следовательно, влияет на аэродинамические характеристики, для каждой модели экрана. По результатам расчетов дан сравнительный анализ этих способов моделирования профиля над экраном, который позволяет утверждать, что аэродинамические характеристики профилей при малых высотах над экраном существенно зависят от модели экрана. Зеркальный метод дает завышенное значение подъемной силы по сравнению с прямым методом, а результаты расчетов в обращенном движении при малых высотах над экраном дают заниженные результаты. Полученные данные могут быть использованы при проектировании стендов для испытания моделей в аэродинамических трубах.

Ключевые слова: нестационарная аэродинамика, профиль, экран, метод дискретных вихрей, пограничный слой, прямое движение, обращенное движение, зеркальный метод.

ВВЕДЕНИЕ

Исторически сложилось так, что интенсивные исследования инновационных схем летательных аппаратов (ЛА), использующих «приэкранный эффект» увеличения качества крыла при полете вблизи поверхности, происходили в 60–70-х годах XX века, задолго до эпохи всеобщего внедрения вычислительной техники в науку. Существовавшие ранее стенды нескольких типов создавались методом проб и ошибок, устраняемых в длительном процессе переделок изготовленных стендов. В связи с этим основные типы стендов (с неподвижным экраном, экраном с отсосом пограничного слоя, с бегущей лентой и установка «зеркальных моделей») зачастую давали расходящиеся результаты. Самый известный пример, по сей день не имеющий принятого объяснения: превышение данных по коэффициенту подъемной силы на 20÷30 % у профилей и крыльев, полученных на установке с бегущим экраном [1] и в летном эксперименте [2] по сравнению с неподвижным экраном. В работе [3] на основе численного моделирования натурального и трубного обтекания ЛА также отмечено заметное расхождение результатов, полученных зеркальным методом и с использованием неподвижного экрана. Поэтому представляет интерес изучение поведения свободных вихрей и их влияние на аппарат при различных способах моделирования полета вблизи земли.

В настоящее время стали широко использоваться численные методы, основанные на методологии расчета течений на базе осредненных уравнений Навье – Стокса (RANS и URANS) (например, [4, 5]), а также на основе методов, использующих бессеточные подходы [6–9]. Один из таких подходов используется в настоящей работе.

Для анализа аэродинамических эффектов, возникающих при моделировании взаимодействия крыла с экраном, был разработан алгоритм расчета нестационарного отрывного обтекания системы профилей, как у неподвижного экрана, так и подвижного, а также в безграничном потоке (зеркальный метод). Алгоритм является развитием подхода, использованного в работах [10–12], и основан на сочетании метода дискретных особенностей и уравнений турбулентного пограничного слоя. На каждом из временных шагов вначале методом дискретных вихрей рассчитывалось обтекание профилей в присутствии экрана. Затем рассчитанные давления и скорости использовались в расчете турбулентного пограничного слоя для нахождения точек отрыва и интенсивностей сошедших в этих точках вихрей. Далее эти вихри рассматривались свободными и присоединялись к основному потоку. На следующем этапе определялось положение свободных вихрей к следующему расчетному моменту времени. Далее процесс повторялся.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ПРОФИЛЕЙ, ДВИЖУЩИХСЯ ВБЛИЗИ НЕПОДВИЖНОГО ЭКРАНА, С УЧЕТОМ ВОЗНИКАЮЩИХ НА ЭКРАНЕ ОТРЫВОВ

Рассматривается нестационарное обтекание системы профилей несжимаемой вязкой жидкостью. Нестационарное движение жидкости описывается системой уравнений Навье – Стокса

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \\ \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \Delta u, \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \Delta v, \end{cases} \quad (1)$$

где u и v – компоненты скорости по координатам x и y , t – время, p и ρ – давление и плотность, ν – коэффициент кинематической вязкости.

Уравнения должны решаться при условии равенства нулю относительной скорости на стенках. Начальные условия при $t = 0$ задавались равными нулю. Учет влияния поверхности земли производится с помощью зеркального отражения компоновки от поверхности земли. Расчет приводился последовательно во времени. На каждом из временных шагов расчет разбивался на три этапа.

На первом из них определялась методом дискретных вихрей интенсивность вихревого слоя на профилях при условии равенства нулю коэффициента кинематической вязкости. При этом только нормальная к стенке компонента относительной скорости равнялась нулю. Дискретные вихри и контрольные точки размещались на поверхности профилей. Схема размещения вихрей и контрольных точек приведена на рис. 1.

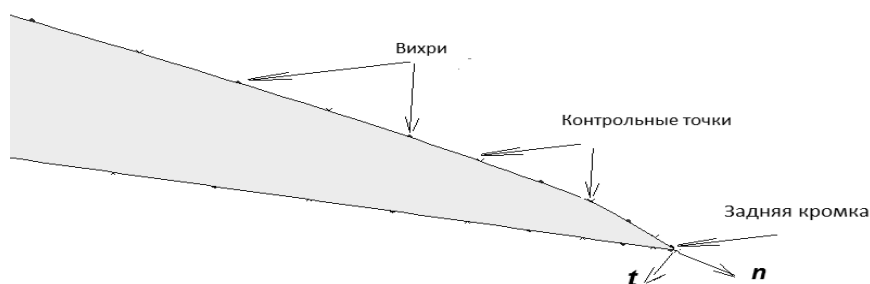


Рис. 1. Особенности расчетной схемы профиля
Fig. 1. Airfoil vortex scheme features

Особенности схемы: 1) не используется регулирующая константа; 2) контрольная точка на задней кромке; 3) граничное условие в задней кромке заключается в равенстве нулю касательной скорости вдоль направления t ; 4) сгущение точек к задней кромке.

На втором этапе по найденным распределениям скорости и давления рассчитывались характеристики пограничного слоя и определялись точки отрыва из условия равенства нулю напряжения трения. После этого вся завихренность пограничного слоя направлялась из точки отрыва по нормали от стенки на внешнюю границу пограничного слоя.

Далее на третьем этапе осуществлялся расчет движения вихрей во внешнем невязком потоке. На этом шаге происходило расщепление по времени расчета диффузии вихря и его конвективного переноса. Диффузия вихря рассчитывалась на основе известной формулы диффузии одиночного точечного вихря.

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ЭКРАНЕ

Для определения циркуляции вторичных вихрей (образовавшихся в результате отрыва потока на экране) и их положения в каждый расчетный момент времени t требуется выполнить расчет параметров пограничного слоя вплоть до отрыва. Для этого использовался интегральный метод [13], основанный на полиномиальном представлении профиля касательных напряжений $\tau = \sum a_i y^i$ и использовании формулы Прандтля $\tau = \rho l_0^2 (\partial u / \partial y)^2$, где l_0 – длина пути смешения. Процедура расчета сводится к численному решению интегрального соотношения количества движения и двух замыкающих интерполяционных выражений для коэффициента поверхностного трения $c_f = 2\tau_w / \rho u_{x\delta}^2$ и формпараметра $H = \delta_1 / \delta_2$ пограничного слоя; где δ_1 и δ_2 – толщина вытеснения и толщина потери импульса, u – скорость в пограничном слое, τ_w – касательное напряжение поверхностного трения. Метод может быть использован для расчета как плоского, так и осесимметричного радиального течения. Интегральное соотношение импульсов в квазистационарном приближении записывается в виде

$$\frac{dR_2}{d\bar{r}} + \frac{1}{\bar{u}_{r\delta}} \frac{d\bar{u}_{r\delta}}{d\bar{r}} (H+1)R_2 + a \frac{R_2}{\bar{r}} = \frac{1}{2} Re \bar{u}_{r\delta} c_f, \quad (2)$$

где $a = 0$ для плоского течения, $a = 1$ для осесимметричного радиального течения; $\bar{r} = r / R_0$, $\bar{u} = u_{r\delta} / V_0$, $Re = V_0 R_0 / \nu$, $R_2 = u_{r\delta} \delta_2 / \nu$, $H = \delta_1 / \delta_2$, $c_f = \tau_w / 0,5 u_{r\delta}^2$; δ_1 и δ_2 – толщины вытеснения и потери импульса, c_f – коэффициент поверхностного трения на экране, R_0 – характерный размер, V_0 – скорость аппарата, $u_{r\delta}$ – скорость на внешней границе пограничного слоя.

Интегральное соотношение (2) содержит три неизвестных параметра R_2 , H и c_f . При этом для замыкания задачи следует использовать соотношения для профиля скорости и закона сопротивления, т. е. для H и c_f , которые полагаются совпадающими с аналогичными соотношениями для плоского пограничного слоя:

$$H = H(R_2, Re, u'_{r\delta}/u_{r\delta}), \quad c_f = c_f(R_2, Re, u'_{r\delta}/u_{r\delta}), \quad (u'_{r\delta} = du_{r\delta}/dr).$$

Расчет позволяет определить местоположение отрыва слоя, где $c_f = 0$. Для упрощения расчетов в отрывном сечении пограничного слоя воспользуемся приближенной формулой для профиля скорости в этом сечении

$$\frac{u_r}{u_{r\delta}} = \left(\frac{y}{\delta} \right)^{\frac{H-1}{2}},$$

где δ – толщина пограничного слоя; при этом

$$\frac{\delta_2}{\delta} = \frac{H-1}{H(H+1)}, \quad \frac{\delta_1}{\delta} = \frac{H-1}{H+1}.$$

В сечении отрыва Γ_s получим $H \approx 2$, тогда $\delta/2\delta = 1/6$, $\delta_1/\delta = 1/3$ и скорость центра завихренности $u = \delta_1$ оторвавшегося пограничного слоя от стенки равна

$$\frac{u_r(\delta_1)}{u_{r\delta}} = \left(\frac{H-1}{H+1} \right)^{\frac{H-1}{2}} = 0,577.$$

Завихренность оторвавшегося пограничного слоя определяется из известного выражения

$$\frac{d\Gamma_s}{dt} = \int_0^\delta \frac{\partial u_r}{\partial y} u_r dy = \frac{1}{2} u_{r\delta}^2,$$

откуда циркуляция вторичного оторвавшегося на интервале $(t, t + \Delta t)$ вихря равна

$$\Gamma_s = \frac{1}{2} u_{r\delta}^2 \Delta t.$$

РАСЧЕТ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ СВОБОДНЫХ ВИХРЕЙ

Для расчета динамики вихрей использовалась следующая система обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\frac{d\vec{y}_i}{dt} = \vec{V}_0 + \sum_m \vec{\Gamma}_m \times \vec{W}(\vec{y}_i - \vec{y}_m, t - t_s) + \vec{a}_v \Delta t, \quad (3)$$

где \vec{y}_i – вектор координат первичных и вторичных вихрей, \vec{V}_0 – скорость невозмущенного потока, $\vec{\Gamma}_m$ – интенсивности вихрей, $\vec{W}(\vec{y}_i - \vec{y}_m, t - t_s)$ – скорости в точке \vec{y}_i , индуцируемые вихрем, расположенным в точке $\vec{y}_m(t)$, t_s – момент времени образования вихря, \vec{a}_v – ускорение, вызванное вязкими членами в уравнении Навье – Стокса. Функция $\vec{W}(\vec{y}, t)$ имеет вид

$$\vec{W}(\vec{y}, t) = \frac{\vec{y}}{2\pi|\vec{y}|^2} \left(1 - e^{-\frac{|\vec{y}|^2}{4\nu t}} \right).$$

Расчет системы уравнений (3) производился по методу Адамса 4-го порядка точности.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Были проведены расчеты профиля ЦАГИ 831 при различных расстояниях до экрана. Профиль ЦАГИ 831 имеет плоскую нижнюю поверхность и пригоден для установки на центроплан экранолета. Расчеты проводились зеркальным методом (рассчитывались два зеркально

установленных профиля в безграничном пространстве), прямым методом (профиль двигался над неподвижным экраном) и моделирование обдува неподвижного профиля у неподвижного экрана. В последних двух случаях на экране рассчитывался пограничный слой. Исследования показали, что при высотах задней кромки профиля над экраном h больше половины хорды b результаты расчетов тремя способами дают практически одинаковый результат. Однако на малых высотах ($h/b < 0,2$) отличия были существенны.

На рис. 2 приведены расчетные отрывные структуры обтекания профиля зеркальным методом при угле атаки 10° и расстоянии между концами задних кромок $2 \cdot h = 0,1$ хорды для значений τ , равных 2,08; 5,46; 9,06 и 13,18.

Видно, что на малых высотах (0,05) возникает отрыв с верхней поверхности. Возникновение асимметричной картины обтекания при больших значениях τ приводит к колебаниям коэффициента C_u в пределах 15 %.

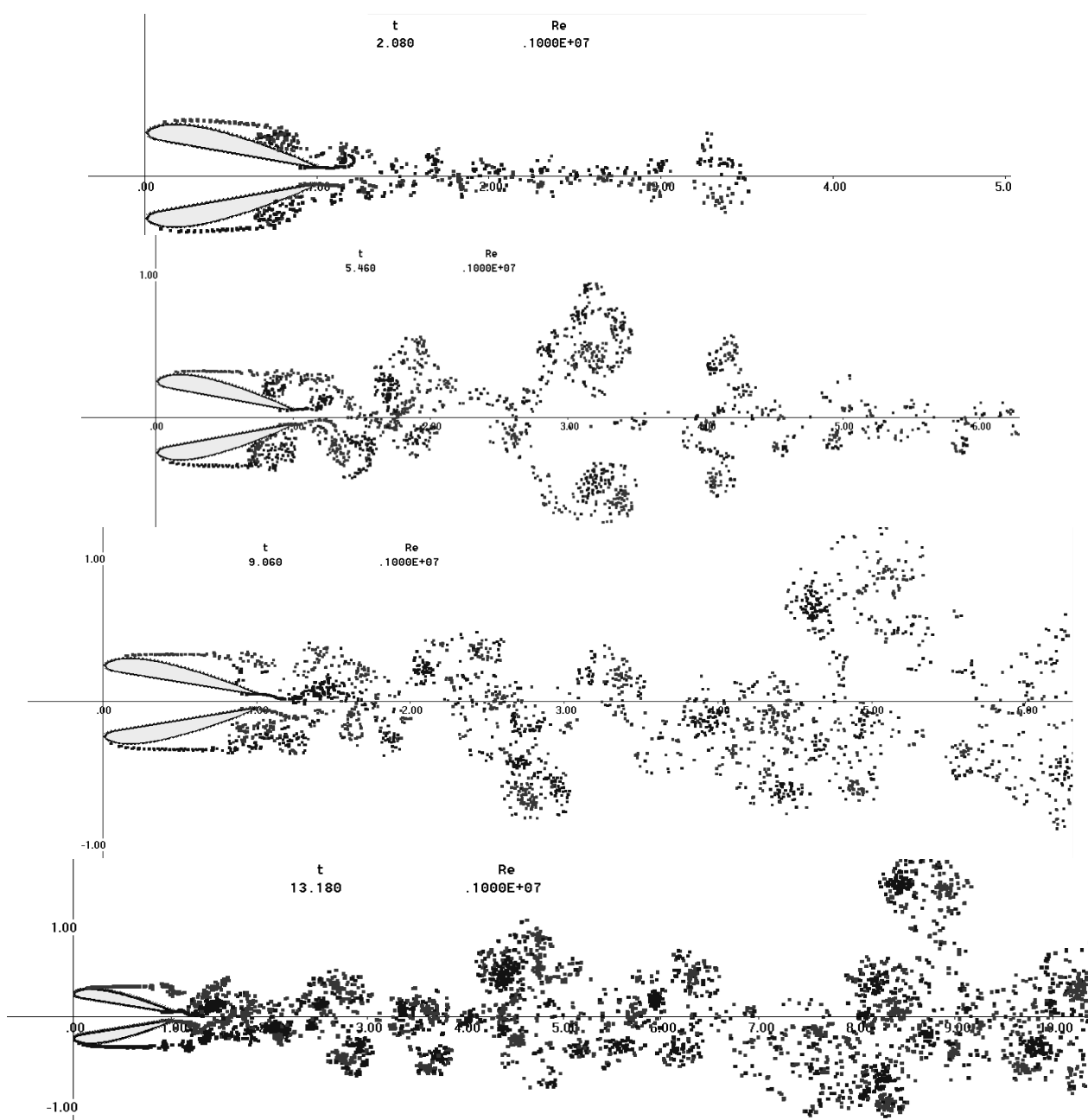


Рис. 2. Профиль ЦАГИ 831 $\alpha = 10^\circ$, $h = 0,05$. Зеркальный метод
Fig. 2. Airfoil ЦАГИ 831 $\alpha = 10^\circ$, $h = 0,05$. Mirror scheme

Структуры обтекания профиля ЦАГИ 831, движущегося над неподвижным экраном, приведены на рис. 3 для $\alpha = 10^\circ$, $h = 0,05$ при различных значениях безразмерного времени $\tau = 1,85$; 6,025; 14,025 и 21,6. В этом случае на экране перед носком профиля возникает стелющийся отрыв, состоящий из вихрей, вращающихся против часовой стрелки. Этот отрыв дополнительно тормозит поток на нижней поверхности профиля. На верхней поверхности отрыв возникает ближе к носку. В результате подъемная сила профиля становится примерно на 10 % меньше, чем при зеркальном методе.

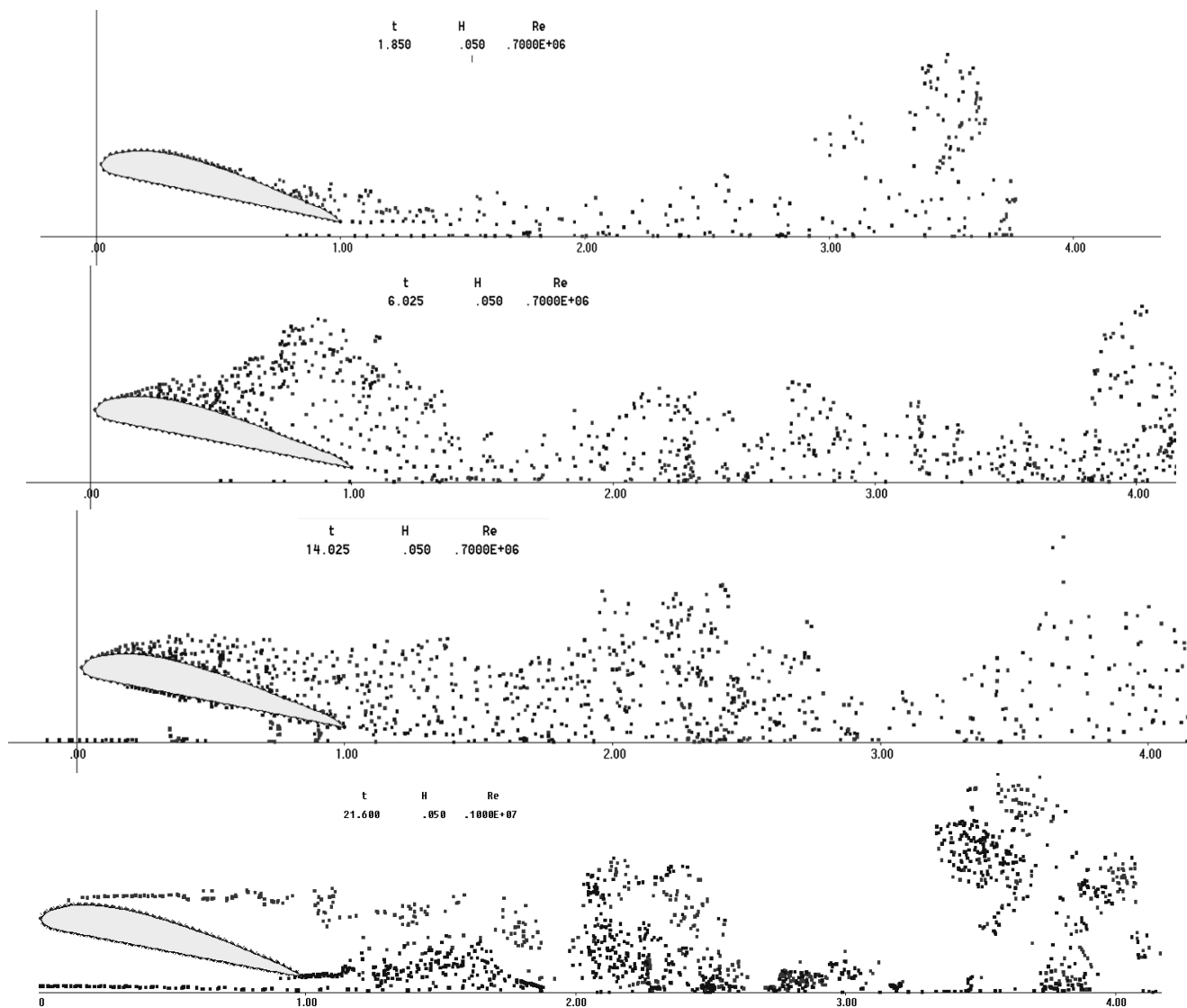


Рис. 3. Моделирование обтекания профиля, движущегося вблизи экрана
 Fig. 3. Airfoil above movable screen

Картина обтекания неподвижного профиля ЦАГИ 831, расположенного над неподвижным экраном и обдуваемого слева направо, показана на рис. 4 для $\alpha = 10^\circ$, $h = 0,05$ при различных значениях безразмерного времени $\tau = 1,175$; 6,0; 14,025 и 23,075. При малых значениях безразмерного времени ($\tau = 1,175$) на экране появляется стелющийся отрыв. Он вызывает отрыв потока с экрана в районе передней кромки. Дальнейшее развитие отрыва на экране приводит к запираанию потока под нижней поверхностью профиля ($\tau = 6$). Через некоторое время поток вырывается под задней кромкой ($\tau = 14,025$), а на экране формируется отрыв перед передней кромкой профиля. Этот сорванный поток к моменту времени

$\tau = 23,075$ начинает обтекать профиль с обеих сторон и в дальнейшем перед профилем формируется отрывная зона, причем верхняя поверхность профиля обтекается почти безотрывно.

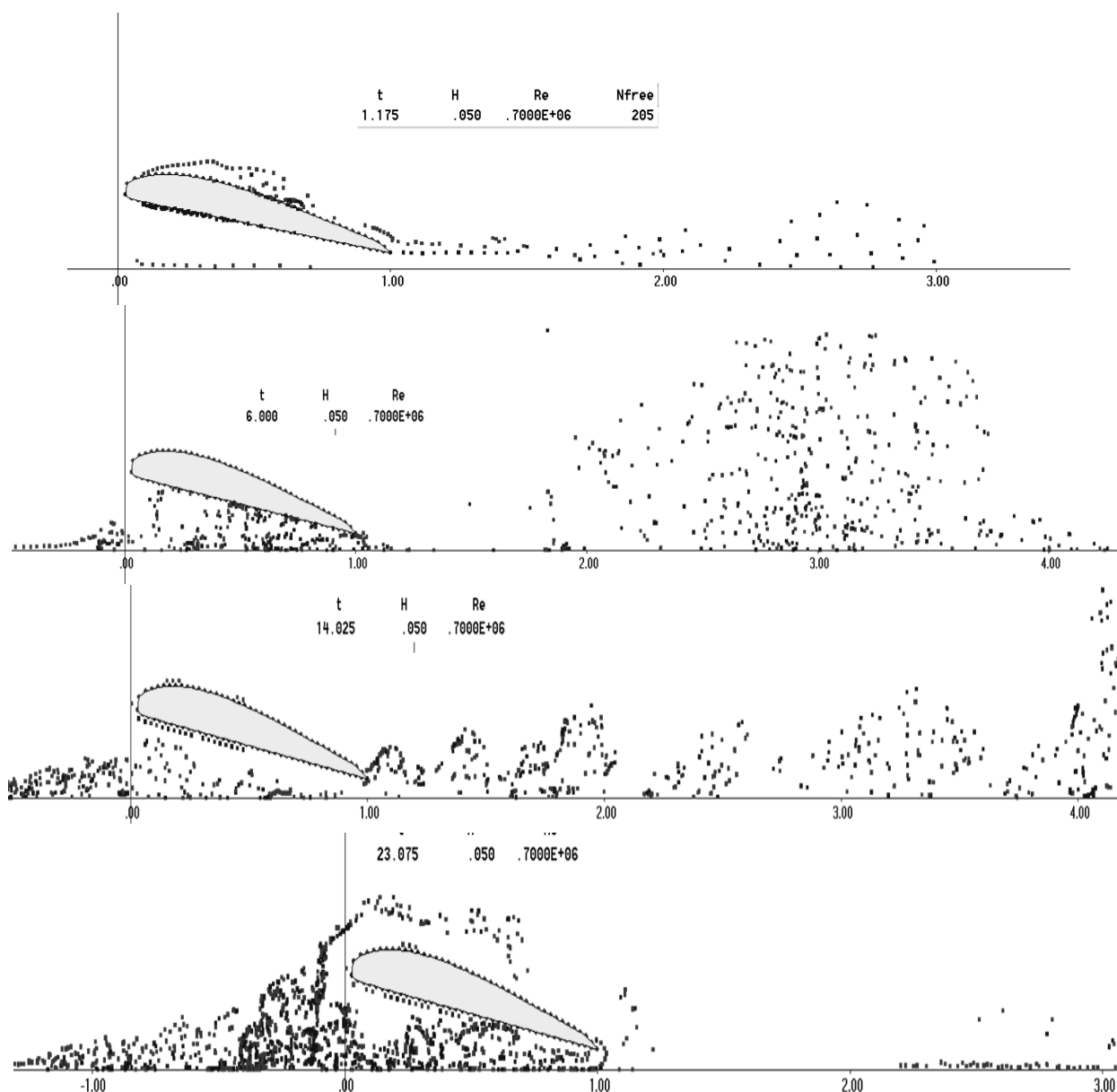


Рис. 4. Моделирование обтекания неподвижного профиля
Fig. 4. Airfoil above fixed screen

Результаты расчетов коэффициента подъемной силы профиля ЦАГИ 831 показаны на рис. 5. Слева на рисунке приведены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки в безграничном потоке. Расчеты проведены в рамках идеальной среды и с учетом пограничного слоя на профиле. Также на рисунке приведены экспериментальные данные.

Справа на рис. 5 представлены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для безразмерной высоты над экраном $h = 0,05$, полученные в расчетах зеркальным методом в прямом движении и в обратном движении. Видно, что зеркальный метод дает завышенное значение подъемной силы по сравнению с прямым методом, а результаты расчетов в обратном движении при малых высотах над экраном дают заниженные результаты.

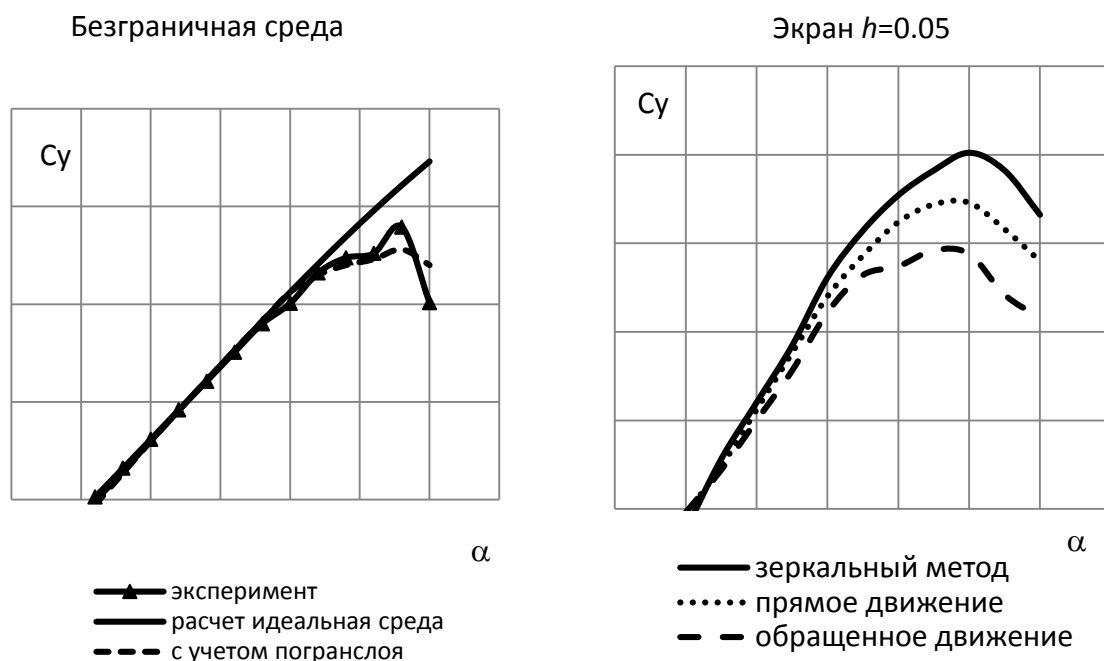


Рис. 5. Результаты расчетов подъемной силы профиля ЦАГИ 831

Fig. 5. Lift coefficient calculation results

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, численная визуализация вихревого течения позволила наблюдать процесс образования вихрей в приэкранной области, их положение в зависимости от временного интервала и их влияние на формирование отрывных зон. Результаты проведенных исследований показали, что учет движения экрана оказывает заметное влияние на аэродинамические характеристики профилей при малых высотах профиля над экраном. Зеркальный метод дает завышенное значение подъемной силы по сравнению с прямым методом, а результаты расчетов в обращенном движении при малых высотах над экраном дают заниженные результаты. Полученные данные могут быть использованы при проектировании стендов для испытания моделей в аэродинамических трубах.

Преимуществом разработанного метода является то, что он требует примерно на два-три порядка меньше времени, чем при расчете сеточными методами. Это означает, что в дальнейшем данная методика может быть использована для проведения расчетов сложных трехмерных компоновок реальных летательных аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Moore N., Wilson P.A., Peters A.J. An Investigation Into Wing In Ground Effect airfoil geometry. In, RTO SCI Symposium on Challenges in Dynamics, System Identification, Control and Handling Qualities for Land, Air, Sea and Space Vehicles, Berlin, Germany, 13–15 May 2002. Available at: <http://eprints.soton.ac.uk/51083/1/51083.pdf> (дата обращения 28.10.2016).

2. Захаров Д.Н. Разработка методики определения влияния близости земли на продольные аэродинамические характеристики самолета // Электронный журнал «Труды МАИ». 2011. № 45. – URL: <http://www.mai.ru/upload/iblock/290/razrabotka-metodiki-opredeleniya-vliyaniya-blizosti-zemli-na-prodolnye-aerodinamicheskie-kharakteristiki-samoleta.pdf> (дата обращения 28.10.2016)

3. Применение методов вычислительного эксперимента для определения аэродинамических характеристик экраноплана на крейсерском режиме движения / В.Н. Блохин, В.М. Прохо-

ров, П.С. Кальясков, А.К. Якимов, А.В. Туманин, В.В. Шабаров // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2012. № 3 (1). С. 143–154.

4. **Bosnyakov S., Kursakov I., Lysenkov A., Mikhaylov S.** Numerical Simulation Of Unsteady Flows Around High-Lift Configurations. 29th Congress Of international Council of aeronautical Sciences. St. Petersburg. Russia. September 7–12. 2014, pp. 1–10.

5. **Isaev S.A., Baranov P.A., Kudryavtsev N.A., Lysenko D.A., Usachev A.E.** Comparative analysis of the calculation data on an unsteady flow around a circular cylinder obtained using the VP2/3 and fluent packages and the Spalart-Allmaras and Menter turbulence models. Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2005, vol. 78, no. 6, pp. 1199–1213.

6. **Eldredge J.D., Colonius T., Leonard A.A.** Vortex Particle Method for Two-dimensional compressible Flow. Journal of Computational Physics. 2002, vol. 179, pp. 371–399. doi:10.1006/jcph.2002.7060.

7. **Sang Il Park and Myoung Jun Kim.** Vortex Fluid for Gaseous Phenomena. Eurographics/ACM SIGGRAPH Symposium on Computer Animation. 2005. Available at http://graphics.cs.cmu.edu/projects/vortex/paper_sca.pdf (дата обращения 27.10.2016).

8. **Dynnikova G.Ya.** Calculation of three-dimensional flows of an incompressible fluid based on a dipole representation of vorticity. Doklady Physics. 2011, vol. 56, no. 3, pp. 163–166.

9. **Dynnikova G., Guvernyuk S., Syrovatsky D.** Simulation of 3D Vortex Flow of Incompressible Fluid by the Dipole Particles. Proceedings of the 6th International Conference on Vortex Flows and Vortex Models (ICVFM Nagoya 2014). Nagoya, 2014, pp. 1–5.

10. Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел / С.М. Белоцерковский, В.Н. Котовский, М.И. Ништ, Р.М. Федоров. М.: Наука. 1988. 231 с.

11. Моделирование дальнего вихревого следа магистральных самолетов при взлете и посадке / А.С. Белоцерковский, А.С. Гиневский, Т.В. Погребная, С.Д. Шипилов // Успехи механики. 2003. Т. 2, № 4. С. 106–127.

12. **Гиневский А.С., Погребная Т.В., Шипилов С.Д.** Моделирование натекания кольцевого вихревого жгута на плоский твердый экран // Доклады РАН. 2006. Т. 411. № 1. С. 55–57.

13. **Федяевский К.К., Гиневский А.С., Колесников А.В.** Расчет турбулентного пограничного слоя несжимаемой жидкости. Л.: Судостроение, 1973. 256 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Погребная Тамара Викторовна, кандидат технических наук, старший научный сотрудник ЦАГИ, valitam@mail.ru.

Шипилов Сергей Дмитриевич, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, serg00946@yandex.ru.

METHOD FOR NUMERICAL MODELING OF UNSTEADY SEPARATED FLOW AROUND AIRFOILS MOVING CLOSE TO FLAT SCREEN

Tamara V. Pogrebnaya¹, Sergey D. Shipilov¹

¹Central Aerogydrodynamic Institute after N.E. Jukovskogo, Moscow, Russia

ABSTRACT

In this article an attempt is made to explain the nature of differences in measurements of forces and moments, which influence an aircraft at take-off and landing when testing on different types of stands. An algorithm for numerical simulation of unsteady separated flow around airfoil is given. The algorithm is based on the combination of discrete vortex method and turbulent boundary layer equations. An unsteady flow separation modeling has been used. At each interval

discrete vortex method was used to calculate the potential flow around airfoils located near a screen. Calculated pressures and velocities were then used in boundary layer calculations to determine flow separation points and separated vortex intensities. After that calculation were made to determine free vortex positions to next time step and the process was fulfilled for next time step. The proposed algorithm allows using numeric visualization to understand physical picture of flow around airfoil moving close to screen. Three different ways of flow modeling (mirror method, fixed or movable screens) were tested. In each case the flow separation process, which determines pressure distribution over airfoil surface and influences aerodynamic performance, was viewed. The results of the calculations showed that at low attitudes of airfoil over screen mirror method over predicts lift force compared with movable screen, while fixed screen under predicts it. The data obtained can be used when designing equipment for testing in wind tunnels.

Key words: unsteady aerodynamics, airfoil, screen, method of discrete vortices, boundary layer, mirror method, fixed or movable screens.

REFERENCE

1. Moore N., Wilson P.A., Peters A.J. An Investigation Into Wing In Ground Effect airfoil geometry. In, RTO SCI Symposium on Challenges in Dynamics, System Identification, Control and Handling Qualities for Land, Air, Sea and Space Vehicles, Berlin, Germany, 13–15 May 2002. Available at: <http://eprints.soton.ac.uk/51083/1/51083.pdf> (accessed 28.10.2016).

2. Zakharov D.N. *Razrabotka metodiki opredeleniya vliania blizosti zemli na aerodinamicheskie kharakteristiki samoleta* [Development of methods for determining the effect of ground proximity on the longitudinal aerodynamic characteristics of the aircraft]. *Elektronnyj zhurnal "Trudy MAI"* [Electronic journal "Trudy MAI"], 2011, no. 45. Available at: <http://www.mai.ru/upload/iblock/290/razrabotka-metodiki-opredeleniya-vlianiya-blizosti-zemli-na-prodolnye-aerodinamicheskie-kharakteristiki-samoleta.pdf> (accessed: 28.10.2016). (in Russian)

3. Blokhin V.N., Prokhorov V.M., Kalyasov P.S., Yakimov A.K., Tumanin A.V., Shabarov V.V. *Primenenie metodov vychislitel'nogo ekperimenta dlya opredeleniya aerodinamicheskikh kharakteristik ekranoplana na kreyserskikh regimach poleta* [The application of computer simulation for the determination of wing craft aerodynamic characteristics in a cruising regime]. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta imeni N.I. Lobachevskogo* [Bulletin of the Nizhny Novgorod University N.I. Lobachevsky], 2012, no. 3 (1), pp. 143–154. (in Russian)

4. Bosnyakov S., Kursakov I., Lysenkov A., Mikhaylov S. Numerical Simulation Of Unsteady Flows Around High-Lift Configurations. 29th Congress Of international Council of aeronautical Sciences. St. Petersburg. Russia. September 7–12. 2014, pp. 1–10.

5. Isaev S.A., Baranov P.A., Kudryavtsev N.A., Lysenko D.A., Usachev A.E. Comparative analysis of the calculation data on an unsteady flow around a circular cylinder obtained using the VP2/3 and fluent packages and the Spalart-Allmaras and Menter turbulence models. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2005, vol. 78, no. 6, pp. 1199–1213.

6. Eldredge J.D., Colonius T., Leonard A.A. Vortex Particle Method for Two-dimensional compressible Flow. *Journal of Computational Physics*, 2002, vol. 179, pp. 371–399. doi:10.1006/jcph.2002.7060.

7. Sang Il Park and Myoung Jun Kim. Vortex Fluid for Gaseous Phenomena. Eurographics/ACM SIGGRAPH Symposium on Computer Animation. 2005. Available at http://graphics.cs.cmu.edu/projects/vortex/paper_sca.pdf

8. Dynnikova G.Ya. Calculation of three-dimensional flows of an incompressible fluid based on a dipole representation of vorticity. *Doklady Physics*, 2011, vol. 56, no. 3, pp. 163–166.

9. Dynnikova G., Guvernyuk S., Syrovatsky D. Simulation of 3D Vortex Flow of Incompressible Fluid by the Dipole Particles. *Proceedings of the 6th International Conference on Vortex Flows and Vortex Models (ICVFM Nagoya 2014)*. Nagoya, 2014, pp. 1–5.

10. Belotserkovsky S.M., Kotovsky V.N., Nisht M.I., Fedorov R.M. *Matematicheskoe modelirovanie ploskoparallel'nogo otryvnogo obtekanija tel* [Mathematical models of plane separated flow on bodies]. Moscow. Nauka. 1988. 231 p.

11. Belotserkovsky A.I., Ginevsky A.S., Pogrebnaya T.V., Shipilov S.D. *Modelirovanie dalnego vikhrevogo sleda magistralnykh samoletov na vzlete i posadke* [Aircraft far vortex wake modeling during takeoff and landing]. *Uspiekhii mekhaniki* [Advances of Mechanics], 2003, vol. 2, no. 4, pp. 106–127. (in Russian)

12. Ginevsky A.S., Pogrebnaya T.V., Shipilov S.D. *Modelirovanie natekaniya kolceвого vikhrevogo jguta na tverdiy ploskiy ekran* [Modeling of the impingement of a circular vortex ring on a plane solid screen]. *Doklady RAN* [Doklady Physics], 2006, vol. 51, no. 11, pp. 55–57. (in Russian)

13. Fediaevsky K.K., Ginevskiy A.S., Kolesnikov A.V. *Raschet turbulentnogo pogranichnogo sloya nesjimaemoy jidkosti* [Calculation of turbulent boundary layer of incompressible fluid]. Leningrad. *Sudostroenie* [Shipbuilding]. 1973. 256 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT AUTHORS

Tamara V. Pogrebnaya, PhD in Science, Senior Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, valitam@mail.ru.

Sergey D. Shipilov, PhD in Science, Leading Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, serg00946@yandex.ru.