

– 919.

9. Jordan C. N., Wright L. M. Heat transfer enhancement in a rectangular (AR = 3:1) channel with V-shaped dimples // *J. Turbomach.* – 2013. – Vol. 135. – № 1. – id. 011028 (10 p.).
10. Калугин В. Т., Крапошин М. В., Стрижак С. В., Юскин А. В. Возможности открытого пакета OpenFOAM для решения задач аэрогидромеханики и теплообмена // Труды РНКТ-5 (Москва 25 – 29 октября 2010 г.). – М.: Изд. дом МЭИ. – 2010. – Т. 1. – С. 85 – 88.
11. Димитрієва Н. Ф. Методика розрахунку вихрової течії біля лунки у відкритому пакеті OpenFOAM // Комп'ютерна гідромеханіка : тези п'ятої міжнар. науково-практичної конф. (Київ 29 – 30 вересня 2016 р.). – Київ : ІГМ НАНУ, 2016. – С. 29 – 30.
12. Воскобойник А. В. Пассивное управление формированием вихревых структур внутри полусилиндрического углубления // Вісник Донецького національного університету. Сер. А : Природничі науки. – 2009. – Т. 1. – С. 173 – 182.

References (transliterated)

1. Turick V. N., Voskoboinick V. A., Voskoboinick A. V. Upravlenie strukturoy techeniya vnutri polutsilindricheskogo uglubleniya [Controlling flow structure inside semi-cylindrical dimples]. *Naukovi visti NTUU "KPI". Ser. : Mashynobuduvannya* [Bulletin of the National Technical University of Ukraine "KPI". Series : Mechanical engineering]. 2016, vol. 78, no. 3, pp. 112–123.
2. Khalatov A. A. *Teploobmen i gidrodinamika okolo poverkhnostnykh uglublenii (lunok)* [Heat transfer and fluid mechanics over surface indentations (dimples)]. Kyiv, ITTF NANU Publ., 2005. 76 p.
3. Voskoboinick V. A., Turick V. N., Voskoboinick O. A., Voskoboinick A. V., Tereshhenko I. A. Influence of the deep spherical dimple on the pressure field under the turbulent boundary layer. In *Advances in Computer Science for Engineering and Education*. Ed. Z. Hu, S. Petoukhov, I. Dychka, M. He. 2019, vol. 754, pp. 23–32.
4. Choi J., Jeon W.-P., Choi H. Mechanism of drag reduction by dimples on a sphere. *Phys. Fluids*. 2006, vol. 18, no. 4, id. 041702 (4 p.).
5. Meseguer-Garrido F., De. Vicente J., Valero E., Theofilis V. On linear instability mechanisms in incompressible open cavity flow. *J. Fluid Mech.* 2014, vol. 752, pp. 219–236.
6. Kovalenko G. V., Khalatov A. A. Granitsy rezhimov techeniya v uglubleniyakh na ploskoy poverkhnosti, imeyushchikh formu sfericheskikh segmentov [Boundaries of flow regimes in cavities on flat surface having the shape of spherical segments]. *Applied hydromechanics*. 2008, vol. 10(82), no. 1, pp. 23–32.
7. Gortyshov Yu. F., Popov I. A., Olimpiev V. V., Shhelchkov A. V., Kaskov S. I. *Teplogidravlicheskaya effektivnost' perspektivnykh sposobov intensivatsii teploobmeha v kanalakh teploobmennogo oborudovaniya* [Thermal-hydraulic efficiency of promising ways to intensify heat transfer in heat exchange equipment channels]. Kazan, Tsentri innovatsionnykh tekhnologiy Publ., 2009. 531 p.
8. Najm H. N., Ghoniem A. F. Numerical simulation of the convective instability in a dump combustor. *AIAA J.* 1991, vol. 29, no. 6, pp. 911–919.
9. Jordan C. N., Wright L. M. Heat transfer enhancement in a rectangular (AR = 3:1) channel with V-shaped dimples. *J. Turbomach.* 2013, vol. 135, no. 1, id. 011028 (10 p.).
10. Kalugin V. T., Kraposhin M. V., Strizhak S. V., Yuskin A. V. *Vozmozhnosti otkrytogo paketa OpenFOAM dlya resheniya zadach aerogidromekhaniki i teploobmena* [Possibility of OpenFOAM open package to solve aerohydraulic and heat transfer problems]. *Trudy RPKT-5* [Proc. of the Fifth Russian National Conference on Heat Transfer, Moscow, October 25 – 29, 2010]. 2010, vol. 1, pp. 85–88.
11. Dimitrieva N. F. *Metodyka rozrakhunku vykhrovoyi techiyi bilya lunky u vidkrytomu paketi OpenFOAM* [Method of calculating the eddy flow at the dimple in the OpenFOAM open package]. *Komp'yuterna gidromekhanika : tezy p'yatoyi mizhnar. naukovo-praktychnoyi konf.* [Computer hydromechanics : Proceedings of the 5-th International Scientific and Practical Conference, Kyiv, September 29 – 30, 2016]. Kyiv, IGM NANU Publ., 2016, pp. 29–30.
12. Voskoboinick A. V. *Passivnoe upravlenie formirovaniem vikhrevykh struktur vnutri polutsilindricheskogo uglubleniya* [Passive control of the formation of vortex structures inside a semi-cylindrical cavity]. *Visnyk Donets'kogo natsional'nogo universytetu. Ser. A : Pryrodnychi nauky* [Bulletin of the Donetsk National University. Series A : Natural Sciences]. 2009, vol. 1, pp. 173–182.

Надійшла (received) 16.03.2019

Відомості про авторів / Сведения об авторах / Information about authors

Воропаєв Геннадій Олександрович (Воропаев Геннадий Александрович, Voropaiev Gennadii Aleksandrovich) – член-кореспондент Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук, професор, Інститут гідромеханіки Національної академії наук України, м. Київ; тел.: (044) 371-65-18; e-mail: voropaiev@hydromech.com.ua.

Димитрієва Наталія Федорівна (Димитриева Наталья Федоровна, Dimitrieva Natalia Fedorovna) – кандидат фізико-математичних наук, Інститут гідромеханіки Національної академії наук України, м. Київ; тел.: (044) 371-65-18; e-mail: dimitrieva@nas.gov.ua.

УДК 532.517:532.5.032

Г. А. ВОРОПАЕВ, Я. В. ЗАГУМЕННЫЙ**УПРАВЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ОБТЕКАЕМОГО КОЛЕБЛЮЩЕГОСЯ КРЫЛА**

Предложен метод численного моделирования обтекаемых колеблющихся тел на основе прямого численного решения классической системы нестационарных трехмерных уравнений Навье – Стокса и неразрывности для несжимаемой вязкой среды с использованием библиотек динамических расчетных сеток и программ собственной разработки пакета OpenFOAM. Представлены результаты расчетов обтекания колеблющихся профилей разной конструкции, включая стандартный крыловой профиль NACA0009 и две его модификации с дополнительным тонким хвостовиком с фиксированной и движущейся кромкой. Определяются их пропульсивные характеристики и структура вихревого следа в зависимости от угла отклонения и частоты колебания. Результаты численного моделирования показали возможность в рамках единой формулировки получать гидродинамические характеристики тонких подвижных и неподвижных профилей, определять локальные отрывы и величины генерируемой завихренности, а также показали зависимость структуры вихревого следа от геометрии профиля и частоты его колебания. Показано, что колеблющийся упругий профиль обладает меньшим сопротивлением по сравнению со стандартным жестким крылом.

Ключевые слова: обтекание тела, вихревой след, колеблющийся крыловой профиль, коэффициент сопротивления, пропульсивная сила, численное моделирование, OpenFOAM.

© Г. А. Воропаев, Я. В. Загуменный, 2019

Г. О. ВОРОПАЄВ, Я. В. ЗАГУМЕННИЙ
КЕРУВАННЯ ДИНАМІЧНИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ОБТІЧНОГО КОЛИВНОГО КРИЛА

Запропоновано метод чисельного моделювання обтічних коливних тіл на основі прямого чисельного розв'язання класичної системи нестационарних тривимірних рівнянь Нав'є – Стокса і нерозривності для нестисливого в'язкого середовища з використанням бібліотек динамічних розрахункових сіток і програм власної розробки пакету OpenFOAM. Представлені результати розрахунків обтікання коливних профілів різної конструкції, включаючи стандартний криловий профіль NACA0009 і дві його модифікації з додатковим тонким хвостовиком з фіксованою і рухомою крайкою. Визначаються їх пропульсивні характеристики і структура вихрового сліду в залежності від кута відхилення та частоти коливання. Результати чисельного моделювання показали можливість в рамках єдиного формулювання отримувати гідродинамічні характеристики тонких рухомих і нерухомих профілів, визначати локальні відриви і величини генерованої завихреності, а також показали залежність структури вихрового сліду від геометрії профілю і частоти його коливань. Показано, що коливний пружний профіль має менший опір у порівнянні зі стандартним жорстким крилом.

Ключові слова: обтікання тіла, вихровий слід, коливний криловий профіль, коефіцієнт опору, пропульсивна сила, чисельне моделювання, OpenFOAM.

G. A. VOROPAEV, Y. V. ZAGUMENNYI
CONTROL OF DYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN OSCILLATING WING IN THE ONCOMING FREE STREAM

A method for numerical simulation of oscillating bodies in an oncoming free stream is proposed on the basis of direct numerical solution of the classical system of unsteady 3D Navier – Stokes and continuity equations for an incompressible viscous medium using dynamic computational mesh libraries and program codes of own development in the frame of the OpenFOAM utility. Computation results are presented on flows around oscillating profiles with different designs, including the standard airfoil NACA0009, and its two modifications with an extra thin tail with fixed and moving edges. Their propulsive characteristics and the vortex wake structure are studied as functions of deviation angle and oscillation frequency. The numerical results show capability of obtaining the hydrodynamic characteristics of thin moving and fixed profiles in the frame of a single problem formulation and determining local separations and generated vorticity magnitudes. The results obtained demonstrate, as well, the functional dependence of the vortex wake structure on the profile geometry and oscillation frequency. It is shown that the oscillating elastic wing profile has a lower drag as compared to the standard rigid one.

Key words: flow past a body, vortex wake, oscillating wing profile, drag coefficient, propulsive force, numerical simulation, OpenFOAM.

Введение. Исходя из утверждения, основанного на экспериментальных фактах, что при достаточно больших не универсальных числах Рейнольдса стационарное обтекание твердых тел невозможно, проблема точного определения гидродинамических характеристик обтекаемых тел должна быть связана не только с нестационарностью граничных условий, но и с возникающей нестационарностью потока вследствие потери устойчивости течения. И, несмотря на существование развитой теории крыла в нестационарном потоке [1], но построенной для профилей, обтекаемых идеальной жидкостью, на основании гипотез генерации распределенных особенностей по поверхности обтекаемых колеблющихся профилей, остается много нерешенных задач. Отдельную существенную нишу в этой области аэромеханики занимает панельный метод и метод дискретных вихрей [2], объединенный с теорией пограничного слоя, позволившие сформулировать и решать задачи определения гидродинамических характеристик профилей при их нестационарном движении. Обширный обзор результатов работ на основании этих теорий представлен в монографии [3]. Однако проблемы формирования завихренности в нестационарном пограничном слое, его точки отрыва существенно снижают достоверность необходимой исходной информации для этого метода, и поэтому результаты, полученные с помощью таких методов, не всегда соответствуют данным экспериментальных исследований [4].

С развитием вычислительной техники и численных методов решения нестационарных уравнений Навье – Стокса появилась возможность прямого определения пропульсивных характеристик колеблющихся профилей и структуры вихревого следа при мигрирующей точке отрыва, вязком взаимодействии вихрей в ближнем следе в достаточно широком диапазоне чисел Рейнольдса [5, 6].

В настоящей работе представлены результаты DNS моделирования колеблющихся профилей разной конструкции. Определяются их пропульсивные характеристики и структура вихревого следа в зависимости от угла отклонения и частоты колебания.

Постановка задачи. Для определения структуры и динамики течения при обтекании колеблющегося тела используется классическая система нестационарных трехмерных уравнений Навье – Стокса и уравнение неразрывности для несжимаемой вязкой среды:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + (\nabla \cdot \mathbf{U})\mathbf{U} + \frac{1}{\rho} \nabla P - \frac{1}{\text{Re}} \Delta \mathbf{U} = 0, \quad \nabla \cdot \mathbf{U} = 0, \quad (1)$$

где $\mathbf{U} = (U, V, W)$; P , ρ , ν , U_0 – компоненты вектора скорости, давление, плотность, кинематическая вязкость жидкости и скорость набегающего потока, соответственно.

Изучается возмущенное течение жидкости при вынужденных колебаниях обтекаемого тела в соответствии с задаваемым законом движения. На большом расстоянии от обтекаемого тела задаются граничные условия невозмущенного набегающего потока, а непосредственно на самой поверхности – условия прилипания:

$$\mathbf{U}|_{x,y \rightarrow \pm\infty} = \{U_0, 0, 0\}, \quad \mathbf{U}|_S = \left\{ \frac{\partial \xi_x}{\partial t}, \frac{\partial \xi_y}{\partial t}, \frac{\partial \xi_z}{\partial t} \right\}, \quad (2)$$

где $\xi = (\xi_x, \xi_y, \xi_z)$ – вектор перемещения поверхности обтекаемого тела.

В качестве обтекаемого тела рассмотрен симметричный крыловой профиль NACA 0009, а также его геомет-

рические модификации с дополнительным тонким хвостовым элементом, задняя кромка которого может быть как жестко закрепленной, так и свободно движущейся по определенному закону. Обтекаемое тело совершает периодические вращательно-колебательные движения в плоскости XOY , которые могут быть выражены следующими аналитическими соотношениями:

$$\xi_x = x_0 \cdot \cos(\alpha(t)) - y_0 \cdot \sin(\alpha(t)), \quad \xi_y = y_0 \cdot \cos(\alpha(t)) + x_0 \cdot \sin(\alpha(t)), \quad \xi_z = 0, \quad (3)$$

где $\alpha(t) = \alpha_{\max} \cdot \sin(2\pi \cdot f \cdot t)$ – мгновенный угол атаки профиля; f – частота его колебаний; (x_0, y_0, z_0) – координаты точек поверхности профиля в исходном горизонтальном положении. В случае жесткого закрепления задней кромки хвостовика $\alpha(t) = 0$ реализуется гладкое непрерывное соединение зафиксированной точки с телом колеблющегося профиля на основе параболической аппроксимации. Свободное колебание хвостовика реализуется путем задания некоторой фазовой задержки $\varphi_0(x)$ относительно общего закона колебаний тела: $\alpha(t) = \alpha_{\max} \cdot \sin(2\pi \cdot f \cdot t - \varphi_0(x))$. Схема рассматриваемой задачи приведена на рис. 1 с указанием всех основных геометрических параметров профиля, которые в данной работе принимались равными следующим значениям: $L = 0.12$ м, $L_c = 0.012$ м, $L_t = 0.02$ м.

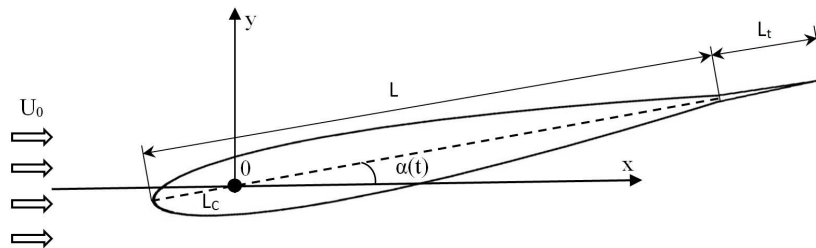


Рис. 1 – Геометрия задачи.

Традиционно периодический процесс вихреобразования около обтекаемых тел характеризуется числами Струхала ($Sh = f \cdot L / U_0$) и Рейнольдса: ($Re = U_0 \cdot L / \nu$) – безразмерными параметрами, связывающими скорость набегающего потока жидкости, длину хорды крыла, частоту колебаний и кинематический коэффициент вязкости. Исследуемые параметры задачи соответствуют числу Рейнольдса: $Re = 60000$ ($U_0 = 0.5$ м/с) и диапазону изменения числа Струхала: $Sh = 0 \div 1.8$ (размерная частота колебаний варьировалась в диапазоне: $f = 0 \div 7.5$ Гц).

Численное моделирование. Численное моделирование течений жидкостей в условиях, когда обтекаемое тело совершает вынужденные нестационарные движения в потоке, практически невозможно реализовать на базе статических расчетных сеток. Поэтому для численного решения уравнений (1) с граничными условиями (2) был разработан алгоритм расчета с использованием библиотек динамических расчетных сеток и программ собственной разработки в рамках открытого пакета *OpenFOAM* на основе прямого численного решения классической системы нестационарных трехмерных уравнений Навье – Стокса и неразрывности для несжимаемой среды с граничными условиями прилипания на поверхности и невозмущенного потока на бесконечности [7].

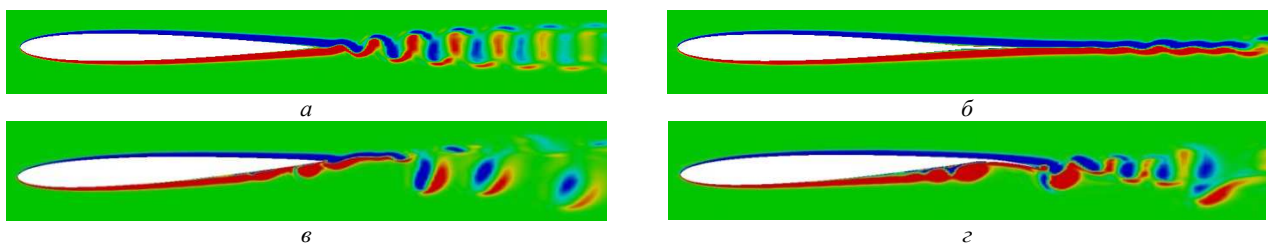


Рис. 2 – Вихревая структура течения при обтекании неподвижного крылового профиля NACA0009 (а, в) и его модификация с дополнительным хвостовиком (б, г): а, б – $\alpha = 0^\circ$; в, г – $\alpha = 3^\circ$; $Re = 60000$.

Среди ряда разработанных библиотек динамических расчетных сеток, которые позволяют определять положения узлов расчетной сетки на новом временном слое при изменении положения тела в пространстве, наиболее точным и эффективным оказался метод, основанный на численном решении уравнения Лапласа для компонент перемещения узлов сетки. Данный метод построения динамических расчетных сеток позволяет проводить расчеты обтекания тел, колеблющихся в потоке жидкости в соответствии с более сложными нестационарными законами, в частности, с учетом фазовой задержки колебаний на определенной части поверхности тела относительно общего закона движения либо в случае, когда закон колебаний определяется в процессе вычислений путем учета взаимного влияния характеристик возмущенного течения и деформирующейся поверхности обтекаемого тела.

Решение результирующей системы линейных алгебраических уравнений проводится с наперед устанавливаемой точностью с помощью *итерационных солверов* PCG и PBiCG, реализующих методы сопряженных градиентов для симметричных и асимметричных матриц, соответственно, и задаваемым количеством внутренних и внешних итераций процедуры PIMPLE, связывающей поля скорости и давления. Для *интерполяции конвективных членов* применяется TVD схема с ограничителем, обеспечивающая минимальную численную диффузию и отсутствие *осцилляций решения*. Для дискретизации производной по времени используется неявная трехточечная несимметричная схема второго порядка с разностями назад, которая обеспечивает хорошее разрешение физического процесса во времени.

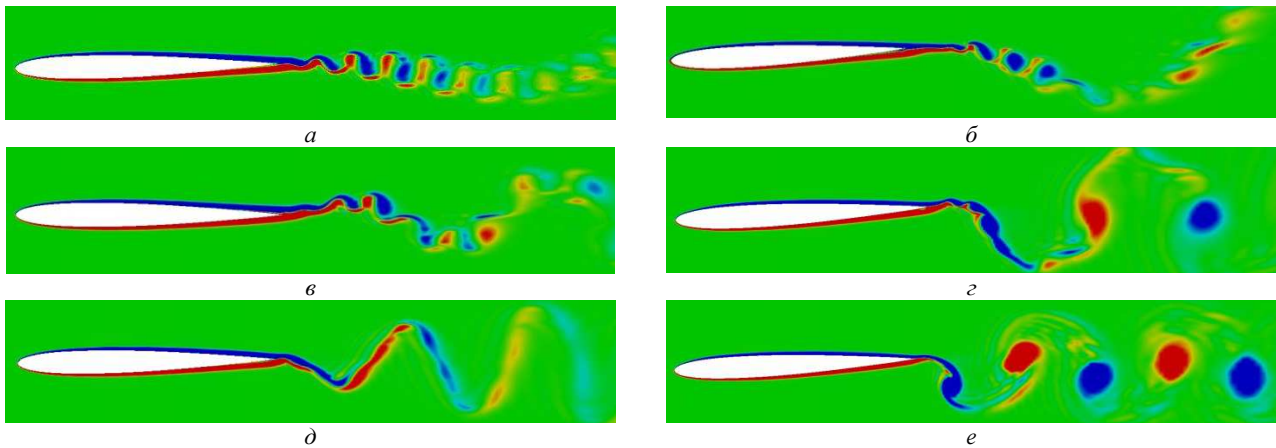


Рис. 3 – Вихревая структура течения при обтекании колеблющегося крылового профиля NACA0009 с острой задней кромкой: $a, в, д - \alpha = 1^\circ$; $б, з, е - \alpha = 3^\circ$; $Sh = 0.6$ ($a, б$), $Sh = 1.2$ ($в, з$), $Sh = 1.8$ ($д, е$).

Расчеты поставленных задач проводились в параллельном режиме с применением *метода декомпозиции расчетной области* на многоядерных персональных компьютерах и кластерных системах. Обработка и визуализация результатов расчетов выполнялась с использованием *графического интерфейса ParaView* и *пакета прикладных программ Origin*.

Результаты расчетов. Численный расчет обтекания симметричного крылового профиля малого относительного утолщения NACA0009 под нулевым углом атаки демонстрирует классические результаты формирования вихревого следа, распространяющегося вниз по потоку с безразмерной фазовой скоростью 0.2 – 0.3 с максимальными значениями *безразмерной завихренности в вихрях* ± 20 (рис. 2, a). Добавление конструктивного элемента в форме тонкого хвостовика приводит к стабилизации *спутного течения*, которое в данном случае принимает вид двух слабо возмущенных полос противоположных знаков завихренности, вследствие плавного схода с задней кромки *сдвиговых слоев*, формирующихся на поверхности профиля под действием вязкости жидкости (рис. 2, $б$). В обоих случаях пограничный слой на профиле остается невозмущенным в отличие от случая *крыловых профилей* большего относительного утолщения, когда даже при нулевом угле атаки происходит нарастание возмущений завихренности и давления в пограничном слое за *миделем профиля*, что проявляется в формировании *локальных отрывов* в пограничном слое [8].

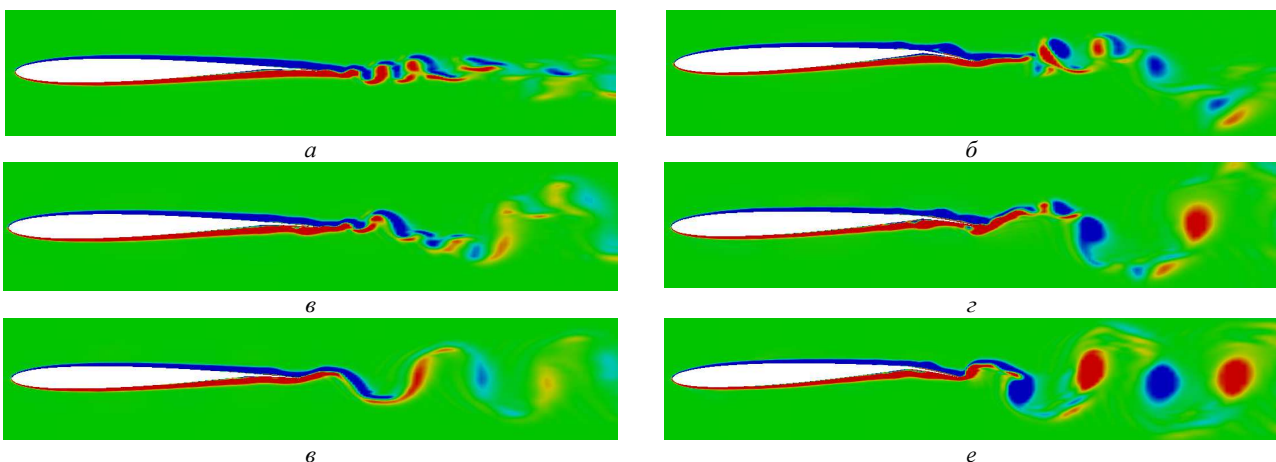


Рис. 4 – Вихревая структура течения при обтекании колеблющегося модифицированного крылового профиля NACA0009 с дополнительным хвостовым элементом с фиксированной задней кромкой: $a, в, д - \alpha = 1^\circ$; $б, з, е - \alpha = 3^\circ$; $Sh = 0.6$ ($a, б$), $Sh = 1.2$ ($в, з$), $Sh = 1.8$ ($д, е$).

При обтекании рассматриваемых моделей неподвижных крыловых профилей под углом атаки $\alpha = 3^\circ$ по-

граничный слой на наветренной стороне остается невозмущенным под действием стабилизирующего влияния набегающего потока, в то время как на подветренной стороне возникают зоны локального отрыва течения, в которых поочередно формируются вихревые структуры положительного знака безразмерной завихренности с интенсивностью свыше 60. На задней кромки профиля эти вихри взаимодействуют со сходящим с наветренной стороны сдвиговым слоем, формируя возмущенный след в виде перемещающейся вниз по потоку со скоростью порядка $0.85U_0$ цепочки пар дискретных вихрей с противоположными знаками завихренности (рис. 2, в). При обтекании конструкции профиля с фиксированной кромкой хвостовика (рис. 2, з) вихревые структуры на подветренной стороне профиля имеют большие масштабы, а структура следа принимает менее регулярный характер, вследствие более сложного характера нестационарного вихревого взаимодействия.

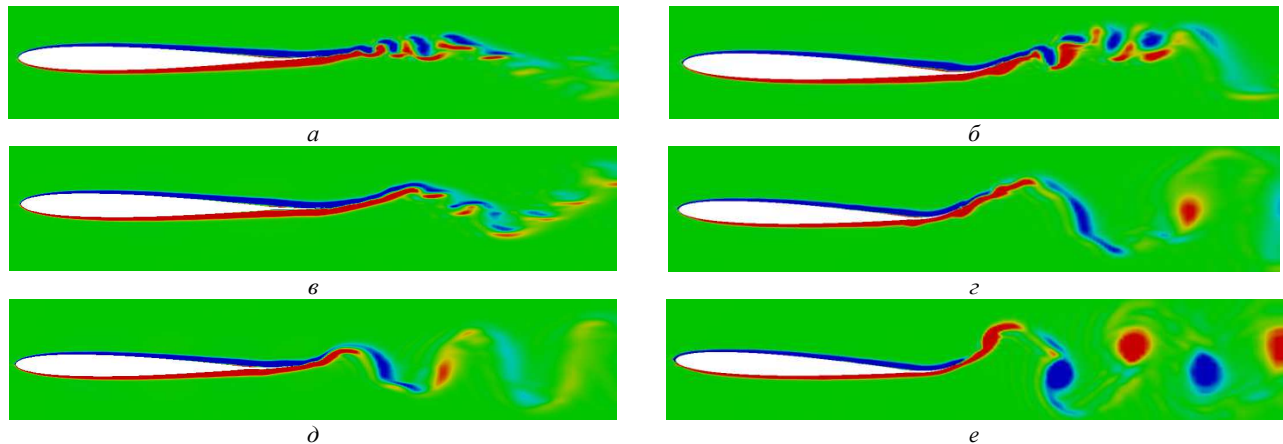


Рис. 5 – Вихревая структура течения при обтекании колеблющегося модифицированного крылового профиля NASA0009 с дополнительным хвостовым элементом со свободной задней кромкой:

$a, в, д - \alpha = 1^\circ$; $б, з, е - \alpha = 3^\circ$; $Sh = 0.6$ ($a, б$), $Sh = 1.2$ ($в, д$), $Sh = 1.8$ ($д, е$).

При совершении периодических вращательно-колебательных движениях крылового профиля картина течения в спутном следе существенно меняется. При малых частотах и амплитудах колебания крыла частично сохраняется характер вихревого следа, подобного структуре течения при обтекании неподвижного профиля, однако при больших частотах и амплитудах колебаний происходит полное вырождение собственных возмущений пограничного слоя и структура вихревого следа определяется параметрами задаваемого колебания профиля. На рис. 3 – 5 представлены картины поля завихренности в зависимости от частоты и амплитуды колебаний для трех рассматриваемых конструкций колеблющегося крыла: стандартного профиля NASA0009 и двух его модификаций с тонким хвостовиком с зафиксированной и колеблющейся с некоторой фазовой задержкой задней кромкой.

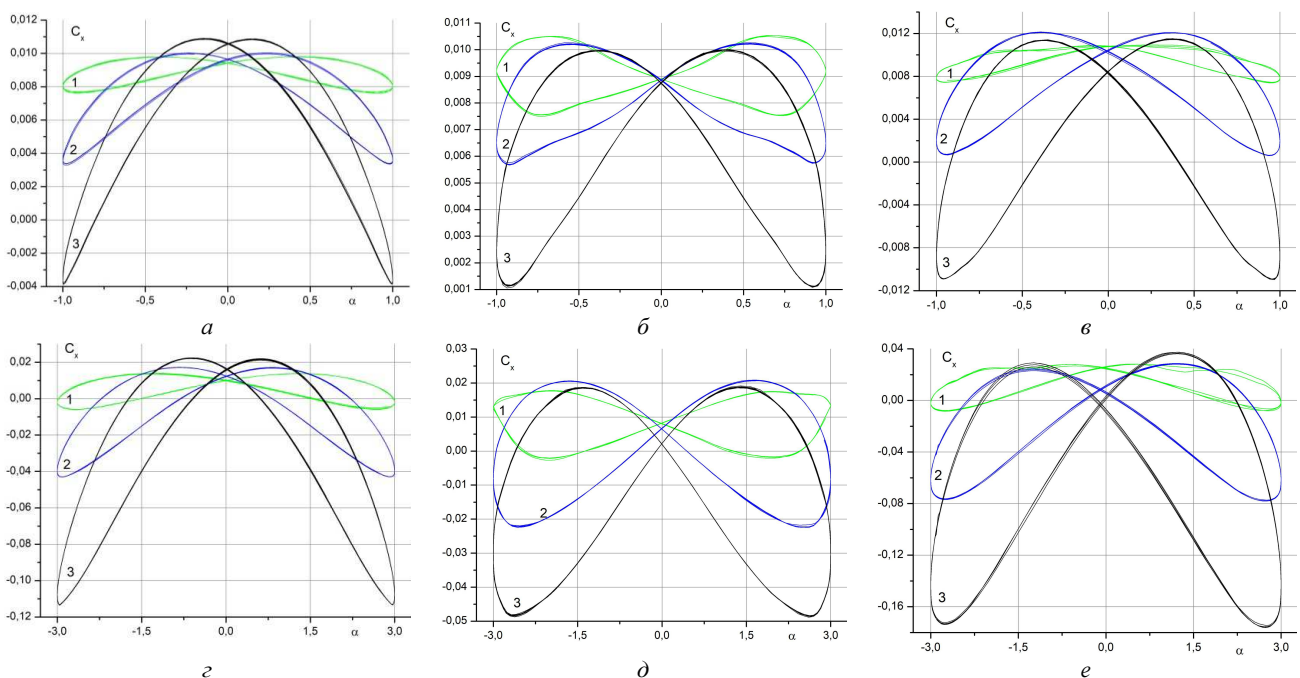


Рис. 5 – Интегральный коэффициент сопротивления как функция мгновенного значения угла атаки колеблющегося жесткого профиля NASA0009 ($a, з$) и его модификаций с фиксированной ($б, д$) и свободной ($в, е$) задней кромкой: $a, б, в - \alpha = 1^\circ$; $г, д, е - \alpha = 3^\circ$; $Sh = 0.6$ (1); $Sh = 1.2$ (2); $Sh = 1.8$ (3).

Во всех рассмотренных случаях конструкции колеблющегося крыла просматривается общая тенденция трансформации структуры следного течения с изменением значений амплитуды и частоты колебаний. Так, при фиксированной амплитуде $\alpha = 1^\circ$ увеличение частоты колебаний приводит к постепенному вырождению собственных возмущений в следе и формированию волнообразной вихревой пелены, а при амплитуде колебаний $\alpha = 3^\circ$ в следе формируются компактные вихревые структуры с чередующимся знаком завихренности. Во всех случаях формирующиеся возмущения переносятся вниз по потоку со скоростью близкой к скорости набегающего потока, а расстояние между соседними характерными структурными элементами следа определяется частотой вынужденных колебаний профиля: $s = U_0/f$. При колебательном движении профиля вверх формируются вихревые возмущения преимущественно с положительным знаком завихренности, а при движении вниз – наоборот, с отрицательным.

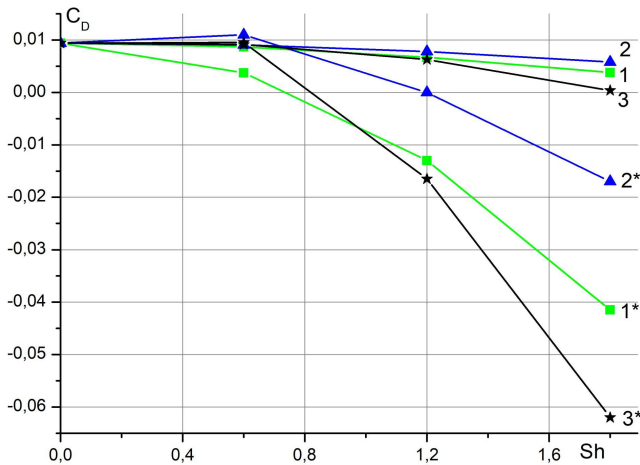


Рис. 6 – Интегральные значения коэффициента сопротивления в зависимости от числа Струхала для: 1 – стандартного профиля NASA0009; 2, 3 – модифицированного с фиксированной и подвижной кромкой; 1* – 3* – $\alpha = 1^\circ$; 1** – 3** – $\alpha = 3^\circ$.

Зависимости коэффициента сопротивления от мгновенного значения угла атаки рассмотренных колеблющихся профилей для различных амплитуд и частот колебаний представлены на рис. 5. Приведенные кривые показывают, что при малых частотах колебания в случае движения профиля в сторону увеличения угла наблюдается менее четкая пропорциональность коэффициента сопротивления мгновенному углу атаки по сравнению со случаем, когда профиль совершает колебания от максимального угла отклонения. При увеличении частоты колебаний профиля из нейтрального положения в сторону увеличения мгновенного угла атаки максимум коэффициента сопротивления фиксируется намного ранее, чем профиль достигает максимального угла отклонения, а затем резко падает, достигая минимального значения в области максимальных значений мгновенного угла атаки. При последующем движении профиля в сторону нейтрального положения коэффициент сопротивления возрастает, то есть проявляются гистерезисные явления. При наибольших значениях амплитуды и частоты колебаний кривые находятся преимущественно в области отрицательных значений, что говорит о работе крыла в пропульсивном режиме.

На рис. 6 приведены значения коэффициента сопротивления, проинтегрированные по периоду вынужденных колебаний, в зависимости от частоты для различных геометрических модификаций колеблющегося профиля. Приведенные результаты показывают, что сопротивление снижается с увеличением частоты и амплитуды вынужденных колебаний крыла, а при значениях числа Струхала и угловой амплитуды колебаний: $Sh = 1,8$ и $\alpha = 3^\circ$ интегральные значения коэффициента сопротивления принимают отрицательный знак для всех рассмотренных конструкций крыла, то есть, в этом случае, генерируется пропульсивная сила, способная продвигать колеблющееся тело вверх по потоку. При этом наибольшая пропульсивная сила формируется на крыловом профиле с гибкой задней кромкой, наименьшая – в случае жестко зафиксированной кромкой профиля.

Выводы. Результаты численного моделирования показали возможность в рамках вязкого подхода без привлечения гипотез получать гидродинамические характеристики тонких подвижных и неподвижных профилей, определять локальные отрывы и величины генерируемой завихренности. Получены зависимости структуры вихревого следа от геометрии профиля и частоты его колебания, а также пороговое число Струхала, начиная с которого для тонких профилей динамические характеристики профиля не зависят от структуры вихреобразования в пограничном слое на поверхности профиля. Показано, что колеблющийся упругий профиль обладает меньшим сопротивлением по сравнению со стандартным жестким профилем.

Список литературы

1. Голубев В. В. Труды по аэродинамике. – М. – Л. : Гостехиздат, 1957. – 980 с.
2. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г. Крыло в нестационарном потоке газа. – М. : Наука, 1971. – 768 с.
3. Довгий С. А. Аэрогидродинамика движущихся крыльев. – Киев : Издательство «Юстон», 2016. – 276 с.
4. Воропаев Г. А., Зайнер-Гундерсен Д., Коробов В. И. Гидродинамические характеристики колеблющегося крыла // Прикладная гидромеханика. – 2015. – Т. 17. – № 3. – С. 3–9.
5. Young J., Lai J., Platzer M. A review of progress and challenges in flapping foil power generation // Prog. Aerosp. Sci. – 2014. – v. 67. – P. 2–28.
6. Kaya M., Elfarra M. CFD based optimization of oscillatory wing motion for maximum energy harvesting from wind // Int. J. Renewable Energy Research. – 2018. – v. 8. – no. 1. – P. 540–551.
7. Jasak H. OpenFOAM : open source CFD in research and industry // Int. J. Naval Architecture and Ocean Engineering. – 2009. – v. 1. – no. 2. – P. 89–94.
8. Voropaev G. A., Zagumennyi Ya. V., Shkvar Ye. A. Vortex formation on an oscillating wing // Proc. 8-th Int. Conf. on Vortex Flows Dynamics. – Xi'an, China, 2018. – P. 25–26.

References (transliterated)

1. Golubev V. V. *Trudy po aerodinamike* [Proceedings on aerodynamics]. Moscow – Leningrad, Gostekhizdat Publ., 1957. 980 p.
2. Belotserkovskiy S. M., Skripach B. K., Tabachnikov V. G. *Krylo v nestatsionarnom potoke gaza* [Wing in an unsteady gas flow]. Moscow, Nauka Publ., 1971. 768 p.
3. Dovgiiy S. A. *Aerogidrodinamika dvizhushhikhsya kryl'ev* [Aerohydrodynamics of moving wings]. Kiev, Izdatel'stvo «Yuston» Publ., 2016. 276 p.
4. Voropaev G. A., Zayner-Gundersen D., Korobov V. I. *Gidrodinamicheskie kharakteristiki koleblyushhegosya kryla* [Hydrodynamic characteristics of an oscillating wing]. *Prikladnaya gidromekhanika* [Applied hydromechanics]. 2015, vol. 17, no. 3, pp. 3–9.
5. Young J., Lai J., Platzer M. A review of progress and challenges in flapping foil power generation. *Prog. Aerosp. Sci.* 2014, vol. 67, pp. 2–28.
6. Kaya M., Elfarra M. CFD based optimization of oscillatory wing motion for maximum energy harvesting from wind. *Int. J. Renewable Energy Research.* 2018, vol. 8, no. 1, pp. 540–551.
7. Jasak H. OpenFOAM : open source CFD in research and industry. *Int. J. Naval Architecture and Ocean Engineering.* 2009, vol. 1, no. 2, pp. 89–94.
8. Voropaev G. A., Zagumennyi Ya. V., Shkvar Ye. A. Vortex formation on an oscillating wing. *Proc. 8-th Int. Conf. on Vortex Flows Dynamics.* Xi'an, China, 2018. pp. 25–26.

Поступила (received) 18.03.2019

Відомості про авторів / Сведения об авторах / Information about authors

Воропаєв Генадій Олександрович (Voropaev Genadiy Olexandrovich, Voropaiev Genadi Olexandrovich) – доктор фізико-математичних наук, професор, член-кор. НАНУ, Інститут гідромеханіки НАНУ, м. Київ; тел.: (044) 371-65-17; e-mail: voropaiev.gena@gmail.com.

Загумений Ярослав Вікторович (Zagumennyi Yaroslav Viktorovich, Zagumennyi Yaroslav Viktorovich) – кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, Інститут гідромеханіки НАН України, м. Київ; тел.: (044) 371-65-18; e-mail: zagumennyi@gmail.com.

УДК 532.526

Г. А. ВОРОПАЕВ, Н. В. РОЗУМНЮК**МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СТРУКТУРИРОВАННОЙ ПОВЕРХНОСТИ**

Представлены результаты численного моделирования трехмерного нестационарного турбулентного течения над поверхностью с системой парных лунок в широком диапазоне чисел Рейнольдса. На основании полученных численных результатов определены требования к луночному рельефу, генерирующему парные квазистойчивые продольные вихри в заданном диапазоне чисел Рейнольдса. Определено влияние геометрических параметров лунок и числа Рейнольдса на динамические характеристики обтекаемой поверхности. Показано стабилизирующее влияние продольных вихревых образований на характеристики турбулентного пограничного слоя в следе за системой лунок.

Ключевые слова: турбулентный пограничный слой, парные лунки, продольные вихри, гидродинамические потери.

Г. О. ВОРОПАЄВ, Н. В. РОЗУМНЮК**МОДЕЛЮВАННЯ НЕСТАЦІОНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО ШАРУ НА СТРУКТУРОВАНІЙ ПОВЕРХНІ**

Представлено результати чисельного моделювання тривимірної нестационарної турбулентної потоку над поверхнею з системою парних лунок в широкому діапазоні чисел Рейнольдса. На основі одержаних чисельних результатів визначено вимоги до луночного рельєфу, який генерує парні квазістійкі поздовжні вихори в заданому діапазоні чисел Рейнольдса. Визначено вплив геометричних параметрів лунок та числа Рейнольдса на динамічні характеристики обтічної поверхні. Показано стабілізуючий вплив поздовжніх вихрових утворень на характеристики турбулентного прилежового шару в сліді за системою лунок.

Ключові слова: турбулентний прилежовий шар, парні лунки, поздовжні вихори, гідродинамічні втрати.

© Г. А. Воропаев, Н. В. Розумнюк, 2019