



МЕТОДИКА ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА НА ОСНОВЕ ANSYS ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЛА ПРИ ОТРЫВНОМ ОБТЕКАНИИ

© Ю.Ф. Вшивков¹, Е.А. Галушко², С.М. Кривель³

^{1,2,3}Иркутский государственный университет,

664003, Российская Федерация, г. Иркутск, ул. Карла Маркса, 1.

²Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации,
664047, Российская Федерация, г. Иркутск, ул. Коммунаров, 3.

РЕЗЮМЕ. ЦЕЛЬ И МЕТОДЫ. Основная цель работы заключалась в создании методики определения кинематических параметров обтекания тела, при которых допустимо использовать стационарные подходы в расчете аэродинамических характеристик безотрывного и отрывного обтекания тел с использованием ANSYS, и параметров, когда необходимо использовать исключительно нестационарные подходы. **РЕЗУЛЬТАТЫ.** В работе представлена методика выбора искомого значения аэродинамического коэффициента при отрывном обтекании с периодическим характером изменения параметров течения на основе теории случайных процессов. Методические положения продемонстрированы некоторыми результатами исследований аэродинамических характеристик крыльев (плоского квадратного в плане с тонким профилем и прямоугольного в плане с профилем NACA 23012). Рассмотрены особенности обтекания исследуемых объектов при различных углах атаки по отношению к набегающему потоку. Выполнена оценка достоверности моделирования в сравнении с экспериментальными данными. На основе анализа физических картин обтекания тел и результатов расчета его аэродинамических характеристик разработан алгоритм действий (методика) по определению диапазонов кинематических параметров обтекания решения задач в стационарной и нестационарной постановках. **ВЫВОДЫ.** Представленные результаты позволяют оценить возможности применения ANSYS при решении задач аэродинамики с учетом отрыва потока и выбора модели обтекания (стационарная или нестационарная) и выполнять с достаточной достоверностью аэродинамические расчеты крыльев и других тел с учетом отрыва потока.

Ключевые слова: ANSYS, аэродинамические характеристики крыла, отрыв потока, срыв потока, отрывное обтекание, вычислительная аэродинамика, нелинейные аэродинамические характеристики.

Информация о статье. Дата поступления 22 апреля 2018 г.; дата принятия к печати 22 июня 2018 г.; дата онлайн-размещения 31 июля 2018 г.

Формат цитирования. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. Методика вычислительного эксперимента на основе ANSYS по определению аэродинамических характеристик тела при отрывном обтекании // Вестник Иркутского государственного технического университета. 2018. Т. 22. № 7. С. 208–222. DOI: 10.21285/1814-3520-2018-7-208-222

ANSYS-BASED METHODOLOGY OF THE COMPUTATIONAL EXPERIMENT ON BODY AERODYNAMIC CHARACTERISTICS DETERMINATION AT DETACHED FLOW

Yu.F. Vshivkov, E.A. Galushko, S.M. Krivel

¹Вшивков Юрий Федорович, аспирант, научный сотрудник ИГУ, e-mail: 1988ufv@mail.ru

Yuriy F. Vshivkov, Postgraduate student, Researcher at Irkutsk State University, e-mail: 1988ufv@mail.ru

²Галушко Егор Александрович, аспирант Иркутского государственного университета, преподаватель Иркутского филиала МГТУ ГА, e-mail: photon_91@mail.ru

Egor A. Galushko, Postgraduate student at Irkutsk State University, Lecturer of the Irkutsk branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, e-mail: photon_91@mail.ru

³Кривель Сергей Михайлович, доцент кафедры математического анализа и дифференциальных уравнений Института математики, экономики и информатики, e-mail: krivel66@mail.ru

Sergey M. Krivel, Associate Professor of the Department of Mathematical Analysis and Differential Equations of the Institute of Mathematics, Economics and Informatics of Irkutsk State University, e-mail: krivel66@mail.ru



Irkutsk State University,
1, Karl Marx St., Irkutsk, 664003, Russian Federation
Irkutsk branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation,
3, Kommunarov St., Irkutsk, 664047, Russian Federation

ABSTRACT. PURPOSE AND METHODS. The main purpose of the work is to create a methodology for determining the kinematic parameters of body flow which allow to use the stationary approaches for the calculation of aerodynamic characteristics of attached and detached body flow using ANSYS and parameters when it is necessary to use non-stationary approaches only. **RESULTS.** The paper presents a technique for choosing the required value of the aerodynamic coefficient for detached flow with a periodic character of flow parameter variation based on the theory of random processes. Methodological provisions are demonstrated by some research results of aerodynamic characteristics of wings (flat square in the planform with a thin profile and rectangular in the planform with the profile NACA 23012). Consideration is given to the features of the flow around the objects under investigation at different angles of attack relating to the main flow. Modeling reliability is estimated in comparison with experimental data. Based on the analysis of physical flow patterns of bodies and calculation results of their aerodynamic characteristics an algorithm (methodology) for determining the ranges of kinematic parameters of flow around has been developed for the solution of problems in stationary and nonstationary formulations. **CONCLUSIONS.** The presented results allow to evaluate the application capabilities of ANSYS when solving aerodynamic problems taking into account the flow separation and the selection of the flow model (stationary or non-stationary) as well as to carry out sufficiently reliable aerodynamic calculations of wings and other bodies considering flow separation.

Keywords: ANSYS, aerodynamic characteristics of the wing, flow separation, flow stall, detached flow, computational aerodynamics, nonlinear aerodynamic characteristics

Information about the article. Received April 22, 2018; accepted for publication June 22, 2018; available online July 31, 2018.

For citation. Vshivkov Yu.F., Galushko E.A., Krivel S.M. ANSYS-based methodology of the computational experiment on body aerodynamic characteristics determination at detached flow. *Vestnik Irkutskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta* = Proceedings of Irkutsk State Technical University, 2018, vol. 22, no. 7, pp. 208–222. DOI: R10.21285/1814-3520-2018-7-208-222 (In Russian).

Введение

В процессе обтекания тела (летательного аппарата и его частей) на его поверхности могут образовываться зоны отрыва (срыва) потока, что приводит к существенному изменению аэродинамических характеристик элементов и летательного аппарата в целом. В зонах отрыва потока параметры течения непостоянны и изменяются с течением времени. Интенсивный отрыв потока, как правило, сопровождается ярко выраженным периодическим изменением характера обтекания тела и, следовательно, соответствующим изменением аэродинамических характеристик. Отрыв потока реализуется при достижении вполне определенных кинематических параметров набегающего потока на тело (движения тела в потоке) или изменений в форме тела. Например, отрыв потока наблюдается при превышении углов атаки или скольжения начала отрыва, при превышении вполне определенных угловых скоростей враще-

ния летательного аппарата, при отклонении рулевых и стабилизирующих поверхностей на значительные углы по отношению к набегающему потоку, при наличии плохо обтекаемых элементов в составе компоновки летательного аппарата и т.д.

В последнее время в связи со значительным прогрессом в области вычислительной техники и вычислительной гидрогазодинамики широкое распространение для решения задач аэродинамики получили компьютерные системы конечно-элементного анализа, например, ANSYS (CFD и FLUENT) [1], OpenFOAM [2], элементы которых позволяют решать задачи обтекания различных тел при самых разнообразных условиях и параметрах обтекания, в том числе и при наличии отрыва потока. На основе данных программных продуктов выполнено достаточно большое количество исследований по выбору методики расчета и исследования параметров от-



рывного обтекания [3–11]. Однако в приведенных работах исследуется в основном влияние параметров расчетной сетки и граничных условий на поверхностях, производится выбор подходящей модели турбулентности, изучаются структуры вихревых и других образований. Вопрос о выборе стационарной или нестационарной модели аэродинамики остается открытым и требует принятия субъективного решения на уровне задания данных и условий расчета.

Указанная проблема особенно актуальна для задач аэродинамики при неизменных (постоянных по времени) параметрах набегающего потока. Строго говоря, обтекание любого тела с наличием зон турбулентного течения (турбулентного пограничного слоя, зон «донного» течения и т.п.) или зон отрыва потока является нестационарным. Однако в ряде случаев нестационарностью параметров потока в указанных зонах течения пренебрегают. Такой подход допустим в случаях, когда общая картина обтекания достаточно устойчива и не имеет ярко выраженного периодического характера изменения по времени или когда нестационарность течения в локальных ограниченных размерами областях не оказывает значительного влияния на аэродинамические характеристики тела в целом. В последнем случае целесообразно решение задачи в стационарной постановке, поскольку этим снижаются вычислительные затраты получения результата. Если же, например, отрыв потока приводит к существенному изменению параметров течения

и, следовательно, аэродинамических характеристик по времени, то очевидно, что задачу необходимо решать в нестационарной постановке.

Таким образом, определение областей кинематических параметров набегающего потока, в которых допустимо решение задачи обтекания в стационарной постановке или необходимо применить нестационарную модель вычислительной аэродинамики, является неременным этапом решения задач исследования аэродинамики тел методами вычислительного эксперимента, например, с использованием ANSYS. Исследование аэродинамики тел в условиях отсутствия или недостатка априорной информации о режимах их обтекания требует разработки методики определения указанных областей кинематических параметров набегающего потока. Кроме того, в случае нестационарного характера изменения какой-либо аэродинамической характеристики (например, коэффициента подъемной силы c_{ya}) по времени при постоянных кинематических параметрах движения тела в потоке необходимо обосновать и задать правило выбора «усредненного» значения этой характеристики.

Решению указанных смежных задач посвящена настоящая работа. В качестве демонстрационного объекта исследования использовано крыло летательного аппарата, в качестве параметра, определяющего наличие отрыва потока и характер обтекания (постановку решения задачи), выбран угол атаки α .

Общая характеристика методики

Известно, что отрыв потока оказывает существенное влияние на коэффициент подъемной силы крыла c_{ya} . По графической зависимости коэффициента подъемной силы c_{ya} от угла атаки α можно качественно определить углы атаки, на которых реализуется отрыв потока. Поэтому коэффициент c_{ya} используется в качестве индикатора наличия и интенсивности отрыва

потока, а угол атаки α – в качестве параметра, определяющего факт наличия отрыва потока и его интенсивность.

Задается диапазон углов атаки α , который заведомо перекрывает диапазон от начального угла атаки до углов атаки, на которых реализуется нестационарное отрывное обтекание. Выполняется расчет c_{ya} в стационарной и нестационарной постановках в данном диапазоне (рис. 1). На



основе анализа результатов вычислительного эксперимента (соответствия полученной картины обтекания физической сущности моделируемых явлений и различий в результатах расчета в стационарной и нестационарной постановках) определяется угол атаки α^* . Для углов атаки $\alpha < \alpha^*$ расчеты выполняются в стационарной постановке, а для углов атаки $\alpha > \alpha^*$ расчеты необходимо выполнять исключительно в нестационарной постановке.

В случае нестационарного обтекания при фиксированном угле атаки α и постоянной скорости набегающего потока V зависимость коэффициента подъемной силы c_{ya} от времени t может рассматриваться как случайная функция в зависимости от времени t (рис. 2). В этом случае к определению характеристик коэффициента

подъемной силы c_{ya} как изменяющейся во времени t случайным образом величины может быть применен соответствующий математический аппарат описания случайных процессов⁴ [12]. Для определения усредненной по времени величины коэффициента подъемной силы c_{ya} и характеристик ее разброса принимаем допущение, что на выделенном участке времени ΔT функция $c_{ya}(t)$ представляет собой стационарный случайный процесс.

Закон изменения скорости потока задавался следующим образом:

$$V(t) = \begin{cases} t < 0, & V = 0; \\ t \geq 0, & V = \text{const.} \end{cases}$$

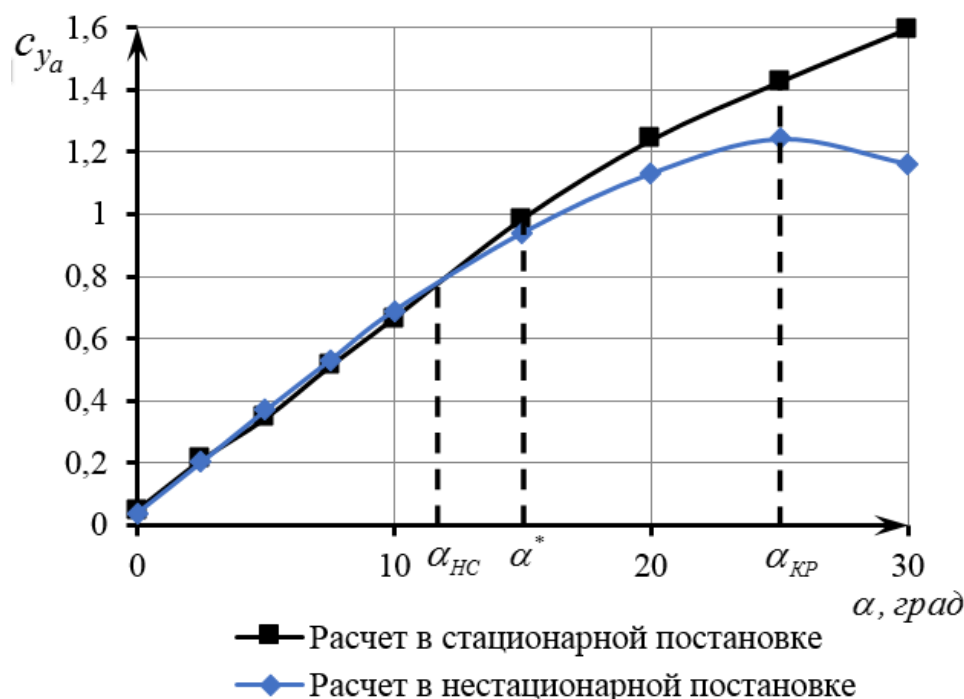


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъемной силы c_{ya} от угла атаки α
(α_{HC} – угол начала срыва потока; α_{KP} – критический угол атаки)

Fig. 1. Dependence of the lift force coefficient c_{ya} on the angle of attack α
(α_{HC} – burble angle; α_{KP} – angle of stall)

⁴Вентцель Е.С., Овчаров Л.А. Теория случайных процессов и ее инженерные приложения: учеб. пособие для вузов. 2-е изд., стер. М.: Высш. шк., 2000. 383 с. / Ventsel E.S., Ovcharov L.A. Theory of random processes and its engineering applications. Moscow: Vysshaya shkola Publ., 2000, 383 p.

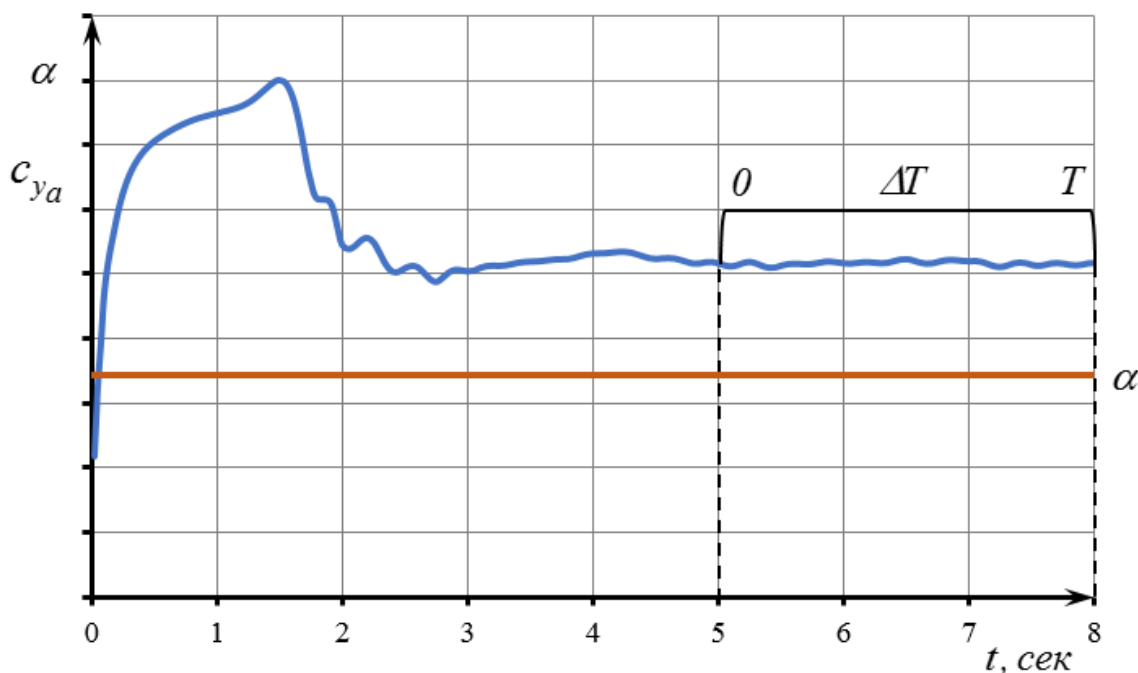


Рис. 2. График изменения коэффициента подъемной силы c_{ya} от времени t при постоянном кинематическом параметре α

Fig. 2. Graph of lift force coefficient c_{ya} variation depending on time t at the constant kinematic parameter α

Поскольку предполагается, что процесс изменения коэффициента подъемной силы c_{ya} является случайным стационарным процессом, который обладает свойством эргодичности и протекает однородно по времени t , естественно предположить, что его единственная реализация определенной продолжительности может служить достаточным опытным материалом для получения требуемых характеристик, таких как математическое ожидание, дисперсия случайного процесса и среднее квадратичное отклонение (рис. 3).

Применительно к поставленной задаче формулы для расчета указанных характеристик имеют вид:

$$\bar{c}_{ya} = M[c_{ya}(t)] = \frac{1}{T} \int_0^T c_{ya}(t) dt,$$

$$D_{c_{ya}} = D[c_{ya}(t)] = \frac{1}{T} \int_0^T (c_{ya}(t) - \bar{c}_{ya})^2 dt,$$

$$\sigma_{c_{ya}} = \sqrt{D_{c_{ya}}},$$

где $\bar{c}_{ya}$ – математическое ожидание;
 $D_{c_{ya}}$ – дисперсия случайного процесса;
 $\sigma_{c_{ya}}$ – среднее квадратичное отклонение;
 T – конечное значение времени на интервале ΔT , на котором рассматривается стационарная случайная функция $c_{ya}(t)$.

В случае численной реализации знак интеграла заменяется конечной суммой, в результате чего формулы преобразуются к следующему виду:

$$\bar{c}_{ya} \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N c_{ya_i},$$

$$D_{c_{ya}} \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (c_{ya_i} - \bar{c}_{ya})^2,$$

$$\sigma_{c_{ya}} = \sqrt{D_{c_{ya}}}.$$

Здесь N – количество промежутков времени на участке ΔT , для которых определялись значения функции $c_{ya}(t)$.

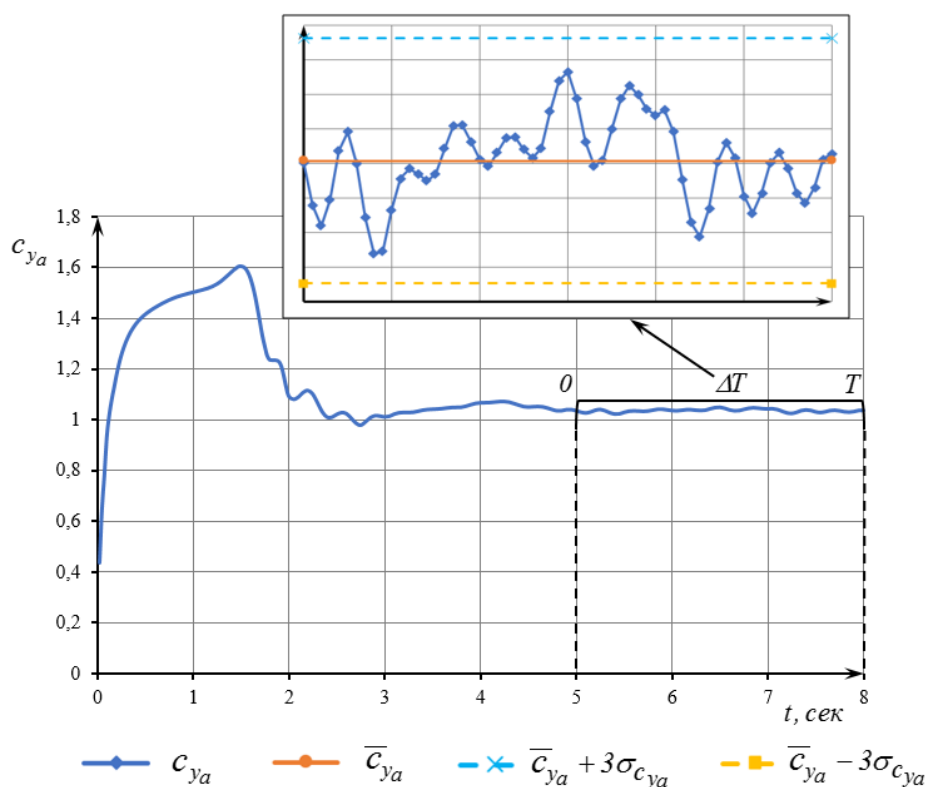


Рис. 3. Определение усредненного коэффициента подъемной силы c_{ya} по времени t и характеристик его разброса

Fig. 3. Determination of the averaged lift force coefficient c_{ya} and its spread characteristics based on time t

Объект исследования

Объект исследования – плоское прямоугольное в плане крыло удлинением $\lambda=1$ с тонким профилем [13–15]. Особенностью данного крыла является то, что уже на небольших углах атаки на верхней поверхности начинается отрыв потока, что является важным с точки зрения поставленной задачи. В соответствии с условиями физического эксперимента, изложенными в работе [14], построена математическая модель аэродинамической трубы и самого крыла в ANSYS.

Геометрическая модель крыла помещена в специально смоделированное ограниченное пространство в виде канала прямоугольного сечения, фактически представляющего собой модель аэродинамической трубы, где $OX_aY_aZ_a$ – скоростная, а $OXYZ$ – связанная системы координат (рис. 4). Плоскости I и II представляют со-

бой поверхности входа потока в расчетное пространство и выхода из него соответственно. В плоскости I задано граничное условие «inlet» – величина нормальной составляющей скорости потока по отношению к поверхности. Этим фактически задается расход рабочего тела (воздуха) через сечение на входе в модель «трубы». Скорость невозмущенного потока задавалась реальной из условий эксперимента – 40 м/с. На поверхности II задано граничное условие «outlet». Данная поверхность является выходом рабочего тела из аэродинамической трубы, на ней реализовано условие свободного выхода потока с расходом, равным общему расходу потока на всех входах в расчетную область (в данном случае через поверхность I). На поверхности III было задано граничное условие «зеркального» отображения картины обтекания. В этом случае моделируется тече-



ние только в окрестности половины крыла относительно плоскости симметрии с учетом влияния потока в «зеркально» отраженной части крыла на уровне формирования уравнений течения рабочего тела. На оставшихся трех стенках задано граничное условие «moving wall» – подвижная поверхность, скорость перемещения которой задается равной скорости потока на входе в трубу (скорости «полета» тела или скорости невозмущенного потока). Для поверхности крыла было выбрано граничное условие «wall» – твердая непроницаемая поверхность, в качестве материала стенки – алюминиевый сплав.

Сетка задана в виде конечных элементов (тетраэдров). Наименьший размер элементов сетки был задан на поверхности модели тела, относительные размеры элементов сетки на поверхности тела – не более 0,003. Максимальное число конечных элементов сетки достигало почти 5 миллионов.

С учетом рекомендаций разработчиков ANSYS и авторов работ [16, 17] для решения задачи моделирования процесса обтекания целесообразно использовать

модель турбулентности $k-\varepsilon$, поскольку она с достаточной степенью точности позволяет определить значения аэродинамических характеристик и описывает характер процесса обтекания объекта с высокой достоверностью. Результат моделирования процесса обтекания крыла при различных моделях турбулентности с использованием нестационарной модели обтекания представлен на рис. 5.

На основе модели турбулентности $k-\varepsilon$ выполнены методические исследования по определению наличия зон отрыва потока в случае стационарной и нестационарной модели обтекания плоского прямоугольного крыла. Результаты сравнительного анализа полученных аэродинамических характеристик представлены на рис. 6.

Из представленных зависимостей видно, что удовлетворительное совпадение коэффициентов подъемной силы c_{ya} наблюдается до угла атаки $\alpha = 20^\circ$, а на промежутке от 20 до 30° наблюдается значительное расхождение данных расчетов в случае использования стационарной и нестационарной модели обтекания.

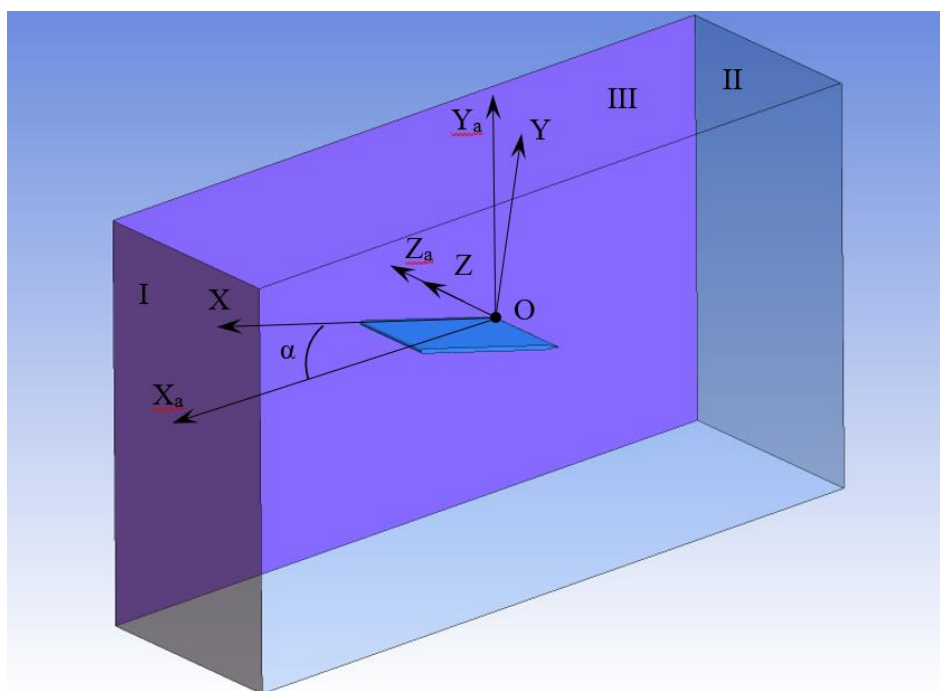


Рис. 4. Модель крыла малого удлинения в аэродинамической трубе
Fig. 4. Model of the low-aspect ratio wing in the wind tunnel

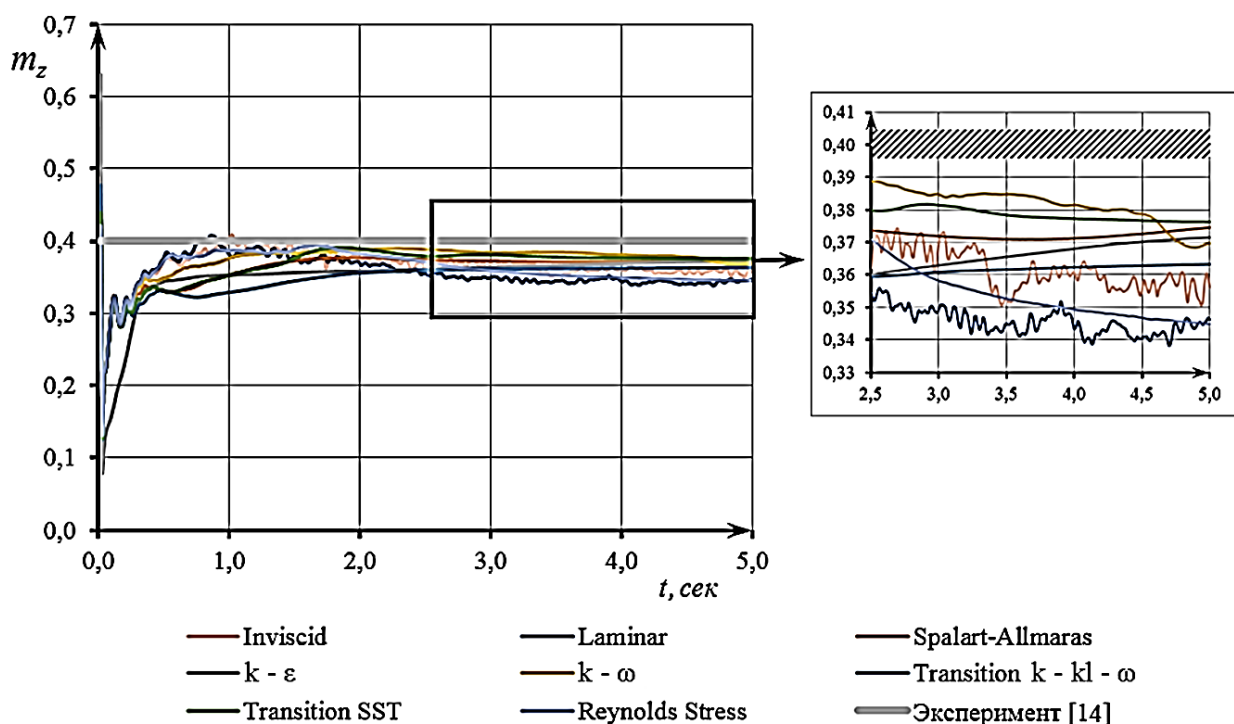


Рис. 5. Зависимость коэффициента продольного момента m_z при угле атаки $\alpha = 15^\circ$ от времени t для различных моделей турбулентности

Fig. 5. Dependence of the pitching-moment coefficient m_z at the angle of attack $\alpha = 15^\circ$ on time t for various models of turbulence

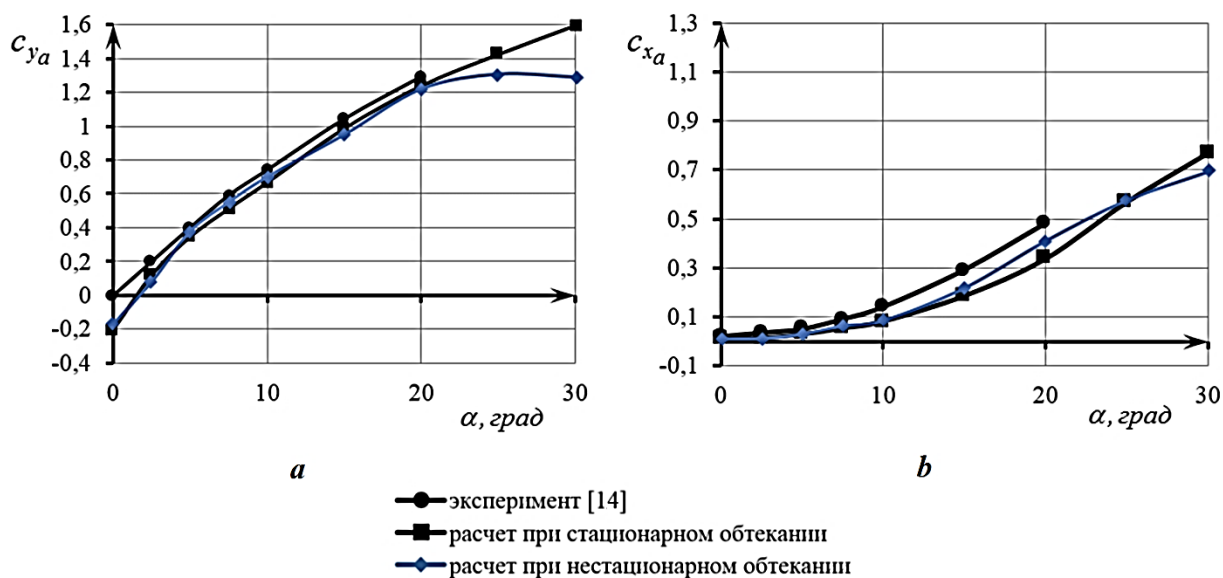


Рис. 6. Аэродинамические характеристики плоского крыла:

a – зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} от угла атаки α ;

b – зависимость коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} от угла атаки α

Fig. 6. Aerodynamic characteristics of a flat-plate airfoil:

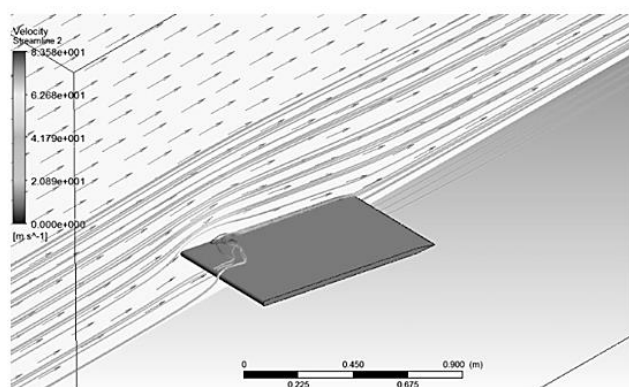
a – dependence of the lift force coefficient c_{y_a} on the angle of attack α ;

b – dependence of the drag coefficient c_{x_a} on the angle of attack α

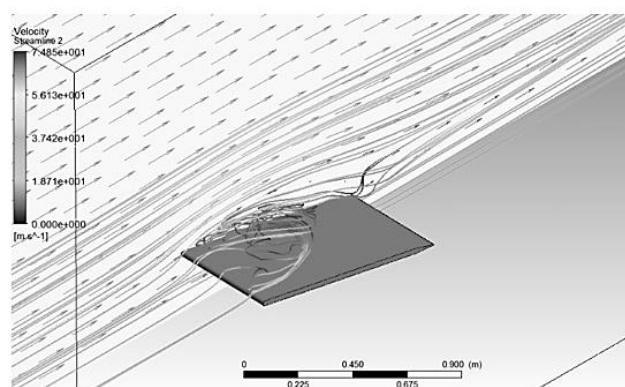


ANSYS предоставляет широкие возможности по визуализации происходящих процессов. Для анализа физической картины обтекания крыла используются поля векторов местной скорости, а также линии тока. Направление построения линий тока задается как по направлению потока, так и против него с целью выявления особенностей обтекания. Анализ показал, что при угле атаки $\alpha = 11,5^\circ$ (рис. 7, а) в случае использования стационарной модели обтекания на верхней поверхности крыла образуется участок с наличием небольшой зоны отрыва потока. При построении картины обтекания для того же угла атаки в случае использования нестационарной модели обтекания (рис. 7, б) видно, что на верхней поверхности крыла образуется зо-

на отрыва потока большего размера, чем та, что показана на рисунке 7, а. Также можно отметить, что образующийся вихрь затягивает в себя часть потока практически с самой законцовки крыла (рис. 7, б). Полученное совпадение результатов расчетов говорит о том, что образующийся вихрь в данном случае не оказывает существенного влияния на характер изменения аэродинамических параметров ввиду своей малой интенсивности. Однако при угле атаки $\alpha = 20^\circ$ и выше образуется зона с интенсивным отрывом потока, что сказывается на характере изменения аэродинамических параметров и существенном расхождении результатов расчета в случае стационарной и нестационарной модели обтекания (рис. 8).



a



b

**Рис. 7. Направление линий тока и векторов скоростей при угле атаки $\alpha = 11,5^\circ$:
а – в стационарной постановке; б – в нестационарной постановке**
**Fig. 7. Direction of streamlines and velocity vectors at the angle of attack $\alpha = 11.5^\circ$:
a – in stationary setting (steady); b – in nonstationary setting (transient)**

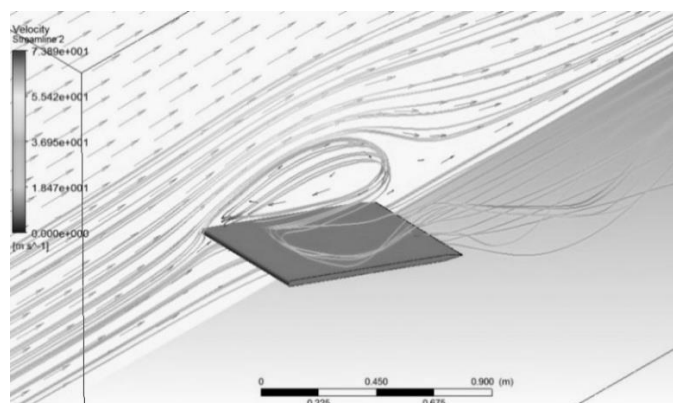


Рис. 8. Картина установившегося вихря при угле атаки $\alpha = 20^\circ$
Fig. 8. Picture of the steady vortex at the angle of attack $\alpha = 20^\circ$



Кроме этого следует отметить, что стационарная модель обтекания не позво-

ляет определить критический угол атаки $\alpha_{кр}$, который равен $\sim 25^\circ$ (см. рис. 6, а).

Оценка значения аэродинамических характеристик при нестационарном обтекании

Для подтверждения полученных результатов был выполнен сравнительный анализ моделирования круговой обдувки профиля NASA 23012 с экспериментальными данными [18].

Круговая обдувка профиля NASA 23012 выполнялась на модели прямоугольного крыла. Размеры модели: 1,8 м – по размаху, 0,3 м – по хорде. Концы модели были скруглены по способу, принятому в ЦАГИ: радиус скругления равнялся половине толщины профиля в данном месте хорды. Удлинение модели было равно шести ($\lambda = 6$). Аэродинамическая труба круглого сечения диаметром $D = 2,6$ м и длиной $L = 4$ м (рис. 9). Скорость невозмущенного потока составила 41,3 м/с. Граничные условия и модель среды аналогичны модели с плоским крылом.

На рис. 10 приведена зависимость

c_{y_a} , c_{x_a} , m_z от угла атаки α . Для данной модели расчеты выполнялись в случае стационарной модели обтекания до угла атаки $\alpha = 15^\circ$. При угле атаки $\alpha = 16^\circ$ на верхней поверхности крыла образовывался вихрь, который приводил к периодическому характеру изменения аэродинамических характеристик, в связи с чем расчет выполнялся для нестационарной модели обтекания. Из полученных зависимостей видно, что результат физического эксперимента и моделирования в ANSYS имеет достаточно высокое совпадение даже на углах атаки с интенсивным срывом потока.

На рис. 11 показано, как при изменении угла атаки меняется картина обтекания. Видно, что картины обтекания соответствуют характеру изменения аэродинамических параметров.

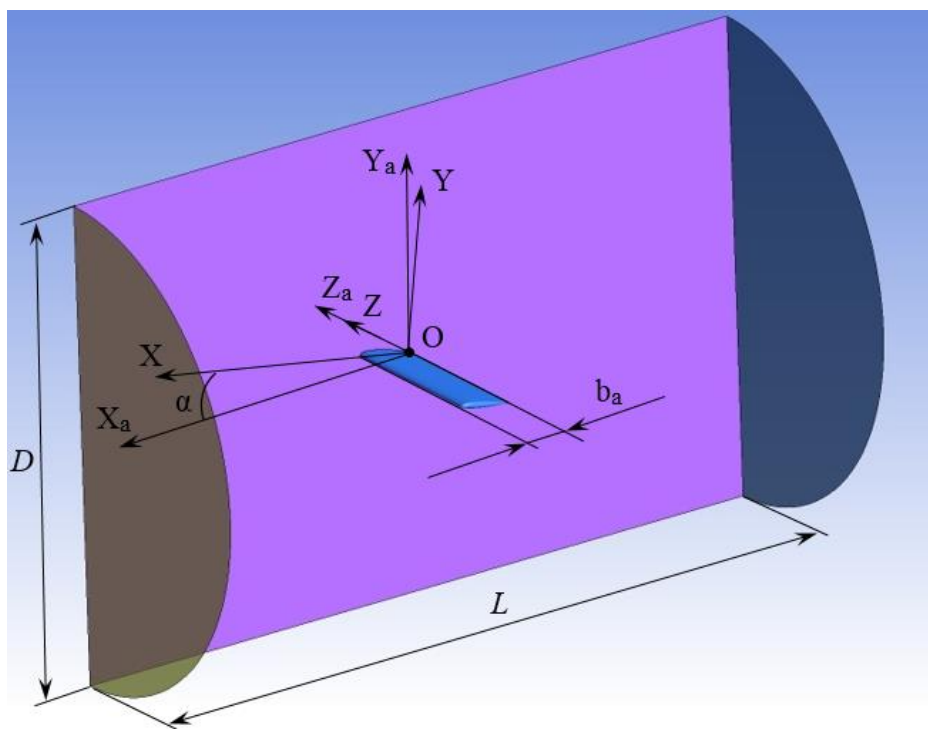


Рис. 9. Модель крыла в аэродинамической трубе
Fig. 9. Model of a wing in a wind tunnel

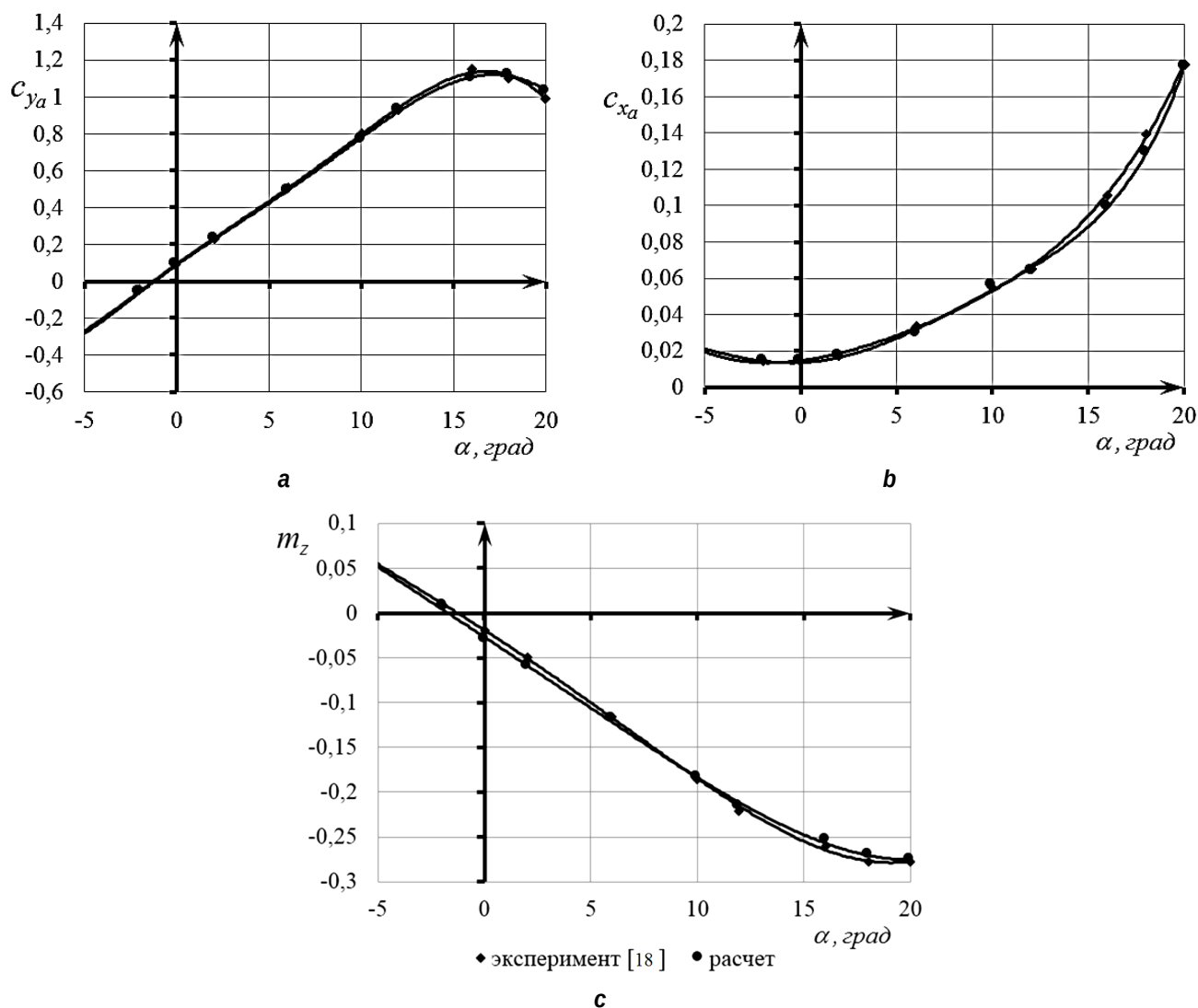


Рис. 10. Аэродинамические характеристики профиля NACA 23012 при углах атаки $\alpha = -5-20^\circ$:

a – зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} от угла атаки α ;

b – зависимость коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} от угла атаки α ;

c – зависимость коэффициента продольного момента m_z от угла атаки α

Fig. 10. Aerodynamic characteristics of the profile NACA 23012 at the angles of attack $\alpha = -5-20^\circ$:

a – dependence of the lift force coefficient c_{y_a} on the angle of attack α ;

b – dependence of the drag coefficient c_{x_a} on the angle of attack α ;

c – dependence of the pitching-moment coefficient m_z on the angle of attack α

Условия физического эксперимента предполагали обдувку профиля до угла $\alpha = 180^\circ$. Как видно из графиков, представленных на рис. 12, 13, при углах атаки $\alpha \geq 30^\circ$ существует значительное расхождение между результатами расчета и физическим экспериментом. Характеристики

оборудования, используемого в ходе физического эксперимента, методика измерений и порядок обработки экспериментальных данных в работе [18] не приводятся, что не дает возможности обеспечить единство подходов в физическом и вычислительном экспериментах.

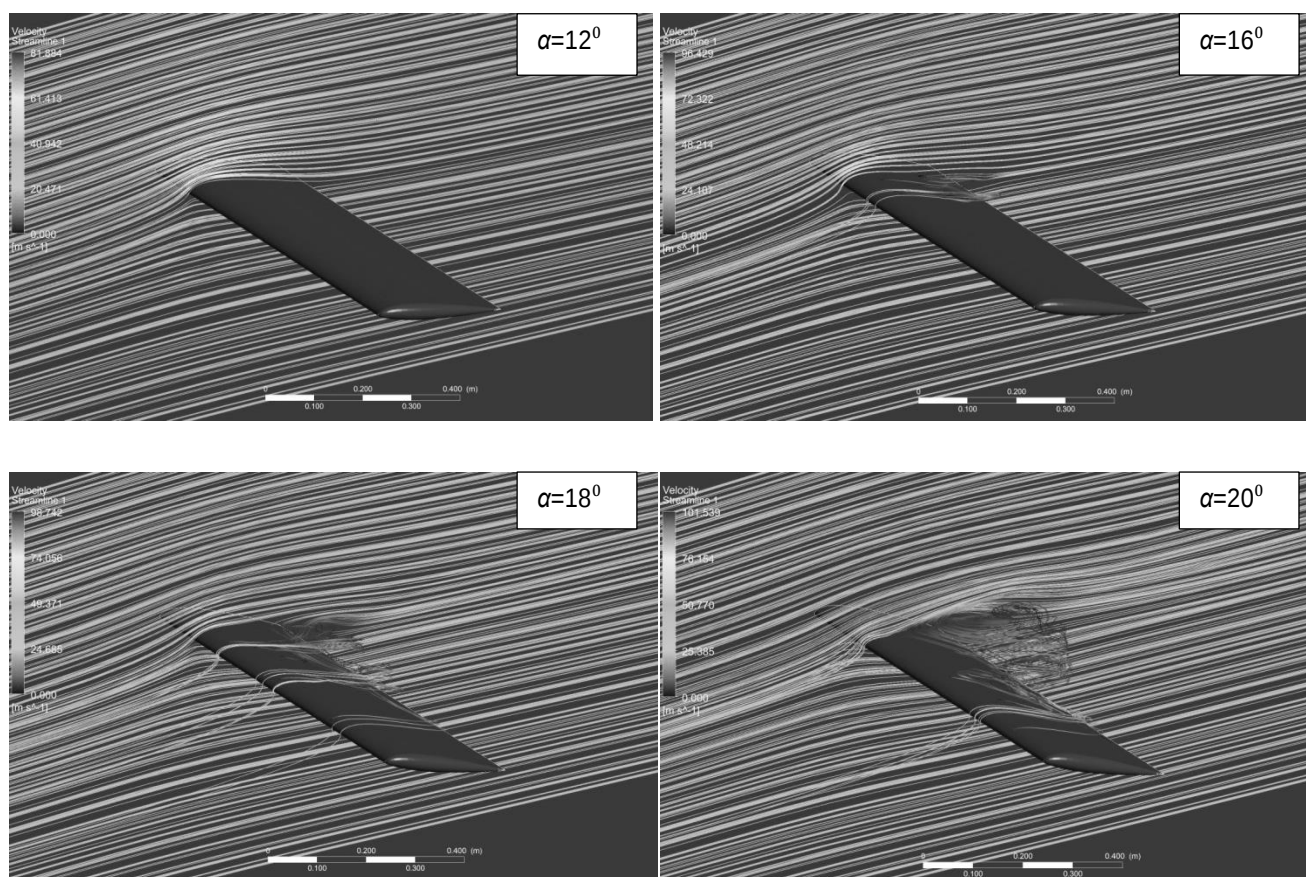


Рис. 11. Изменение картины обтекания с увеличением угла атаки α
Fig. 11. Flow pattern variation due to the increased angle of attack α

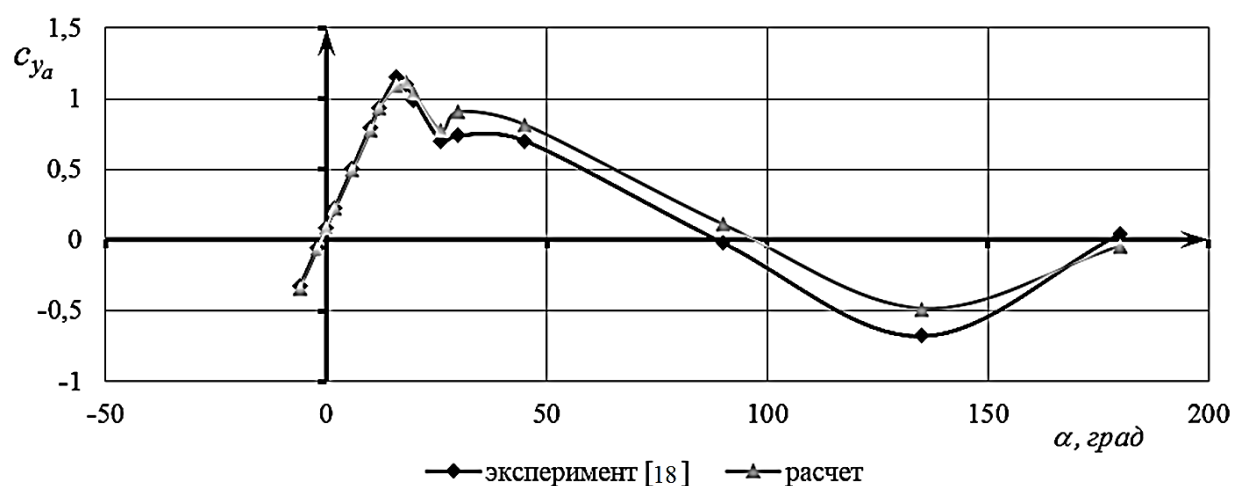


Рис. 12. Зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} от угла атаки $\alpha = -5-180^\circ$
профиля NACA 23012
Fig. 12. Dependence of the lift force coefficient c_{y_a} on the angle of attack $\alpha = -5-180^\circ$
of the profile NACA 23012

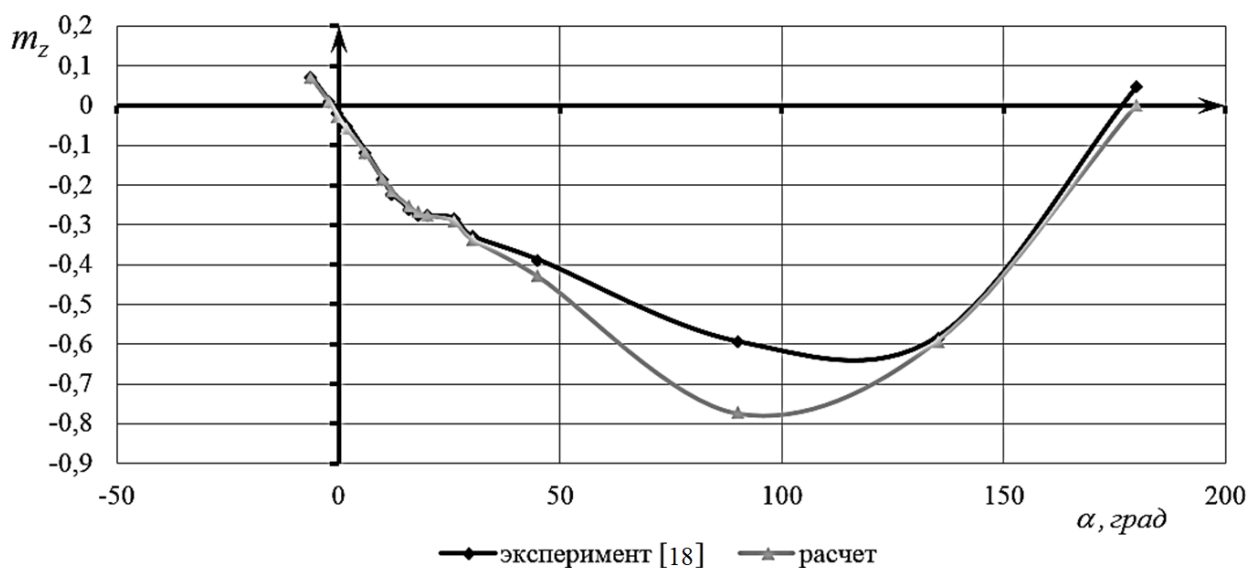


Рис. 13. Зависимость коэффициента продольного момента m_z от угла атаки $\alpha = -5-180^\circ$ профиля NACA 23012

Fig. 13. Dependence of the pitching-moment coefficient m_z on the angle of attack $\alpha = -5-180^\circ$ of the profile NACA 23012

Заключение

Рассмотренная методика позволяет с достаточной достоверностью определить угол атаки α , при котором образовавшийся отрыв потока оказывает существенное влияние на значения аэродинамических характеристик. Нахождение данного угла атаки α позволит в дальнейшем перейти к массовым расчетам с обеспечением при-

емлемой достоверности получаемых результатов, сократит временные затраты, поскольку до данного угла атаки можно будет выполнять расчет в стационарной постановке, время расчета в этом случае уменьшается в несколько раз в отличие от нестационарной постановки.

Библиографический список

1. ANSYS. Официальный сайт [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ansys.com> (21.02.2018).
2. OpenFOAM. Официальный сайт [Электронный ресурс]. URL: <https://www.openfoam.com> (21.02.2018).
3. Головнев А.В., Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик модели маневренного самолета с механизированной передней кромкой крыла с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 42–49. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2015-218-42-49>
4. Молочиков В.М., Михеев Н.И., Душина О.А. Исследование применимости пакета FLUENT к моделированию дозвуковых отрывных течений // Теплофизика и аэродинамика. 2009. Т. 16. № 3. С. 387–394.
5. Вожаев В.В., Косушкин К.Г., Миргазов Р.М. Рас-

- чет аэродинамических характеристик крыла с профилем САНР в условиях естественного ламинарно-турбулентного перехода // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 92–98.
6. Калугин В.Т., Голубев А.Г., Елихин А.С., Мичкин А.А. Возможности применения открытого пакета OPENFOAM для численного моделирования отрывных течений при до- и сверхзвуковых скоростях обтекания летательных аппаратов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. МГТУ ГА 2014. № 199. С. 23–30.
7. Бобарика И.О., Гусев И.Н. Численное моделирование аэродинамики несущих элементов летательных аппаратов потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха // Научные труды (Вестник МАТИ). 2013. № 21 (93). С. 59–65.
8. Братусь С.Ю., Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А.,



Гусев И.Н., Кривель С.М. Аэродинамические особенности и характеристики компоновок экраноплана схем «утка» и «тандем» // Вестник ИрГТУ. 2016. № 5. С. 168–180. <https://doi.org/10.21285/1814-3520-2016-5-168-180>

9. Ke J.H., Edwards J. R. Numerical Simulations of Turbulent Flow over Airfoils Near and During Static Stall // Journal of Aircraft. 2017. Vol. 54. No. 5. P. 1960–1978.

10. Hisham Shehata, Mohamed Zakaria, Ahmed Hussein, Muhammad R. Hajj. Aerodynamic Analysis of Flapped Airfoil at High Angles of Attack // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum. <https://doi.org/10.2514/6.2018-0037>

11. Dhamankar N.S., Blaisdell G.A., Lyrintzis A.S. Overview of Turbulent Inflow Boundary Conditions for Large-Eddy Simulations // AIAA Journal. 2017. Vol. 56. No. 35. P. 1–18. (<https://doi.org/10.2514/1.J055528>).

12. Вентцель Е.С. Теория вероятности. 4-е изд., стер. М.: Наука, 1969. 576 с.

13. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 352 с.

14. Холявко В.И., Усик Ю.Ф. Аэродинамические характеристики частей летательных аппаратов вблизи

земли и в ограниченных потоках // Влияние формы в плане на аэродинамические характеристики крыла малого удлинения в ограниченном потоке: отчет по НИР, номер государственной регистрации 78075544. Ч. 2. Харьков: Харьковский авиационный институт, 1980. 80 с.

15. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. Комплексная оценка достоверности расчета аэродинамических характеристик сложных объектов с использованием ANSYS [Электронный ресурс] // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2015. № 1. URL: <http://ce.if-mstuca.ru> (15.02.2018).

16. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. La Canada, California: DCW Industries Ins., 1998. 477 p.

17. Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик профиля крыла вблизи поверхности земли с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 216. С. 135–140.

18. Радченко П.И. Круговая обдувка профиля НАСА 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ // Технические отчеты Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского. 1959. Вып. 161. 24 с.

References

1. ANSYS. Available at: <https://www.ansys.com> (accessed 21 February 2018).

2. OpenFOAM. Available at: <https://www.openfoam.com> (accessed 21 February 2018).

3. Golovnev A.V., Tarasov A.L. Research of aerodynamic characteristics of the model of maneuverable aircraft with mechanized wing leading edge using ANSYS FLUENT software package. *Nauchnyi vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies Bulletin]. 2015, no. 218, pp. 42–49. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2015-218-42-49>. (In Russian).

4. Molochikov V.M., Miheev N.I., Dushina O.A. Simulation of subsonic flows with separation using the FLUENT program package: Software applicability study. *Teplofizika i aerodinamika* [Thermophysics and Aeromechanics]. 2009, vol. 16, no. 3, pp. 387–394. (In Russian).

5. Vozhdaev V.V., Kosushkin K.G., Mirgazov R.M. Calculation of aerodynamic characteristics of the wing with SANR airfoil in conditions of natural laminar-turbulent transition. *Nauchnyi vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies Bulletin]. 2013, no. 188, pp. 92–98. (In Russian).

6. Kalugin V.T., Golubev A.G., Epihin A.S., Michkin A.A. Applicability of the open source package OPENFOAM for numerical modeling separated flow around an aircraft at subsonic and supersonic speeds. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoi aviatsii (MGTU GA)* [Civil Aviation High Technologies Bulletin]. 2014, no. 199, pp. 23–30. (In Russian).

7. Bobarika I.O., Gusev I.N. Численное моделирование аэродинамики несущих элементов летательных аппаратов потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха Numerical simulation of aircraft bearing elements aerodynamics by incompressible fluid flow at small Mach numbers. *Nauchnye trudy (Vestnik MATI)* [Academic papers (MATI Bulletin)]. 2013, no. 21 (93), pp. 59–65. (In Russian).

8. Bratus' S.Yu., Vshivkov Yu.F., Galushko E.A., Gusev I.N., Krivel' S.M. Aerodynamic features and characteristics of GEV configurations of «duck» and «tandem» schemes. *Vestnik IrGTU* [Proceedings of Irkutsk State Technical University]. 2016, no. 5, pp. 168–180. <https://doi.org/10.21285/1814-3520-2016-5-168-180>. (In Russian).

9. Ke J.H., Edwards J. R. Numerical Simulations of Turbulent Flow over Airfoils near and during Static Stall. *Journal of Aircraft*. 2017, vol. 54, no. 5, pp. 1960–1978.

10. Hisham Shehata, Mohamed Zakaria, Ahmed Hussein, Muhammad R. Hajj. Aerodynamic Analysis of Flapped Airfoil at High Angles of Attack. 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum. <https://doi.org/10.2514/6.2018-0037>

11. Dhamankar N.S., Blaisdell G.A., Lyrintzis A.S. Overview of Turbulent Inflow Boundary Conditions for Large-Eddy Simulations. *AIAA Journal*. 2017, vol. 56, no. 35, pp. 1–18. (<https://doi.org/10.2514/1.J055528>).

12. Venttsel' E.S. *Teoriya veroyatnosti* [Probability theory]. Moscow: Nauka Publ., 1969, 576 p. (In Russian).

13. Belocerkovskij S.M., Nisht M.I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh kryl'ev ideal'noi zhidkost'yu* [Detached and attached flow of thin wings by ideal liquid].



Moscow: Nauka Publ., 1978, 352 p. (In Russian).

14. Kholyavko V.I., Usik Yu.F. *Aerodinamicheskie kharakteristiki chastei letatel'nykh apparatov vblizi zemli i v ogranichennykh potokakh* [Aerodynamic characteristics of aircraft parts near the ground and in limited flows]. *Vliyaniye formy v plane na aerodinamicheskie kharakteristiki kryla malogo udlineniya v ogranichenom potoke. Otchet po NIR, nomer gosudarstvennoy registratsii 78075544* [Influence of planform contour on aerodynamic characteristics of the low-aspect-ratio wing in a limited flow. Research report, number of state registration 78075544]. Part 2. Har'kov: Khar'kovskii aviatсионnyi institute Publ., 1980, 80 p.

15. Vshivkov Yu.F., Galushko E.A., Krivel' S.M. Comprehensive reliability assessment of aerodynamic characteristics computed with ANSYS for compound ob-

jects. *Crede Experto: transport, obshchestvo, obrazovanie, yazyk*. 2015, no. 1 (03). Available at: <http://ce/if-mstuca.ru> (accessed 15 February 2018).

16. Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. La Canada, California: DCW Industries Ins., 1998. 477 p.

17. Tarasov A.L. Research of the wing in ground effect of aerodynamics profile with software ANSYS FLUENT // *Nauchnyi vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies Bulletin]. 2015, no. 216, pp. 135–140. (In Russian).

18. Radchenko P.I. Circular airflow of NACA 23012 profile in wind tunnel. *Tekhnicheskie otchety Central'nogo aerogidrodinamicheskogo instituta im. prof. N.E. Zhukovskogo*. [Technical reports of the Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N.E. Zhukovsky]. 1959, issue 161, 24 p. (In Russian).

Критерии авторства

Авторы заявляют о равном участии в получении и оформлении научных результатов и в равной мере несут ответственность за плагиат.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Authorship criteria

The authors declare equal participation in obtaining and formalization of scientific results and bear equal responsibility for plagiarism.

Conflict of interests

The authors declare that there is no conflict of interests regarding the publication of this article.