

ИНФОРМАТИКА, МОДЕЛИРОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ

Научная статья

УДК 533.6

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185650>

EDN: <https://www.elibrary.ru/BWAARO>

**ВЛИЯНИЕ ПЛАЗМЕННЫХ АКТУАТОРОВ НА
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ НАСА
23012**

Ян Сергеевич Суранов^{1✉}, Александр Олегович Уманский²,

Юрий Васильевич Мурашов³, Никита Владимирович Образцов⁴

^{1,2,4}Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,

Санкт-Петербург, Россия

³ООО "ЛАДОГА-ЭНЕРГО",

Кировск, Ленинградская область, Россия

¹jan.suranov@mail.ru✉

²alex_umanskij997@mail.ru

³iurimurashov@gmail.com

⁴obraztsov_nv@spbstu.ru

Аннотация: Развитие вычислительных систем и программного обеспечения позволяет значительно повысить точность прогнозирования аэродинамических характеристик летательных аппаратов. В данной работе представлена связанная модель, объединяющая эффекты диэлектрического барьерного разряда (ДБР) и вычислительной гидродинамики (CFD) для анализа летно-технических характеристик аэродинамического профиля. Исследование выполнено на примере

профиля NACA 23012. Численные расчёты проводились с использованием программных комплексов COMSOL Multiphysics и ANSYS CFX, где математическая модель базируется на стационарных (RANS) и нестационарных (URANS) уравнениях Рейнольдса. В работе проведён сравнительный анализ различных моделей и валидации на основе экспериментальных данных. Особое внимание уделено интеграции модели ДБР с CFD, что позволяет учесть активное управление потоком за счёт плазменных актуаторов и сдвига точки отрыва, демонстрируя перспективность их применения.

Ключевые слова: аэродинамический профиль, аэродинамика, диэлектрический барьерный разряд, ДБР, плазменные актуаторы

Для цитирования: Суранов Я.С., Уманский А.О., Мурашов Ю.В., Образцов Н.В.

Влияние плазменных актуаторов на аэродинамические характеристики профиля

NACA 23012 // Труды МАИ. 2025. № 143. URL:

<https://trudymai.ru/published.php?ID=185650>

COMPUTER SCIENCE, MODELING AND MANAGEMENT

Original article

INFLUENCE OF PLASMA ACTUATORS ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF NACA 23012 AIRFOIL

Yan S. Suranov^{1✉}, Alexander O. Umanskii², Iuri V. Murashov³, Nikita V. Obrastsov⁴

^{1,2,4}Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University,

Saint Petersburg, Russia

³Ladoga-Energo OOO, Kirovsk,

Leningrad region, Russia

¹jan.suranov@mail.ru✉

²alex_umanskij997@mail.ru

³iurimurashov@gmail.com

⁴obraztsov_nv@spbstu.ru

Abstract: Advances made in hardware and software systems for numerical simulation have helped improve the computational accuracy of aerodynamic characteristics of aircraft. The software used is a professional tool for engineering calculations, whose quality and capabilities determine the accuracy of the results obtained. The article reports on numerical study of the flight characteristics in an airfoil and influence of plasma actuators on it. The numerical study was carried out for the NACA 23012, determining the aerodynamic characteristics of the airfoil, i.e., drag and lift, via different software packages: COMSOL Multiphysics, ANSYS CFX and FlowVision. The mathematical model is based on stationary (RANS) and non-stationary (URANS) Reynolds equations. The presented results allow us to determine main software and the article is the first part of the study. Numerical simulation results and comparative analysis are presented for SST and $k-\epsilon$ turbulence models. The numerical models were validated based on the results of experimental studies. A dielectric barrier discharge (DBD) model and numerical simulation results are presented in the article.

The most consistent with the experimental data simulation results for the lift coefficient in the case of the RANS model were obtained using COMSOL Multiphysics incompressible formulation of the problem, RMSE is $1.4 \cdot 10^{-3}$. A more accurate dependence of the drag

coefficient on the angle of attack in comparison with the experimental data was obtained using ANSYS CFX, RMSE is $1.8 \cdot 10^{-5}$.

According to the results of numerical simulation, the URANS model, despite high computational costs, allows obtaining more reliable results of aerodynamic characteristics at critical values of the angle of attack. RMSE of the lift coefficient for the URANS model is $8.4 \cdot 10^{-2}$, and for the RANS model - $9.9 \cdot 10^{-2}$. A numerical unified CFD and DBD model of the NACA 23012 airfoil was developed, and the assessment was performed taking into account the effect of dielectric barrier discharge and without taking into account the effect of DBD. The maximum increase in lift coefficient for the frequencies studied is up to 2% at 200 Hz, and the minimum decrease in drag coefficient is up to 8% at 1000 Hz.

Keywords: airfoil, aerodynamics, dielectric barrier discharge, DBD, plasma actuator

For citation: Suranov Ya.S., Umanskii A.O., Murashov Yu.V., Obraztsov N.V. Influence of plasma actuators on aerodynamic characteristics of NACA 23012 airfoil. *Trudy MAI*. 2025. No. 143. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=185650>

1. Введение

Многие десятилетия исследования характеристик аэродинамического профиля являются ключевыми при разработке новых летальных аппаратов. Главным вопросом, при исследовании внешней аэродинамики, до сих пор остается тема неустойчивости, турбулизации потока. В настоящее время развитие вычислительных мощностей позволяет решать некоторые задачи с применением прямого моделирования уравнений Навье-Стокса однако как правило это

ограничивается относительно простыми конфигурациями. В частности, в работе [1] проводится исследование точки отрыва и поведения следа за профилем NASA-4412. Результаты показывают высокую точность при сравнении с экспериментом, особое внимание можно уделить качеству описания потока в пограничном слое.

В инженерных приложениях по-прежнему наибольшее распространение имеют усредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса [2], в совокупности с различными моделями турбулентности. Гибридные модели, такие как Large Eddy Simulation (LES) или Detach Eddy Simulation (DES) и их различные модификации, сочетают в себе преимущества обоих подходов, приведённых выше. Они имеют меньшие требования к вычислительным затратам и обладают высокой описательной способностью. Однако до сих пор требует чрезмерно больших вычислительных ресурсов.

Модель турбулентности Spalart-Allmaras [3,4] является наименее ресурсозатратным и как следствие наиболее распространённым методом. В работе [5] проведён подробный обзор различных турбулентных моделей их преимуществ и недостатков для различных типов задач. В работе [6] проведено исследование SST модели в стационарной и нестационарной постановках, а также представлены результаты для различных модификаций этой модели.

В проектах [7,8] применяются DES модели, которые показывают высокую точность при расчете сложного обтекания тел при высоких числах Рейнольдса, например, крыло летательного аппарата под большим углом атаки.

Авторы работы [9] сравнивают DES и URANS модели для случая поступательно двигающегося вперед вертолета, их расчеты достаточно хорошо прогнозируют изменение коэффициентов подъемной силы и моментов вдоль вращения винта, но было отмечено, что DES имеет преимущество. По сравнению с методами RANS, модели DES показали некоторое улучшение прогнозирования силы и давления [10].

Для улучшения характеристик аэродинамических профилей, помимо пассивных методов, связанных с изменением геометрии, существуют активные, которые используют дополнительную энергию на изменение потока вокруг профиля. Одним из типов активного управления потоком является введение в систему плазменных актуаторов [11, 12]. Актуатор представляет собой систему электродов, разделённых слоем диэлектрика. Такая система позволяет ионизировать поток в пограничном слое и управлять его поведением, сдвигая точку отрыва [13].

Основной сложностью при проектировании аэродинамических конструкций с плазменными актуаторами является отсутствие или высокая сложность связанных моделей аэродинамики и электродинамики. В рамках настоящей статьи рассматривается реализованная в COMSOL Multiphysics связанная модель, а также показано влияние плазменного актуатора на характеристики аэродинамического профиля.

2. Описание численной модели CFD

Методы CFD подходят для расчетов высокой точности, при этом чувствительны к выбору модели турбулентности и качеству расчетных сеток, что

приводит к необходимости использования больших вычислительных ресурсов [14,15]. В работе используется модель турбулентности SST из-за относительно высокой численной эффективности и точности результатов.

В качестве геометрии лопасти использован эталонный аэродинамический профиль NASA23012 [16,17]. Геометрия аэродинамического профиля представлена на рисунке 1. Максимальная толщина 12% на 29.8% хорды, относительный изгиб 1.8% на 12.7% хорды.

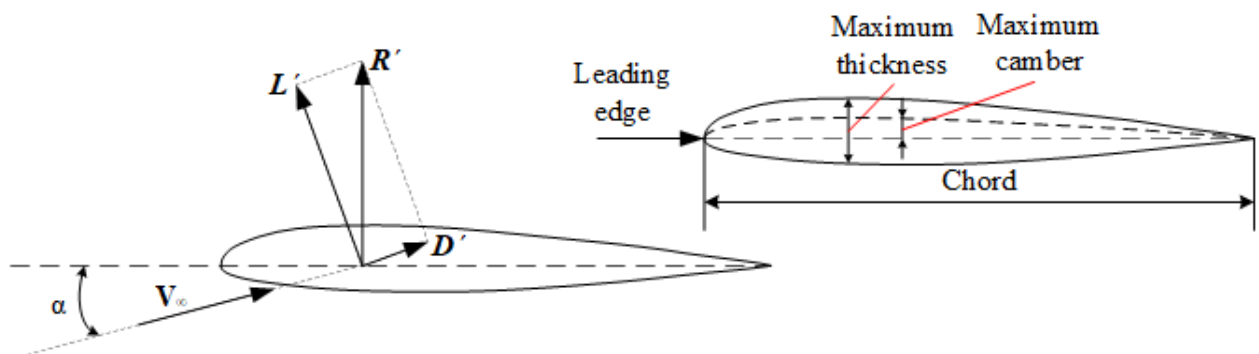


Рисунок 1. Геометрия аэродинамического профиля и действующие силы

Геометрия расчетной области, представляет собой расчетную область с вырезанным в ней аэродинамическим профилем. Границы расчетной области построены с учетом минимизации их влияния на течение вокруг аэродинамического профиля, границы в представленной геометрии расчетной области расположены более чем в 200 хордах от аэродинамического профиля. Анализ влияния отдаленности границ расчетной области (анализ граничных условий) в несжимаемой постановке при разных значениях угла атаки представлен на рисунке 2.

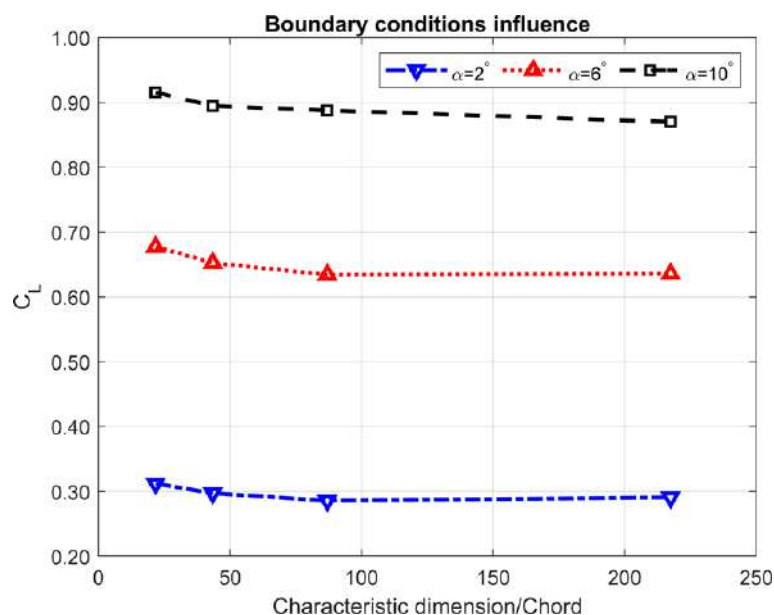


Рисунок 2. Влияние размеров расчетной области на коэффициент подъемной силы

В качестве рабочей среды в несжимаемой постановке используется воздух, численные значения свойств которого соответствуют температуре окружающей среды 15°C и давлению 1 атм.

В связи с тем, что задача решается при небольших числах Маха, имеющих значение меньше 0.3, воздух задается как несжимаемая среда, а тепловые эффекты и силы трения при моделировании процесса обтекания аэродинамического профиля не учитываются. Расчет выполнен при скорости потока воздуха 40 м/с и хорде аэродинамического профиля 0.23 м, обеспечивающей получение значения числа Рейнольдса равного $5 \cdot 10^5$. Также в целях идентификации погрешности данного допущения рассмотрена постановка со сжимаемой средой. Реализация моделей в численной виде выполнена с использованием специализированного программного обеспечения COMSOL Multiphysics и ANSYS CFX.

В качестве опорного программного обеспечения, относительно которого выполнен сравнительный анализ, выбран COMSOL Multiphysics из-за возможности создания связанной модели аэродинамики и электродинамики.

Решение аэродинамической задачи выполнено с использованием SST модели турбулентности с автоматическими пристеночными функциями в RANS постановке в программных комплексах COMSOL Multiphysics и ANSYS CFX. Описание математической модели имеет следующий вид:

$$\mathbf{u} \cdot \nabla k = P_k - \beta^* k \omega + \nabla \cdot [\nu + \sigma^* \nu_T] \nabla k \quad (1)$$

$$\mathbf{u} \cdot \nabla \omega = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \nabla \cdot [(\nu + \sigma_\omega \nu_T) \nabla \omega] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \nabla k \cdot \nabla \omega \quad (2)$$

где S - инвариант тензора скорости деформации.

Функция смешивания F_1 турбулентной вязкости определяются как:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left(\min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega \gamma'}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right)^4 \right\} \quad (3)$$

$$\nu_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega S F_2)} \quad (4)$$

где F_2 – вторичная функция смешивания определяется как:

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega \gamma'}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\} \quad (5)$$

F_1 равна нулю вдали от поверхности (k - ϵ модель), и переходит в единицу внутри пограничного слоя (k - ω модель).

$CD_{k\omega}$ определяется как:

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\sigma_{\omega 2}\frac{1}{2}\nabla k \cdot \nabla \omega, 10^{-10}\right) \quad (6)$$

В модели SST используется ограничение производительности для предотвращения возникновения турбулентности в зонах застоя:

$$P_k = \min(\tau : \nabla \mathbf{u}, 10\beta^* k\omega) \quad (7)$$

Коэффициенты замыкания и дополнительные соотношения указаны в работе [18].

Построение численной модели с использованием SST модели турбулентности с автоматическими пристеночными функциями в URANS постановке реализовано в COMSOL Multiphysics. Математическое описание URANS задачи отличается от RANS постановки в записи уравнений математической физики (1), (2) и имеет следующий вид:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla k = P_k - \beta^* k\omega + \nabla \cdot [(\nu\nu + \sigma^* \nu_T) \nabla k] \quad (8)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \omega = aS^2 - \beta\omega^2 + \nabla \cdot [(\nu + \sigma_\omega \nu_T) \nabla \omega] + 2(1 - F_1)\sigma_{\omega 2}\frac{1}{\omega} \nabla k \cdot \nabla \omega \quad (9)$$

Формирование замкнутой системы уравнений осуществляется дополнением уравнений непрерывности в сжимаемой (10) и несжимаемой (11) постановке.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (10)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (11)$$

Расширение математической модели «High Mach Number Flow» в COMSOL Multiphysics позволяет учесть тепловые эффекты и силы трения при моделировании процесса обтекания аэродинамического профиля в сжимаемой среде воздуха. Как

было отмечено выше, из-за отсутствия SST модели турбулентности в данном физическом интерфейсе при создании численной модели использована k-ε модель турбулентности. Математическое описание модели представлено в следующем виде:

$$\rho \mathbf{u} \cdot \nabla k = \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \rho \varepsilon \quad (12)$$

$$\rho \mathbf{u} \cdot \nabla \varepsilon = \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (13)$$

$$P_k = \mu_T \left[\nabla \mathbf{u} : \left(\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T \right) \right] - \frac{2}{3} \rho k (\nabla \cdot \mathbf{u}) \quad (14)$$

$$C_p \mathbf{u} \cdot \nabla T = -(\nabla \cdot \mathbf{q}) + \boldsymbol{\tau} : \mathbf{S} - \frac{T}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial t} \bigg|_p \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla p \right) \quad (15)$$

где ρ , T – плотность и температура среды соответственно; C_p – теплоемкость при постоянном давлении; $\boldsymbol{\tau}$ – тензор вязких напряжений; $\mathbf{q}$ – вектор теплового потока; $\mathbf{S}$ – тензор скорости деформации:

$$\mathbf{S} = \nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T \quad (16)$$

Уравнение (15) учитывает работу сил вязкого трения и сил давления. Воздух рассматривается в однофазном приближении. Молярная масса воздуха M_a и другие его теплофизические параметры (теплопроводность, теплоемкость) являются функциями от температуры. Плотность, давление и температура связаны уравнением состояния идеального газа:

$$p = \frac{\rho R T}{M_a} \quad (17)$$

При построении численной модели на границах расчетной области установлены следующие граничные условия:

1. Граничное условие «Inlet» на входе расчетной области описывается следующими выражениями:

$$\begin{cases} u_x = u_A \cos \alpha \\ u_y = u_A \sin \alpha \end{cases} \quad (18)$$

где u_A – скорость воздуха, α – угол атаки, u_x и u_y – проекции скоростей.

2. На выходе расчетной области задано граничное условие «Outlet» с избыточным давлением равным нулю:

$$p = 0 \quad (19)$$

3. Условие симметрии назначено на поверхности расчетной области (слева и справа) при реализации численной модели в ANSYS CFX.

4. На контуре аэродинамического профиля задано граничное условие «Wall» (No slip):

$$u = 0 \quad (20)$$

Расчетный домен, используемый для решения аэродинамической задачи обтекания профиля лопасти представлен на рисунке 3.

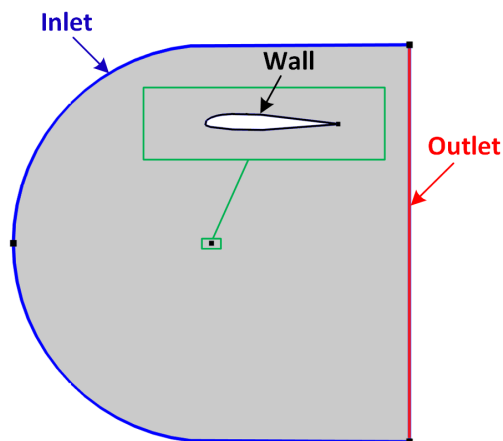


Рисунок 3. Граничные условия

Построение расчетной сетки при решении CFD задач является одним из ключевых этапов создания численной модели. Качество дискретизации расчетной области определяет точность и достоверность результатов моделирования. Во избежание влияния качества расчетной сетки на результаты численного исследования выполнен анализ сеточной сходимости. В качестве целевых показателей для анализа были использованы значения максимальной скорости, коэффициента подъемной силы (C_L) и коэффициента лобового сопротивления (C_D). Результаты исследования представлены на рисунках 4 и 5.

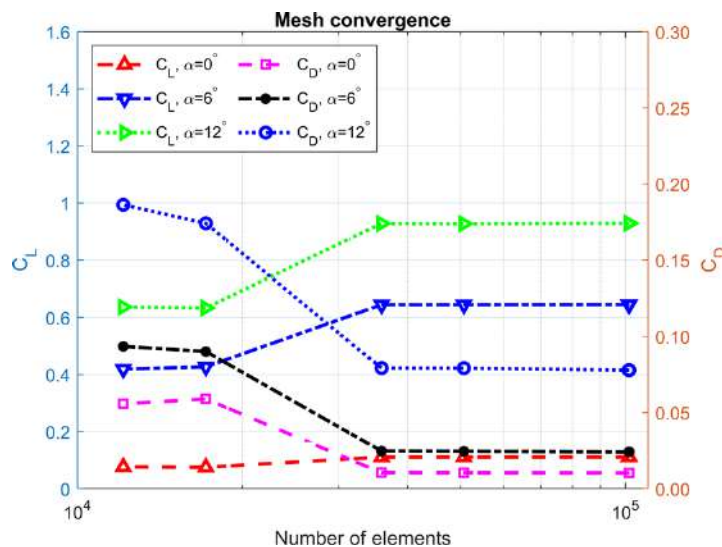


Рисунок 4. Сеточная сходимость при различных значениях угла атаки (C_L и C_D)

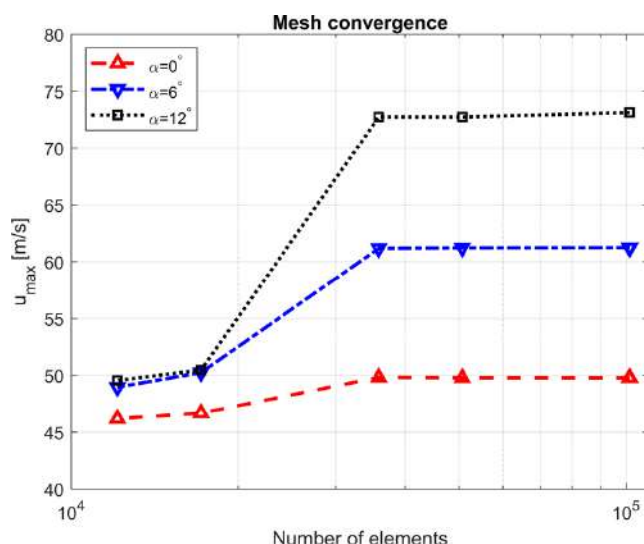


Рисунок 5. Сеточная сходимость при различных значениях угла атаки ($u_{\max}$)

Итоговая конечно-элементная модель содержит 101366 элементов, пристеночная область аэродинамического профиля содержит 170 элементов. Данная сетка была построена встроенным генератором в COMSOL Multiphysics и экспортирована с последующим преобразованием в конечно-объемную в ANSYS CFX.

3. Результаты численного моделирования

Расчет аэродинамических характеристик аэродинамического профиля проводился методом контрольного объема с помощью программного комплекса ANSYS CFX 2022 R1, а также методом конечных элементов в COMSOL Multiphysics 6.1. Результатами аэродинамических расчетов являются поля скорости и давления для различных углов атаки профиля лопасти NACA23012. На основании полученных результатов и их последующей обработки выполнен расчет коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления.

Результаты моделирования RANS моделей в программном комплексе COMSOL Multiphysics для сопоставления представлены на рисунках 6 и 7. По результатам моделирования отклонения значений SST модели турбулентности в сжимаемой и несжимаемой постановках не являются существенными при малых углах атаки (докритических значений угла атаки), что позволяет использовать допущение о несжимаемом потоке при малых значениях числа Маха.

Отличие результатов численного моделирования при сжимаемой постановке задачи от реализации с использованием физического интерфейса «High Mach Number Flow», учитывающего тепловые эффекты и силы трения при моделировании процесса обтекания аэродинамического профиля в первую очередь обусловлено применением k-ε модели турбулентности, которая дает завышенные значения коэффициента подъемной силы, как показано в работах [19, 20]. При этом расчетные значения коэффициента лобового сопротивления согласуются в достаточной степени с результатами, полученными без учета работы сил диссипации.

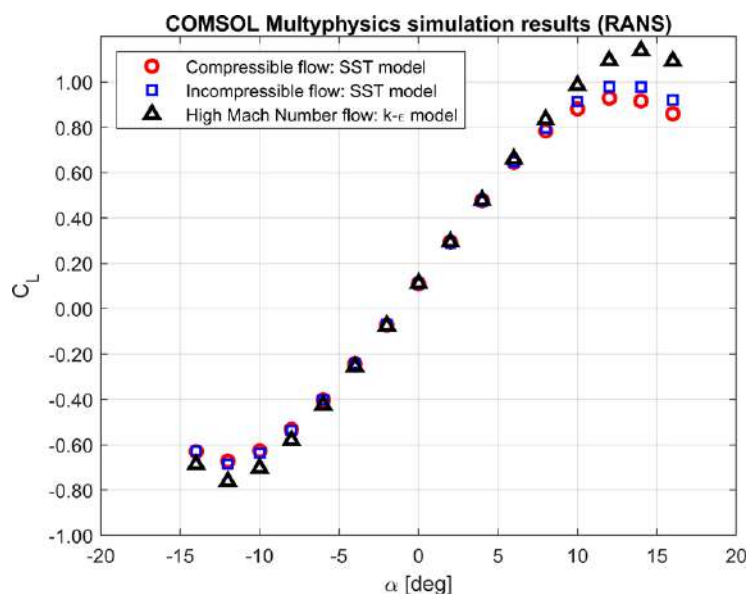


Рисунок 6. Коэффициенты подъемной силы для различных моделей, полученные в COMSOL Multiphysics

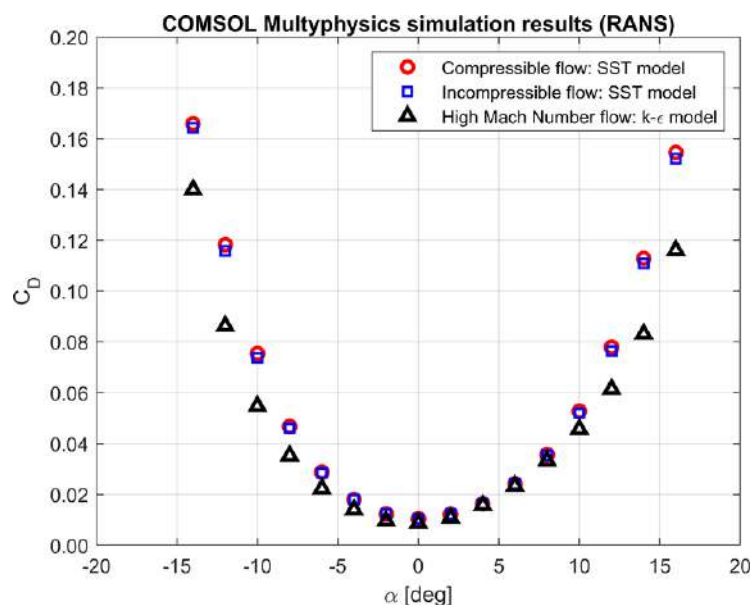


Рисунок 7. Коэффициенты лобового сопротивления для различных моделей, полученные в COMSOL Multiphysics

На рисунках 8, 9 продемонстрированы результаты моделирования при схожих постановках задачи в разных программных комплексах: ANSYS CFX и COMSOL Multiphysics. В соответствии с представленными результатами наблюдается хорошее согласование между данными, полученными в ANSYS CFX и COMSOL Multiphysics.

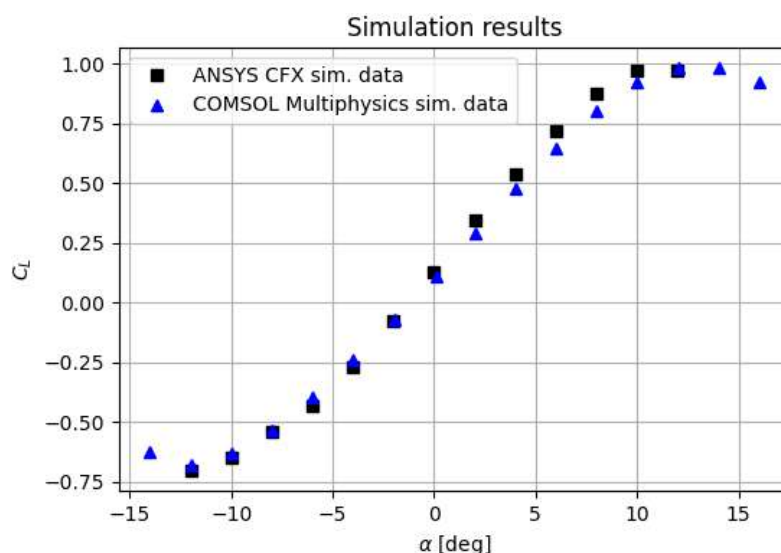


Рисунок 8. Сравнение результатов моделирования для различных программных комплексов (Коэффициент подъемной силы)

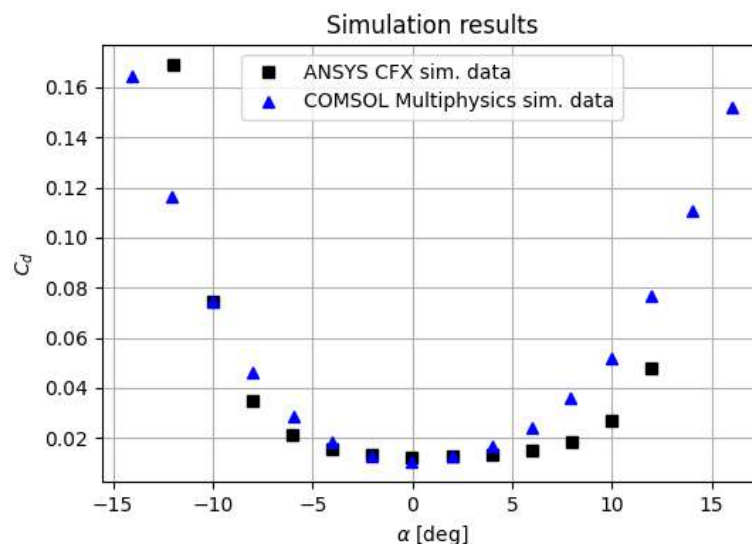


Рисунок 9. Сравнение результатов моделирования для различных программных комплексов (Коэффициент лобового сопротивления)

4. Валидация модели CFD

Оценка суммарной погрешности для RANS постановки при валидации включает в себя два слагаемых: погрешность экспериментальных данных и погрешность метода решения, в случае нестационарной постановки (URANS) необходимо учесть погрешность осреднения во времени.

Экспериментальные данные имеют ограниченное применение при проверке результатов CFD моделирования [21], что обусловлено недостаточным количеством информации в документации эксперимента о параметрах физического моделирования, начальных и граничных условий. Для валидации модели экспериментальные данные были аппроксимированы по нескольким источникам. В качестве данных экспериментального исследования использованы материалы, представленные в [22, 23].

При узких диапазонах ошибки и неопределенности численного CFD моделирования, наличия значительного объема экспериментальных данных для

оценки средних значений измерений и согласия результатов натурных испытаний и результатов вычислений можно заключить, что используемая модель валидирована.

На рисунках 10, 11 представлены результаты численного моделирования для несжимаемых постановок в программных комплексах COMSOL Multiphysics и ANSYS CFX, а также экспериментальных исследований для коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления соответственно.

В соответствии с результатами визуального анализа сделать однозначный вывод о качестве численных моделей не представляется возможным. Численная оценка качества численных моделей выполнена на основе среднеквадратичной ошибки (Mean Squared Error, MSE) и корня из среднеквадратичной ошибки (Root Mean Square Error, RMSE) для разного программного обеспечения при RANS постановке задачи, результаты анализа представлены в таблицах 3, 4.

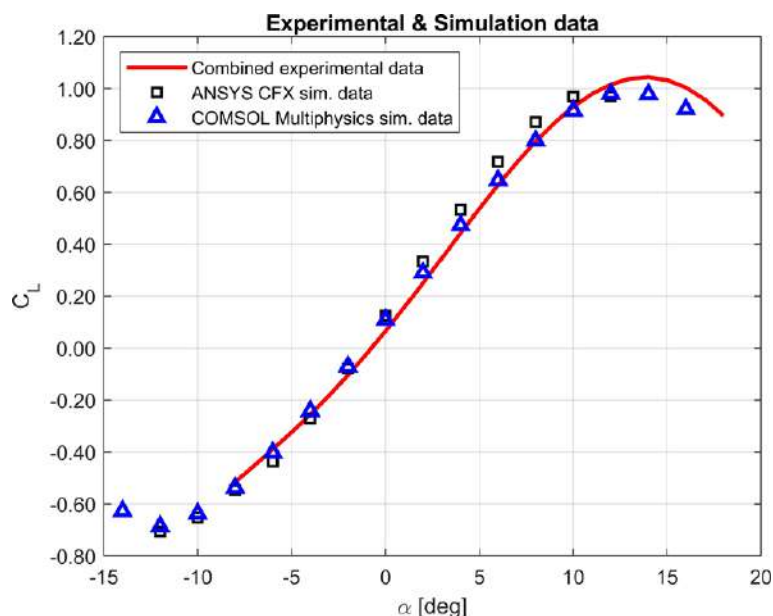


Рисунок 10. Результаты численного моделирования и экспериментальных данных RANS постановки (коэффициент подъемной силы)

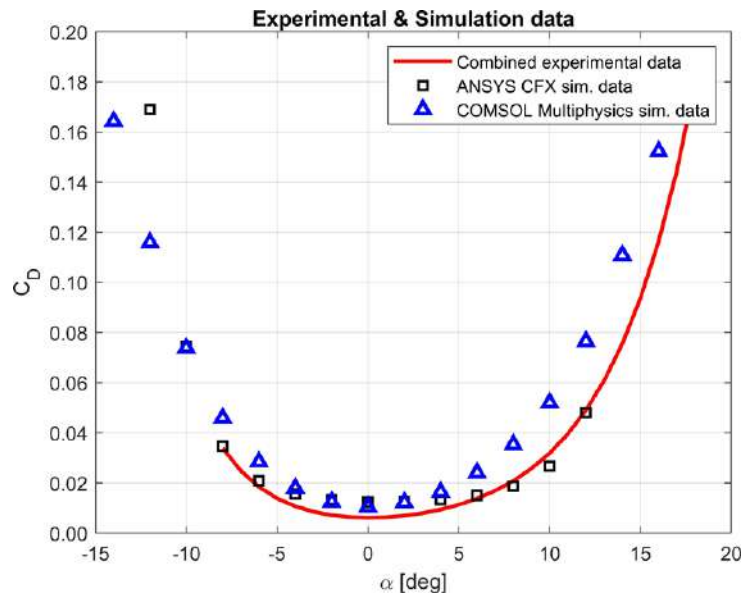


Рисунок 11. Результаты численного моделирования и экспериментальных данных RANS постановки (коэффициент лобового сопротивления)

Таблица 3. MSE значения коэффициентов подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления для RANS постановки.

Параметр	COMSOL Multiphysics (сжимаемая постановка)	COMSOL Multiphysics (несжимаемая постановка)	COMSOL Multiphysics (High Mach Number Flow)	ANSYS CFX (несжимаемая постановка)
C_L	3.90e-3	1.40e-3	3.00e-3	3.70e-3
C_D	3.60e-4	3.26e-4	5.96e-5	1.80e-5

Таблица 4. RMSE значения коэффициентов подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления для RANS постановки.

Параметр	COMSOL Multiphysics (сжимаемая постановка)	COMSOL Multiphysics (несжимаемая постановка)	COMSOL Multiphysics (High Mach Number Flow)	ANSYS CFX (несжимаемая постановка)
C_L	6.24e-2	3.74e-2	5.48e-0	6.08e-2
C_D	1.90e-2	1.81e-2	7.72e-3	4.24e-3

Построение численной URANS модели выполнено в программных комплексах COMSOL Multiphysics для критических и около критических значений угла атаки в предположении достижения более высокой точности расчетных значений. Время

моделирования составляет 5 с, что является достаточным для достижения установившегося режима и обеспечивает необходимым количеством расчетных значений для снижения влияния погрешности в начале расчетного времени из-за установки отличных от установившегося режима начальных условий.

Осредненные по времени результаты численного моделирования с оценкой погрешности для коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления при разных углах атаки, полученные в COMSOL Multiphysics представлены в таблице 5.

Анализ качества численных моделей, выполненный на основе MSE и RMSE метрик для рассмотренного программного обеспечения при URANS постановке на основе экспериментальных данных, представлен в таблице 6.

Таблица 5. Результаты численного моделирования, полученные в COMSOL Multiphysics для URANS постановки

α [deg]	C_L	RMSE (C_L)	C_D	RMSE (C_D)
10	0.9383	0.01475	0.05096	0.00437
12	0.9711	0.01589	0.07895	0.00507
14	0.9396	0.01666	0.11590	0.00558
16	0.8761	0.01743	0.15720	0.00616
18	0.8253	0.01798	0.19870	0.00666
20	0.8018	0.01843	0.24160	0.00723

Таблица 6. Результаты численного моделирования, полученные с помощью рассмотренного программного обеспечения для URANS постановки

COMSOL Multiphysics (несжимаемая, RANS)		COMSOL Multiphysics (несжимаемая, URANS)	
Коэффициент подъемной силы (C_L)			
MSE	RMSE	MSE	RMSE
9.876e-3	9.938e-2	7.042e-3	8.392e-2
Коэффициент лобового сопротивления (C_D)			
MSE	RMSE	MSE	RMSE
8.226e-4	2.868e-2	8.558e-4	2.925e-2

5. Диэлектрический барьерный разряд

В дополнение к разработанным и валидированным CFD моделям аэродинамического профиля разработана модель диэлектрического барьерного разряда (ДБР) в COMSOL Multiphysics. Программный комплекс COMSOL Multiphysics обеспечивает наилучшую структуру для решения связанной задачи аэродинамики профиля и прямого численного моделирования работы плазменного актуатора. Для упрощения математической модели рассматривается разряд в чистом азоте.

Плазменный актуатор состоит из покрытого электрода и открытого электрода. Electrodes разделены диэлектрическим слоем. Принцип работы плазменного актуатора основан на диэлектрическом барьерном разряде. На электроды подается высокое переменное напряжение в виде синусоидальной функции для генерации плазмы и приложения объемной силы к аэродинамическому профилю.

Математическая модель основана на уравнении жидкости для электронов в чистом азоте в сочетании с уравнением Пуассона для электрического поля, а скорость изменения плотности электронов описывается следующим образом:

$$\frac{\partial n_e}{\partial t} + \nabla \cdot \Gamma_e = R_e - (\mathbf{u} \cdot \nabla) n_e \quad (21)$$

где n_e – электронная плотность; Γ_e – вектор потока электронов; R_e – источник электронов.

Определение коэффициентов источника электронов производится с помощью функции распределения электронов по энергиям Максвелла (ФРЭЭ):

$$f(\varepsilon) = \phi^{\frac{3}{2}} \beta_1 \exp\left(-\frac{\varepsilon \beta_2}{\phi}\right) \quad (22)$$

$$\varepsilon = F(E/N) \quad (23)$$

$$\beta_1 = \Gamma(5/2)^{\frac{3}{2}} \Gamma(3/2)^{-\frac{5}{2}} \quad (24)$$

$$\beta_2 = \Gamma(5/2) \Gamma(3/2)^{-1} \quad (25)$$

где ε – энергия электрона; ϕ – средняя энергия электрона; Γ – неполная гамма-функция; E/N – приведенное электрическое поле (F – двухчленное приближение из данных уравнения Больцмана).

Решение электростатической задачи основано на описании напряжения и распределения объемного заряда в области моделирования:

$$\nabla \cdot \mathbf{D} = \rho_q \quad (26)$$

$$\mathbf{D} = \varepsilon_r \varepsilon_0 \mathbf{E} \quad (27)$$

$$\mathbf{E} = -\nabla V \quad (28)$$

где $\mathbf{D}$ – электрическое смещение; ε_0 – относительная диэлектрическая проницаемость.

Эти уравнения решаются в двумерной формулировке. Электрогидродинамическая (ЭГД) сила возникает в ионной оболочке перед плазменным столбом в разряде, генерируемом на поверхности диэлектрика.

ЭГД сила, действующая на поток вокруг аэродинамического профиля, определяется следующим образом:

$$\mathbf{F} = e(n_i - n_e) \mathbf{E} \quad (29)$$

При моделировании диэлектрического барьерного разряда в чистом азоте рассматриваются следующие уравнения реакций:

Таблица 7. Уравнения реакций диэлектрического барьерного разряда в чистом азоте

Реакция	Уравнение	Тип	Параметр
1	$e + N_2 \rightarrow e + N_2$	Упругая	$m_r = 0.0000195$
2	$e + N_2 \rightarrow 2e + N_2^+$	Ионизация	$\Delta\varepsilon = 15.6$ эВ
3	$e + N_2^+ \rightarrow N_2$	Электронное присоединение	$k^f = 6.02 \times 10^3$ м ³ /с·моль
4	$e + N_2^+ \rightarrow 2N$	Электронное присоединение	$k^f = 1$ м ³ /с·моль
5	$2N + N_2 \rightarrow 2N_2$	Реакция	$k^f = 360$ м ³ /с·моль
6	$N_2^+ \rightarrow N_2$	Поверхностная реакция	$\gamma_f = 1, \gamma_i = 0.05$
7	$2N \rightarrow N_2$	Поверхностная реакция	$\gamma_f = 0.001$

m_r – отношение масс электронов, $\Delta\varepsilon$ – потеря энергии, k^f – константа скорости прямого движения, γ_f – коэффициент прямого прилипания, γ_i – коэффициент вторичной эмиссии.

Реакции 6 и 7 задаются на поверхности металлического контакта с $\gamma_i = 0$. Реакция 7 задается на поверхности профиля с коэффициентами, указанными в таблице 7.

Данные получены с использованием базы данных "The Plasma Data Exchange Project" для приведенной подвижности электронов, приведенной диффузии электронов, средней энергии электронов для $T = 350$ К, $p = 1$ атм, средняя энергия электронов 15.51 эВ, приведенное электрическое поле 1000 Тд. Начальная концентрация электронов в области моделирования $n_{e0} = 10^9$ 1/м³.

Предварительная геометрия расчетной области была построена на основе анализа технологических возможностей реализации плазменного актуатора на профиле. Геометрия расчетной области представлена на рисунке 12.

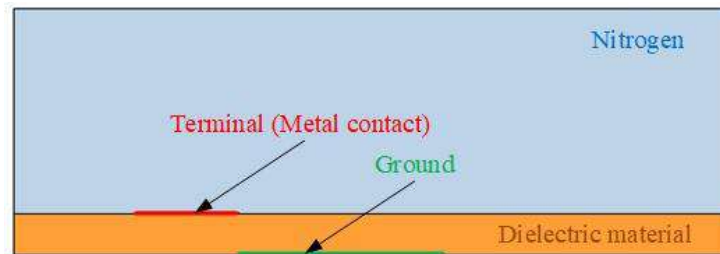


Рисунок 12. Геометрия расчетной области для ДБР

В качестве граничного условия к металлическому контакту прикладывается синусоидальное напряжение амплитудой 2,5 кВ и различной частотой (параметрическое исследование развертки). На верхней поверхности профиля задается условие накопления поверхностного заряда.

Результаты моделирования распределения объемной силы представляют особый интерес с точки зрения построения модели профиля с плазменным актуатором.

Распределения осевых компонент объемной силы показаны на рисунке 13, 14.

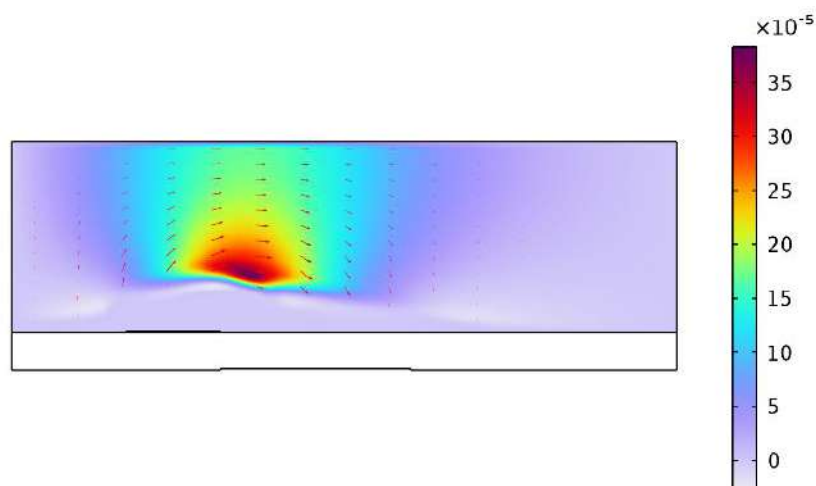


Рисунок 13. Распределение объемной силы (x-компонента)

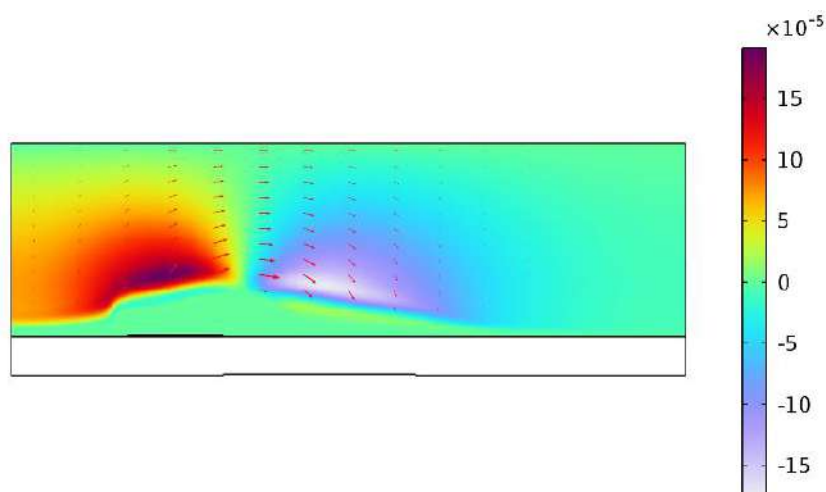


Рисунок 14. Распределение объемной силы (у-компонента)

Полученные результаты могут быть интегрированы в уравнение Навье-Стокса для моделирования проверенной модели аэродинамического профиля в качестве объемных сил.

Геометрия вычислительной области была изменена для решения объединенной задачи CFD и ДБР. Модифицированная геометрия показана на рисунке 15 и включает диэлектрическую область и два электрода. В связи с изменениями в геометрии задача решается без учета влияния плазменного актуатора и с учетом влияния для корректного сравнения результатов моделирования.

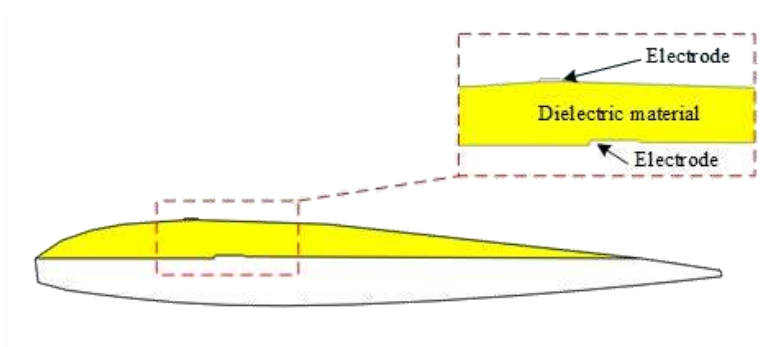


Рисунок 15. Модифицированная геометрия аэродинамического профиля

Для решения объединенной задачи применяется односторонне связанная постановка задачи (с учетом влияния плазменного актуатора), т.е. влияние

плазменного актуатора на аэродинамические характеристики учитывается через объемные силы F , получаемые при разряде диэлектрического барьера, обратная связь CFD с ДБР отсутствует:

$$\rho \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \rho \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} = -\nabla p + \nabla \cdot \mathbf{K} + \mathbf{F} \quad (30)$$

Решение объединенной задачи является длительным процессом из-за малого шага по времени, определяемого частотой ДБР и трудностями сходимости при совместном решении уравнений. Увеличение скорости вычислений достигнуто за счет указанного алгоритма моделирования, представленного на рисунке 16.

На первом этапе решается стационарная задача для генерации начальных значений для нестационарной задачи и обеспечения достижения стационарных условий. На втором этапе выполняется нестационарное исследование модели профиля (с использованием модели турбулентности SST) с учетом геометрии электродов. На третьем этапе моделирование ДБР производится совместно с CFD; в качестве начальных значений используются результаты моделирования (последний момент), полученные на предыдущем этапе. Моделирование проводится до момента установления решения.

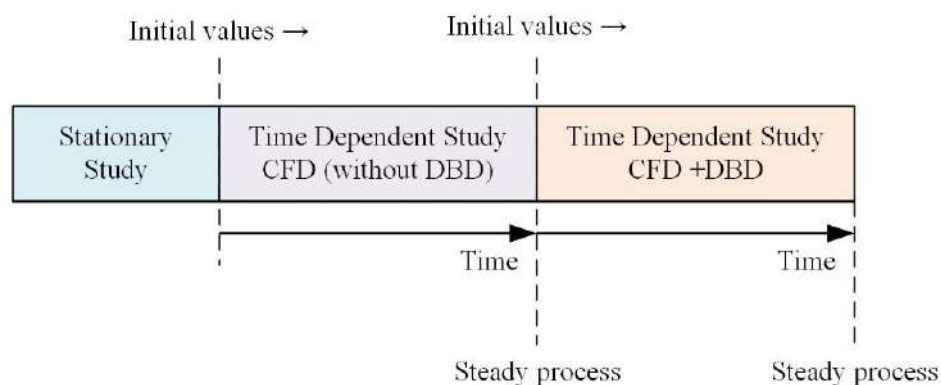


Рисунок 16. Алгоритм моделирования

Для решения задачи, зависящей от времени, используется неявный решатель Backward Differentiation Formula (BDF). Для решения унифицированной модели CFD и ДБР используется подход Segregated solution, итерационный процесс которого основан на методе Ньютона – Рафсона, процессе поиска решения заданной функции, также известном как метод касательной. В качестве решателя был выбран прямой Pardiso [24], поскольку он является самым быстрым из предложенных с использованием метода факторизации LU, COMSOL Multiphysics.

6 Результаты

Результаты экспериментальных исследований влияния импульсного ДБР на аэродинамические характеристики профиля NACA23012 представлены в [25]. Согласно результатам исследований для выбранной конфигурации профиля и актуатора, режимы для углов атаки менее 12° не представляют интереса (влияние плазменного актуатора отсутствует), поскольку точка отрыва находится за пределами зоны действия актуатора [25]. Таким образом, представленные в статье результаты моделирования соответствуют углу атаки, равному 12° . Распределение полной объемной силы показано на рисунке 17.

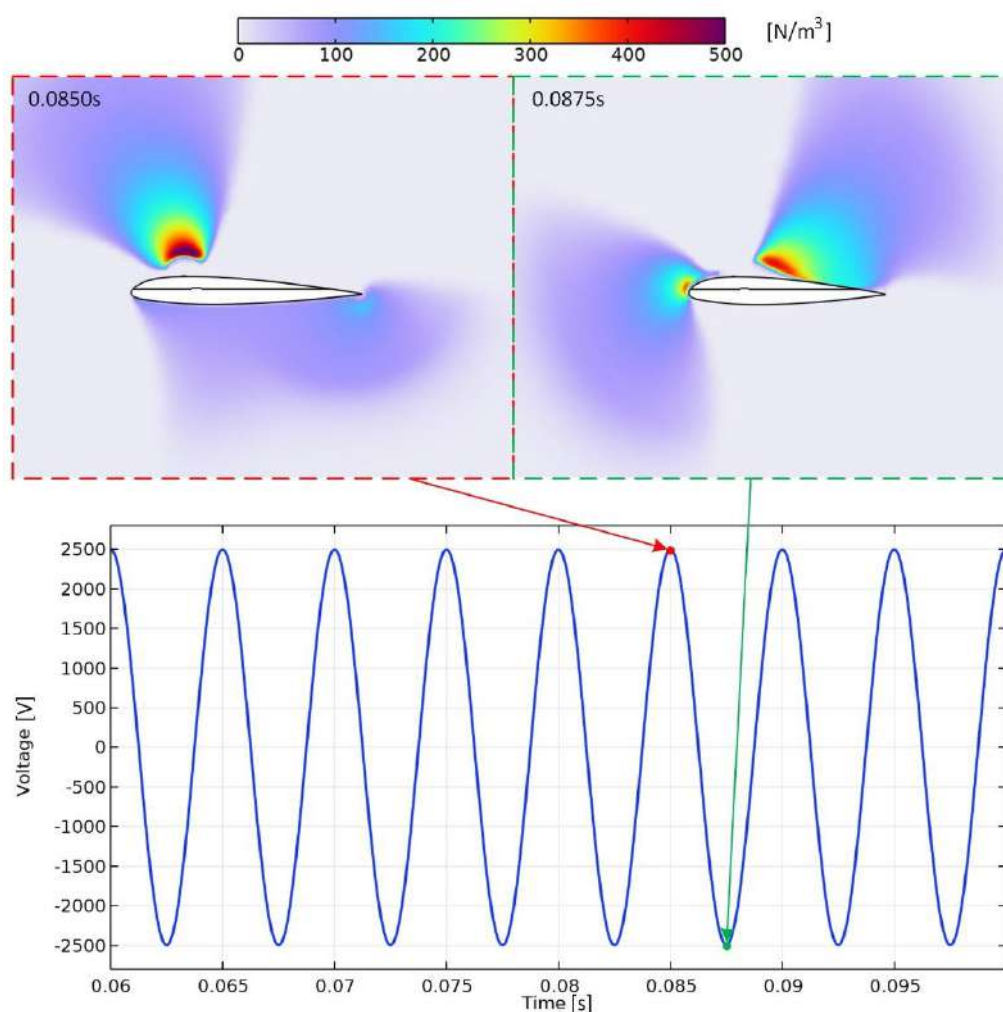


Рисунок 17. Распределение полной объемной силы

Наблюдается существенное перераспределение силы ДБР при переходе от одного полупериода напряжения разряда к другому, что приводит к разрушению пограничного слоя.

Количественная оценка воздействия ДБР проводилась на основе расчета аэродинамических характеристик (коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления). Результаты расчета коэффициентов представлены в таблице 8.

Таблица 8. Коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления в чистом азоте

Описание	C_L	C_D
Без ДБР	1.0661	0.0905
ДБР, $f = 200$ Гц	1.0876	0.0881
ДБР, $f = 1000$ Гц	1.0658	0.0835
ДБР, $f = 10000$ Гц	1.0707	0.0851

Зависимости коэффициентов подъемной силы и сопротивления от частоты разряда диэлектрического барьера показаны на рисунке 18. В соответствии с полученными результатами, наблюдается увеличение влияния ДБР на коэффициент подъемной силы при частоте разряда 200 Гц и незначительное влияние на частотах 1 кГц и 10 кГц. В случае коэффициента сопротивления наблюдается обратная ситуация: небольшое уменьшение значения коэффициента сопротивления при частоте ДБР 200 Гц и существенное уменьшение на частотах 1 кГц и 10 кГц. Результаты моделирования согласуются с экспериментальными исследованиями, представленными в [25] для угла атаки 13° , что и обуславливает небольшое различие абсолютных значений.

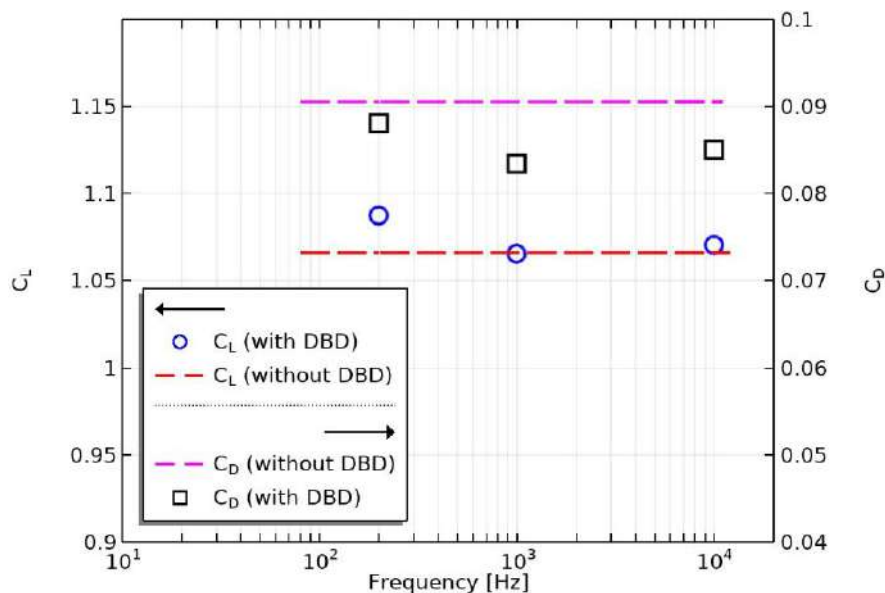


Рисунок 18. Частотные зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления

Выводы

Разработаны численные модели обтекания потоком воздуха аэродинамического профиля NACA 23012. Численные модели реализованы с использованием специализированного программного обеспечения: ANSYS CFX и COMSOL Multiphysics. Расчет выполнен при скорости потока воздуха равной 40 м/с, температуре 15°C, давлении 1 атм и хорде профиля 0.23 м, что соответствует значению числа Рейнольдса $5 \cdot 10^5$. Представлены основные этапы разработки численной модели, включая математическое описание используемых моделей турбулентности, задание размеров геометрии расчетной области и анализ сеточной сходимости. По результатам анализа влияния размеров расчетной области на результаты численного моделирования определен характерный размер, который составляет не менее 200 хорд аэродинамического профиля.

В программном обеспечении COMSOL Multiphysics было выполнено создание численных моделей как для сжимаемой среды, так и несжимаемой. Кроме того, был выполнен анализ влияния работы сил диссипации на аэродинамические характеристики профиля NASA 23012. Данные модели разработаны для анализа влияния принятых допущений. В соответствии с результатами моделирования принятые при моделировании допущения не являются значительными при докритических значениях угла атаки.

В качестве основных показателей аэродинамических характеристик профиля NASA 23012 определены коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления. Данные показатели использованы для анализа результатов численного моделирования и валидации. В качестве результатов экспериментального исследования использованы данные натурных испытаний, находящиеся в открытом доступе. Для количественного анализа результатов моделирования определены следующие метрики: среднеквадратичная ошибка и корень из среднеквадратичной ошибки.

Наиболее согласующиеся с экспериментальными данными результаты моделирования для коэффициента подъемной силы в случае RANS модели получены с использованием COMSOL Multiphysics в несжимаемой постановке задачи, корень из среднеквадратичной ошибки составляет $1.4 \cdot 10^{-3}$. Более точная зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки в сравнении с экспериментальными данными получена с использованием ANSYS CFX, корень из среднеквадратичной ошибки составляет $1.8 \cdot 10^{-5}$.

В соответствии с результатами численного моделирования нестационарная постановка, несмотря на высокие вычислительные затраты, позволяет получить более достоверные результаты аэродинамических характеристик при критических (около критических) значениях угла атаки. Корень из среднеквадратичной ошибки коэффициента подъемной силы для нестационарной постановки составляет $8.4 \cdot 10^{-2}$, а для стационарной постановки – $9.9 \cdot 10^{-2}$.

В программном комплексе COMSOL Multiphysics была разработана 2D нестационарная модель ДБР. Основным результатом, выдаваемым этой моделью, является распределение объемной силы, которое может быть интегрировано в модель CFD профиля. Программный комплекс COMSOL Multiphysics обеспечивает наилучшую структуру для решения связанной задачи аэродинамики профиля и прямого численного моделирования работы плазменного актуатора. Кроме того, результаты, полученные в этом пакете, хорошо согласуются с полевыми экспериментами.

Была разработана численная унифицированная модель CFD и ДБР профиля NASA 23012, и оценка была выполнена с учетом влияния диэлектрического барьерного разряда и без учета влияния ДБР. Оценка проводилась при угле атаки 12° и числе Рейнольдса $5 \cdot 10^5$. Максимальное увеличение коэффициента подъемной силы для исследованных частот составляет до 2% на частоте 200 Гц, а минимальное снижение коэффициента лобового сопротивления составляет до 8% на частоте 1000 Гц.

Список источников

1. Nakhchi M.E., Naung S.W., Rahmati M. High-resolution direct numerical simulations of flow structure and aerodynamic performance of wind turbine airfoil at wide range of Reynolds numbers // Energy. 2021. V. 225, P. 120261. DOI: [10.1016/j.energy.2021.120261](https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.120261)
2. Гарипова Л.И., Батраков А.С., Кусюмов А.Н. Учет динамических условий обтекания профиля при решении задачи определения балансировочных углов несущего винта вертолета // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=84439>
3. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // 30th aerospace sciences meeting and exhibit. 1992. P. 439. DOI: [10.2514/6.1992-439](https://doi.org/10.2514/6.1992-439)
4. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=80297>
5. Spalart P.R. Strategies for turbulence modelling and simulations // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2000. V. 21, No. 3. P. 252-263. DOI: [10.1016/S0142-727X\(00\)00007-2](https://doi.org/10.1016/S0142-727X(00)00007-2)
6. Menter F.R. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective // International Journal of Computational Fluid Dynamics. 2009. V. 23, No. 4. P. 305-316. DOI: [10.1080/10618560902773387](https://doi.org/10.1080/10618560902773387)

7. Vigneswaran C.M., Kumar V.G. Aerodynamic performance analysis of co-flow jet airfoil // International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace. 2021. V. 8, No. 1. P. 1555. DOI: [10.15394/ijaaa.2021.1555](https://doi.org/10.15394/ijaaa.2021.1555)
8. Dehaeze F., Barakos G.N., Batrakov A.S., Kusyumov A.N., Mikhailov S.A. Simulation of flow around aerofoil with DES model of turbulence // Trudy MAI. 2012. No. 59. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34840>
9. Битюрин В.А., Ефимов А.В., Казанский П.Н., Моралев И.А. Управление аэродинамическим качеством модели крылового профиля НАСА 23 012 с помощью поверхностного высокочастотного разряда // Теплофизика высоких температур. 2014. Т. 52, № 4. С. 504. DOI: [10.7868/S0040364414040048](https://doi.org/10.7868/S0040364414040048)
10. Benard N., Jolibois J., Moreau E. Lift and drag performances of an axisymmetric airfoil controlled by plasma actuator // Journal of Electrostatics. 2009. V. 67, No. 2. P. 133-139. DOI: [10.1016/j.elstat.2009.01.008](https://doi.org/10.1016/j.elstat.2009.01.008)
11. Huang J., Corke T.C., Thomas F.O. Plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades // AIAA Journal. 2006. V. 44, No. 1. P. 51-57. DOI: [10.2514/1.2903](https://doi.org/10.2514/1.2903)
12. Suzen Y.B., Huang P.G. Simulations of flow separation control using plasma actuators // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2006. P. 877. DOI: [10.2514/6.2006-877](https://doi.org/10.2514/6.2006-877)
13. Enloe C.L., McLaughlin T.E., VanDyken R.D., Kachner K.D., Jumper E.J., Corke T.C. Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Plasma Morphology // AIAA Journal. 2004. V. 42, No. 3. P. 589-594. DOI: [10.2514/1.2305](https://doi.org/10.2514/1.2305)

14. Sohbatzadeh F., Soltani H. Time-dependent one-dimensional simulation of atmospheric dielectric barrier discharge in N₂/O₂/H₂O using COMSOL Multiphysics // Journal of Theoretical and Applied Physics. 2018. V. 12, No. 1. P. 53-63. DOI: [10.1007/s40094-018-0281-4](https://doi.org/10.1007/s40094-018-0281-4)
15. Datta A., Nixon M., Chopra I. Review of rotor loads prediction with the emergence of rotorcraft CFD // Journal of the American Helicopter Society. 2007. V. 52, No. 4. P. 287-317. DOI: [10.4050/JAHS.52.287](https://doi.org/10.4050/JAHS.52.287)
16. Obeid S., Ahmadi G., Jha R. NARMAX Identification Based Closed-Loop Control of Flow Separation over NACA 0015 Airfoil // Fluids. 2020. V. 5, No. 3. P. 100. DOI: [10.3390/fluids5030100](https://doi.org/10.3390/fluids5030100)
17. Thomas J.L., Salas M.D. Far-field boundary conditions for transonic lifting solutions to the Euler equations // AIAA Journal. 1986. V. 24, No. 7. P. 1074-1080.
18. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4. 2003. P. 625 - 632.
19. Тарасов А.Л. Численное исследование особенностей обтекания вертолетных профилей в эксплуатационном диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха // Труды МАИ. 2023. № 131. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=175919>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-13](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-13)
20. Douvi C. Eleni. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil // Journal of Mechanical Engineering Research. 2012. V. 4, No. 3. DOI: [10.5897/jmer11.074](https://doi.org/10.5897/jmer11.074)

21. Oberkampf W.L., Trucano T.G. Verification and validation in computational fluid dynamics // Progress in Aerospace Sciences. 2002. V. 38, No. 3. P. 209-272. DOI: [10.1016/S0376-0421\(02\)00005-2](https://doi.org/10.1016/S0376-0421(02)00005-2)
22. Rivero A.E., Fournier S., Manolesos M., Cooper J.E., Woods B.K. Wind tunnel comparison of flapped and fishbac camber variation for lift control // AIAA Scitech 2020 Forum. 2020. P. 1300. DOI: [10.2514/6.2020-1300](https://doi.org/10.2514/6.2020-1300)
23. Pouryoussefi S.G., Mirzaei M., Nazemi M.M., Fouladi M., Doostmahmoudi A. Experimental study of ice accretion effects on aerodynamic performance of an NACA 23012 airfoil // Chinese Journal of Aeronautics. 2016. V. 29, No. 3. DOI: [10.1016/j.cja.2016.03.002](https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.03.002)
24. Schenk O., Gärtner K. Encyclopedia of Parallel Computing. Springer, Boston, 2011. P. 1458-1464. DOI: [10.1007/978-0-387-09766-4_90](https://doi.org/10.1007/978-0-387-09766-4_90)
25. Moralev I., Klimov A., Bityurin V., Kazansky P. Lift and drag control of NACA 23012 airfoil model by surface HF Plasma Actuator // 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting - AIAA Science and Technology Forum and Exposition. 2014. National Harbor, MD. DOI: [10.2514/6.2014-1263](https://doi.org/10.2514/6.2014-1263)

References

1. Nakhchi M.E., Naung S.W., Rahmati M. High-resolution direct numerical simulations of flow structure and aerodynamic performance of wind turbine airfoil at wide range of Reynolds numbers. *Energy*. 2021. V. 225, P. 120261. DOI: [10.1016/j.energy.2021.120261](https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.120261)

2. Garipova L.I., Batrakov A.S., Kusyumov A.N. Accounting for dynamic conditions of aerofoil flow-around while solving the problem of a helicopter main rotor trimming angles determining. *Trudy MAI*. 2017. No. 95. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=84439>
3. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *30th aerospace sciences meeting and exhibit*. 1992. P. 439. DOI: [10.2514/6.1992-439](https://doi.org/10.2514/6.1992-439)
4. Sha M., Agul'nik A.B., Yakovlev A.A. Analysis of mathematical modeling results of subsonic flow inleakage at subsonic profiles. *Trudy MAI*. 2017. No. 93. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=80297>
5. Spalart P.R. Strategies for turbulence modelling and simulations. *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2000. V. 21, No. 3. P. 252-263. DOI: [10.1016/S0142-727X\(00\)00007-2](https://doi.org/10.1016/S0142-727X(00)00007-2)
6. Menter F.R. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*. 2009. V. 23, No. 4. P. 305-316. DOI: [10.1080/10618560902773387](https://doi.org/10.1080/10618560902773387)
7. Vigneswaran C.M., Kumar V.G. Aerodynamic performance analysis of co-flow jet airfoil. *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*. 2021. V. 8, No. 1. P. 1555. DOI: [10.15394/ijaaa.2021.1555](https://doi.org/10.15394/ijaaa.2021.1555)
8. Dehaeze F., Barakos G.N., Batrakov A.S., Kusyumov A.N., Mikhailov S.A. Simulation of flow around aerofoil with DES model of turbulence. *Trudy MAI*. 2012. No. 59. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34840>

9. Bityurin V.A., Efimov A.V., Kazanskii P.N., Moralev I.A. Aerodynamic quality management for the NACA 23012 airfoil model using the surface high-frequency discharge. *Teplofizika vysokikh temperatur*. 2014. V. 52, No. 4. P. 504. (In Russ.). DOI: [10.7868/S0040364414040048](https://doi.org/10.7868/S0040364414040048)
10. Benard N., Jolibois J., Moreau E. Lift and drag performances of an axisymmetric airfoil controlled by plasma actuator. *Journal of Electrostatics*. 2009. V. 67, No. 2. P. 133-139. DOI: [10.1016/j.elstat.2009.01.008](https://doi.org/10.1016/j.elstat.2009.01.008)
11. Huang J., Corke T.C., Thomas F.O. Plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades. *AIAA Journal*. 2006. V. 44, No. 1. P. 51-57. DOI: [10.2514/1.2903](https://doi.org/10.2514/1.2903)
12. Suzen Y.B., Huang P.G. Simulations of flow separation control using plasma actuators. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2006. P. 877. DOI: [10.2514/6.2006-877](https://doi.org/10.2514/6.2006-877)
13. Enloe C.L., McLaughlin T.E., VanDyken R.D., Kachner K.D., Jumper E.J., Corke T.C. Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Plasma Morphology. *AIAA Journal*. 2004. V. 42, No. 3. P. 589-594. DOI: [10.2514/1.2305](https://doi.org/10.2514/1.2305)
14. Sohbatzadeh F., Soltani H. Time-dependent one-dimensional simulation of atmospheric dielectric barrier discharge in N₂/O₂/H₂O using COMSOL Multiphysics. *Journal of Theoretical and Applied Physics*. 2018. V. 12, No. 1. P. 53-63. DOI: [10.1007/s40094-018-0281-4](https://doi.org/10.1007/s40094-018-0281-4)
15. Datta A., Nixon M., Chopra I. Review of rotor loads prediction with the emergence of rotorcraft CFD. *Journal of the American Helicopter Society*. 2007. V. 52, No. 4. P. 287-317. DOI: [10.4050/JAHS.52.287](https://doi.org/10.4050/JAHS.52.287)

16. Obeid S., Ahmadi G., Jha R. NARMAX Identification Based Closed-Loop Control of Flow Separation over NACA 0015 Airfoil. *Fluids*. 2020. V. 5, No. 3. P. 100. DOI: [10.3390/fluids5030100](https://doi.org/10.3390/fluids5030100)
17. Thomas J.L., Salas M.D. Far-field boundary conditions for transonic lifting solutions to the Euler equations. *AIAA Journal*. 1986. V. 24, No. 7. P. 1074-1080.
18. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*. 2003. P. 625 - 632.
19. Tarasov A.L. Flow characteristics in the operational range angles of attack and Mach numbers numerical investigation of helicopter airfoils. *Trudy MAI*. 2023. No. 131. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175919>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-13](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-13)
20. Douvi C. Eleni. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research*. 2012. V. 4, No. 3. DOI: [10.5897/jmer11.074](https://doi.org/10.5897/jmer11.074)
21. Oberkampf W.L., Trucano T.G. Verification and validation in computational fluid dynamics. *Progress in Aerospace Sciences*. 2002. V. 38, No. 3. P. 209-272. DOI: [10.1016/S0376-0421\(02\)00005-2](https://doi.org/10.1016/S0376-0421(02)00005-2)
22. Rivero A.E., Fournier S., Manolesos M., Cooper J.E., Woods B.K. Wind tunnel comparison of flapped and fishbac camber variation for lift control. *AIAA Scitech 2020 Forum*. 2020. P. 1300. DOI: [10.2514/6.2020-1300](https://doi.org/10.2514/6.2020-1300)
23. Pouryoussefi S.G., Mirzaei M., Nazemi M.M., Fouladi M., Doostmahmoudi A. Experimental study of ice accretion effects on aerodynamic performance of an NACA

23012 airfoil. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2016. V. 29, No. 3. DOI: [10.1016/j.cja.2016.03.002](https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.03.002)

24. Schenk O., Gärtner K. *Encyclopedia of Parallel Computing*. Springer, Boston, 2011. P. 1458-1464. DOI: [10.1007/978-0-387-09766-4_90](https://doi.org/10.1007/978-0-387-09766-4_90)

25. Moralev I., Klimov A., Biturin V., Kazansky P. Lift and drag control of NACA 23012 airfoil model by surface HF Plasma Actuator. *52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting - AIAA Science and Technology Forum and Exposition*. 2014. National Harbor, MD. DOI: [10.2514/6.2014-1263](https://doi.org/10.2514/6.2014-1263)

Статья поступила в редакцию 10.04.2025

Одобрена после рецензирования 17.04.2025

Принята к публикации 25.08.2025

The article was submitted on 10.04.2025; approved after reviewing on 17.04.2025; accepted for publication on 25.08.2025