

Received: 10.04.2024

Revised: 21.05.2024



Accepted: 31.05.2024



DOI: 10.17804/2410-9908.2024.3.029-040



SOME ASPECTS IN THE NUMERICAL SIMULATION OF THE AERODYNAMICS OF A NACA 0012 AIRFOIL

E. A. Mitryukova^a, O. V. Mishchenkova^b, and A. A. Chernova^c, *

Kalashnikov Izhevsk State Technical University, 7 Studencheskaya St., Izhevsk, 426069, Russia

a)  <https://orcid.org/0000-0002-5350-5366>  mit_e_a@mail.ru;

b)  <https://orcid.org/0000-0002-8835-1184>  mov@istu.ru;

c)  <https://orcid.org/0000-0001-8579-6279>  alicaaa@gmail.com

*Corresponding author. Email: alicaaa@gmail.com

Address for correspondence: ul. Studencheskaya, 7, Izhevsk, 426069, Russia
Tel.: +7 (912) 873-2582

The paper discusses the numerical simulation of the aerodynamics of an airfoil at different angles of attack. Two approaches to determining the angle of attack are considered: by changing the position of the velocity vector of the oncoming flow and by changing the relative position of the flat airfoil. The value of the angle of attack varies in the range from -5 to $+10^\circ$. Numerical simulation is performed with the openFoam package for solving continuum mechanics problems in the stationary setting based on finite volumes using the rhoSimpleFoam solver. The study results in the values of flow velocity and pressure, partially determined by the method of setting the angle of attack. A significant influence of the method of setting the angle of attack on the calculated aerodynamic coefficients is demonstrated. The mathematical correctness and numerical ambiguity of the considered approaches are assessed. A comparison among the drag coefficients, together with a qualitative analysis of the fields of physical quantities, shows incorrectness in determining the angle of attack by changing the position of the incoming flow velocity vector.

Keywords: numerical simulation, NACA 0012 airfoil, aerodynamics, angle of attack

References

1. Ladson, Ch.L. Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section. *NASA Technical Memorandum 4074*, Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1988, 95 p.
2. Available at: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html (accessed 19.04.2024).
3. Thomas, J.L. and Salas, M.D. Far-field boundary conditions for transonic lifting solutions to the Euler equations. *AIAA Journal*, 1986, 24 (7), 1074–1080. DOI: 10.2514/3.9394.
4. Volkova, A.O. and Streltsov, E.V. Numerical study of jet perforated boundaries in the flow over the profile NACA-0012. *Trudy MFTI*, 2019, 11 (3), 116–125. (In Russian).
5. Isaev, S.A. Circular flow around a NACA 0012 profile at $Re = 40000$: paradoxes of modeling in unsteady aerodynamics. *Sovremennaya Nauka: Issledovaniya, Idei, Rezultaty, Tekhnologii*, 2012, 2 (10), 226–231. (In Russian).
6. Available at: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/index.html> (accessed at: 19.02.2024).
7. Available at: <https://help.sim-flow.com/tutorials/airfoil-naca-0012>
8. Salmanov, E.G. Research the lift of the double infinite-span wing with a NACA-0012 profile depending on the chord and the vertical interval using Ansys CFX. *Sovremennye Nauchnye Issledovaniya i Innovatsii*, 2016, 8. (In Russian). Available at: <https://web.snauka.ru/issues/2016/08/71052> (accessed 19.04.2024).

9. Chernova, A.A. Validation of rans turbulence models for the conjugate heat exchange problem. *Russian Journal of Nonlinear Dynamics*, 2022, 18 (1), 61–82. DOI: 10.20537/nd220105.
10. Menter, F., Kuntz, M., and Langtry, R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. In: *Proceedings of the Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*, 2003, 4, 625–632.
11. Galperin, V.G., Gorsky, I.P., Kovalev, A.P., and Khristianovich, S.A. The physical basis of transonic aerodynamics. *Uchenye Zapiski TsAGI*, 1974, 5 (5). (In Russian).

Подана в журнал: 10.04.2024



УДК 533



DOI: 10.17804/2410-9908.2024.3.029-040



НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ ПЛОСКОГО ПРОФИЛЯ НАСА 0012

Е. А. Митрюкова^а, О. В. Мищенко^б, А. А. Чернова^{в, *}

*Ижевский государственный технический университет имени М. Т. Калашникова,
ул. Студенческая, 7, г. Ижевск, 426069, Россия*

^{а)}  <https://orcid.org/0000-0002-5350-5366>  mit_e_a@mail.ru;

^{б)}  <https://orcid.org/0000-0002-8835-1184>  mov@istu.ru;

^{в)}  <https://orcid.org/0000-0001-8579-6279>  alicaaa@gmail.com

*Ответственный автор. Электронная почта: alicaaa@gmail.com
Адрес для переписки: ул. Студенческая, 7, г. Ижевск, 426069, Россия
Тел.: +7 (912) 873-25-82

Работа посвящена вопросам численного моделирования аэродинамики профиля НАСА 0012 при различных углах атаки. Рассмотрено два подхода к определению угла атаки: за счет изменения положения вектора скорости набегающего потока и за счет изменения относительного положения плоского аэродинамического профиля. Величина угла атаки варьируется в диапазоне от -5 до $+10^\circ$. Численное моделирование проводилось с помощью пакета openFoam для решения задач механики сплошной среды в стационарной постановке на основе конечных объемов с использованием решателя rhoSimpleFoam. В результате исследования были получены значения скорости потока и давления, частично определяемые методом задания угла атаки. Показано существенное влияние метода задания угла атаки на расчетные аэродинамические коэффициенты. Дана оценка математической корректности и численной неоднозначности рассмотренных подходов. Сравнение коэффициентов сопротивления друг с другом в сочетании с качественным анализом полей физических величин показывает некорректность определения угла атаки путем изменения положения вектора скорости набегающего потока.

Ключевые слова: численное моделирование, аэродинамический профиль НАСА 0012, аэродинамика, угол атаки

1. Введение

Задачи об обтекании различных профилей НАСА [1–9] наиболее широко применяются в качестве тестовых для валидации и верификации различных подходов, численных схем и алгоритмов. Однако, несмотря на значительное количество работ по обдувке (численной и экспериментальной) плоских профилей НАСА [1–3], существуют некоторые расхождения как в выборе методов численного моделирования, так и в интерпретации его результатов [4–7, 9]. При этом значительное число работ направлено на валидацию конкретных численных схем и алгоритмов на известном экспериментальном материале [1, 3]. Вопросы исследования отдельных явлений, фиксируемых при численных и экспериментальных обдувках, рассмотрены недостаточно подробно [5]. В литературе встречается применение двух принципиально разных подходов к изменению аэродинамических углов при численных обдувках профилей:

1. Изменение угла атаки за счет корректировки направления вектора скорости набегающего потока. Данный подход широко применяется, среди прочего, для валидационных и тестовых расчетов [4, 6–8].

2. Изменение угла атаки за счет изменения положения обтекаемого тела [1, 5]. Этот подход характеризуется большей трудоемкостью.

Несмотря на значительное число работ, посвященных вопросам численного исследования особенностей аэродинамики различных тел для разных значений аэродинамических углов, обоснование корректности применения конкретного подхода к изменению аэродинамических углов (как и уточнение области применения подходов) в литературе отсутствует. Поэтому вопросы применимости каждого из вышеуказанных подходов требуют проведения новых исследований.

Таким образом, целью данной работы является исследование влияния метода задания угла атаки на аэродинамику плоского профиля. На основании проведенных исследований будут сформированы рекомендации и ограничения по применению рассматриваемых подходов к моделированию аэродинамики плоских профилей при изменении угла атаки в широком диапазоне.

2. Постановка задачи

Объектом исследования данной работы является плоский аэродинамический профиль NASA 0012, представленный на рис. 1 а. Профиль расположен в набегающем невозмущенном потоке вязкого газа. Рассматриваемая двумерная расчетная область представлена на рис. 1 б.

Геометрические характеристики рассматриваемого плоского аэродинамического профиля NASA 0012 представлены в табл. 1. Они полностью согласуются с характеристиками профилей, представленных в работах [1–3, 6–8].

Рабочей средой является воздух со следующими параметрами: динамическая вязкость $\mu = 1,85 \cdot 10^{-5}$ Па·с; плотность $\rho = 1$ кг/м³; удельная теплоемкость $c_p = 1005$ Дж/(кг·К); молярная масса $M = 28,9$ кг/кмоль; число Прандтля $Pr = 0,7$. Скорость свободного потока газа при нормальных условиях соответствует числу Маха 0,15 и составляет 52,08 м/с.

При математическом описании задачи сделаны следующие допущения: не учитываются процессы теплопереноса, рабочая среда считается изотропной, шероховатость поверхностей профиля не учитывается.

Таблица 1

Геометрические характеристики профиля NASA 0012

x, мм	z, мм	x, мм	z, мм	x, мм	z, мм	x, мм	z, мм	x, мм	z, мм	x, мм	z, мм
0	0	69,02	40,63	257,01	59,58	512,08	52,16	763,82	30,15	942,73	9,02
0,58	4,26	81,77	43,44	278,4	59,91	536,22	50,52	784,03	27,98	953,44	7,61
2,33	8,43	95,49	46,05	300,32	60,02	560,27	48,76	803,58	25,83	963,09	6,32
5,25	12,5	110,16	48,46	322,7	59,9	584,18	46,91	822,42	23,71	971,66	5,17
9,32	16,47	125,75	50,65	345,49	59,58	607,89	44,98	840,51	21,63	979,12	4,15
14,53	20,33	142,2	52,63	368,65	59,04	631,35	42,98	857,80	19,61	985,47	3,28
20,88	24,07	159,49	54,37	39,21	58,32	654,51	40,92	874,26	17,64	990,69	2,56
28,34	27,68	177,58	55,89	415,82	57,4	677,30	38,81	889,84	15,74	994,75	1,99
36,91	31,16	196,42	57,16	439,73	56,32	699,68	36,67	904,51	13,91	997,67	1,59
46,56	34,48	215,97	58,21	463,78	55,08	721,60	34,51	918,24	12,18	999,42	1,34
57,27	37,64	236,18	59,01	487,92	53,69	742,99	32,33	930,98	10,55	1000,00	1,26

Таким образом, задача об аэродинамике профиля NASA 0012 может быть описана системой уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{U} = 0 \\ \rho \frac{d\mathbf{U}}{dt} = \rho \mathbf{F} - \nabla p + \nabla \cdot \mathbf{P} \\ \rho \frac{d}{dt} \left(c_v T + \frac{U^2}{2} \right) = \rho \mathbf{F} \mathbf{U} + \nabla \cdot (\mathbf{P} \mathbf{U}) + \nabla \cdot \mathbf{q} \\ p = \rho R T \end{array} \right. , \quad (1)$$

где ρ – плотность газа; p – давление; \mathbf{U} – вектор скорости; \mathbf{P} – тензор напряжений; \mathbf{F} – объемная сила; T – температура; R – удельная газовая постоянная; c_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме; \mathbf{q} – вектор теплового потока.

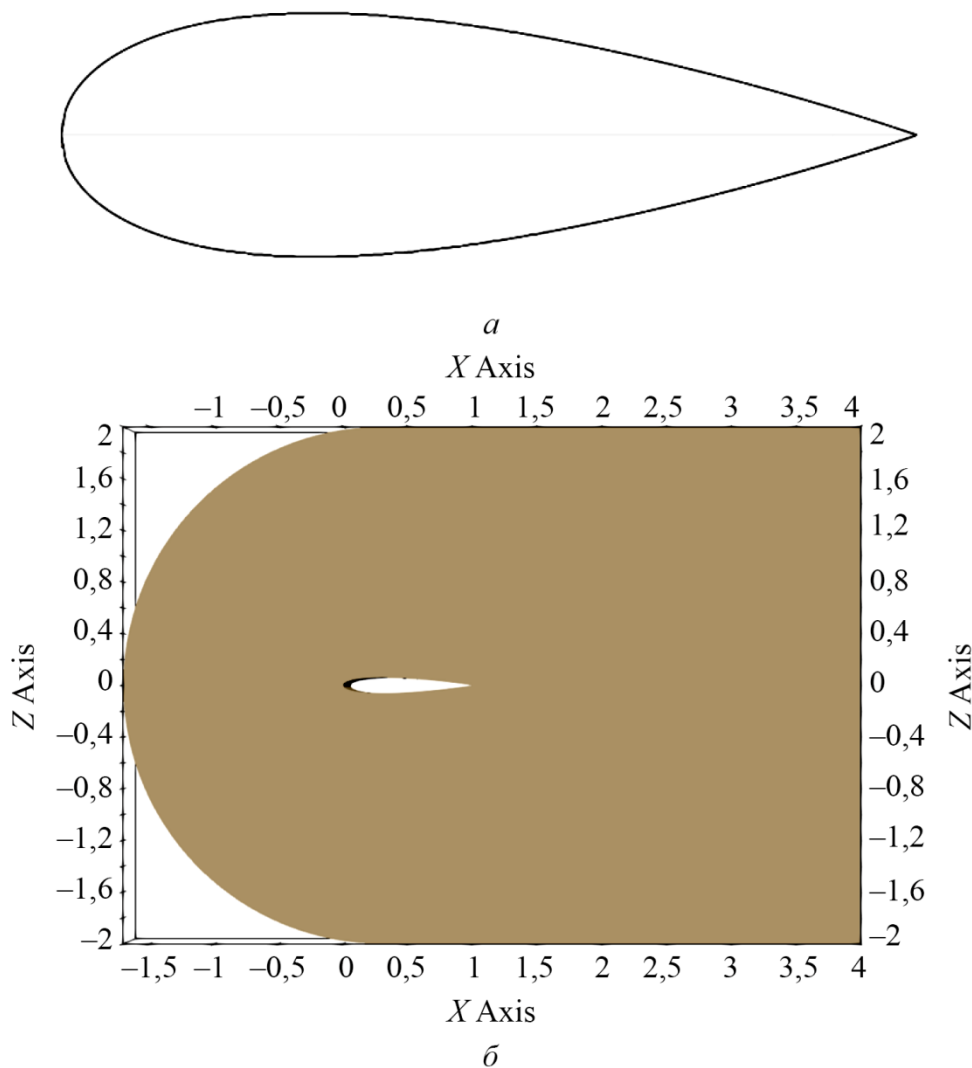


Рис. 1. Аэродинамический профиль в потоке: профиль NACA 0012 (а); расчетная область (б)

Характеристики профиля NACA 0012 подобраны таким образом, чтобы его длина, принятая за характерный размер, составляла 1 м. Таким образом, число Рейнольдса, соответствующее рассматриваемому числу Маха, при вышеуказанных параметрах среды достигает $Re = 6000000$ [1, 3, 6, 8], что соответствует турбулентному режиму течения. Поэтому система уравнения (1) в дивергентном виде осреднялась по Фавру и Рейнольдсу [3, 10]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} \tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial \bar{p} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{\tau}_{ij} + \tilde{\tau}_{tij}) + \bar{F}_i \\ \frac{\partial \bar{p} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} \tilde{E} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p} \tilde{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\tilde{u}_i (\tilde{\tau}_{ij} + \tilde{\tau}_{tij})] + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{q}_j + \bar{q}_{ti}) + \bar{F}_i \tilde{u}_j \\ \bar{p} = \bar{\rho} R \tilde{T} \end{array} \right. \quad (2)$$

В уравнении (2) $\tilde{\tau}_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$ – осредненный по Фавру вязкий тензор напряжений; $\tilde{\tau}_{tij} = -\overline{\rho u_i'' u_j''} = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} k \bar{\rho} \delta_{ij}$ – осредненный по Фавру турбулентный тензор напряжений; μ_t – динамический коэффициент турбулентной вязкости; $k = \frac{\overline{\rho u_i'' u_j''}}{2\bar{\rho}}$ – удельная кинетическая энергия турбулентного движения; ω – удельная турбулентная диссипация; $\varepsilon = C_\mu k \omega$ – турбулентная диссипация; $\bar{q}_{tj} = -\overline{\rho u_i'' h''}$ – турбулентный тепловой поток.

Турбулентная вязкость определяется по модели турбулентности Ментера (SST k - ω) [7, 11] следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \bar{\rho} k}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} k \tilde{u}_j}{\partial x_j} = \tilde{P}_k - \beta \bar{\rho} k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ \frac{\partial \bar{\rho} \omega}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \omega \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 2\alpha \bar{\rho} S_{ij} S_{ij} - \beta \bar{\rho} \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \bar{\rho} \sigma_\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \\ P_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow \tilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta \bar{\rho} k \omega) \\ F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\bar{\rho} \sigma_\omega^2 k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \\ CD_{k\omega} = \max \left(2\bar{\rho} \sigma_\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right) \end{array} \right. \quad (3)$$

где F_1 – первая функция сопряжения; y – расстояние до ближайшей стенки, $\mu_t = \frac{\bar{\rho} \alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, \sqrt{2S_{ij} S_{ij}} F_2)}$ – коэффициент турбулентной вязкости; $F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\}$ – вторая функция сопряжения. Все константы модели в уравнениях (2), (3) определены согласно работе [9].

Граничные условия определены следующим образом: на непроницаемых стенках использовали условие прилипания и непротекания, на входной границе определяли скорость набегающего потока (табл. 2), задавали температуру и давление газа ($T = 300$ К, $P = 183133$ Па), на выходной границе применяли мягкие граничные условия.

Построенная таким образом на основе уравнений сохранения система уравнений решается приближенно на основе метода конечных объемов в рамках стационарной постановки. Численное моделирование проводится в пакете для решения задач механики сплошных сред openFOAM с применением решателя rhoSimpleFoam.

Расчет проводили методом установления с использованием итерационной процедуры сходимости по невязке скорости и давления 10^{-6} . Для разрешения невязких потоков применяли противопоточную схему Гаусса 2-го порядка с ограничителем, а для вязких потоков – схема Гаусса 2-го порядка точности.

Таблица 2

Определение скорости набегающего потока газа на входной границе

Угол атаки	u , м/с	v , м/с	w , м/с
определение угла атаки путем изменения положения аэродинамического профиля			
$\alpha = (-5 \div 10)^\circ$	52,08	0	0
определение угла атаки путем изменения положения вектора скорости набегающего потока			
$\alpha = -5^\circ$	51,88181988	0	-4,539071082
$\alpha = -4^\circ$	51,95313574	0	-3,632917153
$\alpha = -3^\circ$	52,00862617	0	-2,725656601
$\alpha = -2^\circ$	52,04827427	0	-1,817565788
$\alpha = -1^\circ$	52,07206796	0	-0,908921327
$\alpha = -0^\circ$	52,08	0	0
$\alpha = 1^\circ$	52,07206796	0	0,908921327
$\alpha = 2^\circ$	52,04827427	0	1,817565788
$\alpha = 3^\circ$	52,00862617	0	2,725656601
$\alpha = 4^\circ$	51,95313574	0	3,632917153
$\alpha = 5^\circ$	51,88181988	0	4,539071082
$\alpha = 6^\circ$	51,79470031	0	5,443842367
$\alpha = 7^\circ$	51,69180358	0	6,346955405
$\alpha = 8^\circ$	51,57316102	0	7,248135098
$\alpha = 9^\circ$	51,43880878	0	8,147106939
$\alpha = 10^\circ$	51,28878778	0	9,043597093

Дискретизацию расчетной области по пространству (рис. 2) производили с помощью шестигранных элементов.

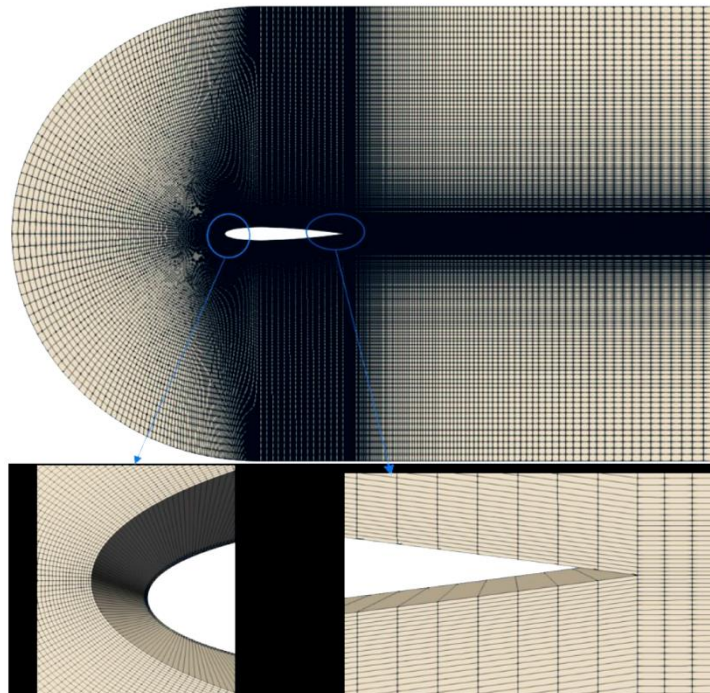


Рис. 2. Дискретизация расчетной области по пространству

Общее количество элементов, выбранное по результатам исследований на сеточную сходимость (влияние точности разрешения профиля на величину аэродинамических коэффициентов), составляет 90 000 шестигранников для псевдоплоской расчетной области (рис. 1), максимальная скошенность ячеек составляет 0,785 при средней неортогональности сетки 5,7, $y^+ = 0,4$.

3. Результаты численного моделирования

В результате расчетов были получены распределения полей давлений, скоростей, температур, а также оценены интегральные характеристики потока, силы аэродинамического сопротивления, и построены аэродинамические коэффициенты для всех рассмотренных значений угла атаки, определенных как за счет изменения угла наклона профиля, так и ориентацией вектора скорости набегающего потока.

На рис. 3 приведено сопоставление полей статических давлений в расчетной области для углов атаки -5° , -1° , 5° и 10° , заданных двумя рассматриваемыми подходами. Анализ полей давлений позволяет сделать вывод о согласованности геометрического положения областей локальных экстремумов давлений относительно положения профиля, рассчитанных в рамках разных подходов определения угла атаки. Необходимо отметить, что области локализации экстремумов давлений согласуются с физическими особенностями дозвукового обтекания аэродинамического профиля и не противоречат данным, представленным в работе [12].

Однако, поскольку положение точек торможения, как и линий уровня давлений, определяется в том числе и геометрией профиля (включая и его расположение относительно набегающего потока), пространственное положение областей торможения и отрыва потока, как и их геометрические характеристики, при углах атаки более 1° имеют ряд характерных отличий. Так, на рис. 3 ($\alpha = -5^\circ$) видно, что расположение профиля под углом к набегающему потоку, в отличие от изменения угла вектора набегающего потока, приводит к ориентации области сжатия газа вблизи тупого носика профиля по нормали к S-образной средней линии профиля, то есть к развороту области сжатия на угол, равный углу атаки. Кроме того, необходимо отметить изменение топологии линий уровня: при стандартном расположении аэродинамического профиля (с сохранением параллельности его хорды условному горизонту) область сжатия ограничивается окружными линиями уровня со значениями давления 183000 Па, форма ограничивающих область сжатия линий уровня при повороте профиля изменяется на секторальную (рис. 3 а при $\alpha = -5^\circ$) скачкообразного вида. Также необходимо отметить изменение ориентации аэродинамического следа в спутном потоке газа за профилем. Поскольку наблюдается ориентация следа по хорде профиля, при изменении угла атаки путем отклонения профиля аэродинамический след формируется под углом к горизонту, а при задании угла атаки за счет изменения вектора скорости набегающего потока след остается параллельным горизонту.

Аналогичные изменения, дополнительно сопряженные с уменьшением линейных размеров, можно выделить для хвостовой части и нижней поверхности профиля (рис. 3). Совокупность обозначенных выше отличий связана с изменением распределения давлений по поверхности профиля и, как следствие, приводит к рассогласованию расчетных значений аэродинамических коэффициентов.

График изменения коэффициента момента тангажа в зависимости от величины угла атаки для двух рассмотренных подходов представлен на рис. 4 а. Зависимость аэродинамического сопротивления от величины угла атаки для двух рассмотренных подходов приведена на рис. 4 б. А сопоставление влияния угла атаки на значения коэффициента подъемной силы, полученные в рамках двух рассматриваемых подходов, показано на рисунке 4 в.

Сопоставление значений коэффициента подъемной силы (рис. 4 в), полученных в рамках двух рассмотренных подходов, показывает хорошее согласование данных, с одной стороны, и отсутствие влияния метода задания угла атаки на коэффициент подъемной силы – с другой.

Из рис. 4 *a, б* видно, что коэффициент момента тангажа и коэффициент сопротивления существенным образом зависят от метода начального определения (задания) угла атаки.

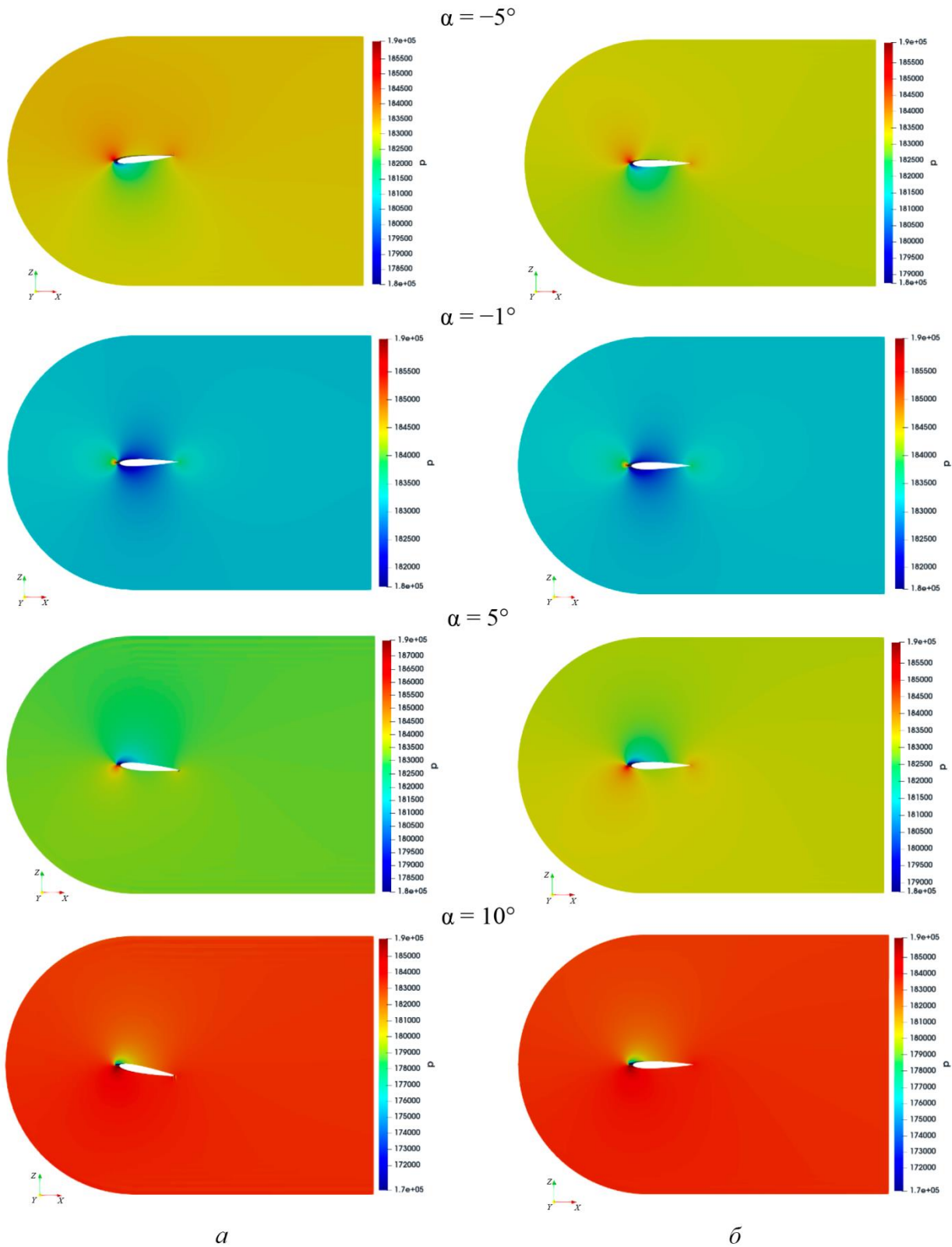


Рис. 3. Поле давления для различных углов атаки аэродинамического профиля при его повороте на заданный угол (*a*) и изменении направления вектора набегающего потока (*б*)

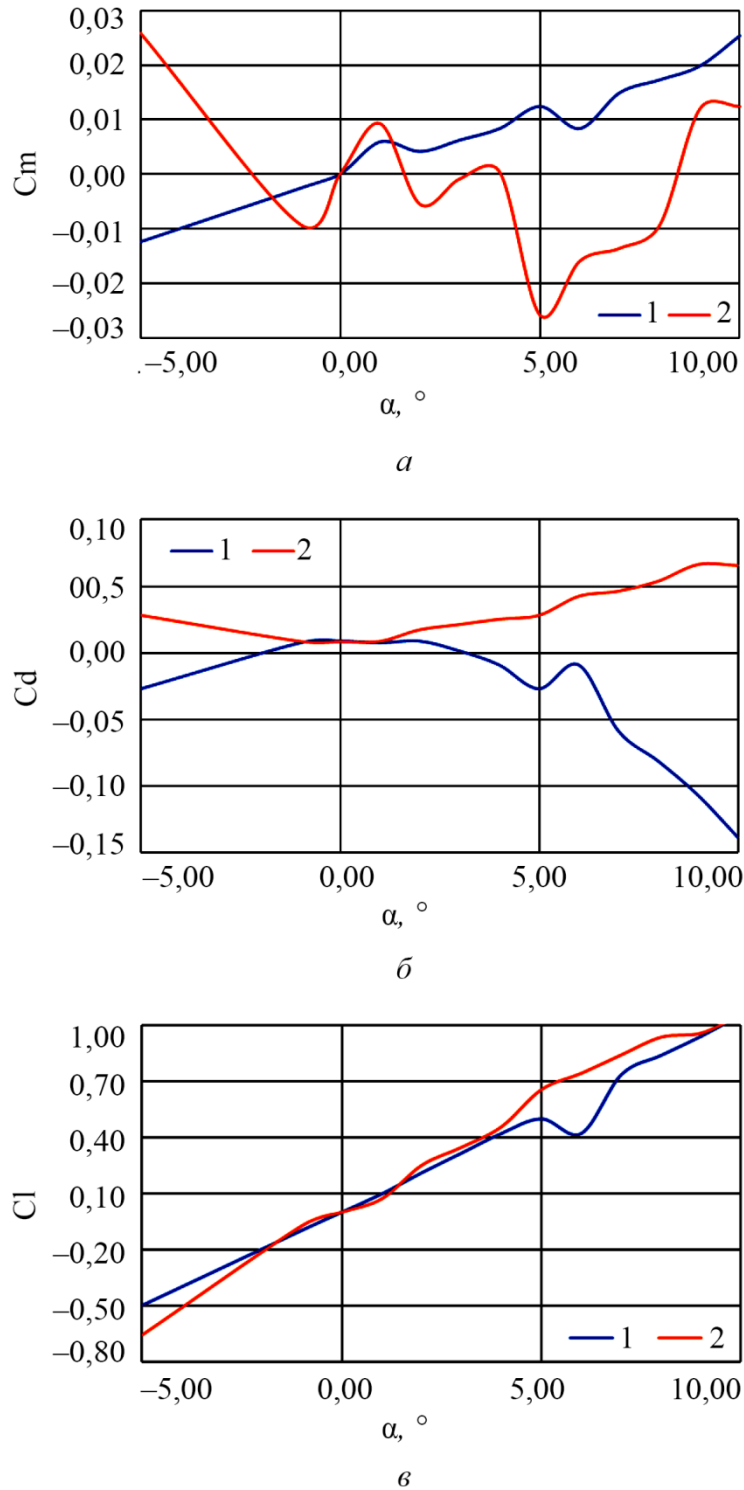


Рис. 4. Зависимость коэффициента момента тангажа (а), аэродинамического сопротивления (б) и коэффициента подъемной силы (в) от угла атаки за счет ориентации: 1 – вектора скорости набегающего потока; 2 – плоского профиля в пространстве

Отметим, что выявленные расхождения коэффициентов момента тангажа и сопротивления обусловлены как перестройкой эпюр давления, трансформацией линий уровня давления, так и изменением площади поверхности интегрирования при построении коэффициентов. Оценка диапазона рассогласования расчетных данных, полученных в рамках рассмотренных подходов, приведена в табл. 3.

Таблица 3

Диапазон отклонения аэродинамических коэффициентов профиля при разных методах задания угла атаки

Параметр	Cm	Cd	Cl
Минимальные расхождения коэффициентов	0,003279	0,001602	0,000724
$\alpha, ^\circ$	1	1	2
Максимальные расхождения коэффициентов	0,038284	0,204238	0,191147
$\alpha, ^\circ$	-5	10	10

Минимальные расхождения всех рассматриваемых аэродинамических коэффициентов зафиксированы при малых углах атаки $\alpha = (0 \div 2)^\circ$. При этом максимальные отклонения для коэффициентов сопротивления и подъемной силы достигаются при максимальных положительных значениях углов атаки.

4. Заключение

В работе рассмотрены вопросы численного моделирования аэродинамики плоского профиля NASA 0012 с использованием инструментов пакета с открытым исходным кодом OpenFOAM. Исследовано влияние метода задания угла атаки на аэродинамику плоского профиля. Показано согласование геометрического положения областей локальных экстремумов давлений относительно положения профиля, рассчитанных в рамках разных подходов определения угла атаки с физическими особенностями дозвукового обтекания, а также изменение ориентации области сжатия газа вблизи тупого носика профиля, изменение топологии линий уровня давлений и переориентация аэродинамического следа в спутном потоке газа за профилем. Выявлено рассогласование расчетных значений аэродинамических коэффициентов. Показано, что обтекание плоского профиля при малых величинах угла атаки ($\pm 2^\circ$) практически не зависит от метода задания угла атаки. Для значений углов атаки более $\pm 2^\circ$, с учетом описанных особенностей формирования аэродинамического следа, корректней применение подхода, предполагающего геометрическое ориентирование профиля на заданный угол относительно набегающего потока воздуха.

Литература

- Ladson Ch. L. Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NASA 0012 airfoil section // NASA Technical Memorandum 4074. – Hampton, Virginia : Langley Research Center, 1988. – 95 p.
- URL: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html (accessed 19.04.2024).
- Thomas J. L., Salas M. D. Far-field boundary conditions for transonic lifting solutions to the Euler equations // AIAA Journal. – 1986. – Vol. 24 (7). – P. 1074–1080. – DOI: 10.2514/3.9394. 10.2514/3.9394.
- Волкова А. О., Стрельцов Е. В. Численное моделирование обтекания профиля naca-0012 в струйно-перфорированных границах // Труды МФТИ. – 2019. – Т. 11, № 3. – С. 116–125.
- Исаев С. А. Круговая обдувка профиля NASA0012 при $Re = 40000$: парадоксы моделирования в нестационарной аэродинамике // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. – 2012. – № 2 (10). – С. 226–231.
- URL: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/index.html> (accessed 19.02.2024).
- URL: <https://help.sim-flow.com/tutorials/airfoil-naca-0012>
- Салманов Э. Г. Исследование подъемной силы двойного крыла бесконечного размаха с профилем NASA-0012 в зависимости от хорды и вертикального интервала в пакете Ansys CFX // Современные научные исследования и инновации. – 2016. – № 8. – URL: <https://web.snauka.ru/issues/2016/08/71052> (дата обращения: 19.04.2024).

9. Chernova A. A. Validation of RANS turbulence models for the conjugate heat exchange problem // Russian Journal of Nonlinear Dynamics. – 2022. – Vol. 18, No. 1. – P. 61–82. – DOI: 10.20537/nd220105.
10. Menter F., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // The Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer, Antalya, Turkey, 12–17 October, 2003 : Proceedings. – 2003. – Vol. 4. – P. 625–632.
11. Физические основы околзвучковой аэродинамики / В. Г. Гальперин, И. П. Горский, А. П. Ковалев, С. А. Христианович // Ученые записки ЦАГИ. – 1974. – Vol. 5, No. 5.