

Научная статья
УДК 532.517.4
DOI: [10.34759/trd-2023-129-11](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-11)

ОПТИМИЗАЦИЯ ОБТЕКАНИЯ ТОЛСТЫХ ПРОФИЛЕЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Александр Евгеньевич Усачов^{1✉}, Сергей Александрович Исаев²,
Олег Алексеевич Сапунов³, Сергей Александрович Сустин⁴

^{1,3,4}Научно-исследовательский Московский Комплекс ЦАГИ, Москва, Россия

²Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации, Санкт-Петербург, Россия

¹usachov_a@mail.ru✉

²isaev3612@yandex.ru

³oleg-sapunov96@mail.ru

⁴sergeyech@mail.ru

Аннотация. На базе современных методов численного моделирования проводится оптимизация толстого аэродинамического профиля с целью улучшения его аэродинамических свойств. Путем оптимизации формы профиля удалось существенно повысить его аэродинамическое качество. Показано, что с помощью активного метода управления обтеканием оптимизированного аэродинамического профиля (применение вихревых ячеек) повышено аэродинамическое качество до уровня хороших авиационных профилей.

Ключевые слова: численное моделирование, оптимизация, вихревая ячейка, турбулентность

Для цитирования: Усачов А.Е., Исаев С.А., Сапунов О.А., Сустин С.А. Оптимизация обтекания толстых профилей для повышения их аэродинамических характеристик // Труды МАИ. 2023. № 129. DOI: [10.34759/trd-2023-129-11](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-11)

Original article

OPTIMIZATION OF THE FLOW AROUND THICK AIRFOILS TO IMPROVE THEIR AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Alexandr E. Usachov¹✉, Sergey A. Isaev², Oleg A. Sapunov³, Sergey A. Sustin⁴

^{1,3,4}Moscow Complex TsAGI, Moscow, Russia

²Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia

¹usachov_a@mail.ru✉

²isaev3612@yandex.ru

³oleg-sapunov96@mail.ru

⁴sergeyech@mail.ru

Abstract. The problem of optimizing aerodynamic thick airfoils is relevant for the development of non-traditional aircraft, such as a flying wing [1], a hybrid airship [2], etc. Modern numerical simulation methods make it possible to optimize the aerodynamic airfoil shape according to a given objective function. In this study, the task was to reduce the aerodynamic drag of the airfoil with its largest area, that is, in the three-dimensional case of maintaining maximum internal volumes. The commercial ANSYS software package

(license number 501024) was used for optimization. Numerical modeling of the airfoil flow was carried out on the basis of solving the complete Navier-Stokes equations, averaged over Reynolds (RANS–Reynolds-Averaged-Navier-Stokes) and closed using Menter's two-parameter SST turbulence model. The shape of the profile is changed by varying a number of geometric parameters on the upper surface of the profile. Half of a circular cylinder with rounded sharp edges was chosen as the initial profile shape. By optimizing the profile shape using numerical simulation methods, its aerodynamic quality has been significantly increased.

Numerical simulation of a two-dimensional turbulent airfoil flow was carried out using the Fluent CFD software package included in the ANSYS computing environment. The Fluent package contains a fairly wide range of tools for numerical simulation of turbulent flows, however, based on the experience of previous studies [3,4,11] and known literature [11-20], the main methods for calculating the turbulent flow around a profile were determined. The control volume method was used to discretize differential equations [3,4,11,20]. Using the semi-implicit SIMPLE method [20], the pressure was determined, the second-order upwind scheme QUICK was used to approximate the flow terms on the edge of the control volume, and the second-order upwind scheme was used for the turbulence parameters.

Based on previous studies [3-5], the flow around a thick airfoil with a separation zone has been improved by using vortex cells. The application of the vortex cell method is based on the placement of oval-shaped cavities in the area of the separation point from the upper surface of the profile, in which a circulation flow is organized in one way or another.

Keywords: Numerical simulation, optimization, vortex cell, turbulence

For citation: Alexandr E. Usachov A.E., Isaev S.A, Sapunov O.A., Sustin S.A. Optimization of the flow around thick airfoils to improve their aerodynamic characteristics, *Trudy MAI*, 2023, no. 129. DOI: [10.34759/trd-2023-129-11](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-11)

Задача оптимизации аэродинамических толстых профилей является актуальной для разработки летательных аппаратов нетрадиционной формы, например, типа летающее крыло [1], гибридный дирижабль [2] и др. Современные методы численного моделирования позволяют провести оптимизацию аэродинамической формы профиля по заданной целевой функции. В данном исследовании ставилась задача уменьшения аэродинамического сопротивления профиля при наибольшей его площади, то есть в трехмерном случае сохранения максимальных внутренних объемов. Для оптимизации применялся коммерческий пакет программ ANSYS (лицензионный номер 501024). Численное моделирование обтекания профиля проводилось на базе решения уравнений полных Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS–Reynolds-Averaged-Navier-Stokes) и замкнутых с помощью двухпараметрической модели турбулентности SST Ментера. Форма профиля изменялась путем варьирования ряда геометрических параметров на верхней поверхности профиля. В качестве исходной формы профиля была выбрана половина кругового цилиндра со скруглением острых кромок. Путем оптимизации формы профиля с помощью методов численного моделирования удалось существенно повысить его аэродинамическое качество.

На основе предыдущих исследований [3-5] предложено улучшить обтекание толстого аэродинамического профиля с отрывной зоной с помощью использования вихревых ячеек. Применение метода вихревых ячеек основано на размещении в зоне точки отрыва с верхней поверхности профиля полостей овальной формы, в которых тем или иным способом организуется циркуляционное течение.

Основные уравнения и метод решения

Для описания движения вязкого несжимаемого газа в декартовой системе координат используется уравнение неразрывности и уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу, которые в тензорной форме записываются как [6,7]:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0; \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial}{\partial t}(u_i) + \rho u_j \frac{\partial}{\partial x_j}(u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2(u_i)}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial(\rho \overline{u'_i u'_j})}{\partial x_j}, \quad (2)$$

где t – время, x_i – декартовы координаты ($i = 1, 2, 3$);

u_i – компоненты осредненной скорости течения жидкости в направлении x_i ; p

- осредненное статическое давление; ρ – осредненная плотность

μ – динамический коэффициент вязкости.

В соответствии с гипотезой Буссинеска, напряжения Рейнольдса в правой части моделируются, как

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \delta_{ij}, \quad (3)$$

где $k = \frac{\overline{u_i u_i}}{2}$ - кинетическая энергия турбулентных пульсаций, μ_t - коэффициент турбулентной вязкости, определяемый в соответствии с выбранной моделью турбулентности.

Для замыкания уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, применяется k - ω модель турбулентности в SST модификации Ментера [8-10] с поправкой, которая учитывает зависимость сдвиговых напряжений вблизи стенки от величины кинетической энергии турбулентных пульсаций (SST):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega$$

Где G_k - генерация кинетической энергии турбулентности, G_ω - генерация диссипации кинетической турбулентности ω на единицу k , Y_k - диссипация кинетической энергии турбулентности, Y_ω - диссипация диссипации кинетической турбулентности ω , D_ω - перекрестный диффузионный член.

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k},$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega},$$

Коэффициент турбулентной вязкости вычисляется по формуле:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{a^*}, \frac{\Omega F_2}{a_1 \omega} \right]}$$

где Ω – модуль тензора завихренности, a^*, F_2, a_1 - специальные функции, определяемые в рамках модели турбулентности. Формат статьи не позволяет

привести полностью все формулы модели турбулентности. Полностью вся модель турбулентности описана в работах [8-10].

Численное моделирование двумерного турбулентного обтекания профиля осуществлялось в рамках CFD пакета программ Fluent, включенного в вычислительную среду ANSYS. В пакете Fluent существует достаточно широкий набор инструментов численного моделирования турбулентных течений, однако, на основе опыта предыдущих исследований [3,4,11] и известной литературы [11-20] были определены основные методы расчета турбулентного обтекания профиля. Для дискретизации дифференциальных уравнений применялся метод контрольного объема [3,4,11,20]. С помощью полунявного метода SIMPLE [20] определялось давление, для аппроксимации потоковых членов на грани контрольного объема использовалась противопоточная схема второго порядка QUICK, для параметров турбулентности применялась противопоточная схема второго порядка.

Исходная форма профиля

Исходный аэродинамический профиль формировался на основе половины кругового цилиндра, который был сглажен с помощью дуг окружностей в носке и в кормовой части. Чтобы исходный профиль был более гладким часть большой дуги была заменена кубическим сплайном. Полученная форма исходного профиля изображена на рисунке 1.

Как было указано выше, для летательных аппаратов типа летающее крыло важно обеспечить максимальный объем внутри крыла. Таким образом, необходимо при сохранении внутренних объемов обеспечить максимальную площадь внутри

профиля и повысить аэродинамические характеристики профиля при обтекании его равномерным потоком воздуха.

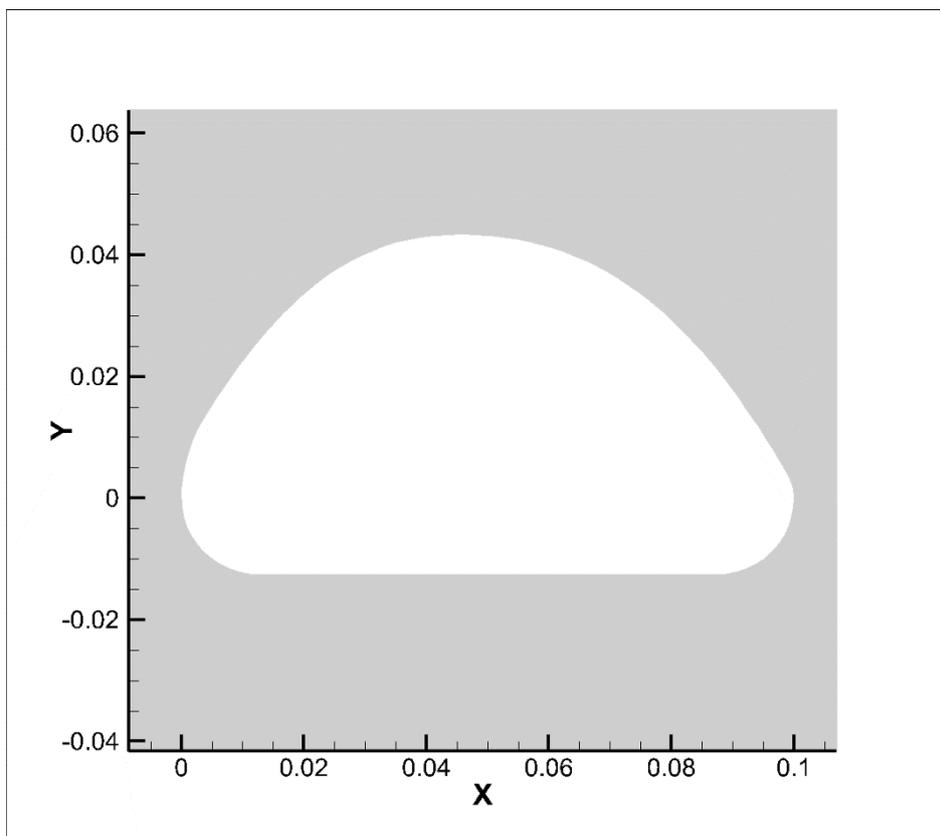


Рис.1 Исходная форма профиля

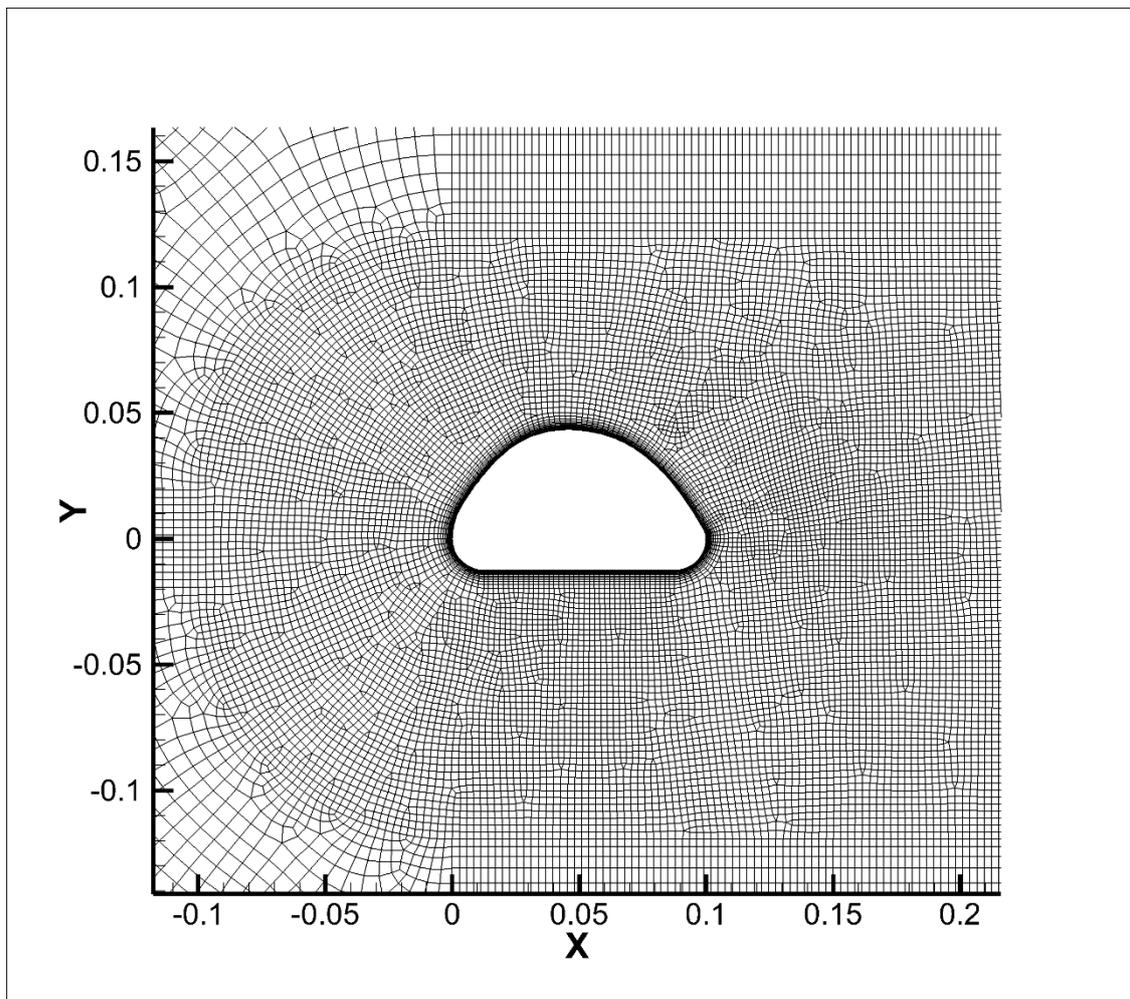


Рис.2 Фрагмент неструктурированной блочной сетки вблизи исходного аэродинамического профиля

Для оценки аэродинамических характеристик исходного профиля проведем численное моделирование в рамках решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых с помощью $k-\omega$ модели турбулентности в модификации Ментера [8-10], определим коэффициент аэродинамического сопротивления и коэффициент подъемной силы исходного аэродинамического профиля в случае его стационарного обтекания равномерным потоком воздуха.

Для этого случая построим блочную неструктурированную расчетную сетку с числом ячеек 155360 и разрешением пограничного слоя вблизи твердой поверхности профиля [19]. Фрагмент этой сетки представлен на рисунке 2.

Результаты расчетов для числа Рейнольдса $Re = 103100$ (рисунок 3) показали, что стационарное обтекание профиля происходит с отрывом потока с верхней поверхности профиля, что приводит к появлению значительных рециркуляционных зон в кормовой части профиля.

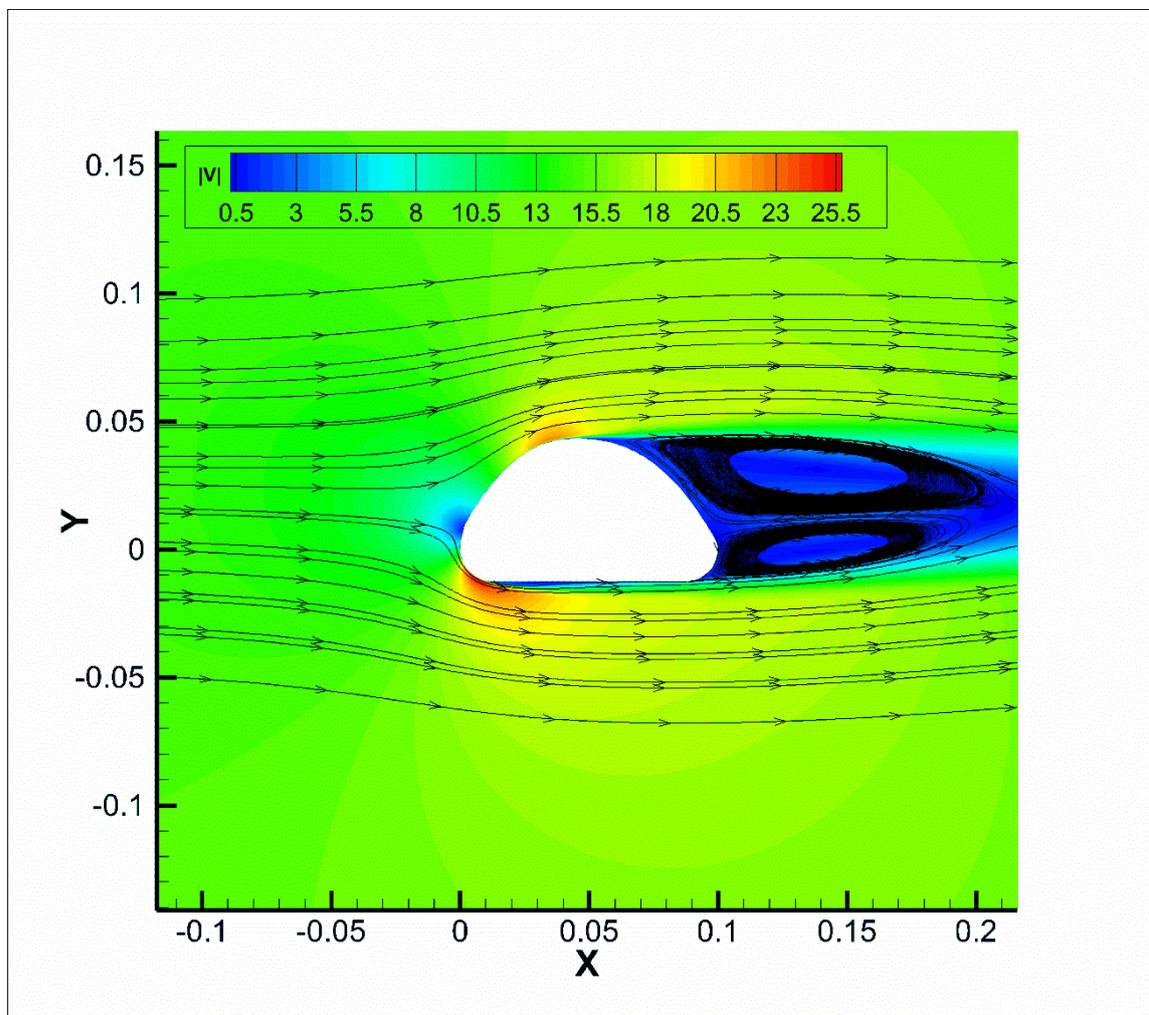


Рис.3 Поле модуля скорости и траектории меченных частиц, полученные с помощью численного моделирования, вблизи исходного профиля

По результатам численного моделирования были рассчитаны подъемная сила и сила сопротивления, действующие на профиль, и соответственно коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления:

$$C_x = \frac{X}{\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)h}; C_y = \frac{Y}{\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)h}$$

где $\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор, ρ - плотность воздуха, V - скорость набегающего потока, h – длина хорды.

Результаты расчетов приведены в таблице 1

Таблица 1

C_x	C_y	K
0.24	-0.0427	-1.708

K – коэффициент аэродинамического качества:

$$K = \frac{C_y}{C_x}.$$

Анализ полученных значений показывает, что отрывное течение вблизи исходного профиля вызывает отрицательную подъемную силу. Поэтому необходима оптимизация исходного профиля до приемлемых аэродинамических параметров.

Оптимизация исходного аэродинамического профиля

Для оптимизации формы исходного профиля воспользуемся функцией пакета ANSYS - оптимизация параметров. В качестве изменяемых геометрических параметров профиля выберем форму верхней поверхности профиля, задаваемую тремя точками сплайна, радиусы скругления в носовой и кормовой частях профиля. Целевыми функциями оптимизации являются повышение подъемной силы, снижение

лобового сопротивления при сохранении максимальной площади ограниченной профилем. Параметры геометрии оптимизации показаны на рисунке 4.

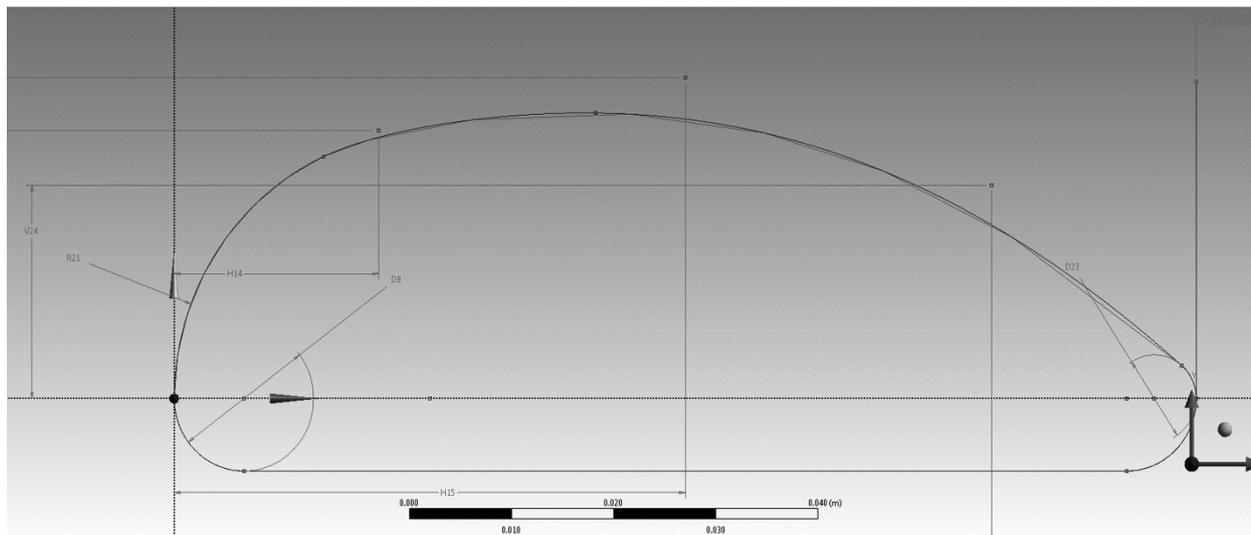


Рис.4 Геометрические параметры изменяемые в ходе оптимизации

Оптимизация профиля происходит итерационным путем, основанным на методе мультиобъектной оптимизации регрессии на основе Гауссовских процессов (метод Кригинга) (Рисунок 5).

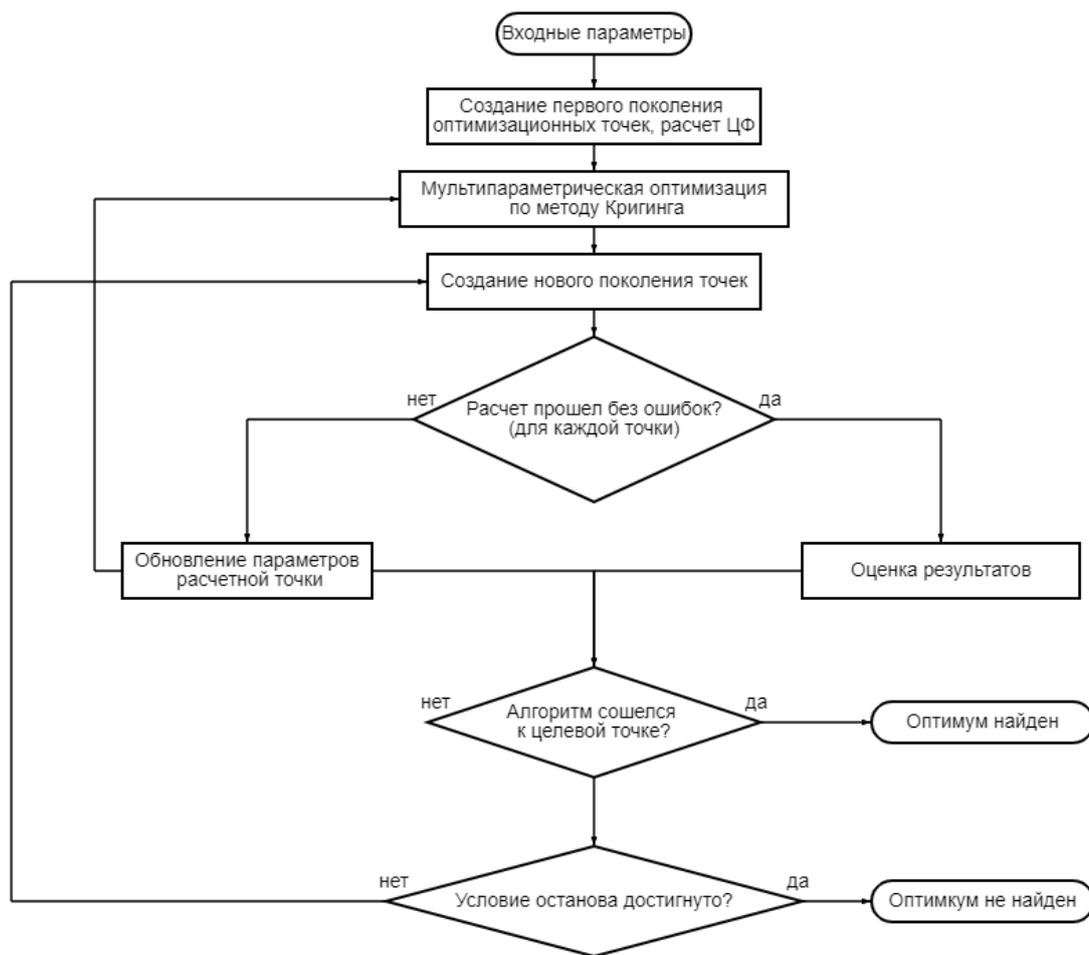


Рис. 5 Алгоритм мультипараметрической оптимизации, реализованный в пакете ANSYS.

На каждой итерации происходит численное моделирование стационарного обтекания аэродинамического профиля в рамках решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых с помощью $k-\omega$ модели турбулентности в модификации Ментера. Затем делается оценка целевых показателей и происходит коррекция геометрической формы. В рамках пакета ANSYS автоматически перестраивается расчетная сетка и осуществляется переход на следующую итерацию.

Для начальной итерации строилась блочная неструктурированная расчетная сетка с разрешением пограничного слоя вблизи твердой поверхности профиля. Фрагмент этой сетки показан на рисунке 5.

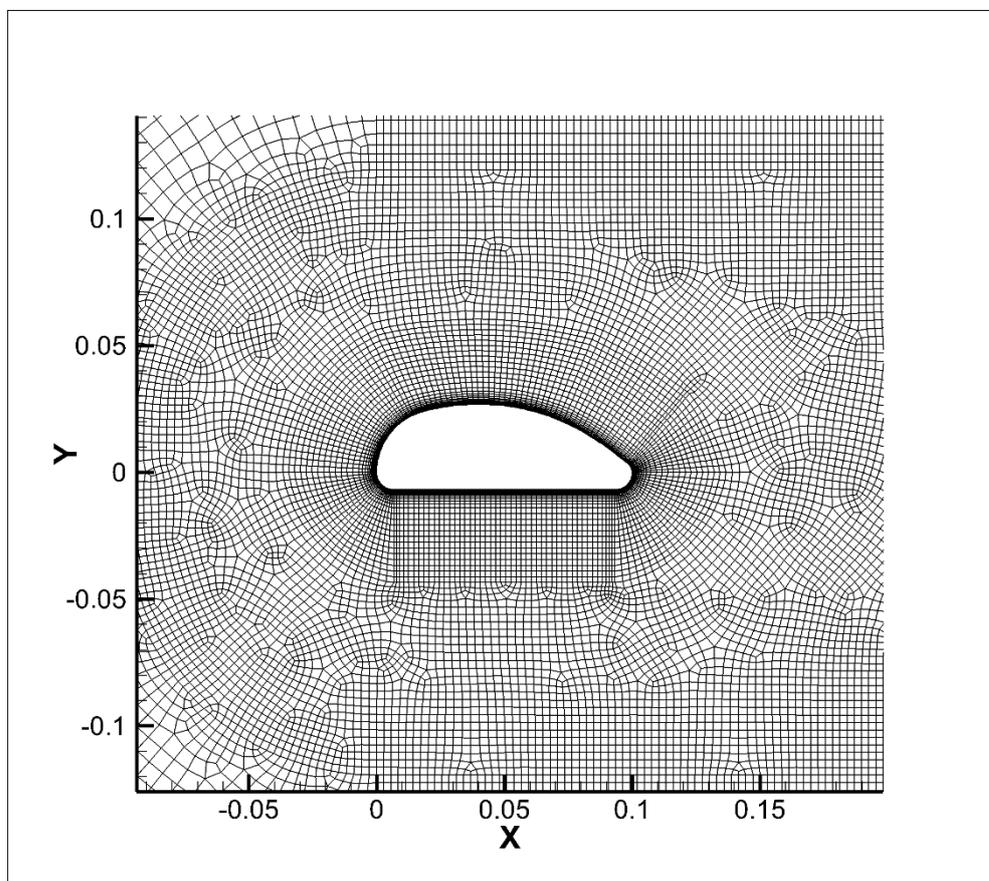


Рис.5 Фрагмент блочной расчетной сетки

Результаты численного моделирования представлены на рисунке 6 для числа Рейнольдса $Re = 103100$. На рисунке поля модуля скорости и траекторий меченных частиц видно значительное улучшение картины обтекания аэродинамического профиля. Отрывная зона сильно уменьшилась (рисунок 6), что приводит к улучшению аэродинамических характеристик профиля, это видно из величины значений коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления и аэродинамического качества, приведенных в таблице 2. При этом площадь профиля практически осталось неизменной уменьшившись на 1.5%.

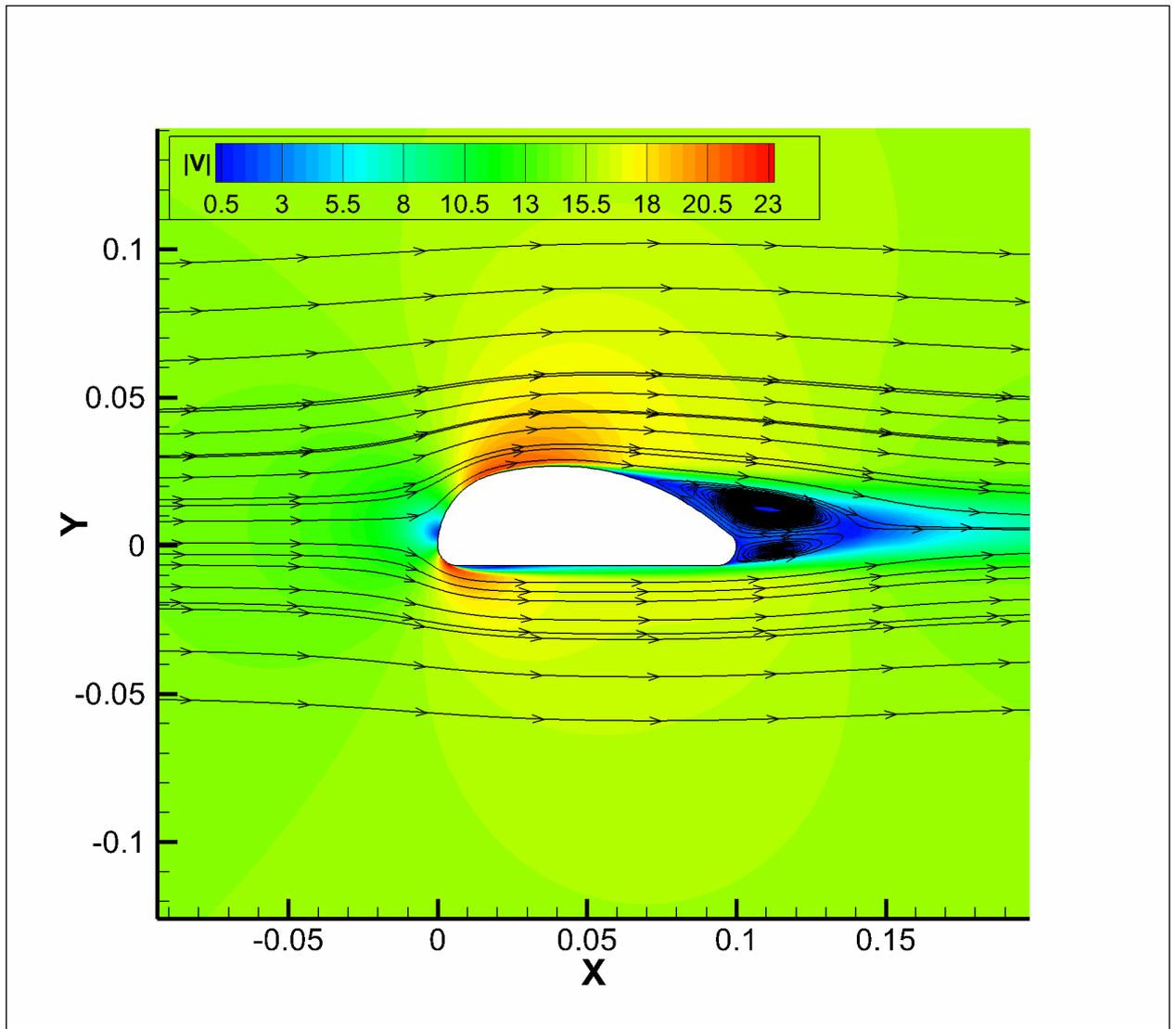


Рис.6 Поле модуля скорости и траектории меченных частиц, полученные с помощью численного моделирования, вблизи оптимизированного профиля

Таблица 2

C_x	C_y	K
0.1036	0.1511	1.45

Однако, полученные значения для оптимизированного толстого аэродинамического профиля значительно уступают характеристикам аэродинамических профилей, используемых в авиации. Так, для разработанного П.П. Красильщиковым в ЦАГИ [21] профилем РII с относительной толщиной $b=22\%$ при нулевом угле атаки, эти значения значительно выше (таблица 3)

Таблица 3

C_x	C_y	K
0.0104	0.214	20.57

Применение вихревых ячеек

Одним из способов повышения аэродинамических характеристик аэродинамических профилей является применением технологии вихревых ячеек [3-5]. Как показывают предыдущие исследования [4], улучшить обтекание толстых аэродинамических профилей с отрывной зоной возможно с помощью использования вихревых ячеек. Основная идея применения метода вихревых ячеек основана на размещении в зоне точки отрыва с верхней поверхности профиля полостей овальной формы, в которых тем или иным способом организуется циркуляционное течение (рисунок 7).

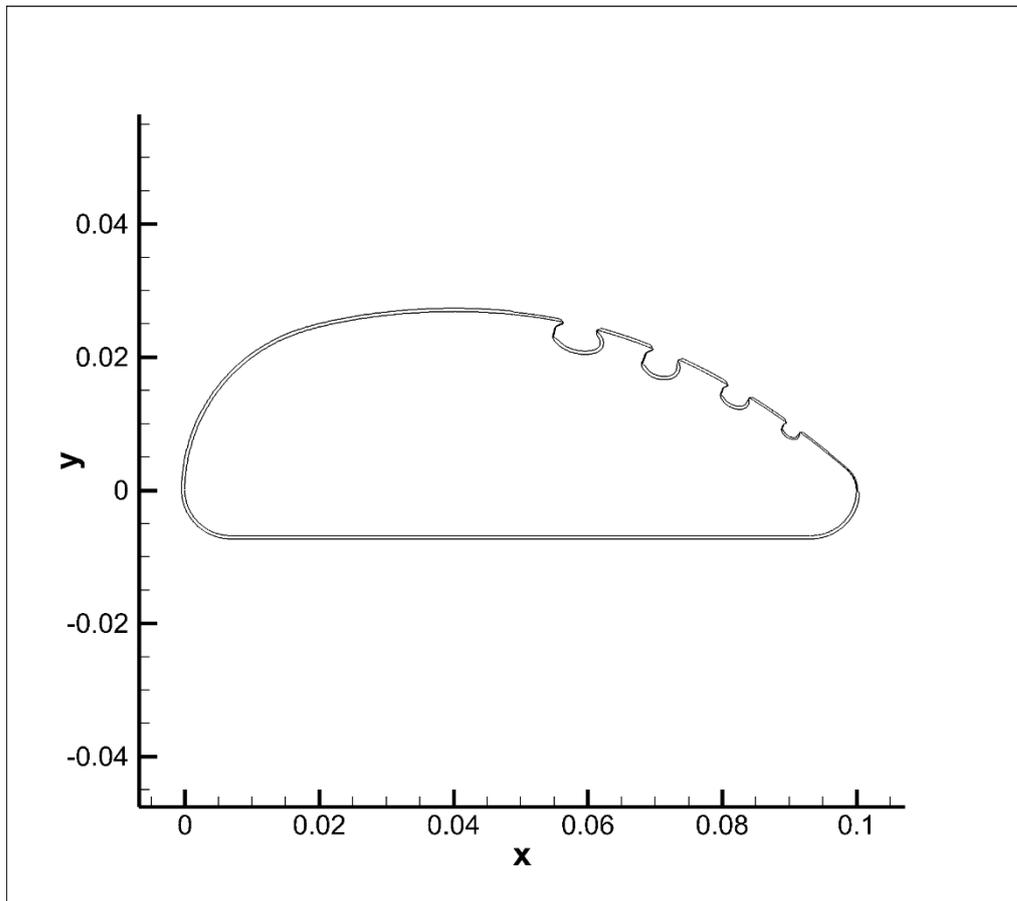


Рис.7 Толстый аэродинамический профиль с вихревыми ячейками

В настоящей работе циркуляционное движение внутри вихревой ячейки организуется с помощью отбора воздуха из ячейки. Скорость отбора воздуха из ячейки варьируется по величине от $V_1 = 1$ м/с в первой ячейке, до $V_4 = 9$ м/с в последней ячейке.

Оценить воздействие вихревых ячеек на обтекание профиля позволяют методы численного моделирования в рамках решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых с помощью $k-\omega$ модели турбулентности в модификации Ментера [8-10].

Блочная неструктурированная сетка строится с учетом пограничного слоя на твердой поверхности и уменьшения размеров ячеек вблизи вихревых ячеек (рисунок 8) с числом ячеек 305450.

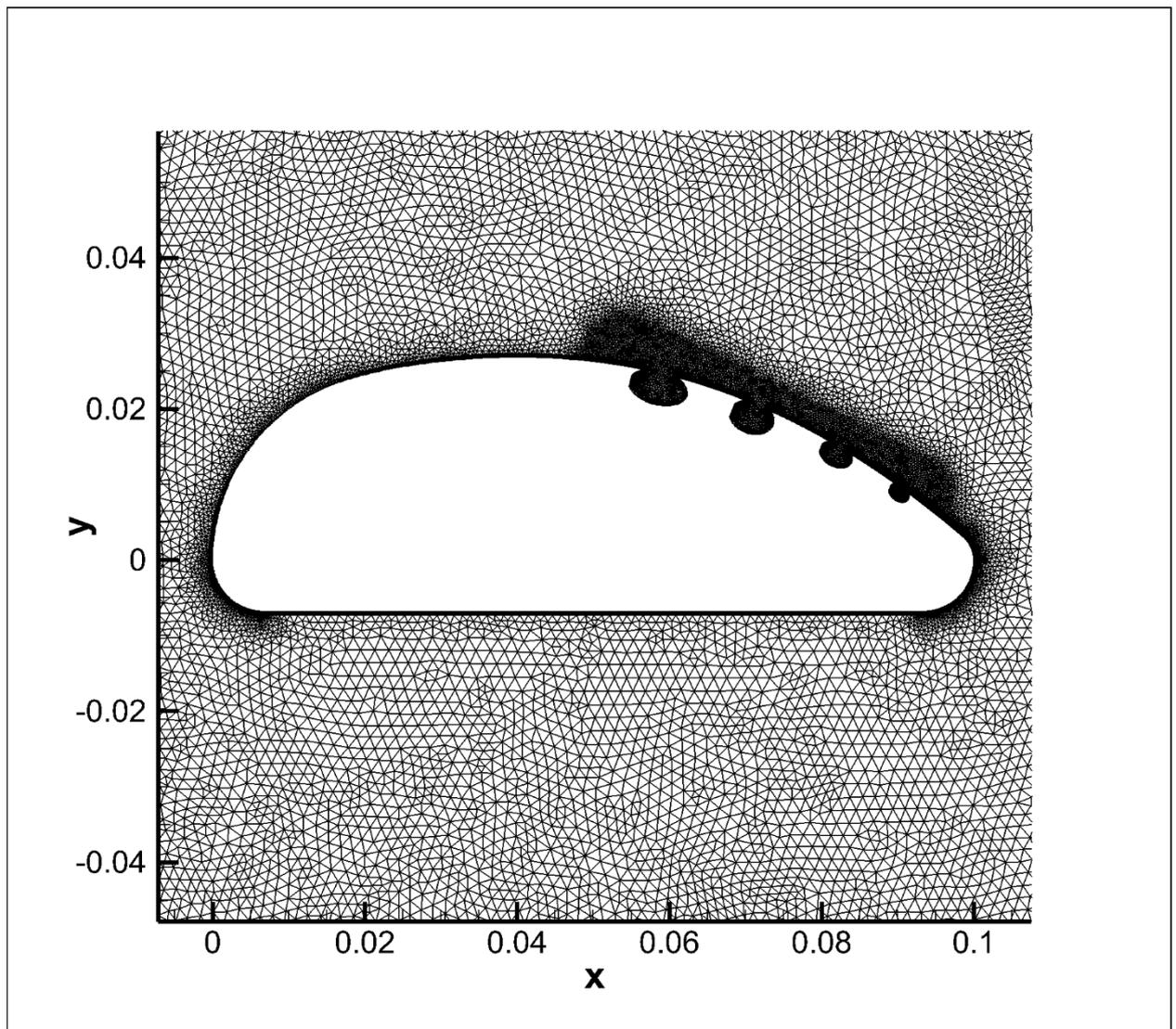


Рис. 8 Фрагмент блочной неструктурированной сетки вблизи толстого аэродинамического профиля с вихревыми ячейками

На рисунке 10 приведены результаты численного моделирования стационарного обтекания аэродинамического профиля с действующими вихревыми ячейками в рамках решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых с помощью $k-\omega$ модели турбулентности в модификации Ментера. Из сравнения результатов численного моделирования аэродинамического профиля с вихревыми ячейками и без них видно, что размеры отрывной зоны значительно

уменьшились. Этот эффект сказывается на снижении силы лобового сопротивления и, следовательно, на уменьшении аэродинамического коэффициента лобового сопротивления.

При расчете коэффициента сопротивления необходимо учесть энергетические затраты на создание циркуляционного течения в вихревой ячейке. В данной работе этот учет состоял в расчете дополнительной силы в вихревой ячейке, которая возникает при создании перепада давления на площади сечения отсоса воздуха из вихревой ячейки.

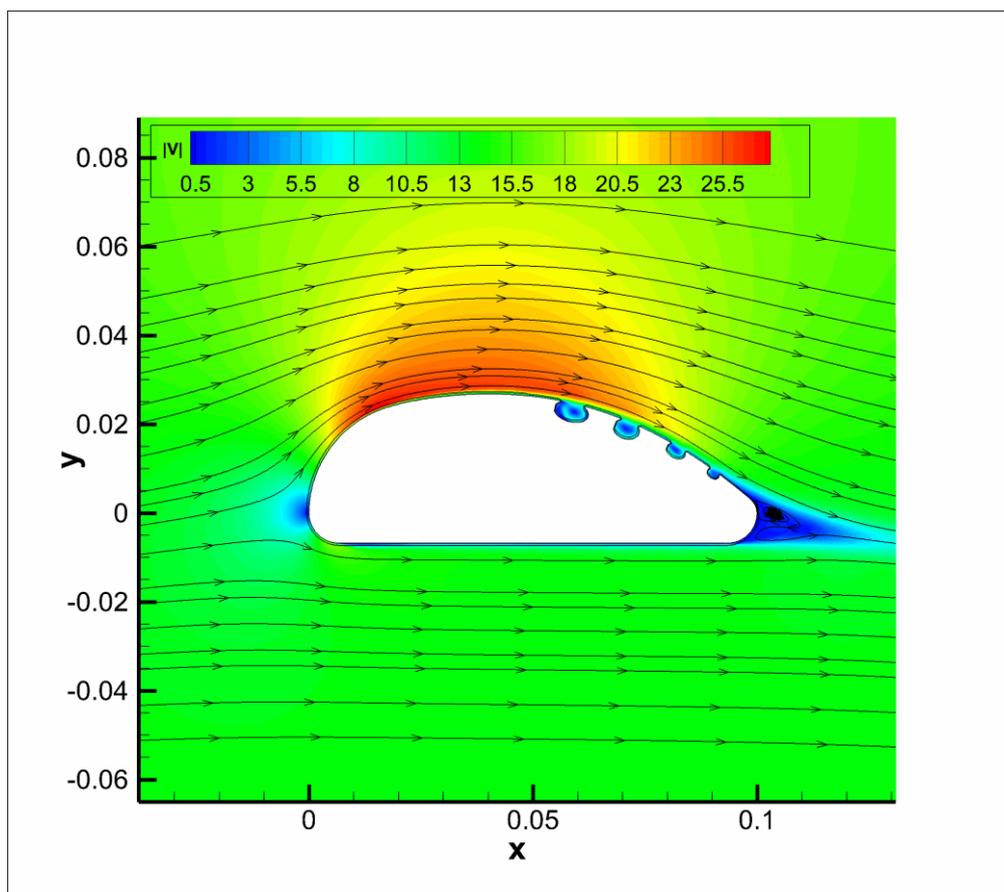


Рис. 9 Поле модуля скорости и траектории меченных частиц, полученные с помощью численного моделирования, вблизи оптимизированного профиля с вихревыми ячейками

Рассчитанные с учетом затрат энергии на работу вихревых ячеек аэродинамические коэффициенты даны в таблице 4. Как видно, из приведенных значений аэродинамических коэффициентов применение вихревых ячеек дает значительное улучшение аэродинамических характеристик толстого профиля.

Таблица 4

C_x	C_y	К
0.061	1.64	26.885

Заключение

На основе алгоритма оптимизации ANSYS сформирована геометрическая форма толстого аэродинамического профиля, аэродинамические характеристики которого значительно улучшились. При этом основной геометрический показатель (площадь контура профиля) практически не изменилась.

С помощью технологии вихревых ячеек удастся повысить аэродинамические характеристики толстого профиля до уровня хороших авиационных профилей.

Список источников

1. Конюхов И.К. Анализ применения аэродинамической схемы «летающее крыло» на беспилотных летательных аппаратах класса «воздух-поверхность» // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91801>
2. Исаев С.А., Митрофович В.В., Сустин С.А., Усачов А.Е. Разработка концепции беспилотного гибридного аэростатического летательного аппарата с повышенными аэродинамическими качествами // XXXI научно-техническая конференция по

аэродинамике (Жуковский, 29-30 октября 2020): тезисы докладов. – Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2020. С. 114-115.

3. Ермишин А.В., Исаев С.А. Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование). - М.: МГУ, 2003. – 360 с.

4. Исаев С.А. и др. Аэродинамика утолщенных тел с вихревыми ячейками. Численное и физическое моделирование. - СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2016. – 215 с.

5. Donelli R., Chernyshenko S., Iannelli P., Iollo A., Zannetti L. Flow models for a vortex cell // AIAA Paper, 2009, vol. 2 (47), pp. 451–467.

6. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1987. – 736 с.

7. Hirsh C. Numerical computation of internal and external flows, N.Y, John Wiley and Sons, 1990, 691 p.

8. Menter F.R. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows // 24th Fluid Dynamics Conference, Orlando, Florida, July 6-9, 1993.

9. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, Begell House, Inc. 2003.

10. Menter F.R., Langtry R.B., Likki S.R., Suzen Y.B., Huang P.G., Volker S. A Correlation Based Transition Model Using Local Variables. Part 1: Model Formulation // Turbo Expo, 2004, DOI:[10.1115/1.2184352](https://doi.org/10.1115/1.2184352)

11. Исаев С.А., Баранов П.А., Усачов А.Е. Многоблочные вычислительные технологии в пакете VP2/3 по аэротермодинамике. - Саарбрюкен: LAMBERT Academic Publishing, 2013. – 316 с.

12. Ferziger J.H., Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics, Berlin, Springer Verlag, 2002, 431 p.
13. Reviznikov D.L., Sposobin A.V., Sukharev T.Y. Numerical simulation of the flow around a blunt body in supersonic polydisperse stream // High Temperature, 2017, vol. 55 (3), pp. 400-406. DOI: [10.1134/S0018151X17010187](https://doi.org/10.1134/S0018151X17010187)
14. Яременко А.В., Никитченко Ю.А., Попов С.А. Численное исследование взаимного влияния планера и двигателя аппарата Х-43А в период маневрирования // Труды МАИ. 2013. № 66. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=40261>
15. Dervieux A., Désédéri J.A. Compressible Flow Solvers using Unstructured Grid. Rapport INRIA, 1992, no. 1732.
16. Roe L. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes // Journal of Computational Physics, 1981, vol. 43(2), pp. 357-372.
17. Osher S., Solomon F. Upwind difference schemes for hyperbolic systems of conservation laws // Mathematics of Computation, 1982, vol. 38, pp. 339. DOI:[10.2307/2007275](https://doi.org/10.2307/2007275)
18. Корнев С.В., Пименов И.А. Численное исследование поля скоростей за крылом при различном расположении горизонтального оперения по высоте // Труды МАИ. 2022. № 123. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=165488>. DOI: 10.34759/trd-2022-123-07.
19. Корнев С.В., Артамонова Л.Г. Требования к расчётным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов // Труды МАИ. № 61. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35639>

20. Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. - М.: Энергоатомиздат, 1984. - 152 с.

21. Красильщиков. П.П. Практическая аэродинамика крыла. – М.: б. и., 1973. - 448 с.

References

1. Konyukhov I.K. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91801>

2. Isaev S.A., Mitrofovich V.V., Sustin S.A., Usachov A.E. *XXXI nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya po aerodinamike: tezisy dokladov*. Zhukovskii, Izd-vo TsAGI, 2020, pp. 114-115.

3. Ermishin A.V., Isaev S.A. *Upravlenie obtekaniem tel s vikhrevymi yacheikami v prilozhenii k letatel'nyim apparatam integral'noi komponovki. Chislennoe i fizicheskoe modelirovanie* (Flow control around bodies with vortex cells as applied to integrated aircraft. Numerical and physical modeling), Moscow, MGU, 2003, 360 p.

4. Isaev S.A. et al. *Aerodinamika utolshchennykh tel s vikhrevymi yacheikami. Chislennoe i fizicheskoe modelirovanie* (Aerodynamics of thickened bodies with vortex cells. Numerical and Physical Modeling), Saint Petersburg, Izd-vo Politekhnikheskogo universiteta, 2016, – 215 p.

5. Donelli R., Chernyshenko S., Iannelli P., Iollo A., Zannetti L. Flow models for a vortex cell, AIAA Paper, 2009, vol. 2 (47), pp. 451–467.

6. Loitsyanskii L.G. *Mekhanika zhidkosti i gaza* (Mechanics of liquid and gas), Moscow, Nauka, 1987, 736 p.

7. Hirsh C. *Numerical computation of internal and external flows*, N.Y, John Wiley and Sons, 1990, 691 p.
8. Menter F.R. Zonal two equation k- ω turbulence models for aerodynamic flow, *4th Fluid Dynamics Conference*, Orlando, Florida, July 6-9, 1993.
9. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model, *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, Begell House, Inc. 2003.
10. Menter F.R., Langtry R.B., Likki S.R., Suzen Y.B., Huang P.G., Volker S. A Correlation Based Transition Model Using Local Variables. Part 1: Model Formulation, *Turbo Expo*, 2004, DOI: 10.1115/gt2004-53452
11. Isaev S.A., Baranov P.A., Usachov A.E. *Mnogoblochnye vychislitel'nye tekhnologii v pakete VP2/3 po aerotermodynamike* (Multiblock computing technologies in the VP2/3 package on aerothermodynamics), Saarbryuken, LAMBERT Academic Publishing, 2013, 316 p.
12. Ferziger J.H., Peric M. *Computational Methods for Fluid Dynamics*, Berlin, Springer Verlag, 2002, 431 p.
13. Reviznikov D.L., Sposobin A.V., Sukharev T.Y. Numerical simulation of the flow around a blunt body in supersonic polydisperse stream, *High Temperature*, 2017, vol. 55 (3), pp. 400-406. DOI: 10.1134/S0018151X17010187
14. Yaremenko A.V., Nikitchenko Yu.A., Popov S.A. *Trudy MAI*, 2013, no. 66. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=40261>
15. Dervieux A., Désédéri J.A. *Compressible Flow Solvers using Unstructured Grid*. Rapport INRIA, 1992, no. 1732.

16. Roe L. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes, *Journal of Computational Physics*, 1981, vol. 43(2), pp. 357-372.
17. Osher S., Solomon F. Upwind difference schemes for hyperbolic systems of conservation laws, *Mathematics of Computation*, 1982, vol. 38, pp. 339.
DOI:10.2307/2007275
18. Kornev S.V., Pimenov I.A. *Trudy MAI*, 2022, no. 123. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=165488>. DOI: 10.34759/trd-2022-123-07.
19. Kornev S.V., Artamonova L.G. *Trudy MAI*, no. 61. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35639>
20. Patankar S. *Chislennyye metody resheniya zadach teploobmena i dinamiki zhidkosti* (Numerical methods for solving problems of heat transfer and fluid dynamics), Moscow, Energoatomizdat, 1984, 152 p.
21. Krasil'shchikov. P.P. *Prakticheskaya aerodinamika kryla* (Practical Wing Aerodynamics), Moscow, b. i., 1973, 448 p.

Статья поступила в редакцию 09.03.2023

Одобрена после рецензирования 15.03.2023

Принята к публикации 27.04.2023

The article was submitted on 09.03.2023; approved after reviewing on 15.03.2023; accepted for publication on 27.04.2023