

doi: 10.17586/2226-1494-2023-23-1-178-191

УДК 533.6

Численно-аналитическое моделирование пропульсивного крыла и фюзеляжа аэротакси

Павел Викторович Булат¹✉, Антон Александрович Курнухин²,
Николай Васильевич Продан³

^{1,2,3} Севастопольский государственный университет, Севастополь, 299053, Российская Федерация

^{1,2,3} Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация

¹ pavelbulat@mail.ru✉, <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>

² anton.kurnukhin@outlook.com, <https://orcid.org/0000-0003-4851-6594>

³ kolinti@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>

Аннотация

Предмет исследования. Рассмотрена проблема создания аэродинамических профилей, создающих тягу при отборе воздуха с верхней поверхности крыла. Профили имеют тяговый участок за точкой отсоса пограничного слоя, давление на котором превосходит давление в окружающей среде. В последние 15–20 лет в мире активно исследуется концепция так называемого пропульсивного крыла, имеющего пониженное или нулевое сопротивление за счет отсоса пограничного слоя с верхней его поверхности. Такое крыло позволяет в несколько раз уменьшить аэродинамическое сопротивление самолета за счет ламинаризации пограничного слоя и минимизации дефекта скорости, связанного с вязким трением в пограничном слое, в следе за самолетом. Предложена методика численного моделирования профилей для пропульсивного крыла, построенных методом решения обратной задачи аэродинамики. Проектируемые профили имеют максимальную строительную высоту, оптимальное сочетание коэффициентов подъемной силы C_y и тяги C_T , создаваемой за счет отбора воздуха с поверхности крыла. Методика корректно предсказывает точку ламинарно-турбулентного перехода, поскольку характеристики профилей напрямую зависят от протяженности ламинарного участка. Исследована компоновка летательного аппарата, построенного по схеме пропульсивного летящего крыла сверхмалого удлинения с применением разработанных профилей. **Метод.** Проектирование аэродинамических профилей выполнено путем решения обратной задачи аэродинамики с последующей доводкой геометрии при помощи алгоритмов глобальной оптимизации. Расчеты проведены с использованием γ - Re_θ Transition Shear Stress Transport модели турбулентности Лэнгтри–Ментера, в которой существуют соотношения для критерия перемежаемости, что позволяет моделировать ламинарно-турбулентный переход. **Основные результаты.** Расчеты показали, что разработанные профили позволяют создать планер летательного аппарата с максимальным коэффициентом подъемной силы $C_{y,max}$, который превосходит на взлете и посадке данную силу у механизированного крыла с выпущенным закрылком. В горизонтальном полете C_y в три раза больше, чем у типичного крыла. Крыло с разработанными профилями имеет высокий пропульсивный коэффициент полезного действия за счет близости давления и скорости на тяговом участке профилей и внешнего течения. Одновременно тяговая поверхность пропульсивного крыла превосходит по площади в несколько раз площадь сопла или суммарное покрытие авиационных винтов. **Практическая значимость.** Разработанные профили и интегрированная аэродинамическая компоновка летательного аппарата успешно сочетаются с принципами построения распределенной силовой установки, а также создают устойчивость к повышенной турбулентности атмосферы при вертикальном взлете и посадке с экономичным горизонтальным полетом. Профили имеют важное преимущество по сравнению с традиционной механизацией крыла, так как не имеют подвижных частей, а увеличение или уменьшение подъемной силы регулируется изменением расхода отсасываемого воздуха.

Ключевые слова

аэродинамический профиль, математическое моделирование, оптимизация, пропульсивное крыло, численный эксперимент, энергетические методы увеличения подъемной силы

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Фундаментальные основы механики, систем контроля и управления

© Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В., 2023

беспилотных авиационных систем с формообразующими конструкциями, глубоко интегрированными с силовыми установками, и уникальными свойствами, не применяемыми сегодня в пилотируемой авиации», № FEFM-2020-0001.

Ссылка для цитирования: Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В. Численно-аналитическое моделирование пропульсивного крыла и фюзеляжа аэротакси // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2023. Т. 23, № 1. С. 178–191. doi: 10.17586/2226-1494-2023-23-1-178-191

Numerical and analytical modeling of the propulsive wing and fuselage of an air taxi

Pavel V. Bulat¹, Anton A. Kurnukhin², Nikolay V. Prodan³

^{1,2,3} Sevastopol State University, Sevastopol, 299053, Russian Federation

^{1,2,3} Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation

¹ pavelbulat@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>

² anton.kurnukhin@outlook.com, <https://orcid.org/0000-0003-4851-6594>

³ kolinti@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>

Abstract

The problem of creating propulsive airfoils is considered. Such airfoils have a slit through which the boundary layer is sucked out. Located just behind this gap, a specially profiled section of the airfoil creates a propulsive thrust. The thrust is created due to an abrupt change in the pressure profile on the slit through which the boundary layer is sucked. In the last 15–20 years, the concept of a so-called propulsive wing with reduced or zero aerodynamic drag due to the suction of the boundary layer from its upper surface has been actively studied in the world. Such a wing makes it possible to reduce the aerodynamic drag of the aircraft by several times due to boundary layer laminarization and minimizing the velocity defect associated with viscous friction in the boundary layer, in the wake of the aircraft. The paper proposes a method for numerical modeling of airfoils for a propulsive wing constructed by solving the inverse problem of aerodynamics. The designed airfoils have a maximum construction height, an optimal combination of the lifting force coefficient C_l and the thrust coefficient C_T , created by air suction from the wing surface. The developed technique correctly predicts the point of the laminar-turbulent transition, since the characteristics of the airfoils directly depend on the length of the laminar section. The layout of an aircraft built according to the scheme of a propulsive flying wing of ultra-small aspect ratio using the developed airfoils has been studied. The design of aerodynamic profiles was carried out by solving the inverse problem of aerodynamics with subsequent refinement of geometry using global optimization algorithms. Calculations were carried out using the Langtry–Menter turbulence γ - Re_θ Transition Shear Stress Transport model, in which there are relations for the intermittency criterion, makes it possible to simulate a laminar-turbulent transition. Calculations have shown that the developed airfoils make it possible to create an aircraft airframe with a maximum lift coefficient $C_{l_{max}}$ which exceeds the $C_{l_{max}}$ of a mechanized wing with a flap released during takeoff and landing. In horizontal flight, the C_l is three times larger than that of a typical wing. The wing with the developed profiles has a high propulsive efficiency due to the proximity of pressure and velocity in the thrust section of the airfoils and external flow. At the same time, the thrust surface of the propulsive wing exceeds the nozzle area or the total coverage of aircraft propellers by several times. The developed airfoils and integrated aerodynamic layout of the aircraft are well combined with the principles of building a distributed power plant, and allow you to combine immunity to increased atmospheric turbulence during vertical takeoff and landing with economical horizontal flight. Airfoils have an important advantage over traditional wing mechanization because they have no moving parts, and the increase or decrease in lift is regulated by changing the flow rate of the sucked air.

Keywords

aerodynamic profile, mathematical modeling, optimization, propulsive wing, numerical experiment, power aerodynamic

Acknowledgment

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation during the implementation of the project “Fundamentals of mechanics, control and control systems of unmanned aircraft systems with form-forming structures deeply integrated with power plants and unique properties not used today in manned aviation”, No. FEFM-2020-0001.

For citation: Bulat P.V., Kurnukhin A.A., Prodan N.V. Numerical and analytical modeling of the propulsive wing and fuselage of an air taxi. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2023, vol. 23, no. 1, pp. 178–191 (in Russian). doi: 10.17586/2226-1494-2023-23-1-178-191

Введение

В работе описано тестирование методики численного расчета с учетом ламинарно-турбулентного перехода и процесс проектирования пропульсивных профилей и планера летательного аппарата класса аэротакси.

Интерес к пропульсивным профилям возник в авиации 15–20 лет назад, когда NASA запустило проект

Subsonic Fixed Wing, в котором были сформулированы технологические барьеры производства самолетов, подлежащие преодолению в три этапа: $N + 1$, $N + 2$, $N + 3$. В рамках проекта Subsonic Fixed Wing к 2025 году (поколение $N + 3$) должны быть решены следующие задачи: снижение уровня шума на -71 дБ, сокращение выбросов оксидов азота NO_x на 80 % и общее снижение энергопотребления на 60 % [1]. Для



Рис. 1. Проекты NASA «летающее крыло» HBWB (a) и D8 с фюзеляжем в форме восьмерки с утопленными в хвостовую часть вентиляторами для достижения эффекта «утилизации» пограничного слоя (b)

Fig. 1. NASA “flying wing” projects HBWB (a) and D8 with a figure-of-eight fuselage with fans recessed into the tail section to achieve the effect of “utilization” of the boundary layer on (b)

достижения данных задач необходимы значимые успехи в области аэродинамики, двигателей и интеграции планера и силовой установки. Среди прочих проектов особый интерес представляют самолет NASA Hybrid Blended-Wing-Body (HBWB)¹, построенный по схеме «летающее крыло» (рис. 1, a) с распределенной силовой установкой (PCU), и самолет D8 (рис. 1, b) с фюзеляжем в форме восьмерки и утопленными в хвостовую часть вентиляторами. В обоих проектах вентиляторы поглощают и ускоряют рабочее тело за самолетом², что имеет цель — снижение сопротивления.

Эти два проекта продемонстрировали преимущество по сравнению с серией более традиционных по аэродинамике проектов Boeing SUGAR [2]. В проекте HBWB использована PCU с двумя турбогенераторами и множеством электровентиляторов, расположенных вдоль всей верхней задней поверхности несущего фюзеляжа. Применение гибридной турбоэлектрической установки и утопленных вентиляторов, «утилизирующих» пограничный слой в несущей схеме «летающее крыло», активно исследуется в течение последних 10 лет и демонстрирует существенное снижение расхода топлива и шума, по сравнению с самолетами обычной схемы [3–5].

Активные исследования в области интеграции PCU [6] и способов «утилизации» пограничного слоя при большом разнообразии разработанных решений [7] постепенно свелись к концепции пропульсивных, т. е. создающих тягу, аэродинамических профилей.

Концепция пропульсивного крыла берет свое начало в разработке аэродинамических профилей с ламинарным потоком и со ступенчатым повышением давления, которые были впервые предложены Гриффитом в 1940-х годах (рис. 2).

Секция крыла Гриффита спроектирована достаточно широкой и с благоприятным градиентом давления вдоль большей части верхней поверхности (рис. 2). Данное условие привело к сохранению ламинарного характера течения на данном участке и, следовательно, к снижению сопротивления трения обшивки.

Всасывающая щель расположена немного выше по потоку от задней кромки крыла, которая использована для обеспечения разрывного увеличения давления на верхней части аэродинамического профиля. В результате на хвостовой части самолета давление оказывалось больше, чем на передней. Эта разница привела к возникновению статической тяги, которая практически удалила значительную часть сопротивления трения обшивки.

Концепция пропульсивного крыла в дальнейшем была развита Голдшмидом, который использовал аналогичный профиль для дирижабля, но добавил выброс рабочего тела из задней кромки. Эксперименты в аэро-

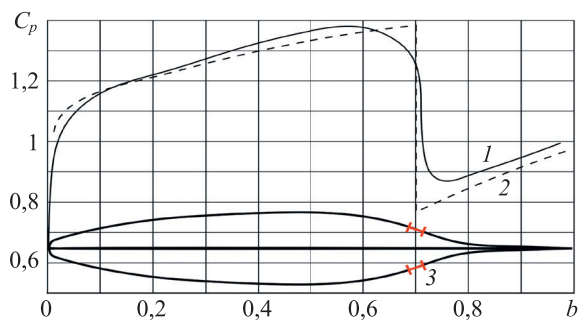


Рис. 2. Характеристики профиля Гриффита [8] при распределении безразмерного коэффициента давления C_p по безразмерной длине хорды b : экспериментальный (кривая 1) и теоретический (кривая 2) графики давления; щель для отбора воздуха с поверхности профиля (кривая 3)

Fig. 2. Characteristics of the Griffith airfoil [8] in the distribution of the dimensionless pressure coefficient C_p along the dimensionless chord length b : experimental (curve 1) and theoretical (curve 2) pressure plots; air sampling slot from the airfoil surface (curve 3)

¹ [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.nasa.gov/content/hybrid-wing-body-goes-hybrid/#.U96an2M0B_5 (дата обращения: 22.12.2022).

² [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.nasa.gov/content/the-double-bubble-d8-0> (дата обращения: 22.12.2022).

динамической трубе [9] и летные эксперименты [10] показали, что избыточное давление на хвостовой части дирижабля полностью компенсирует сопротивление трения, а струя, выбрасываемая через хвостовое сопло, создает дополнительную тягу. В результате была предложена концепция грузового самолета, груз в котором был полностью размещен в очень толстом крыле, составленном из профилей Гриффита/Голдшмида [11].

Перечисленные проекты были ориентированы на сравнительно низкие скорости $u_\infty = 300\text{--}400$ км/ч, при которых явления сжимаемости еще не проявляются. Однако более поздние работы, например [12], показали, что концепция пропульсивного профиля применима вплоть до чисел Маха $M = 0,75$.

Цель работы — разработка метода проектирования и численного моделирования планера летательного аппарата с вертикальным взлетом и посадкой, обладающего высокими аэродинамическими характеристиками, большими внутренними объемами для размещения коммерческого груза и топлива, устойчивого к порывам ветра и возмущениям атмосферы на режимах взлета и посадки. Работа является продолжением [13].

Постановка задачи

Сопротивление летательного аппарата состоит из индуктивного сопротивления, связанного с созданием подъемной силы, и паразитного. Первая составляющая образуется за счет скоса вектора скорости потока \mathbf{u} за крылом (рис. 3, *a*) относительно скорости невозмущенного потока u_∞ , при этом уменьшается горизонтальная составляющая \mathbf{u}_x , что, в соответствии с законом сохранения импульсов, эквивалентно образованию силы сопротивления. Вторая составляющая складывается из вязкого трения о поверхность и уменьшения скорости Δu в следе ω_s , образуемому из оторвавшегося от задней кромки летательного аппарата пограничного слоя

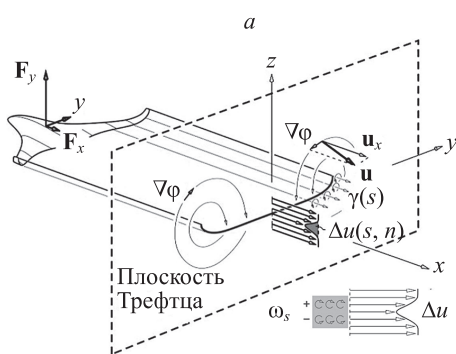


Рис. 3. Механизм образования сопротивления, связанного с подъемной силой, за счет скоса вектора скорости \mathbf{u} за летательным аппаратом, и паразитного сопротивления, возникающего за счет дефекта профиля скорости $\Delta u(s, n)$ в вязком следе ω_s за пограничным слоем (*a*), а также зависимость величины коэффициента вязкого трения C_f от числа Рейнольдса Re для ламинарного и турбулентного течений (*b*).

F_x, F_y — составляющие результирующей силы, действующей на летательный аппарат, $\nabla\varphi$ — градиент потенциала скорости, $\gamma(s)$ — интенсивность вихря

Fig. 3. The mechanism of formation of resistance associated with the lift force due to the velocity vector \mathbf{u} bevel behind the aircraft, and the parasitic resistance arising due to the defect of the velocity profile Δu in the viscous wake ω_s behind the boundary layer (*a*), as well as the dependence of the coefficient value viscous friction C_f versus Reynolds number Re for laminar and turbulent flow (*b*).

F_x, F_y — components of the resultant force acting on the aircraft, $\nabla\varphi$ — velocity potential gradient, $\gamma(s)$ — intensity of the vortex

[14]. Коэффициент трения C_f о поверхность зависит от типичных чисел Рейнольдса (табл. 1) и типов пограничных слоев — турбулентного или ламинарного (рис. 2, *b*). Для беспилотных летательных аппаратов малой размерности эта зависимость особенно выражена.

Концепция «утилизации» пограничного слоя подразумевает увеличение его энергии за счет вентилятора. Подсасывающий эффект препятствует переходу ламинарного течения в турбулентное вверх по течению до вентилятора. За счет подведения мощности к потоку устраняется дефект профиля скорости Δu в следе за летательным аппаратом. В результате снижения сопротивления уменьшается общий потребный запас топлива на борту и размеры самолета существенно уменьшаются (рис. 4).

Проблема, препятствующая применению такого решения на современных самолетах — отсутствие отработанного способа его технической реализации. Использование традиционных осевых вентиляторов не подходит, поскольку вентиляторы чувствительны к неравномерности течения внутри пограничного слоя и плохо работают при высоком противодавлении [15, 16]. Перспективный способ реализации отбора воздуха через щель — поперечный или трансверсальный (Cross Flow Fan, CFF) вентилятор (рис. 5).

Отбор при помощи CFF пограничного слоя обеспечивает ламинарный характер течения воздуха на верхней поверхности, что снижает сопротивление трения. Выброс отобранного с поверхности воздуха через щелевое сопло устраняет дефект профиля скорости в следе за крылом. Это эквивалентно устранению паразитного сопротивления. Повышенное давление на участке профиля от щели отбора до сопла создает положительную тягу. В работах [17, 18] впервые в авиации рассмотрен вентилятор с поперечным потоком.

В работе [19] продемонстрирована возможность использования CFF для создания эффекта суперцирку-

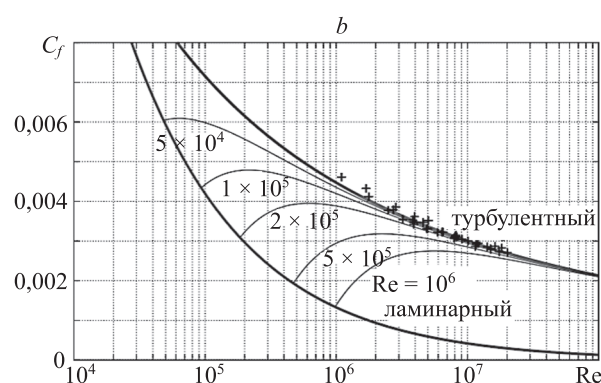


Таблица 1. Типичные числа Рейнольдса Re для летательных аппаратов различной размерности
 Table 1. Typical Reynolds numbers Re for aircraft of various dimensions

Число Re^*	Объект и его размерность
$1 \cdot 10^5 - 3 \cdot 10^5$	Малые беспилотные летательные аппараты и спортивные авиамodelи
$2 \cdot 10^5 - 6 \cdot 10^5$	Малые тактические беспилотные летательные аппараты и большие масштабные модели летательных аппаратов
$6 \cdot 10^5 - 3 \cdot 10^6$	Тактические беспилотные летательные аппараты и пилотируемые планеры
$2 \cdot 10^6 - 8 \cdot 10^6$	Большие беспилотные летательные аппараты и авиация общего назначения
$5 \cdot 10^6 - 2 \cdot 10^6$	Пилотируемые самолеты

Примечание. * вычисляется по длине средней аэродинамической хорды крыла

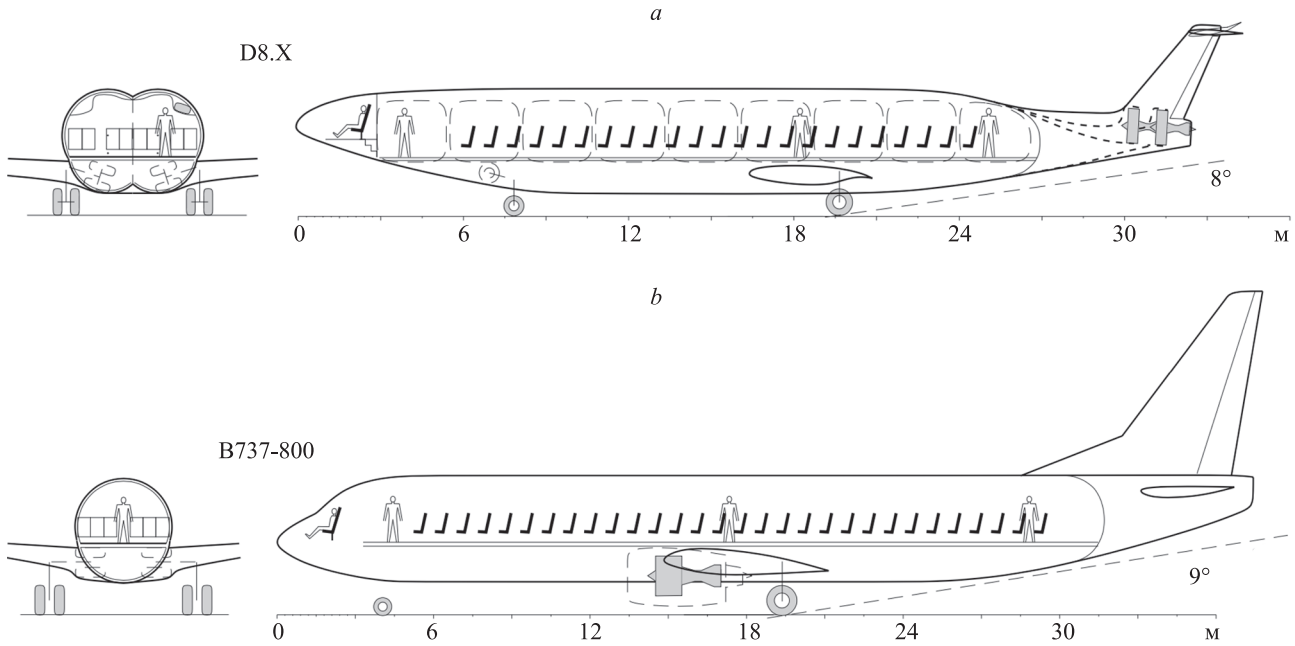


Рис. 4. Сравнение проекта самолета D8.X, оснащенного вентиляторной хвостовой установкой с «утилизацией» пограничного слоя (a), и равного по вместимости обычного самолета Boeing 737-800 (b)

Fig. 4. Comparison of the design of the D8.X aircraft equipped with a fan tail unit with boundary layer “recycling” (a), and equal in capacity to a conventional Boeing 737-800 aircraft (b)

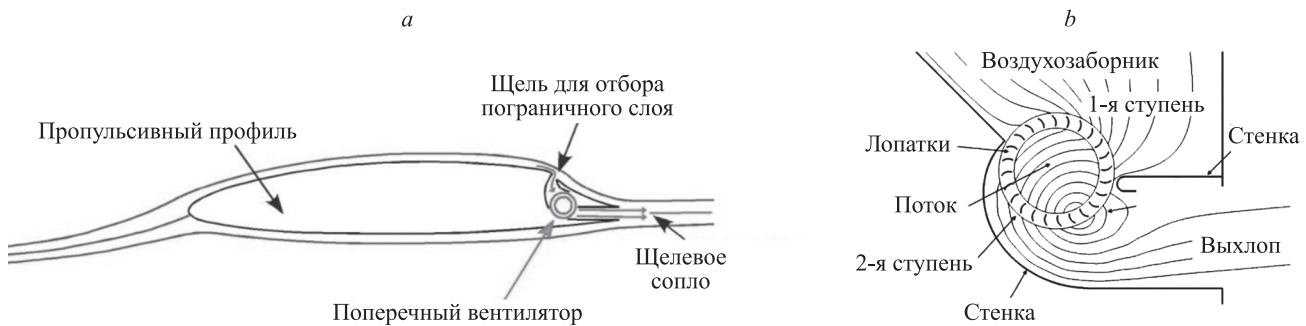


Рис. 5. Концепция пропульсивного профиля с отбором пограничного слоя с верхней поверхности и выбросом его через заднюю кромку (a) при помощи поперечного (трансверсального) вентилятора (b)

Fig. 5. The concept of a propulsion airfoil with the selection of the boundary layer from the upper surface and its ejection through the trailing edge (a) using a transverse (transversal) fan (b)

ляции, в [20] представлена концепция регионального самолета с вертикальным взлетом и посадкой с толстым крылом и CFF. Отметим, что коэффициент полезного действия CFF достигает величины порядка 80 %. Данное значение меньше, чем у осевых вентиляторов,

но оно компенсируется удобством компоновки, меньшей чувствительностью к неоднородности течения в пограничном слое [21, 22] и большому противодавлению [23]. CFF может применяться не только для отсоса пограничного слоя с верхней поверхности крыла, но

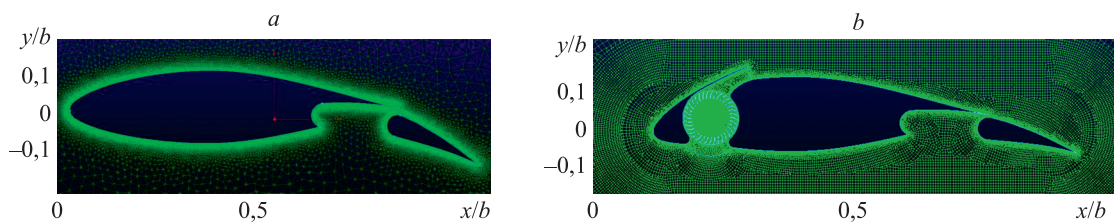


Рис. 6. Модификация профиля NACA 65(3)-221 (а) путем установки CFF для сдува пограничного слоя с верхней части крыла (b). x/b — относительная длина профиля, y/b — относительная толщина профиля

Fig. 6. Modification of the NACA 65(3)-221 airfoil (a) by installing a CFF to blow off the boundary layer from the top of the wing (b). x/b — relative airfoil length, y/b — relative airfoil thickness

и для сдува (рис. 6, b). В этом случае воздух может забираться из области высокого давления в нижней части профиля, тогда CFF играет роль энергетического предкрылка [24].

Уменьшение размеров и скорости приводит к упрощению задачи обеспечения ламинарного характера течения на большей части поверхности крыла [25] (рис. 7). Иначе говоря, применяя пропульсивные профили, можно обеспечить целиком ламинарное обтекание летательного аппарата и значительно уменьшить паразитное сопротивление.

В настоящей работе исследованы перспективные аэродинамические схемы для нового класса транспортных летательных аппаратов — аэротакси. Особенности аэротакси: малая размерность; дальность не более 200–500 км; комфортное время полета — не более 1 ч. Отсюда следует требование по скорости — не более 400–500 км/ч. Предусмотрен вертикальный взлет и посадка, в том числе в стесненных городских условиях. Аэротакси должно обладать высокой надежностью и устойчивостью к горизонтальным и вертикальным порывам ветра. Устойчивость к порывам ветра обратно

пропорциональна площади крыла и квадрату удлинения крыла. В связи с этим крыло должно быть маленьким и иметь небольшое удлинение.

Модели и методы

Исследуем необычную аэродинамическую компоновку аэротакси (рис. 8). Фюзеляж набран пропульсивными профилями. Воздухозаборник, расположенный «на спине», служит для отбора воздуха с верхней поверхности, ламинаризации потока и питания двигателей. Воздух из воздухозаборника по внутренним каналам поступает в тоннельные вентиляторы и выбрасывается через щелевое сопло в хвостовой части фюзеляжа. Под щелевым соплом расположена отклоняемая вниз «ласта», служащая для управления вектором тяги и выполняющая функции руля высоты. Консоли крыла малого удлинения также сформированы пропульсивными профилями. Они не имеют подвижных частей и щелевого сопла. Отбираемый с поверхности консолей воздух поступает в общий канал тоннельных вентиляторов, расположенных в фюзеляже.

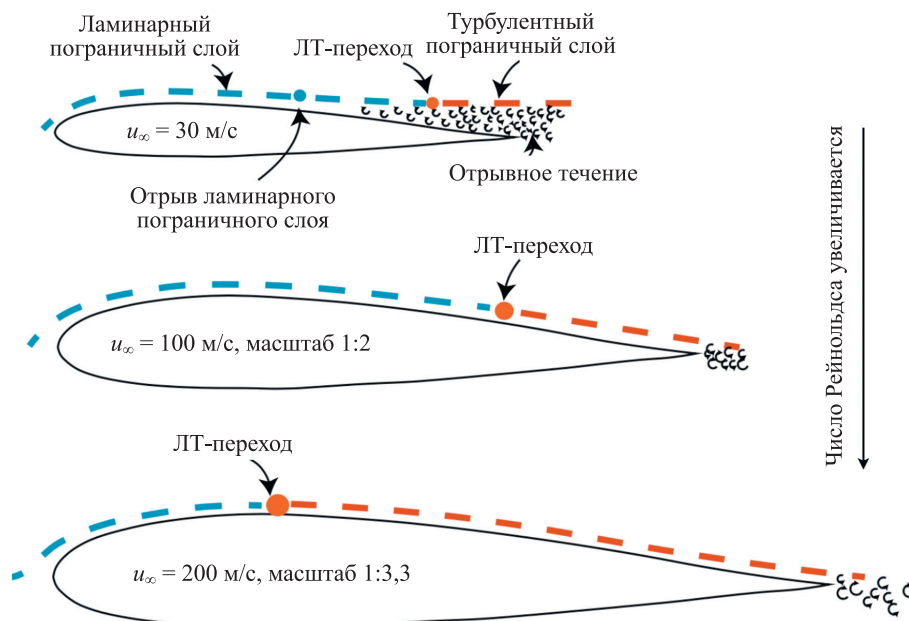


Рис. 7. Характер течения в пограничном слое и положение точки ламинарно-турбулентного (ЛТ) перехода в зависимости от масштаба крыла и числа Рейнольдса

Fig. 7. The nature of the flow in the boundary layer and the position of the laminar-turbulent transition point depending on the scale of the wing and the Reynolds number

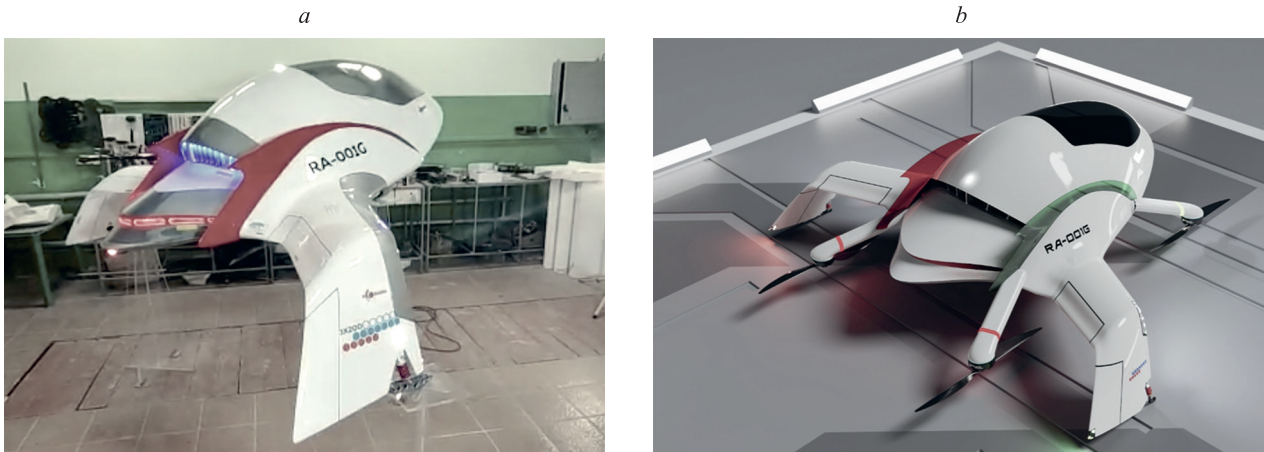


Рис. 8. Макет (a) и компьютерная модель разрабатываемого двухместного аэротакси (b)
 Fig. 8. Model (a) and computer model of the developed double air taxi (b)

Пропульсивный профиль (рис. 9, a) фюзеляжа аэротакси был разработан в работе [1] на основе профиля Гриффита/Голдшмида (рис. 9, b) и исследован в [26]. Он отличается от исходного профиля наличием щелевого сопла в задней кромке, модифицированным тяговым участком за щелью отбора воздуха, измененным носиком и более плоской нижней поверхностью. Профиль оптимизирован на максимальные аэродинамическое качество при угле атаки $\alpha = 2^\circ$ протяженность ламинарного участка обтекания при оптимальном расходе отбираемого через щель воздуха.

На рис. 10 представлена поверхность планера, набранная разработанными профилями. Форма фюзеляжа и его мидель получены расчетным путем в результате оптимизации распределения давления в поперечных сечениях. В качестве критерия оптимальности использовано условие максимальной близости формы распределения давления к эллиптической. Таким образом, оптимизация профиля и распределение давления в поперечных сечениях проведены независимо друг от друга по методике, описанной в работе [27].

Крыло на рис. 10 показано условно, так как задача его проектирования в настоящей работе не ставилась. Исследован только профиль крыла.

При разработке профиля крыла за основу выбран оптимизированный профиль Eppler 550, доработка которого выполнена [28] с использованием алгоритма COBYLA (рис. 11, a). Спроектированный профиль (рис. 11, b), является основой для создания пропульсивного крыла, который создан и оптимизирован на максимальное аэродинамическое качество и наибольшую площадь ламинарного обтекания с применением алгоритмов, описанных в [29].

Пропульсивный профиль создан следующим образом. В соответствии с рекомендациями [30] принято, что оптимальное расположение щели для отбора воздуха — на верхней поверхности. Это условие связано с тем, что в данной точке происходит отрыв потока без отбора воздуха, и она является критической.

Оптимальное распределение давления вдоль дужки профиля должно быть примерно постоянным с разрывом на участке, где расположена щель. В каждом

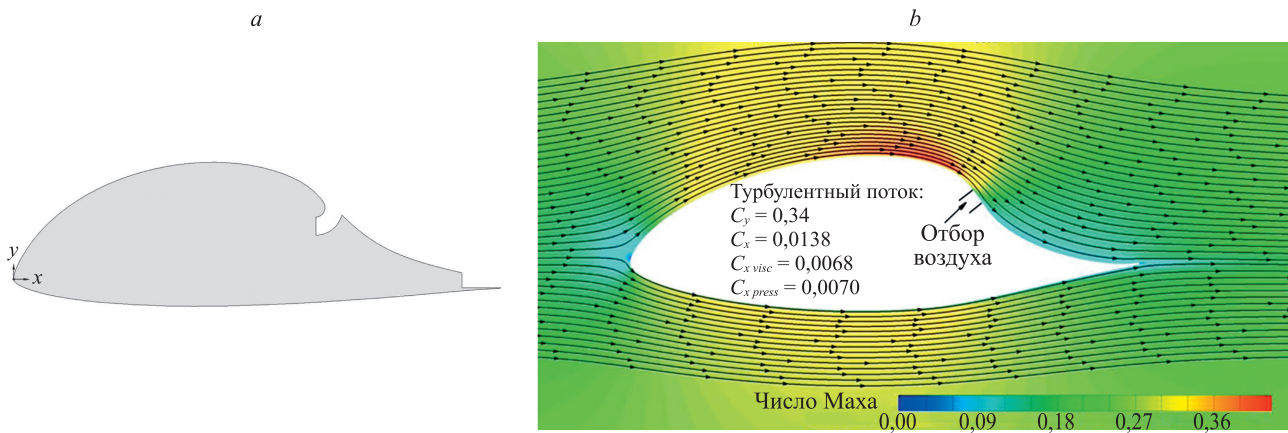


Рис. 9. Пропульсивный профиль для фюзеляжа аэротакси (a) и исходный профиль Гриффита/Голдшмида (b); C_x и C_y — коэффициенты общего сопротивления и подъемной силы; $C_{x\text{ visc}}$ и $C_{x\text{ press}}$ — коэффициенты сопротивления вязкого трения и давления
 Fig. 9. Propulsion airfoil for the fuselage of an air taxi (a) and the original Griffith/Goldschmid airfoil (b); C_d and C_l — coefficients of drag and lifting force; $C_{d\text{ visc}}$ and $C_{d\text{ press}}$ — drag coefficients of viscous friction and pressure

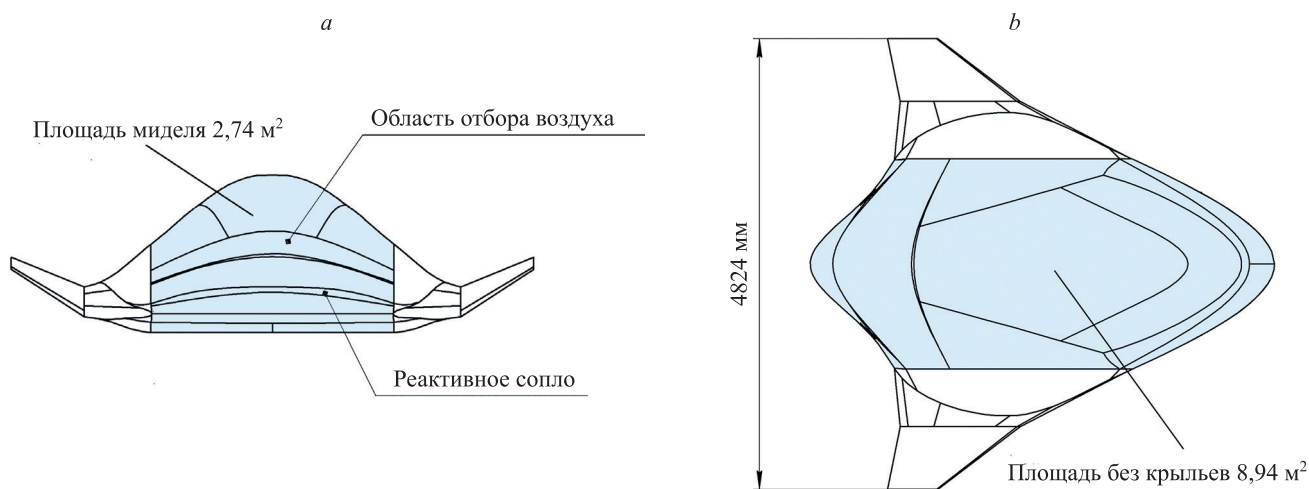


Рис. 10. Форма расчетной области фюзеляжа, набранная пропульсивными профилями: вид сзади (а) и сверху (b)
 Fig. 10. Estimated area of the fuselage assembled by propulsion profiles in rear (a) and top (b) views

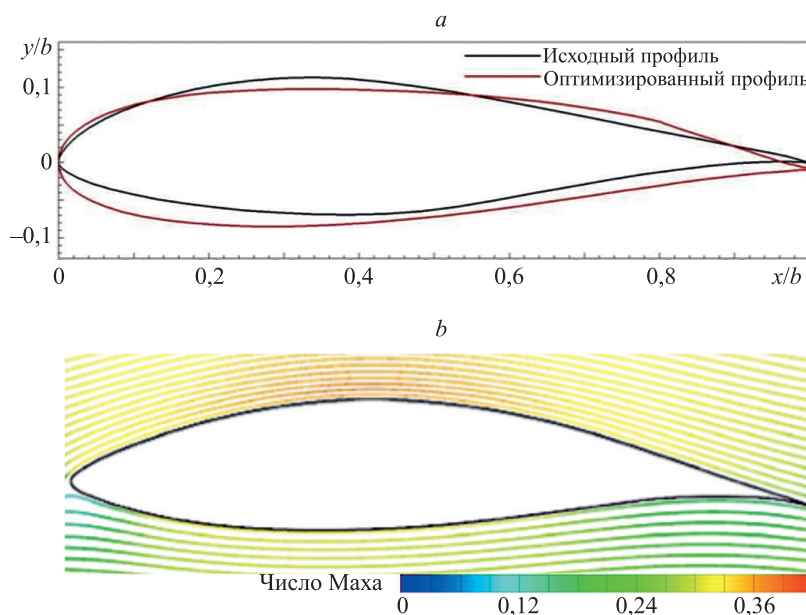


Рис. 11. Оптимизированный профиль Eppler 550 с коэффициентом подъемной силы $C_y = 0,33$ (а) и спроектированный для крыла аэротакси профиль с $C_y = 0,8$ (b)
 Fig. 11. Eppler 550 optimized airfoil with lift coefficient $C_l = 0.33$ (a) and airfoil designed for air taxi wing with $C_l = 0.8$ (b)

расчете форма профиля оптимизировалась для обеспечения максимального аэродинамического качества. Для расчетов геометрии профиля использован открытый онлайн-сервис XFOIL [31]. Этот алгоритм отличается от принятого в работе [28], авторы которой постепенно перемещали щель от сечения максимальной высоты к хвостовому сечению профиля и подбирали расход воздуха через щель, обеспечивающий безотрывное течение. Сравнение результатов работы двух алгоритмов приведено ниже.

Для корректного математического моделирования обтекания летательного аппарата в диапазоне чисел Рейнольдса Re от 10^5 до $5 \cdot 10^6$ необходимо учитывать факт, что часть поверхности обтекает ламинарным потоком, а часть турбулентным.

В настоящей работе моделирование ЛТ-перехода выполнено с использованием модели γ - Re_θ Лэнгтри-

Ментера в сочетании с моделью турбулентности Transition Shear Stress Transport (Transition SST) [21, 32]. Модель Лэнгтри-Ментера основана на двух уравнениях переноса (перемежаемости и критерия начала перехода в терминах импульса) и числа Рейнольдса. Перемежаемость турбулентности γ представляет собой долю времени, в течение которого в пограничном слое присутствуют турбулентные пульсации. В ламинарном потоке $\gamma = 0$ внешний поток считается турбулентным с $\gamma = 1$. Показано, что модель хорошо моделирует ЛТ-переход для двумерного случая [33, 34], однако, например для стреловидных крыльев, результаты гораздо скромнее. При тестировании модель турбулентности Transition SST смогла правильно предсказать местоположение точки перехода и наличие отрывных пузырьков в ламинарном пограничном слое. Хорошие результаты показала также модель Спаларта-Аллмараса

[35] при условии, что известна точка ЛТ-перехода. Формулировки моделей Transition SST и Спаларта–Аллмараса приведены в работе [36]. Коэффициент вязкости принят равным $\mu = 0,000018375 \text{ кг}/(\text{м}\cdot\text{с})$, размер хорды профиля $L = 1 \text{ м}$. Высоту слоя на поверхности профиля, в котором задано сгущение сетки, определим по формуле

$$\Delta y = Ly^+ \sqrt{74} \text{Re}_L^{-13/14}. \quad (1)$$

В формуле (1) параметр y^+ принят равным $y^+ = 2$ для модели Спаларта–Аллмараса и $y^+ = 0,5$ — для Transition SST. Ранг размеров ячеек в глобальной области 10^{-1} , в пограничном слое — 10^{-2} , на стенках — 10^{-3} . Расчеты выполнены до сеточной сходимости. Основные расчеты проведены для скорости полета $u_\infty = 100 \text{ м}/\text{с}$.

Результаты и обсуждение

Выполним сравнение исходного [28] и разработанного профилей. В работе [37] проведена настройка модели турбулентности Transition SST для разрабатываемых профилей в диапазоне углов атаки $\alpha = 0\text{--}12^\circ$ путем сравнения с экспериментальными результатами результатов расчетов профиля № 5 Miley M06-13-128. Осуществим расчеты распределения параметра перемежаемости γ для профилей с рис. 9, а и рис. 11, b, результаты которых представлены на рис. 12.

При расчете профиля для фюзеляжа расход отбираемого воздуха принят равным значению, при котором коэффициент подъемной силы переставал расти. Данные взяты из результатов работы [1]. На рис. 12, а видно, что на всей верхней поверхности профиля имеется тонкий слой, окрашенный в сине-зеленые цвета, что свидетельствует о ламинарном характере течения. На

нижней поверхности точка ЛТ-перехода расположена в зависимости от угла атаки α на расстоянии $0,55\text{--}0,6L$ от носика профиля. Таким образом, спроектированный профиль оказался лучше профиля Гриффита/Голдшмида (рис. 9, b), для которого в работе [28] приведены следующие значения для точек ЛТ-перехода: верхняя — $0,63L$, нижняя — $0,39L$.

Расчеты крылового профиля (рис. 12, b) показали, что он обладает высокими несущими свойствами и низким сопротивлением трения даже без отбора воздуха с поверхности. Так, на верхней дужке точка ЛТ-перехода располагается на расстоянии $0,6L$ от носика профиля. При низких числах Рейнольдса примерно в этой точке происходит отрыв потока от поверхности профиля (рис. 13). При $\text{Re} > 5 \cdot 10^5$ течение носит безотрывный характер.

У спроектированного в работе [28] профиля при отсутствии отсоса воздуха с его поверхности течение сопровождается отрывом потока во всем диапазоне скоростей вплоть до чисел Маха $M = 0,7$, кроме того, профиль не создает подъемной силы (рис. 14, a). При оптимальном отборе воздуха с верхней поверхности (рис. 14, b) течение безотрывное и ламинарное на всей протяженности верхней дужки от носика профиля до щели отбора. Коэффициент подъемной силы достигает величины $C_y = 0,6$, тяговый участок создает тягу C_T , превосходящую силу профильного сопротивления C_{xp}

$$C_{x \text{ press}} = C_{xp} - C_T < 0,$$

но уступающую силе вязкого трения $C_{x \text{ visc}}$. Таким образом, общее сопротивление C_x положительное и не компенсируется тягой C_T . Аналогичные результаты демонстрирует и профиль Гриффита/Голдшмида с рис. 9, b, тяговый участок создает тягу больше профильного со-

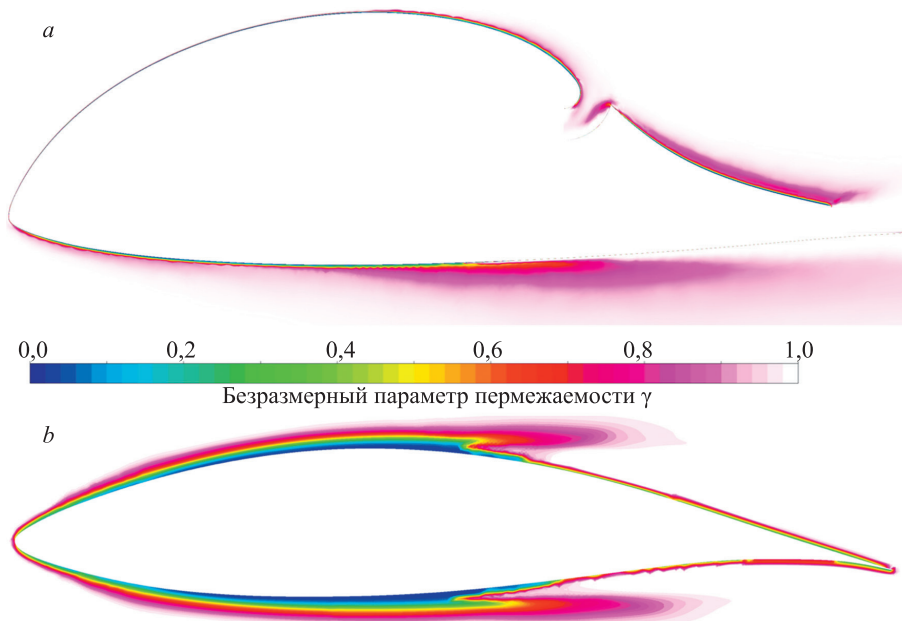


Рис. 12. Результаты расчетов параметра перемежаемости γ в пограничном слое пропульсивного профиля фюзеляжа (a) и исходного профиля, на основании которого спроектирован профиль крыла (b), $\text{Re} = 10^6$

Fig. 12. The results of calculations of the intermittency parameter γ in the boundary layer of the propulsive fuselage airfoil (a) and the initial airfoil, on the basis of which the wing profile was designed (b), $\text{Re} = 10^6$

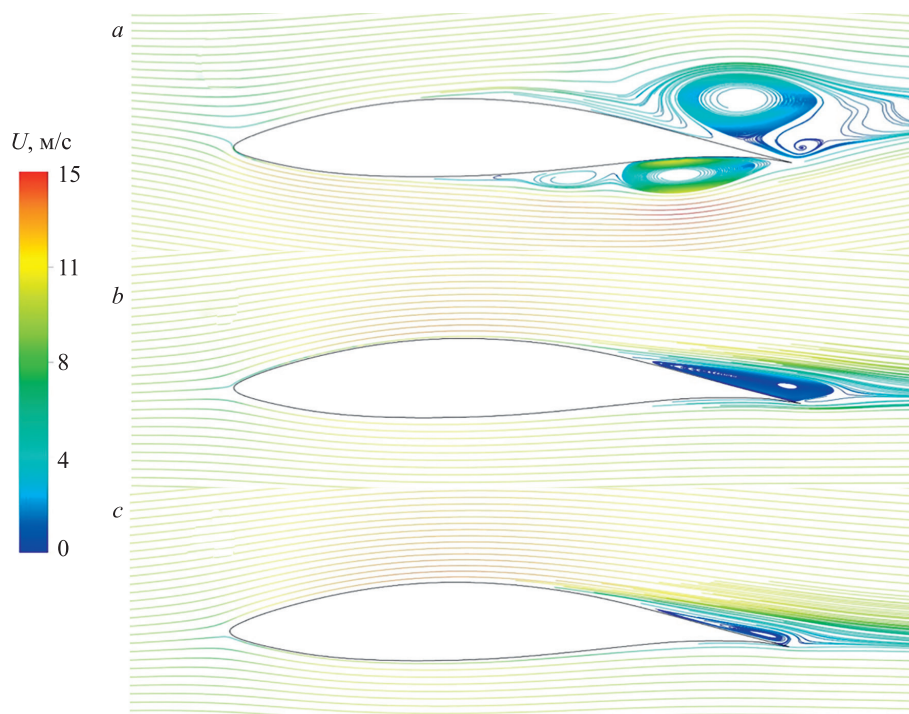


Рис. 13. Результаты расчета отрыва потока при малых числах Рейнольдса $Re = 10^5$: ламинарное течение (a); модели Transition SST (b) и Спаларта–Аллмараса (c)

Fig. 13. Flow separation calculation results at low Reynolds numbers $Re = 10^5$: laminar flow (a), Transition SST model (b), Spalart–Allmaras model (c)

противления, но общее сопротивление положительное (рис. 15). Имеется оптимальный расход отбираемого с поверхности профиля воздуха, при котором сопротивление вязкого трения минимальное. Объясняется это тем, что ламинарный участок течения при оптимальной скорости отбора воздуха достигает своей максимальной протяженности, а при дальнейшем росте скорости отбора увеличивается сопротивление в ламинарном пограничном слое, так как растет его скорость.

Из сравнения данных, приведенных на рис. 14, с видно, что разработанный для фюзеляжа профиль на всех рабочих режимах создает тягу, которая превосходит силу вязкого трения, в отличие от профиля Гриффита/Голдшмида. Таким образом, данный профиль с полным основанием можно называть пропульсивным, т. е. создающим тягу. Он по коэффициенту подъемной силы в три раза превосходит профиль Гриффита/Голдшмида (рис. 9, b). В рабочем диапазоне для режимов набора высоты и горизонтального полета углов атаки $\alpha = 0-8^\circ$ секция фюзеляжа (рис. 10), набранная разработанными профилями, создает подъемную силу $C_y = 0,4-0,55$. Сравнение с профилем Гриффита/

Голдшмида приведено в табл. 2. Если трактовать равнодействующую сил давления на тяговом участке фюзеляжа как часть силы тяги силовой установки, то можно ввести аэродинамическое качество, которое для данного фюзеляжа $K = 9,96$.

Профиль, разработанный для крыла (рис. 11, b), отличается высокими несущими свойствами и низким сопротивлением, но при числах Рейнольдса $Re \approx 10^5$ его обтекание сопровождается отрывом потока, поэтому на его основе был разработан пропульсивный профиль (рис. 15).

В результате профиль получен чуть более толстым, по сравнению с исходным, и с более плоской верхней поверхностью. Аналогичным образом, решая обратную задачу аэродинамики, в работе [28] спроектирован профиль (рис. 15, b), альтернативный профилю, приведенному на рис. 14. Как видно, он более тонкий, так как рассчитан на скорости полета вплоть до $M = 0,7$. Крыловой профиль на рис. 15, a оптимизирован на скорости полета $u_\infty = 50-100$ м/с, поэтому получен более толстым. За счет большей строительной высоты тяговый участок короче, чем у профиля из работы [28].

Таблица 2. Коэффициент подъемной силы C_y при различных углах атаки α

Table 2. Lift coefficient C_l at different angles of attack α

Угол атаки, град.	Фюзеляж	Профиль с рис. 9, a	Профиль с рис. 9, b
0	0,400	1,20	0,534
2	0,485	1,47	0,771
4	0,550	1,75	0,505

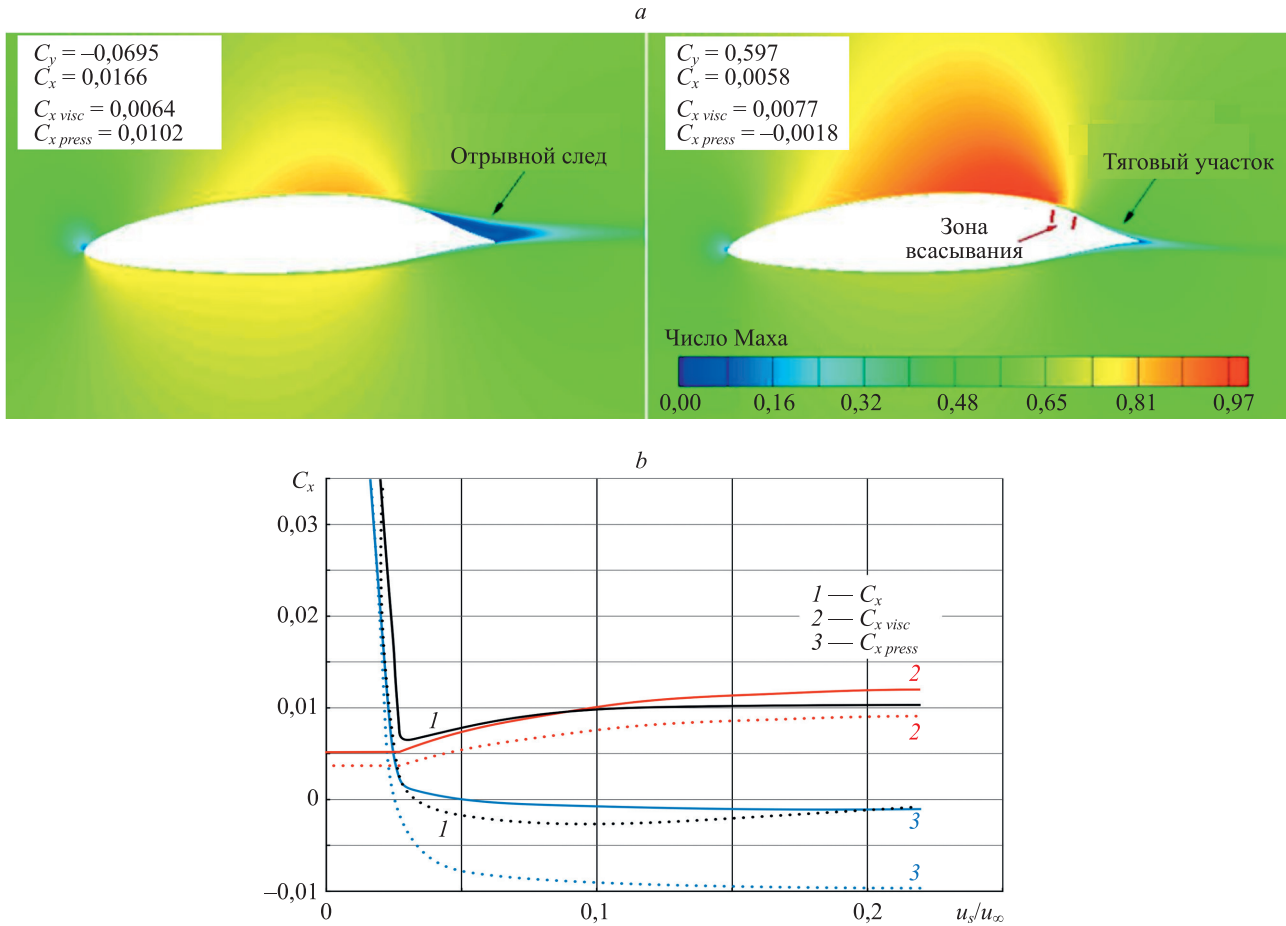


Рис. 14. Результаты расчета профиля Гриффита/Голдшмида [28], $M = 0,7$, $Re > 10^6$, при наличии: отрывного следа (a) и отсоса пограничного слоя, обеспечивающего безотрывное течение в области восстановления давления (тяговый участок) (b); сравнение коэффициентов сопротивления профиля Гриффита/Голдшмида (рис. 9, b) (сплошные линии) с разработанным профилем для фюзеляжа (рис. 9, a) (пунктирные линии) (c).

C_x и C_y — коэффициенты общего сопротивления и подъемной силы; $C_{x\text{ visc}}$ и $C_{x\text{ press}}$ — коэффициенты сопротивления вязкого трения и давления (2)

Fig. 14. Results of calculation of the Griffith/Goldschmid airfoil [28], $M = 0.7$, $Re > 10^6$, in the presence of: a tear-off trace (a) and a boundary layer suction providing a gap-free flow in the pressure recovery region (traction section) (b); comparison of the Griffith/Goldschmid airfoil drag coefficients (Fig. 9, b) (solid lines) with the developed airfoil for the fuselage (Fig. 9, a) (dashed lines) (c).

C_d and C_l — coefficients of total drag and lift; $C_{d\text{ visc}}$ and $C_{d\text{ press}}$ — coefficients of viscous friction resistance and pressure (2)

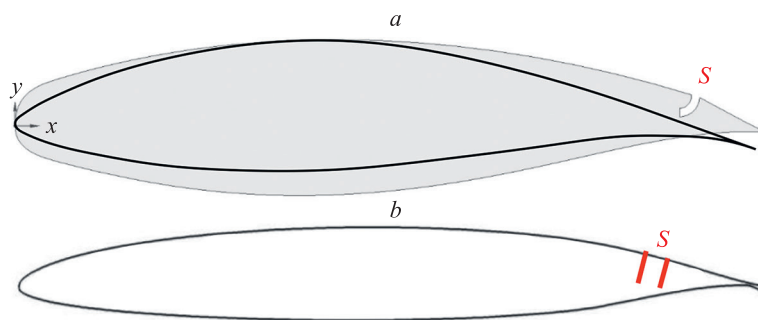


Рис. 15. Спроектированный пропульсивный профиль для крыла (a) в сравнении с исходным профилем (рис. 9, b) и профилем из работы [28].

S — щель для отбора воздуха с поверхности профиля

Fig. 15. The designed propulsion airfoil for the wing (a) in comparison with the original profile (Fig. 9, b) and the airfoil from [28], the letter “S” marks the slot for air extraction from the airfoil surface

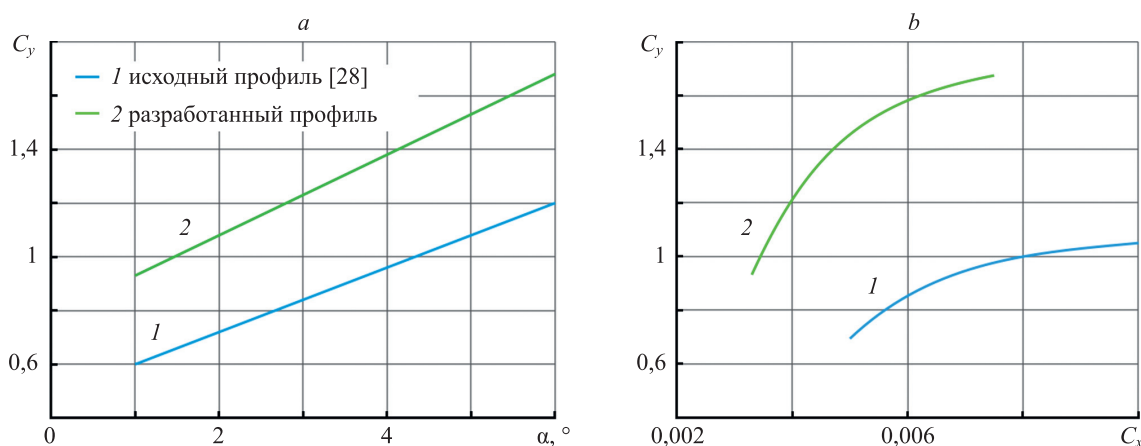


Рис. 16. Сравнение характеристик коэффициента подъемной силы пропульсивных профилей крыла в зависимости от угла атаки (a) и коэффициента сопротивления (C_x) (b)

Fig. 16. Comparison of the characteristics of the lift coefficient of the propulsive wing profiles, depending on the angle of attack (a) and the drag coefficient (C_x) (b)

На рис. 16 приведено сравнение аэродинамических характеристик профилей на рабочих углах атаки $\alpha = 0-6^\circ$. В работе [28] приведены соответствующие данные эксперимента, близкие к полученным расчетным данным.

Заключение

В настоящей работе численными методами исследованы пропульсивные профили и аэродинамическая компоновка летательного аппарата класса «аэротакси». Полученные результаты показали высокое значение аэродинамического качества ($K = 9,96$) для несущего фюзеляжа с большой строительной высотой и внутрен-

ними объемами. Разработанные профили при отборе воздуха с верхней поверхности создают тягу, превышающую лобовое сопротивление во всем диапазоне скоростей. Для крыла созданы два варианта профилей с отбором воздуха и без, имеющие высокие коэффициенты подъемной силы, от 1 до 1,7 в рабочем диапазоне углов атаки, что позволяет в горизонтальном полете ограничиться крылом малой площади и удлинения. Компоновка с несущим фюзеляжем, высота и ширина которого только примерно в 1,5 раза меньше длины, а также крылом малого удлинения обладает высокой устойчивостью к порывам ветра и повышенной турбулентности у земли. Это качество имеет особое значение для обеспечения гарантированного безопасного взлета и посадки.

Литература

1. Felder J.L., Tong M.T., Chu J. Sensitivity of mission energy consumption to turboelectric distributed propulsion design assumptions on the N3-X hybrid wing body aircraft // Proc. of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2012. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3701>
2. Bradley M., Droney C. Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report. NASA/CR2011-216847. 2011. 193 p.
3. Felder J.L., Kim H.D., Brown G. An examination of the effect of boundary layer ingestion on turboelectric distributed propulsion systems // Proc. of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011. <https://doi.org/10.2514/6.2011-300>
4. Alrashed M., Nicoladis T., Pilidis P., Jafari S. Utilisation of turboelectric distribution propulsion in commercial aviation: A review on NASA's TeDP concept // Chinese Journal of Aeronautics. 2021. V. 34. N 11. P. 48–65. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.03.014>
5. Chen Z., Zhang M., Chen Y., Sang W., Tan Z., Li D., Zhang B. Assessment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft // Chinese Journal of Aeronautics. 2019. V. 32. N 8. P. 1797–1827. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.06.006>
6. Yaros S.F., Sexstone M.G., Huebner L.D., Lamar J.E., McKinley R.E., Jr., Torres A.O., Burley C.L., Scott R.C., Small W.J. Synergistic Airframe-Propulsion Interactions and Integrations. A White Paper Prepared by the 1996-1997 Langley Aeronautics Technical Committee: NASA/TM-1998-207644, 1998. 122 p.

References

1. Felder J.L., Tong M.T., Chu J. sensitivity of mission energy consumption to turboelectric distributed propulsion design assumptions on the N3-X hybrid wing body aircraft. *Proc. of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2012. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3701>
2. Bradley M., Droney C. *Subsonic Ultra Green Aircraft Research. Phase I Final Report*. NASA/CR2011-216847. 2011, 193 p.
3. Felder J.L., Kim H.D., Brown G. An examination of the effect of boundary layer ingestion on turboelectric distributed propulsion systems. *Proc. of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011. <https://doi.org/10.2514/6.2011-300>
4. Alrashed M., Nicoladis T., Pilidis P., Jafari S. Utilisation of turboelectric distribution propulsion in commercial aviation: A review on NASA's TeDP concept. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34, no. 11, pp. 48–65. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.03.014>
5. Chen Z., Zhang M., Chen Y., Sang W., Tan Z., Li D., Zhang B. Assessment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, vol. 32, no. 8, pp. 1797–1827. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.06.006>
6. Yaros S.F., Sexstone M.G., Huebner L.D., Lamar J.E., McKinley R.E., Jr., Torres A.O., Burley C.L., Scott R.C., Small W.J. *Synergistic Airframe-Propulsion Interactions and Integrations. A White Paper Prepared by the 1996-1997 Langley Aeronautics Technical Committee*. NASA/TM-1998-207644, 1998, 122 p.

7. Burston M., Ranasinghe K., Gardi A., Parezanovic V., Ajaj R., Sabatini R. Design principles and digital control of advanced distributed propulsion systems // *Energy*. 2022. V. 241. P. 122788. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.122788>
8. Richards E.J., Walker W.S., Greening J.R. Tests of a Griffith Aerofoil in the 13 ft x 9 ft Wind Tunnel. Part 1, Part 2, Part 3, Part 4. ARC R&M-2148 ARC-7464 ARC-7561 ARC-8054 ARC-8055. 1944.
9. Goldschmied F. Fuselage self-propulsion by static-pressure thrust: Wind-tunnel verification // *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Meeting*. 1987. <https://doi.org/10.2514/6.1987-2935>
10. Goldschmied F. Airfoil static-pressure thrust: flight test verification // *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Conference*. 1990. <https://doi.org/10.2514/6.1990-3286>
11. Goldschmied F. Thick-wing spanloader all-freighter: design concept for tomorrow's air cargo // *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Conference*. 1990. <https://doi.org/10.2514/6.1990-3198>
12. Cella U., Quagliarella D., Donelli R., Imperatore B. Design and test of the UW-5006 transonic natural-laminar-flow wing // *Journal of Aircraft*. 2010. V. 47. N 3. P. 783–795. <https://doi.org/10.2514/1.40932>
13. Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В. Численное моделирование характеристик высококонусных профилей с энергетическими методами увеличения подъемной силы // *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2022. Т. 22. № 5. С. 1007–1015. <https://doi.org/10.17586/2226-1494-2022-22-5-1007-1015>
14. Булат П.В., Дудников С.Ю., Кузнецов П.Н. Основы аэродинамики беспилотных воздушных судов: учебное пособие. М.: Издательство «Спутник +», 2021. 273 с.
15. Tamaki T., Nagano S. Effects of inlet distortions on a multi-stage compressor // *Proc. of the 4th International Symposium on Air Breathing Engines*. 1979. <https://doi.org/10.2514/6.1979-7003>
16. Sandercock D.M., Sanger N.L. Some observations of the effects of radial distortions on performance of a transonic rotating blade row: NASA TN D-7824, 1974. 48 p.
17. Hancock J.P. Test of a high efficiency transverse fan // *Proc. of the 16th Joint Propulsion Conference*. 1980. <https://doi.org/10.2514/6.1980-1243>
18. Harloff G.J., Wilson D.R. Cross-flow propulsion fan experimental development and finite-element modeling // *Journal of Aircraft*. 1981. V. 18. N 4. P. 310–317. <https://doi.org/10.2514/3.57494>
19. Dygert R.K., Dang T.Q. Experimental investigation of embedded cross-flow fan for airfoil propulsion/circulation control // *Proc. of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-368>
20. Gologan C., Mores S., Steiner H., Seitz A. Potential of the cross-flow fan for powered-lift regional aircraft applications // *Proc. of the 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO)*. 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-7098>
21. Langel C.M., Chow R., Van Dam C.P., Maniaci D.C., Erhmann R.S., White E.B. A computational approach to simulating the effects of realistic surface roughness on boundary layer transition // *Proc. of the 52nd Aerospace Sciences Meeting*. 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-0234>
22. Doll U., Migliorini M., Baikie J., Zachos K.P., Röhle I., Melnikov S., Steinbock J., Dues M., Kapulla R., MacManus D.G., Lawson N.J. Non-intrusive flow diagnostics for unsteady inlet flow distortion measurements in novel aircraft architectures // *Progress in Aerospace Sciences*. 2022. V. 130. P. 100810. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2022.100810>
23. Dang T.Q., Bushnell P.P. Aerodynamics of cross-flow fans and their application to aircraft propulsion and flow control // *Progress in Aerospace Sciences*. 2009. V. 45. N 1-3. P. 1–29. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2008.10.002>
24. Karpuk S.V., Kazarin P., Gudmundsson S., Golubev V.V. Preliminary feasibility study of a multi-purpose aircraft concept with a leading-edge embedded cross-flow fan // *Proc. of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2018. <https://doi.org/10.2514/6.2018-1744>
25. Kulkarni A.R., La Rocca G., Veldhuis L.L.M., Eitelberg G. Sub-scale flight test model design: Developments, challenges and opportunities // *Progress in Aerospace Sciences*. 2022. V. 130. P. 100798. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100798>
26. Perry A.T., Ansell P.J., Kerho M., Ananda G., D'Urso S. Design, analysis, and evaluation of a propulsive wing concept // *Proc. of the 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. 2016. <https://doi.org/10.2514/6.2016-4178>
27. Prodan N.V., Kurnukhin A.A. Application of mathematical optimization methods for designing airfoil considering viscosity //
7. Burston M., Ranasinghe K., Gardi A., Parezanovic V., Ajaj R., Sabatini R. Design principles and digital control of advanced distributed propulsion systems. *Energy*, 2022, vol. 241, pp. 122788. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.122788>
8. Richards E.J., Walker W.S., Greening J.R. *Tests of a Griffith Aerofoil in the 13 ft x 9 ft Wind Tunnel*. Part 1, Part 2, Part 3, Part 4. ARC R&M-2148 ARC-7464 ARC-7561 ARC-8054 ARC-8055. 1944.
9. Goldschmied F. Fuselage self-propulsion by static-pressure thrust: Wind-tunnel verification. *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Meeting*, 1987. <https://doi.org/10.2514/6.1987-2935>
10. Goldschmied F. Airfoil static-pressure thrust: flight test verification. *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Conference*, 1990. <https://doi.org/10.2514/6.1990-3286>
11. Goldschmied F. Thick-wing spanloader all-freighter: design concept for tomorrow's air cargo. *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Conference*, 1990. <https://doi.org/10.2514/6.1990-3198>
12. Cella U., Quagliarella D., Donelli R., Imperatore B. Design and test of the UW-5006 transonic natural-laminar-flow wing. *Journal of Aircraft*, 2010, vol. 47, no. 3, pp. 783–795. <https://doi.org/10.2514/1.40932>
13. Bulat P.V., Kurnukhin A.A., Prodan N.V. Numerical simulation of propulsive aerodynamic profiles. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2022, vol. 22, no. 5, pp. 1007–1015. (in Russian). <https://doi.org/10.17586/2226-1494-2022-22-5-1007-1015>
14. Bulat P.V., Dudnikov S.Iu., Kuznetsov P.N. *Fundamental Aerodynamics of the Unmanned Aerial Vehicles*. Tutorial. Moscow, "Sputnik+" Publ., 2021, 273 p. (in Russian)
15. Tamaki T., Nagano S. Effects of inlet distortions on a multi-stage compressor. *Proc. of the 4th International Symposium on Air Breathing Engines*, 1979. <https://doi.org/10.2514/6.1979-7003>
16. Sandercock D.M., Sanger N.L. *Some observations of the effects of radial distortions on performance of a transonic rotating blade row*. NASA TN D-7824, 1974, 48 p.
17. Hancock J.P. Test of a high efficiency transverse fan. *Proc. of the 16th Joint Propulsion Conference*, 1980. <https://doi.org/10.2514/6.1980-1243>
18. Harloff G.J., Wilson D.R. Cross-flow propulsion fan experimental development and finite-element modeling. *Journal of Aircraft*, 1981, vol. 18, no. 4, pp. 310–317. <https://doi.org/10.2514/3.57494>
19. Dygert R.K., Dang T.Q. Experimental investigation of embedded cross-flow fan for airfoil propulsion/circulation control. *Proc. of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-368>
20. Gologan C., Mores S., Steiner H., Seitz A. Potential of the cross-flow fan for powered-lift regional aircraft applications. *Proc. of the 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO)*, 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-7098>
21. Langel C.M., Chow R., Van Dam C.P., Maniaci D.C., Erhmann R.S., White E.B. A computational approach to simulating the effects of realistic surface roughness on boundary layer transition. *Proc. of the 52nd Aerospace Sciences Meeting*, 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-0234>
22. Doll U., Migliorini M., Baikie J., Zachos K.P., Röhle I., Melnikov S., Steinbock J., Dues M., Kapulla R., MacManus D.G., Lawson N.J. Non-intrusive flow diagnostics for unsteady inlet flow distortion measurements in novel aircraft architectures. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, vol. 130, pp. 100810. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2022.100810>
23. Dang T.Q., Bushnell P.P. Aerodynamics of cross-flow fans and their application to aircraft propulsion and flow control. *Progress in Aerospace Sciences*, 2009, vol. 45, no. 1-3, pp. 1–29. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2008.10.002>
24. Karpuk S.V., Kazarin P., Gudmundsson S., Golubev V.V. Preliminary feasibility study of a multi-purpose aircraft concept with a leading-edge embedded cross-flow fan. *Proc. of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018. <https://doi.org/10.2514/6.2018-1744>
25. Kulkarni A.R., La Rocca G., Veldhuis L.L.M., Eitelberg G. Sub-scale flight test model design: Developments, challenges and opportunities. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, vol. 130, pp. 100798. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100798>
26. Perry A.T., Ansell P.J., Kerho M., Ananda G., D'Urso S. Design, analysis, and evaluation of a propulsive wing concept. *Proc. of the 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2016. <https://doi.org/10.2514/6.2016-4178>
27. Prodan N.V., Kurnukhin A.A. Application of mathematical optimization methods for designing airfoil considering viscosity.

- Russian Aeronautics. 2021. V. 64. N 4. P. 670–677. <https://doi.org/10.3103/S1068799821040115>
28. Kramer B., Ansell Ph., D'Urso S., Ananda G., Perry A. Design, Analysis, and Evaluation of a Novel Propulsive Wing Concept: LEARN Phase I. Final Report. Contract Number NNX15AE39A. June 30th, 2016. 80 p.
 29. Булат П.В., Продан Н.В., Курнухин А.А. О влиянии ламинарно-турбулентного перехода при численном моделировании профиля крыла // Известия вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 89–98.
 30. Абзалилов Д.Ф., Марданов Р.Ф. Расчет и оптимизация аэродинамических характеристик крылового профиля с выдувом реактивной струи при наличии в потоке вихря // Известия вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 58–63.
 31. Drela M. XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils // Lecture Notes in Engineering. 1989. V. 54. P. 1–12. https://doi.org/10.1007/978-3-642-84010-4_1
 32. Langtry R.B., Menter F.R. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics // Proc. of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2005. <https://doi.org/10.2514/6.2005-522>
 33. Malan P., Suluksna K., Juntasaro E. Calibrating the γ -Re θ transition model for commercial CFD // Proc. of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-1142>
 34. Liu K., Wang Y., Song W.-P., Han Z.-H. A two-equation local-correlation-based laminar-turbulent transition modeling scheme for external aerodynamics // Aerospace Science and Technology. 2020. V. 106. P. 106128. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106128>
 35. Соломатин Р.С., Семенов И.В., Меньшов И.С. К расчету турбулентных течений на основе модели Спаларта-Аллараса с применением LU-SGS-GMRES алгоритма // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 119. С. 1–30.
 36. Дудников С.Ю., Кузнецов П.Н., Мельникова А.И., Вокин Л.О. Моделирование течений при малых числах Рейнольдса применительно к проектированию несущих аэродинамических поверхностей беспилотных летательных аппаратов // Известия вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 39–48.
 37. Булат П.В., Продан Н.В., Дудников С.Ю., Курнухин А.А. Исследование характеристик аэродинамических профилей с отбором воздуха с верхней поверхности и заданным распределением давления // Известия вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. *Russian Aeronautics*, 2021, vol. 64, no. 4, pp. 670–677. <https://doi.org/10.3103/S1068799821040115>
 28. Kramer B., Ansell Ph., D'Urso S., Ananda G., Perry A. *Design, Analysis, and Evaluation of a Novel Propulsive Wing Concept*. LEARN Phase I. Final Report. Contract Number NNX15AE39A. June 30th, 2016, 80 p.
 29. Bulat P.V., Prodan N.V., Kurnukhin A.A. On the influence of the laminar-turbulent transition in the numerical modeling of the wing airfoil. *Russian Aeronautics*, 2021, vol. 64, no. 3, pp. 455–465. <https://doi.org/10.3103/S1068799821030120>
 30. Abzalilov D.F., Mardanov R.F. Calculation and optimization of aerodynamic characteristics of airfoils with jet blowing in the presence of vortex in the flow. *Russian Aeronautics*, 2016, vol. 59, no. 3, pp. 358–363. <https://doi.org/10.3103/S1068799816030107>
 31. Drela M. XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. *Lecture Notes in Engineering*, 1989, vol. 54, pp. 1–12. https://doi.org/10.1007/978-3-642-84010-4_1
 32. Langtry R.B., Menter F.R. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics. *Proc. of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005. <https://doi.org/10.2514/6.2005-522>
 33. Malan P., Suluksna K., Juntasaro E. Calibrating the γ -Re θ transition model for commercial CFD. *Proc. of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-1142>
 34. Liu K., Wang Y., Song W.-P., Han Z.-H. A two-equation local-correlation-based laminar-turbulent transition modeling scheme for external aerodynamics. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 106, pp. 106128. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106128>
 35. Solomatin R.S., Semenov I.V., Men'shov I.S. Towards calculating turbulent flows with the Spalart-Allmaras model by using the LU-SGS-GMRES algorithm. *Keldysh Institute Preprints*, 2018, no. 119, pp. 1–30. (in Russian)
 36. Dudnikov S.Y., Kuznetsov P.N., Mel'nikova A.I., Vokin L.O. Simulation of flows at low Reynolds numbers as applied to the design of aerodynamic surfaces for unmanned aerial vehicles. *Russian Aeronautics*, 2021, vol. 64, no. 4, pp. 620–629. <https://doi.org/10.3103/S1068799821040061>
 37. Bulat P.V., Prodan N.V., Dudnikov S.YU., Kurnukhin A.A. Investigation of the characteristics of airfoils with air suction from the upper surface and a given pressure distribution. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii*, 2022, no. 3. (in Russian)

Авторы

Булат Павел Викторович — доктор физико-математических наук, кандидат экономических наук, главный научный сотрудник, Севастопольский государственный университет, Севастополь, 299053, Российская Федерация; главный научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 55969578400](https://orcid.org/0000-0003-0099-9953), <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>, pavelbulat@mail.ru

Курнухин Антон Александрович — младший научный сотрудник, Севастопольский государственный университет, Севастополь, 299053, Российская Федерация; младший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 57223276960](https://orcid.org/0000-0003-4851-6594), <https://orcid.org/0000-0003-4851-6594>, anton.kurnukhin@outlook.com

Продан Николай Васильевич — кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Севастопольский государственный университет, Севастополь, 299053, Российская Федерация; старший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 56177927100](https://orcid.org/0000-0002-6383-039X), <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>, kolinti@mail.ru

Authors

Pavel V. Bulat — D.Sc. (Physics & Mathematics), PhD (Economics), Chief Researcher, Sevastopol State University, Sevastopol, 299053, Russian Federation; Chief Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 55969578400](https://orcid.org/0000-0003-0099-9953), <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>, pavelbulat@mail.ru

Anton A. Kurnukhin — Junior Researcher, Sevastopol State University, Sevastopol, 299053, Russian Federation; Junior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 57223276960](https://orcid.org/0000-0003-4851-6594), <https://orcid.org/0000-0003-4851-6594>, anton.kurnukhin@outlook.com

Nikolay V. Prodan — PhD, Senior Researcher, Sevastopol State University, Sevastopol, 299053, Russian Federation; Senior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 56177927100](https://orcid.org/0000-0002-6383-039X), <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>, kolinti@mail.ru

Статья поступила в редакцию 17.09.2022
Одобрена после рецензирования 05.12.2022
Принята к печати 18.01.2023

Received 17.09.2022
Approved after reviewing 05.12.2022
Accepted 18.01.2023



Работа доступна по лицензии
Creative Commons
«Attribution-NonCommercial»