

doi: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1007-1015

УДК 533.6

Численное моделирование характеристик высоконесущих профилей с энергетическими методами увеличения подъемной силы

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 высоконесущих профилей с энергетическими методами увеличения подъемной силы. Разработана методика математического моделирования профилей, построенных методом решения обратной задачи аэродинамики по заданным свойствам потока, омывающего профиль. Изучена зависимость несущих свойств профилей от расхода отбираемого с их поверхности воздуха. В качестве основы выбран профиль Гриффина/Голдшмида с отбором воздуха в верхней критической точке. Разработаны профили: первый — с плоским днищем для создания на взлете и посадке экранного эффекта, второй — с выбросом отбираемого воздуха через заднюю кромку, третий — модификация второго с увеличенной строительной высотой. **Метод.** Для построения аэродинамических профилей использовано решение обратной задачи аэродинамики в рамках модели идеального газа. Задано распределение давления на верхней части профиля, его строительная высота и диапазон изменения углов атаки от 0° до 16° , а также степень разрежения до 0,5 атм в щели, через которую отбирался воздух. Для профилей с выбросом воздуха через заднюю кромку в пределах от 50 до 200 % варьировалось отношение расхода выбрасываемого воздуха к расходу отбираемого воздуха. Для каждого полученного варианта выполнены численные расчеты с помощью чисел Рейнольдса в диапазоне от $1,5 \cdot 10^5$ до $1,5 \cdot 10^6$ с использованием моделей турбулентности Спаларта–Алмараса, Transition Shear Stress Transport (SST) и Ленгтри, настройка которых производилась по известным эталонным результатам.

Основные результаты. Расчеты показали, что профили имеют высокий коэффициент подъемной силы $C_y \approx 3-3,4$, который достигается при разрежении в щели 0,5 атм. C_y зависит от угла атаки практически линейно вплоть до максимальных значений. Выброс воздуха через заднюю кромку профиля при степени разрежения 0,5 атм приводит к росту C_y , значение которого зависит от увеличения расхода воздуха. **Практическая значимость.** Исследованные профили имеют большую строительную высоту и несущую способность, создают тягу даже при отсутствии выдува через заднюю кромку. Эти свойства позволяют их использовать в конструкции воздушных судов, для которых важным является объем внутренних отсеков, необходимых, например для размещения водородного топлива.

Ключевые слова

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

Ссылка для цитирования: Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В. Численное моделирование характеристик высоконесущих профилей с энергетическими методами увеличения подъемной силы // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. Т. 22, № 5. С. 1007–1015. doi: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1007-1015

© Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В., 2022

Numerical simulation of propulsive aerodynamic profiles**Pavel V. Bulat¹, Anton A. Kurnukhin², Nikolay V. Prodan³**^{1,2,3} Sevastopol State University, 299053, Sevastopol, Republic of Crimea^{1,2,3} Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation¹ 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 high-lift propulsive aerodynamic is considered. A method was developed for constructing an aerodynamic profile by solving the inverse problem of aerodynamics. The dependence of the lifting force of this profile on the volume of air sucked from its upper surface and from the angle of attack is studied. The profile under study was developed on the basis of the well-known Griffin/Goldschmid profile with air suction at the upper critical point. Three aerodynamic profiles have been developed. The first profile has a flat lower surface to obtain the ground effect. The second profile is similar to the first but has a slit nozzle near the trailing edge. The third profile is similar to the second but has a non-flat bottom surface and increased thickness. The solution of the inverse problem of aerodynamics was used to construct aerodynamic profiles within the model of an ideal gas. The pressure distribution on the upper part of the profile, its construction height and the range of angles of attack are from 0° to 16°, as well as the degree of rarefaction up to 0.5 atm in the gap through which the air was taken were set. For the second and third profiles, the ratio of the amount of air ejected through the nozzle to the amount of air taken from the upper surface of the profile was set. This ratio ranged from 50 % to 200 %. Numerical calculations were performed for each variant using the Spalart-Allmaras turbulence models and the Transition Shear Stress Transport (SST) and Langtry model. The parameters of the turbulence models were adjusted according to known reference data. The Reynolds number was in the range of $1.5 \cdot 10^5$ – $1.5 \cdot 10^6$. The profiles have a high lift coefficient $C_y = 3$ – 3.4 which is achieved when creating a vacuum in the air intake of 0.5 atm. C_y depends on the angle of attack almost linearly up to the maximum values. The greater the air flow through the slot nozzle, the greater is the C_y at a vacuum in the air intake of 0.5 atm. Significance for practical application. The developed profiles have a large thickness and create traction. These profiles are convenient to use in aircraft with large internal volumes, for example, those running on hydrogen fuel.

Keywords

aerodynamic profile, high-lift aerodynamic profile, mathematical modeling, numerical experiment, optimization, power aerodynamics, propulsive wing concept

Acknowledgements

This work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation in the course of the project "Fundamental bases of mechanics, control and management systems for unmanned aircraft systems with shaping structures deeply integrated with propulsion systems 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 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). doi: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1007-1015

Введение

Цель исследования — разработка метода проектирования аэродинамических профилей с высокой несущей способностью, использующих энергетические методы увеличения подъемной силы. Существует рыночная потребность в транспортных беспилотных летательных аппаратах (БЛА), способных выполнять региональные перевозки грузов, людей или целевой нагрузки с достаточно высокой скоростью. При этом базироваться БЛА должны на минимально подготовленных площадках. Целевое назначение таких БЛА может быть различным: доставка срочных грузов, почты, скоропортящихся продуктов питания. В ряде задач, таких как обработка сельскохозяйственных угодий, спасание на воде, поиск в лесу и т. п., требуется способность устойчиво выполнять длительный полет на высоте 1–2 м от поверхности (в случае поиска в лесу — над верхней кромкой леса) со скоростью не менее 250 км/ч. Следовательно, рациональным представляется также использование экранного эффекта вблизи поверхности земли, который активно исследуется в последнее время [1].

Для БЛА большой проблемой является посадка на неровную поверхность. Как показала практика эксплуатации, БЛА часто получают повреждения как при посадке с парашютом, там и при горизонтальной посадке. Одна из ключевых причин — большое удлинение крыла. Для обеспечения возможности короткого взлета и посадки БЛА должен иметь умеренное удлинение крыла, а для достижения транспортной эффективности, сравнимой с обычными грузовыми самолетами, необходимо одновременно обеспечить высокое крейсерское аэродинамическое качество и большой объем грузового отсека умеренной длины.

Удовлетворить этим противоречивым требованиям можно, применив аэродинамическую схему «летающее крыло» с оптимальным толстым профилем [2]. За счет отсоса воздуха из верхней критической точки профиля и его выброса через заднюю кромку обеспечивает активное управление суперциркуляцией крыла [3]. Критические точки профиля — точки полного торможения потока, в которых скорость падает до нуля. Одновременно, благодаря большой строительной высоте центроплана, появляется возможность разместить

силовую установку и движители внутри центроплана без ущерба для размеров грузового отсека.

Предмет исследований

Для получения оптимальных обводов профилей с учетом отбора газа с его поверхности и выдува через заднюю кромку применена методика решения обратной задачи аэродинамики — проектирования формы профиля по заданным параметрам течения около аэродинамического профиля [4]. В последние 20 лет в нашей стране уделяется большое внимание вопросам проектирования специальных профилей с отбором воздуха с поверхности. Изучены случаи точечного и распределенного отбора [5, 6] воздуха и его выброса через заднюю кромку [7], а также влияние на характеристики профиля особенностей в потоке, в том числе вихрей [8].

Одним из первых такие расчеты выполнил в 1937 г. Жуковский [9], получив толстый профиль с оптимальными для малых скоростей свойствами. Позднее в 1947 г. Некрасов обобщил решение Жуковского на случай профиля с источниками и стоками [10]. Аналогичные работы по прямому проектированию аэродинамических профилей [11] за рубежом вел Лайтхилл (Lighthill). Основываясь на его работах, Гриффин (Griffith) разработал толстый (более 30 %) профиль с отсосом газа в верхней критической точке [12], что позволило получить экстремально высокое значение $C_{y\max}$.

Работы были продолжены Глауэртом (Glauert), который дополнительно реализовал условие кусочно-постоянного распределения давления на верхней половине профиля, при этом были получены необычно толстый профиль с отбором газа в верхней критической точке [13], а также более тонкий профиль с отсосом из критической точки на задней кромке [14]. Особенностью профиля Глауэрта стало наличие на верхней поверхности участка, создающего тягу, что позволило при определенном расходе отсасываемого газа уменьшить коэффициент лобового сопротивления C_x до нуля. Расчеты показали, что затраты энергии при этом оказываются примерно на 30 % меньше, чем при компенсации сопротивления силой тяги двигателя. Эксперименты [15] в целом подтвердили теоретические результаты Лайтхилла и Глауэрта.

Позднее, опираясь на работы Лайтхилла, Гриффина и Глауэрта, Кюхеман разработал несколько типов профилей с энергетическими принципами увеличения подъемной силы и эффекта создания профилем силы тяги [16]. Способность профиля крыла создавать тягу привела к термину пропульсивное крыло, т. е. крыло, создающее тягу за счет управления циркуляцией потока. Работы Гриффина были обобщены Голдшмидом (Goldschmid) на трехмерные тела и тела вращения, после чего толстый профиль с отсосом газа в верхней критической точке стал называться профилем Гриффина/Голдшмида. Голдшмид сформулировал в 1967 г. концепцию толстого крыла для транспортного самолета [17, 18], а позднее идею самолета с пропульсивным фюзеляжем [19] (рис. 1), которая сегодня весьма попу-

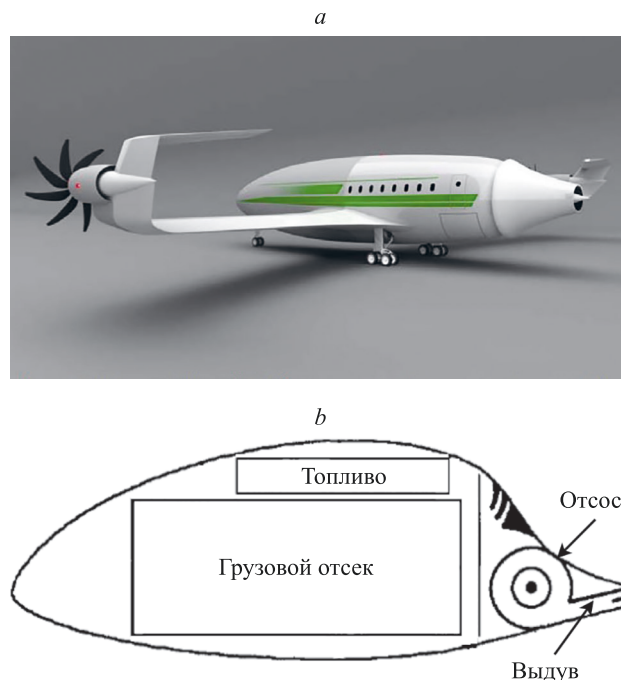


Рис. 1. Концепция пропульсивного фюзеляжа на основе тела вращения Гриффина/Голдшмида с отсосом газа через кольцевую щель и большим грузовым отсеком: трехмерная модель концептуального фюзеляжа (а); эскиз с основными элементами пропульсивного фюзеляжа (b)

Fig. 1. The concept of a propulsive fuselage based on the Griffin/Goldschmid body of revolution with gas suction through an annular slot and a large cargo bay: three-dimensional model of the conceptual fuselage (a); sketch with the main elements of the propulsive fuselage (b)

лярна среди разработчиков концепций перспективных транспортных и пассажирских самолетов.

Развитие численных методов в 90-е годы XX века привело к активизации работ в данном направлении и созданию ряда концепций сверхбольших транспортных и пассажирских самолетов с пропульсивным крылом и фюзеляжем Гриффина/Голдшмида [20, 21]. При этом для транзвуковых скоростей разработаны усовершенствованные профили Гриффина с уменьшенной до 18 % относительной толщиной. Большой вклад в разработку данного класса профилей внес в 90-е годы Селиг (Selig) [22–24], который разработал эффективные численные алгоритмы построения профилей обратным многоточечным методом комфортных отображений [25, 26]. Применение перечисленных методик позволяет создавать необычные аэродинамические формы летательных аппаратов [27], которые могут отличаться сверхбольшой вместимостью, низким уровнем шума за счет размещения движителей внутри планера, сочетать свойства самолетов и вертолетов.

В настоящей работе использован профиль Гриффина/Голдшмида, и выполнена компоновка гипотетического экраноплана (рис. 2, а) с пропорциями грузового отсека, соответствующими геометрии стандартных авиационных контейнеров (рис. 2, с–е).

На основе рассмотренных в работе [4] методик разработаны и исследованы три пропульсивных профиля, предназначенных для применения в конструкции пла-

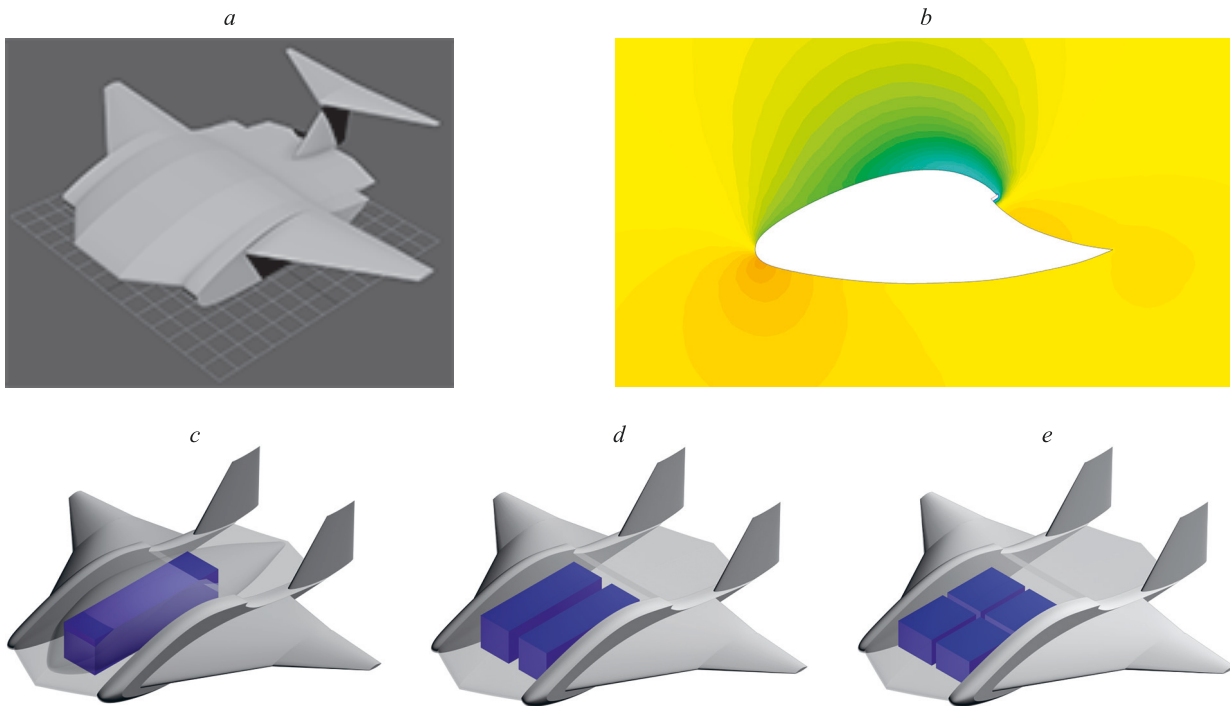


Рис. 2. Компоновка гипотетического беспилотного летательного аппарата (а) и поле давления около профиля Гриффина/Голдшмида с относительной толщиной 38 % (b), которыми набран фюзеляж, на крейсерском режиме с отсосом газа через щель на верхней поверхности при скорости полета $u_0 = 50$ м/с на угле атаки $\alpha = 0^\circ$, пропорции грузового отсека спроектированы с учетом размещения одного (c), двух (d) и четырех стандартных авиационных грузовых контейнеров (e)

Fig. 2. The configuration of the hypothetical unmanned aerial vehicle (a) and the pressure field near the Griffin/Goldschmid profile with a relative thickness of 38 % (b), with which the fuselage is assembled, in cruising mode with gas suction through a gap on the upper surface at a flight speed of $u_0 = 50$ m/s at an angle of attack $\alpha = 0^\circ$; the cargo bay proportions are designed taking into account the placement of one (c), two (d) and four standard aviation cargo containers (e)

нера БЛА с объемным внутренним отсеком полезной нагрузки. Определены зависимости коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α , а также от степени разрежения в щели отбора воздуха.

Модели и методы

Выполним исследование исходного профиля Гриффина/Голдшмида (рис. 2, b), а также трех разработанных профилей, показанных на рис. 3.

Профиль 1 (рис. 3, a) выбран на основании характеристик, приведенных в работе [4] в диапазоне углов атаки $\alpha = 0^\circ - 10^\circ$. Изменена только геометрия щели отбора воздуха, а также участок от щели до хвостовой кромки. Модернизация потребовалась по итогам численных расчетов с учетом наличия пограничного слоя,

так как течение около щели отбора в исходном профиле сопровождалось отрывом потока.

Профиль 2 (рис. 3, b) оснащен щелевым соплом на задней кромке с выдвинутой по потоку нижней пластиной для компенсации кабрирующего момента, который у щелевого сопла оказался слишком большим. Эта поверхность может служить рулем высоты и использоваться для управления по тангажу.

Профиль 3 (рис. 3, c) представляет собой модификацию профиля 2 с увеличенной строительной высотой и измененной передней верхней частью. Цель модификации — обеспечить совместимость компоновки гипотетического транспортного БЛА с геометрией стандартных авиационных грузовых контейнеров (рис. 2, c–e). Нижняя поверхность спрофилирована для обеспечения наибольшего увеличения подъемной силы

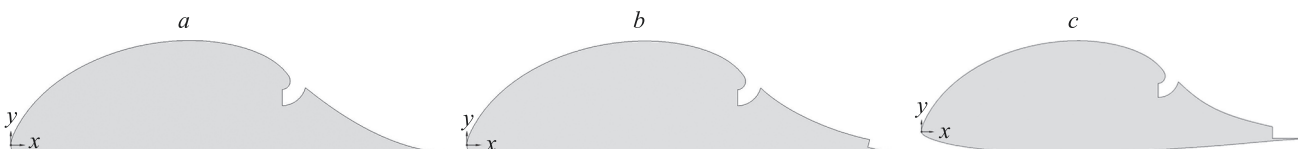


Рис. 3. Исследуемые профили: без выдува (профиль 1) (a) и с выдувом (профиль 2) (b) через заднюю кромку и плоской нижней поверхностью; с увеличенной строительной высотой (относительная толщина 38 %), выдувом через заднюю кромку и профилированной нижней поверхностью (профиль 3) (c)

Fig. 3. The profiles studied: without blowing (profile 1) (a) and with blowing (profile 2) (b) through the trailing edge and flat bottom surface; with increased construction height (relative thickness of 38 %), blowing through the trailing edge and profiled bottom surface (profile 3) (c)

за счет экранного эффекта при угле атаки $\alpha = 4^\circ$ и расстоянии от земли $\Delta = 10\text{--}30\%$ хорды профиля. Площадь сопла увеличена по сравнению с исходным профилем на 50 %, для уменьшения скорости истечения струи и увеличения пропульсивного коэффициента полезного действия. Сопло в задней кромке на нулевом угле атаки создает реактивную силу, направленную под углом минус 4° и параллельно вектору скорости.

С целью проведения эксперимента были изготовлены аэродинамические модели всех профилей, при этом длина сегмента крыла 1 м и равна длине хорды исследуемого профиля (рис. 4).

Модели расчетной области соответствуют геометрии экспериментальных моделей.

Выполним численные расчеты с использованием чисел Рейнольдса в диапазоне от $1,5 \cdot 10^5$ до $1,5 \cdot 10^6$ для профиля Miley M06-13-128, экспериментальные данные которого по распределению параметров вдоль поверхности представлены в работе [28]. В ходе расчетов из шести моделей турбулентности были выбраны лучшие, а также отработаны настройки параметров расчетной модели. Наилучшее соответствие экспериментальным данным показали модели, имеющие механизм учета ламинарно-турбулентного перехода. Это однопараметрическая модель турбулентности Спаларта–Алмараса (SA) [29] и четырехпараметрическая Transition Shear Stress Transport (SST) $Re_{\theta-\gamma}$ модель Ленгтри (tSST) [30]. Проведено сравнение моделей с выводами работ [31, 32], в которых также была изучена проблема моделирования ламинарно-турбулентного перехода.

В настоящей работе для SA модели в пристеночной области на основании рекомендаций в [33] параметр сетки задан y^+ порядка 2 (безразмерный параметр, зависящий от величины сдвигового напряжения, а также расстояния между стенкой и первым узлом ячейки, характеризующий разрешающую способность сетки у стенки), что позволило полностью разрешить пограничный слой. SA в своей формулировке содержит внутренний механизм переключения с ламинарной модели на турбулентную. Если точка перехода известна, то ее можно задавать явно. Если нет, то при числе Рейнольдса $Re > 10^5$ параметр кинематической вязкости ν на входе в расчетную область задается в диапазоне 0,1–5 [33]. По результатам тестирования для даль-

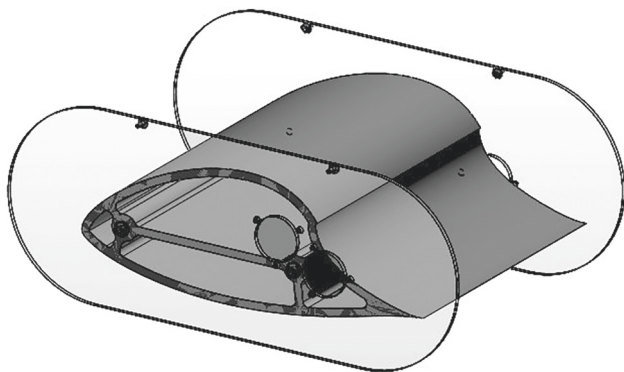


Рис. 4. Аэродинамическая модель для исследования профиля Гриффина/Голдшмида

Fig. 4. Aerodynamic model for Griffin/Goldschmid profile study

нейших расчетов принято $\nu = 0,35$. С таким значением ν результаты SA оказывались близкими к результатам tSST. Для tSST модели принято y^+ порядка 0,5, так как данная модель внутри пограничного слоя использует переменные $k - \omega$ (k — кинетическая энергия турбулентности, ω — удельная скорость диссипации турбулентности) и данный параметр должен быть меньше 1 [34, 35]. При выбранных настройках tSST модель должна с приемлемой точностью моделировать течение на докритических углах атаки α [31], но с переходом к отрывным течениям надежность результатов падает [36].

Расчеты выполнены до достижения сеточной сходимости. Минимальный размер ячеек 0,00009 м. Количество ячеек — 33 тыс. Интегрирование по времени выполнено методом Рунге–Кутты 3-го порядка. Дискретизация невязких потоков произведена с помощью схемы MUSCL (Monotonic Upstream Schemes for Conservation Laws, монотонная противопоточная схема для законов сохранения), удовлетворяющей условию TVD (Total Variation Diminishing), а для вязких потоков использована центральная схема 2-го порядка точности.

Скорость набегающего потока 70 м/с выбрана на основании типичной величины крейсерской скорости у самолетов местных линий. Выполненное тестирование в диапазоне чисел Рейнольдса $1,5 \cdot 10^5\text{--}1,5 \cdot 10^6$ позволило определить пределы применимости разработанной методики по скорости — от 50 до 70 м/с.

В щели отбора воздуха задано давление по формуле

$$p = p_s - r,$$

где p_s — давление на кромке щели; r — степень разрежения равная значениям 0, -0,1, -0,2, -0,3, -0,4 и -0,5 атм.

Для каждого значения давления в щели и угла атаки вычислен расход отбираемого воздуха Q , м³/с.

Результаты и их обсуждение

Отметим, что расход отбираемого воздуха (рис. 5) при заданной степени разрежения r остается постоянным до наступления срывного режима течения. Далее

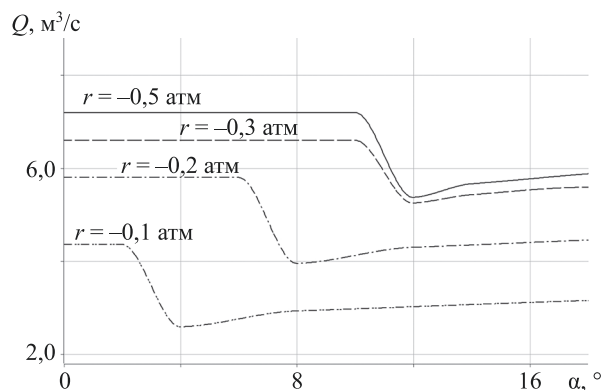


Рис. 5. Зависимость расхода Q отбираемого воздуха от задаваемой степени разрежения r при различных углах атаки α

Fig. 5. Dependence of the intake air flow Q the specified degree of rarefaction r at different angles of attack α

значение расхода воздуха падают. Это вызвано образованием на тяговом участке профиля отрывного пузыря с циркуляционным течением, давление в котором ниже, чем при безотрывном течении. Видно, что при уменьшении перепада давления, уменьшается и расход Q .

С увеличением степени разрежения r коэффициент подъемной силы C_y у профиля 1 растет, соответственно увеличивается предельный угол атаки безотрывного течения (рис. 6). Линии зависимости при $r = -0,4$ и $-0,5$ атм практически совпадают, поэтому можно считать, что при $r = -0,5$ атм достигаются предельные характеристики профиля 1.

На рис. 7 приведено сравнение C_y для профилей 1 и 2. Для профиля 2 количество выбрасываемого воздуха принято равным количеству отбираемого через щель. Видно, что выброс струи затягивает наступление срывных закритических режимов, а значение $C_{y\max}$ больше почти на 10 %.

На рис. 8 приведено сравнение C_y для профилей 1, 2 и 3 при различных степенях разрежения r . Для профилей 2 и 3 количество выбрасываемого через сопло воздуха принято равным количеству отбираемого через щель. Отметим, что модернизированный профиль 3 незначительно уступает профилю 2 по $C_{y\max}$.

Заметим, что профиль 3 имеет сопло, установленное под углом минус 4° . Таким образом, подъемная сила несколько уменьшается. Для профиля 3 исследовано влияние расхода воздуха, выбрасываемого через сопло в задней кромке профиля, на подъемную силу. При $r = -0,5$ атм увеличение расхода воздуха с 50 % до 200 % от расхода отбираемого через щель воздуха C_y монотонно увеличивается, начиная с угла атаки 4° , т. е. с момента, когда вертикальная составляющая вектора тяги становится равной нулю. При меньших степенях разрежения r эффект менее выражен.

Расчеты всех профилей выполнены при помощи моделей турбулентности SA и tSST в сравнении с моделью идеального газа и вязкого ламинарного течения. Модели SA и tSST на линейном участке зависимости $C_y(\alpha)$ дают практически идентичные результаты,

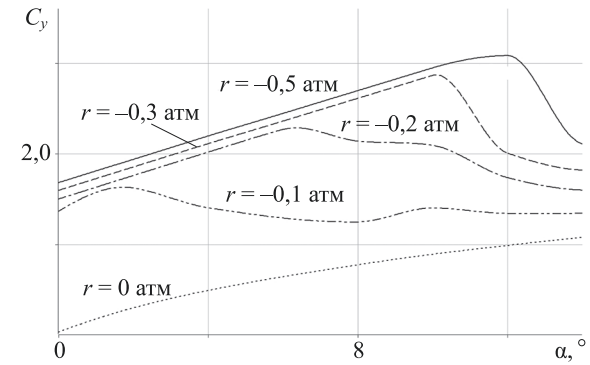


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы C_y от степени разрежения r при различных углах атаки α
 Fig. 6. Dependence of the lift coefficient C_y of rarefaction r at different angles of attack α

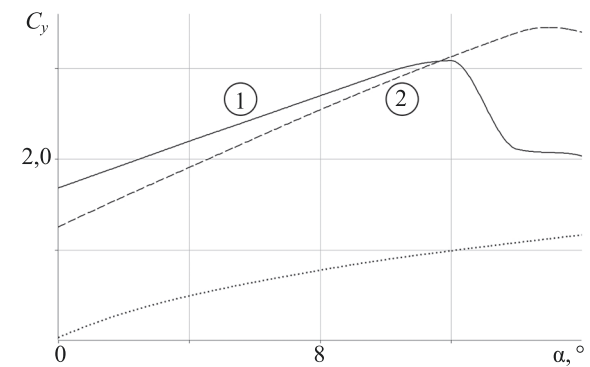


Рис. 7. Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α для профилей 1 и 2. Пунктиром показана зависимость при отсутствии отбора и выброса воздуха

Fig. 7. Comparison of the dependence of the lift coefficient C_y of attack α for profile No. 1 and No. 2; the dotted line shows the dependence in the absence of air intake and exhaust

превосходя остальные модели по точности в разы. Поскольку SA примерно в 6–8 раз менее требователь-

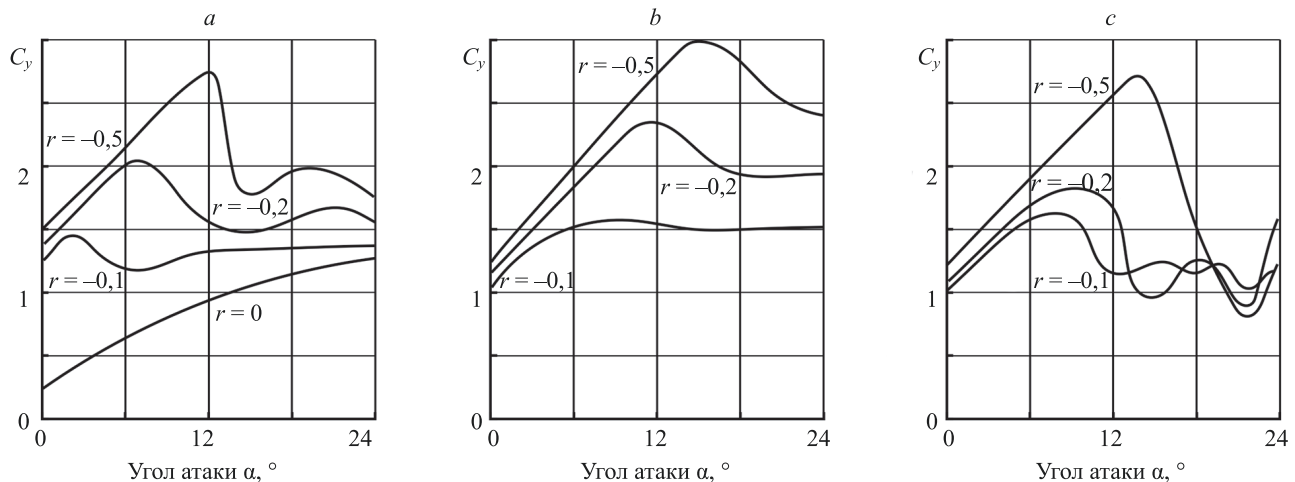


Рис. 8. Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки и степени разрежения r (атм) для профилей: 1 (a), 2 (b) и 3 (c)

Fig. 8. Comparison of the dependence of the lift coefficient C_y vs. the angle of attack α and the degree of rarefaction r (atm) for profiles No. 1 (a), No. 2 (b), and No. 3 (c)

на к вычислительным ресурсам, чем tSST, то ее можно рекомендовать для численного моделирования БЛА с энергетическими методами увеличения подъемной силы, начиная с числа Рейнольдса Re равного 10^5 .

Таким образом, разработанные профили обладают чрезвычайно высокими потребительскими качествами с точки зрения применения на транспортных БЛА. $C_{y\max}$ почти в 1,5 раза выше, чем у крыла с полностью выпущенными трехщелевыми закрылками (предельно достижимое значение $C_{y\max} = 2,5$), при этом профили не имеют подвижных частей. Профили имеют большую строительную высоту и тяговый участок, который создает тягу больше, чем лобовое сопротивление. Поскольку площадь тягового участка профиля весьма велика, то пропульсивный коэффициент полезного действия такого движителя оказывается в разы больше, чем у любого традиционного двигателя.

Заключение

Методом решения обратной задачи аэродинамики спроектированы три вида аэродинамических профилей, использующих отбор воздуха в верхней критической точке для увеличения подъемной силы. Численные расчеты выполнены при помощи модели турбулентности Спаларта–Алмараса и четырехпараметрической Transition SST модели. Модели были отобраны путем предварительного тестирования на эталонных результатах среди шести моделей для чисел Рейнольдса, находящихся в диапазоне 10^5 – 10^6 . Этого достаточно для надежного исследования целевого диапазона ско-

ростей полета 50–70 м/с, наиболее характерного для региональной авиации. Исследование, выполненное с помощью численных методов, показало, что данные профили имеют высокие несущие характеристики. Участок верхней поверхности профилей от щели для отбора воздуха до задней кромки создает тягу, причем даже в том случае, когда щель в задней кромке для выброса воздуха отсутствует. В типичных случаях тяга превосходит лобовое сопротивление, поэтому исследованные профили получили название пропульсивных. Вплоть до угла атаки 12° коэффициент подъемной силы C_y растет практически линейно, достигая величины $C_y = (3-3,3)$. Подъемная сила увеличивается с ростом степени разрежения, создаваемой в щели для отбора воздуха, приближаясь к предельному значению при разрежении 0,5 атм. При максимальном разрежении выброс воздуха через заднюю кромку увеличивает подъемную силу тем сильнее, чем больше расход. При малых разрежениях ситуация носит неоднозначный характер, в частности выхлопная струя может и уменьшать подъемную силу. Большая относительная толщина профилей $c = 38\%$ позволяет использовать их для построения конструкций планера летательных аппаратов с большими внутренними объемами. Это могут быть транспортные воздушные суда или летательные аппараты, использующие в качестве горючего водород. Щель для отбора воздуха может служить воздухозаборником, так как расход отбираемого в верхней критической точке воздуха соотносится по порядку величин с расходом газотурбинных двигателей.

Литература

1. Li Y., Pan Z., Zhang N. Numerical analysis on the propulsive performance of oscillating wing in ground effect // *Applied Ocean Research*. 2021. V. 114. P. 102772. <https://doi.org/10.1016/j.apor.2021.102772>
2. Panagiotou P., Yakinthos K. Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs // *Aerospace Science and Technology*. 2020. V. 99. P. 105575. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105575>
3. Петров А.В. Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими методами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.
4. Ильинский Н.Б., Абзалилов Д.Ф. Математические проблемы проектирования крыловых профилей: усложненные схемы течения; построение и оптимизация формы крыловых профилей. Казань: Казанский университет, 2011. 284 с.
5. Абзалилов Д.Ф., Ильинский Н.Б., Марданов Р.Ф. Усовершенствование аэродинамических характеристик крылового профиля путем введения распределенного отсоса пограничного слоя // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2004. № 2. С. 34–39.
6. Гайфутдинов Р.А. Максимизация коэффициента подъемной силы крыловых профилей с устройствами активного управления потоком // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2009. № 3. С. 28–32.
7. 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.
8. Варсегова Е.В., Ильинский Н.Б. Построение крылового профиля при наличии в потоке особенности // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2009. № 2. С. 36–40.
9. Жуковский Н.Е. О реакции вытекающей и втекающей жидкости: полное собрание сочинений. Т. 4. М.–Л.: Главная редакция авиационной литературы, 1937. С. 7–21.

References

1. Li Y., Pan Z., Zhang N. Numerical analysis on the propulsive performance of oscillating wing in ground effect. *Applied Ocean Research*, 2021, vol. 114, pp. 102772. <https://doi.org/10.1016/j.apor.2021.102772>
2. Panagiotou P., Yakinthos K. Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 99, pp. 105575. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105575>
3. Petrov A.V. *Aerodynamics of Short Take-Off and Landing Transport Aircraft Using Energy Powered-Lift Methods*. Moscow, Innovatsionnoe Mashinostroenie Publ., 2018, 736 p. (in Russian)
4. Ilinski N.B., Abzalilov D.F. *Mathematical Problems of Airfoils Designing: Complicated Flow Models; Construction and Optimization of the Airfoil Shapes*. Kazan, Kazan University, 2011, 284 p. (in Russian)
5. Abzalilov D.F., Il'insky N.B., Mardanov R.F. Improvement of aerodynamic characteristics of an airfoil by introduction of homogeneous boundary-layer suction. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya Tekhnika*, 2004, no. 2. pp. 34–39. (in Russian)
6. Gaifutdinov R.A. Maximization of the lift coefficient of airfoils equipped with active flow control devices. *Russian Aeronautics*, 2009, vol. 52, no. 3, pp. 302–309. <https://doi.org/10.3103/S1068799809030076>
7. 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>
8. Varsegova E.V., Il'inski N.B. Construction of an airfoil with an irregularity in the flow. *Russian Aeronautics*, 2009, vol. 52, no. 2, pp. 184–192. <https://doi.org/10.3103/S1068799809020093>
9. Zhukovskii N.E. *On the Reaction Of Outflowing and Inflowing Liquid*. Vol. 4. Moscow–Leningrad, Glavnaja redakcija aviacionnoj literatury Publ., 1937, pp. 7–21. (in Russian)

10. Некрасов А.И. Обтекание профиля Жуковского при наличии на профиле источника и стока // Прикладная математика и механика. 1947. Т. 11. № 1. С. 41–54.
11. Lighthill M.J. A New Method of Two-Dimensional Aerodynamic Design: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2112 (April, 1945).
12. Richards E.J., Walker W.S., Taylor C.R. Wind-tunnel tests on a 30 per cent. suction wing: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2149 (July, 1945). 23 p.
13. Glauert M.B. The Design of Suction Aerofoils with a Very Large C_L -Range: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2111 (November, 1945).
14. Glauert M.B. The Application of the Exact Method of Aerofoil Design: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2683 (October, 1947).
15. Keeble T.S., Atkins. Tests of Williams Class II Profile using a two-dimensional three-foot chord model. ARC Aero Note 100.1951.
16. Kùchemann D. Some aerodynamic properties of a new type of aerofoil with reversed flow through an internal duct: Report RAE TN Aero 2297. 1954.
17. Goldschmied F.R. Integrated hull design, boundary-layer control, and propulsion of submerged bodies // Journal of Hydraulics. 1967. V. 1. N 1. P. 2–11. <https://doi.org/10.2514/3.62746>
18. Goldschmied F.R. Thick-wing spanloader all-freighter: A design concept for tomorrow's air cargo // Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Conference. 1990. P. 90-3198. <https://doi.org/10.2514/6.1990-3198>
19. Goldschmied F.R. Fuselage self-propulsion by static-pressure thrust: Wind-tunnel verification // Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Meeting. 1987. P. 87-2935. <https://doi.org/10.2514/6.1987-2935>
20. McMasters J.H, Paisley D.J., Hubert R.J., Kroo I., Bofah K.K., Sullivan J.P., Drela M. Advanced Configurations for Very Large Subsonic Transport Airplanes: NASA Contractor Report 198351. 56 p.
21. Perry A.T. Experimental evaluation of a propulsive wing concept: Thesis Submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering in the Graduate College of the University of Illinois at Urbana-Champaign, 2016. 81 p.
22. Selig M.S., Guglielmo J.J., Broeren A.P., Giguère P. Summary of Low-Speed Airfoil Data. V. 1. Virginia Beach, Virginia: SoarTech Publications, 1995.
23. Selig M.S., Lyon C.A., Giguère P., Ninham C.N., Guglielmo J.J. Summary of Low-Speed Airfoil Data, V. 2. Virginia Beach, Virginia: SoarTech Publications, 1996.
24. Lyon C.A., Broeren A.P., Giguère P., Gopalathnam A., Selig M.S. Summary of Low-Speed Airfoil Data. V. 3. Virginia Beach, Virginia: SoarTech Publications, 1998.
25. Selig M.S., Maughmrt M.D. Multipoint Inverse Airfoil Design Method Based on Conformal Mapping // AIAA Journal. 1992. V. 30. N 5. P. 1162–1170. <https://doi.org/10.2514/3.11046>
26. Saeed F., Selig M.S. Multipoint inverse airfoil design method for slot-suction airfoils // Journal of Aircraft. 1996. V. 33. N 4. P. 708–715. <https://doi.org/10.2514/3.47005>
27. Bravo-Mosquera P.D., Catalano F.M., Zingg D.W. Unconventional aircraft for civil aviation: A review of concepts and design methodologies // Progress in Aerospace Sciences. 2022. V. 131. P. 100813. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2022.100813>
28. Mueller T.J. The influence of laminar separation and transition on low Reynolds number airfoil hysteresis // Proc. of the AIAA 17th Conference on Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers. 1984. <https://doi.org/10.2514/6.1984-1617>
29. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // Proc. of the AIAA 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Paper. 1992. <https://doi.org/10.2514/6.1992-439>
30. Menter F.R., Langtry R., Völker S. Transition modelling for general purpose CFD codes // Flow, Turbulence and Combustion. 2006. V. 77. N 1-4. P. 277–303. <https://doi.org/10.1007/s10494-006-9047-1>
31. Liu Y., Li P., Jiang K. Comparative assessment of transitional turbulence models for airfoil aerodynamics in the low Reynolds number range // Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics. 2021. V. 217. P. 104726. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2021.104726>
32. Дудников С.Ю., Кузнецов П.Н., Мельникова А.И., Вокин Л.О. Моделирование течений при малых числах Рейнольдса приме-
10. Nekrasov A.I. Airflow around the Zhukovsky airfoil in the presence of flow source and discharge on the aerofoil. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 1947, vol. 11, no. 1, pp. 41–54. (in Russian)
11. Lighthill M.J. *A New Method of two-Dimensional Aerodynamic Design*: British Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2112 (April, 1945).
12. Richards E.J., Walker W.S., Taylor C.R. *Wind-tunnel test on a 30 per cent. suction wing*: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2149 (July, 1945), 23 p.
13. Glauert M.B. *The Design of Suction Aerofoils with a Very Large C_L -Range*: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2111 (November, 1945).
14. Glauert M.B. *The Application of the Exact Method of Aerofoil Design*: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda N 2683 (October, 1947).
15. Keeble T.S., Atkins. *Tests of Williams Class II Profile using a two-dimensional three-foot chord model*. ARC Aero Note 100,1951.
16. Kùchemann D. *Some aerodynamic properties of a new type of aerofoil with reversed flow through an internal duct*: Report RAE TN Aero 2297, 1954.
17. Goldschmied F.R. Integrated hull design, boundary-layer control, and propulsion of submerged bodies. *Journal of Hydraulics*, 1967, vol. 1, no. 1, pp. 2–11. <https://doi.org/10.2514/3.62746>
18. Goldschmied F.R. Thick-wing spanloader all-freighter: A design concept for tomorrow's air cargo. *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Conference*, 1990, pp. 90-3198. <https://doi.org/10.2514/6.1990-3198>
19. Goldschmied F.R. Fuselage self-propulsion by static-pressure thrust: Wind-tunnel verification. *Proc. of the Aircraft Design, Systems and Operations Meetin*, 1987, pp. 87-2935. <https://doi.org/10.2514/6.1987-2935>
20. McMasters J.H, Paisley D.J., Hubert R.J., Kroo I., Bofah K.K., Sullivan J.P., Drela M. *Advanced Configurations for Very Large Subsonic Transport Airplanes*: NASA Contractor Report 198351, 56 p.
21. Perry A.T. *Experimental evaluation of a propulsive wing concept*. Thesis Submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering in the Graduate College of the University of Illinois at Urbana-Champaign, 2016, 81 p.
22. Selig M.S., Guglielmo J.J., Broeren A.P., Giguère P. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. V. 1. Virginia Beach, Virginia, SoarTech Publications, 1995.
23. Selig M.S., Lyon C.A., Giguère P., Ninham C.N., Guglielmo J.J. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*, V. 2. Virginia Beach, Virginia, SoarTech Publications, 1996.
24. Lyon C.A., Broeren A.P., Giguère P., Gopalathnam A., Selig M.S. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. V. 3. Virginia Beach, Virginia, SoarTech Publications, 1998.
25. Selig M.S., Maughmrt M.D. Multipoint Inverse Airfoil Design Method Based on Conformal Mapping. *AIAA Journal*, 1992, vol. 30, no. 5, pp. 1162–1170. <https://doi.org/10.2514/3.11046>
26. Saeed F., Selig M.S. Multipoint inverse airfoil design method for slot-suction airfoils. *Journal of Aircraft*, 1996, vol. 33, no. 4, pp. 708–715. <https://doi.org/10.2514/3.47005>
27. Bravo-Mosquera P.D., Catalano F.M., Zingg D.W. Unconventional aircraft for civil aviation: A review of concepts and design methodologies. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, vol. 131, pp. 100813. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2022.100813>
28. Mueller T.J. The influence of laminar separation and transition on low Reynolds number airfoil hysteresis. *Proc. of the AIAA 17th Conference on Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers*, 1984. <https://doi.org/10.2514/6.1984-1617>
29. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *Proc. of the AIAA 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Paper*, 1992. <https://doi.org/10.2514/6.1992-439>
30. Menter F.R., Langtry R., Völker S. Transition modelling for general purpose CFD codes. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2006, vol. 77, no. 1-4, pp. 277–303. <https://doi.org/10.1007/s10494-006-9047-1>
31. Liu Y., Li P., Jiang K. Comparative assessment of transitional turbulence models for airfoil aerodynamics in the low Reynolds number range. *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics*, 2021, vol. 217, pp. 104726. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2021.104726>

- нительно к проектированию несущих аэродинамических поверхностей беспилотных летательных аппаратов // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2021. № 4. С. 39–48.
33. 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 ИПИМ им. М.В. Келдыша*. 2018. № 119. С. 1–30. <https://doi.org/10.20948/prepr-2018-119>
 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. Malan P., Suluksna K., Juntasaro E. Calibrating the gamma-Re_theta 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>
 36. Wauters J., Degroote J. On the study of transitional low-Reynolds number flows over airfoils operating at high angles of attack and their prediction using transitional turbulence models // *Progress in Aerospace Sciences*. 2018. V. 103. P. 52–68. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.10.004>
 32. Dudnikov S.Yu., 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>
 33. 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). <https://doi.org/10.20948/prepr-2018-119>
 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. Malan P., Suluksna K., Juntasaro E. Calibrating the gamma-Re_theta 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>
 36. Wauters J., Degroote J. On the study of transitional low-Reynolds number flows over airfoils operating at high angles of attack and their prediction using transitional turbulence models. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, vol. 103, pp. 52–68. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.10.004>

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, главный научный сотрудник, 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

Статья поступила в редакцию 06.06.2022
Одобрена после рецензирования 14.07.2022
Принята к печати 18.09.2022

Authors

Pavel V. Bulat — D. Sc. (Physics and Mathematics), PhD (Economics), Chief Researcher, Sevastopol State University, 299053, Sevastopol, Republic of Crimea; 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, 299053, Sevastopol, Republic of Crimea; 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 (Technology), Senior Researcher, Sevastopol State University, 299053, Sevastopol, Republic of Crimea; 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

Received 06.06.2022
Approved after reviewing 14.07.2022
Accepted 18.09.2022



Работа доступна по лицензии
Creative Commons
«Attribution-NonCommercial»