

Научная статья

УДК 533.697.2

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177606>

БЕСПИЛОТНЫЙ САМОЛЕТ КОРОБЧАТОЙ СХЕМЫ КРЫЛА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА

Джахид Гуереш¹ ✉, Иван Феликсович Кулаков², Михаил Андреевич Толкачев³

^{1, 2, 3} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

¹ d.gueraiche@mai.ru ✉

² olimp20152016@gmail.com

³ express636@mail.ru

Аннотация. Приведено обобщение результатов расчетных междисциплинарных исследований перспективной компоновки беспилотного самолета коробчатой схемы крыла, разработанного для полета в атмосфере Марса. Важными положительными свойствами такой компоновки являются компактность несущей поверхности и возможность ее помещения в десантном модуле ракеты-носителя. Рассмотрено несколько режимов обтекания, и оценено напряженно-деформированное состояние условной конструктивно-силовой схемы крыла.

Ключевые слова: коробчатый беспилотный самолет, атмосфера Марса, профиль «Ишии», низкое число Рейнольдса, взаимодействие конструкции с потоком газа

Финансирование: работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда, грант № 22-49-02047 от 09.03.2022.

Для цитирования: Гуереш Д., Кулаков И.Ф., Толкачев М.А. Беспилотный самолет коробчатой схемы крыла для исследования атмосферы Марса // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 46–57. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177606>

Original article

UNMANNED AERIAL VEHICLE OF A BOX-WING SYSTEM FOR MARS ATMOSPHERE EXPLORATION

Djahid Gueraiche¹ ✉, Ivan F. Kulakov², Mikhail A. Tolkachev³

^{1, 2, 3} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ d.gueraiche@mai.ru ✉

² olimp20152016@gmail.com

³ express636@mail.ru

Abstract

The article deals with the unmanned aerial vehicle (UAV) intended for the flight in the atmosphere of Mars, and studies its layout, aerodynamic characteristics and structure. This work is up-to-date since the box-wing layout is rather prospective for the small-size collapsing UAVs. The purpose of the article consists in characteristics assessment of the UAV operating under low Reynolds numbers conditions.

The authors performed generalization of the results of interdisciplinary studies of the box-wing system developed for the flight in the atmosphere of Mars.

An important advantage of this arrangement is compactness of its lifting surface and the possibility of its placement in the touchdown module of a launch vehicle. The article considers several flow-around modes and assesses the stress-strain state of a hypothetical structure of the wing.

A fixed-wing UAV is one of the potential options for the aerial exploration of Mars. Unlike previous rovers, such UAV is capable of exploring large areas and collecting information that is more detailed on the planet surface without limits by the local Mars landscape. A possible means of delivering the UAV into the Martian atmosphere may be a rocket-launched capsule; to be placed in the capsule, the wing cantilever should have a foldable design, which, in turn, imposes a limitation on the maximum possible wing area. The UAV lifting surfaces design is represented by a high aspect ratio box-diamond-shaped wing, to provide the vehicle with the required lifting force under conditions of the low-density Martian atmosphere. It has no aerodynamic twist angle. Eight and six cylindrical engine nacelles with an ogive front are mounted on the front and rear wings, respectively.

The wingtips are accomplished a large engine nacelles as well. All in all, the said UAV can be equipped with a distributed power plant of sixteen engines. An S-shaped fuselage of variable diameter is being employed to space the consoles into different planes in height and reduce the negative effect of rear wing shading. The nose part of the fuselage is thickened to accommodate the research equipment.

The results of the presented work consist in revealing aerodynamic characteristics of the selected layout analyzing the stress-strain state of the developed structural set of the wing.

Keywords: box-wing UAV, Martian atmosphere, Ishii airfoil, low Reynolds number, gas flow - structure interaction

Funding: the work was financed by the Russian Science Foundation, Grant No. 22-49-02047 dated 09.03.2022

For citation: Gueraiche D., Kulakov I.F., Tolkachev M.A. Unmanned Aerial Vehicle of a Box-Wing System for Mars Atmosphere Exploration. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 46-57. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177606>

Введение

Марсом издавна интересуются ученые с целью поиска признаков жизни и как возможным местом для размещения долгосрочной человеческой колонии. Ввиду тонкой атмосферы Марс довольно легко исследуется и с орбиты, и на поверхности, являясь отличным образцом для изучения истории Солнечной системы. На протяжении прошлых десятилетий выполнено несколько десятков орбитальных и марсоходных миссий, собрано большое количество данных о рельефе и почве планеты [1–3]. В 2013 году запущена орбитальная станция «Mars Atmosphere and Volatile Evolution» (MAVEN), целью которой было изучение состава высших слоев атмосферы и измерение ее потерь в космос. Однако сегодня состав и свойства плотных слоев атмосферы в пределах 1–5 км остаются недостаточно изученными ввиду их недостижимости и для орбитальных спутников, и для марсоходов.

Исследовательский летательный аппарат (ЛА) самолетной схемы – уникальны среди множества возможных схем ЛА [4–10].

Поскольку основные погодные явления, как правило, имеют место именно в диапазоне высот до 10 км, анализ газодинамических параметров плотной атмосферы чрезвычайно важен для объяснения эрозионной истории рельефа планеты и для прогнозирования возникновения и развития таких погодных явлений, как песчаные бури, представляющих опасность для будущих миссий на поверхности.

В настоящей работе проработан облик беспилотного самолета с учетом возможности складывания крыла в капсулу посадочного модуля. Выбраны геометрическая схема и силовая конструкция крыла с аэродинамическим профилем «Ишии», обладающего известным преимуществом в условиях низких чисел Рейнольдса (рис. 1). Проанализированы аэродинамические и прочностные характеристики в среде инженерного анализа ANSYS WorkBench.

1. Выбор параметров геометрии несущей поверхности

Конструктивное исполнение несущих поверхностей беспилотного летательного аппарата (БПЛА) представлено коробчато-ромбовидным крылом большого удлинения. Для обеспечения аппарата потребной подъемной силой в условиях низкоплотной марсианской атмосферы выбран профиль «Ишии» [11–15]. Угол аэродинамической крутки консолей

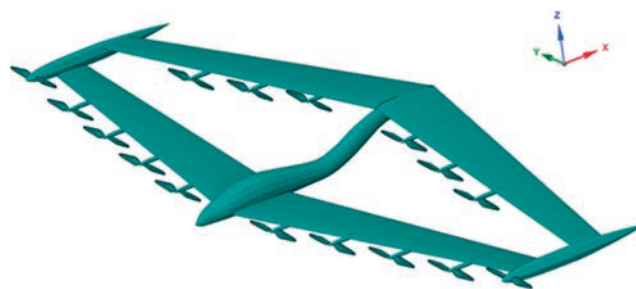


Рис. 1. Твёрдотельная модель проектируемого БПЛА

отсутствует. Восемь и шесть мотогондол цилиндрической формы с оживальной передней частью расположены на передней и задней несущих поверхностях соответственно. Законцовки крыла также выполнены в виде мотогондол. Итого, данный БПЛА может быть снабжен шестнадцатью электрическими двигателями. S-образный фюзеляж переменного диаметра используется, чтобы разнести консоли в разные плоскости по высоте для уменьшения негативного эффекта затенения задней консоли. В головной части фюзеляжа выполнено утолщение для размещения исследовательской аппаратуры.

С учетом возможности складывания крыла и помещения аппарата внутри десантного модуля [16] (рис. 2), подобраны геометрические характеристики, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

Основные геометрические характеристики БПЛА

Характеристика, единица измерения	Значение
Длина фюзеляжа L , м	3,036
Размах крыла $l_{кр}$, м	8,920
Угол стреловидности передней кромки передней консоли $\chi_{п.к.}$, градусы	10,7
Угол стреловидности задней кромки передней консоли $\chi_{з.к.}$, градусы	6,2
Угол стреловидности передней кромки задней консоли $\chi_{п.к.з.к.}$, градусы	-6,2
Угол стреловидности задней кромки задней консоли $\chi_{з.к.з.к.}$, град	-10,7
Площадь крыла с подфюзеляжной частью $S_{кр}$, м ²	9,303
Удлинение крыла λ	8,553
Средняя аэродинамическая хорда (САХ) b_a , м	0,556

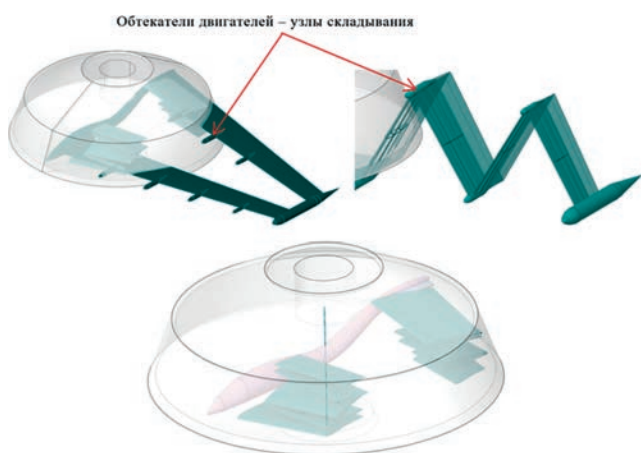


Рис. 2. Кинематическая схема складывания крыла и помещения аппарата в капсуле посадочного модуля

Исследуемая твердотельная модель представлена масштабной копией проектируемого БПЛА, включающей в себя конструктивно-силовую схему (КСС) крыла, что позволяет производить междисциплинарный анализ аэродинамических и прочностных характеристик. Изначально проводится расчет обтекания тела потоком газа для определения аэродинамических характеристик, в том числе распределения давления на поверхности БПЛА. Далее по известному распределению давления определяются силовые нагрузки и деформации конструкции. Конструктивно-силовое исполнение несущих поверхностей выполнено с использованием моноблочной схемы (рис. 3), что позволяет повысить живучесть, прочность, уменьшить массу конструкции, по сравнению с лонжеронным крылом, а также использовать имеющийся объем внутри крыла для размещения топлива или других агрегатов. Толщина кессона составляет 3 мм. Масса планера из композитного материала с плотностью $\rho = 1810 \text{ кг/м}^3$ составляет 248 кг.

2. Особенности полетных условий. Атмосфера Марса и обтекание тел при малых числах Рейнольдса

CO_2 является основным газом в атмосфере Марса. Атмосфера планеты очень тонкая, оказывающая среднее давление на поверхность в 700 Па (7 Мбар).

В условиях атмосферы Марса полет осуществляется при малых значениях чисел Рейнольдса, порядка 104–105. В данном диапазоне чисел Re поток вокруг исследуемого тела, как и действующая на тело сила, имеет неблагоприятное свойство изменяться скачкообразно, а выше этого диапазона, в условиях нормального полета, скачкообразные эффекты не проявляются вплоть до транзвуковых скоростей. Для обтекаемого тела стоит важная задача преодолеть критический ламинарно-турбулентный переход, так как отделяющийся от верхней несущей поверхности ламинарный слой становится турбулентным при критическом значении Re и вновь присоединяется к телу, образуется локальная зона отрыва (ламинарный отрывной пузырь, рис. 4).

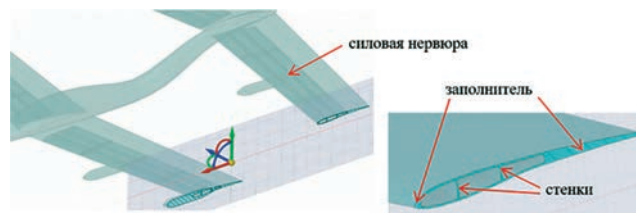


Рис. 3. Эскиз модели с моноблочной КСС несущих поверхностей

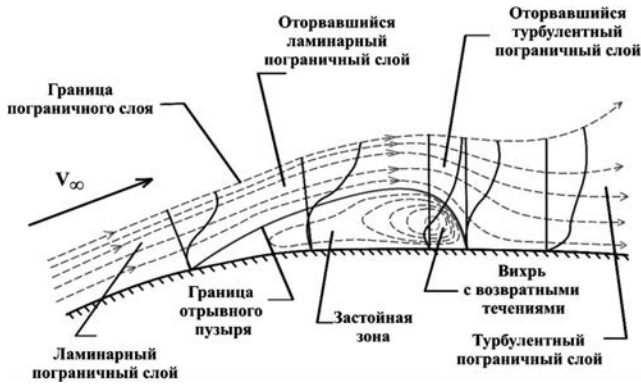


Рис. 4. Схема течения в пограничном слое в зоне ламинарного отрывного пузыря

3. Описание расчетной модели

3.1. Расчет аэродинамических характеристик

В качестве решателя анализа аэродинамических характеристик модели используется программный комплекс ANSYS Fluent [17]. Данный программный комплекс базируется на методе конечного объема, в соответствии с которым для дискретизации течения по расчетной области используются специальные сетки. С помощью расчетной сетки формируются конечные объемы, сохраняющие неизменными параметры потока: массу, количество движения и энергию [18].

3.2. Описание модели турбулентности SST $k-\omega$

Модель турбулентности SST $k-\omega$ базируется на гибридной модели переноса сдвиговых напряжений (SST – Shear Stress Transport). Данная модель турбулентности была разработана Ф.Р. Менгером [17], чтобы эффективно сочетать устойчивость и точность модели $k-\omega$ в пристеночной области с независимостью параметров $k-\epsilon$ потока вдали от исследуемого тела. Для достижения этого модель $k-\epsilon$ преобразуется в зависимость $k-\omega$.

Уравнения переноса модели SST- $k-\omega$:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k; \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega.$$

Коррекция для низких чисел Рейнольдса:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mu_t = \alpha^* \frac{\rho k}{\omega}; \quad \alpha^* = \alpha_\infty^* \left(\frac{\alpha_0^* + Re_t / R_k}{1 + Re_t / R_k} \right); \\ Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega}; \\ \alpha_0^* = \frac{\beta_i}{3}. \end{array} \right. \quad (2)$$

4. Валидация расчетной модели и исследование выбранного профиля крыла

Ф.В. Шмитсом на основе множества экспериментальных исследований были предложены следующие особенности, которыми должен обладать профиль при низких значениях чисел Рейнольдса [14]: острая передняя кромка фиксирует точку срыва потока спереди и может улучшить влияние зависимости числа Рейнольдса на аэродинамическое качество; плоская верхняя поверхность профиля позволяет сократить область срыва потока; Вогнутый профиль позволяет добиться больших значений подъемной силы, чем симметричный профиль.

Аэродинамический профиль “Ишии” обладает вышеперечисленными свойствами. Изначально данный профиль разрабатывался применительно к числам Рейнольдса меньше 70 000 он известен высоким значением качества при этих режимах полета:

- максимальная относительная толщина профиля составляет 7,1% на расстоянии $x/b = 0,25$, где b – хорда профиля;
- максимальная относительная вогнутость профиля составляет 2,3 % на расстоянии $x/b = 0,62$.

Фрагменты сетки с учетом призматического подслоя, разрешающего пограничный слой около поверхности профиля, показаны на рис. 5.

Результаты вычислительных расчетов (рис. 6–10) в целом сходятся с показаниями натурного эксперимента. Подъемная сила, создаваемая профилем, довольно большая для широкого ряда углов атаки. На рис. 6 приведен график потенциального тече-

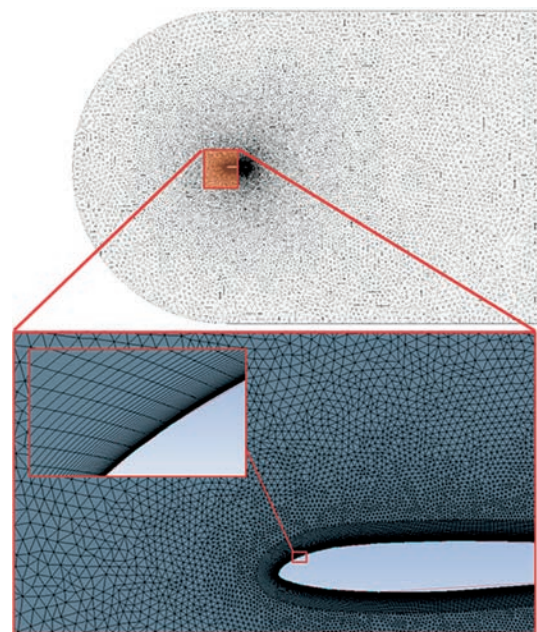


Рис. 5. Фрагменты сетки для исследования профиля

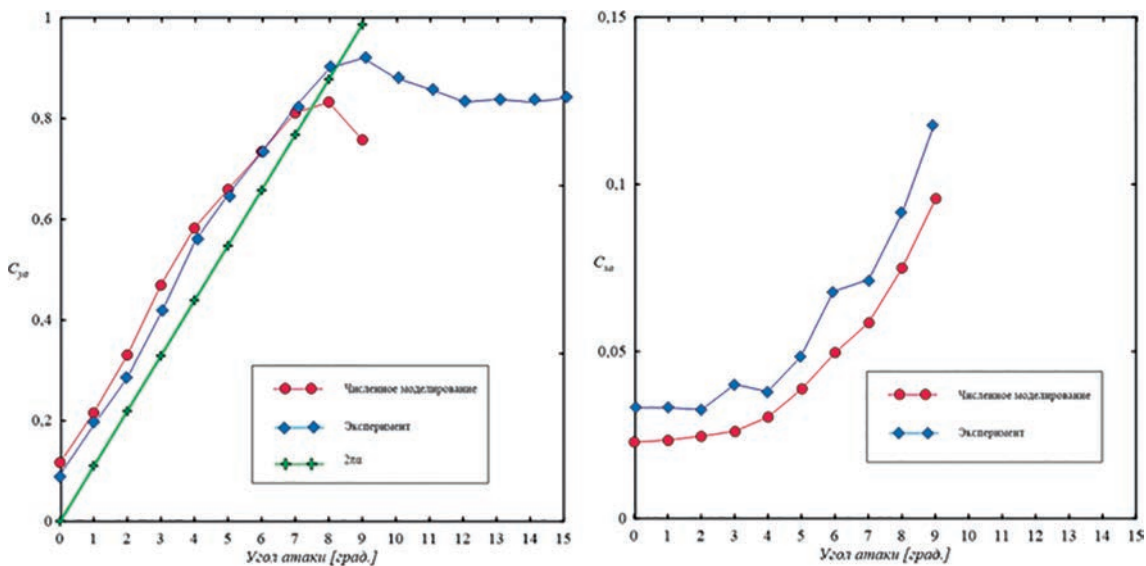


Рис. 6. Сравнение зависимостей коэффициентов подъемной силы C_{ya} и силы сопротивления C_{xa} от угла атаки α , полученных в эксперименте, с результатами, полученными в потенциальном потоке

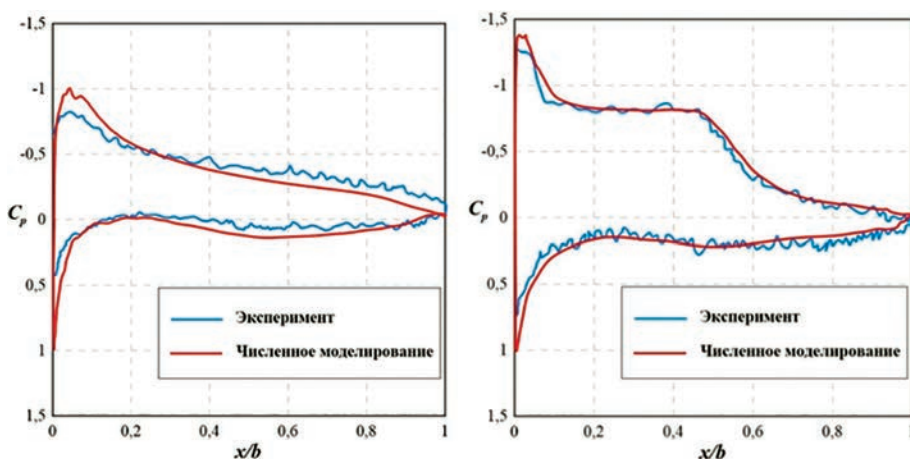


Рис. 7. Распределение коэффициента давления на профиле при углах атаки 3 и 6°

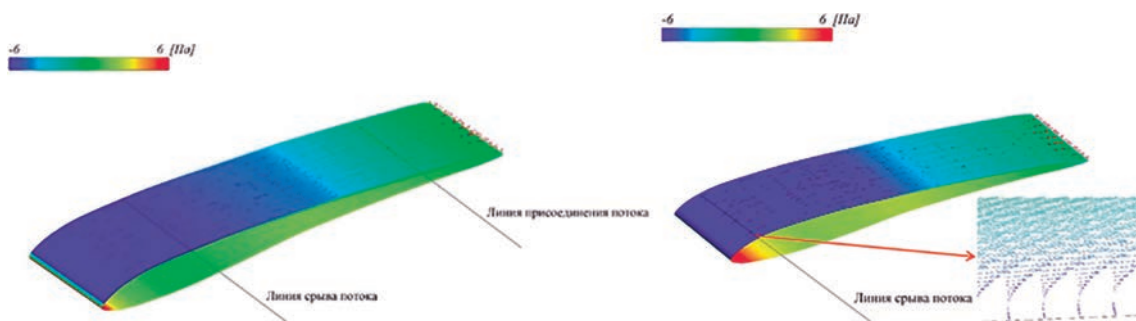


Рис. 8. Распределение давления и проекции векторов скорости на профиль. Углы атаки равны 4 и 8°

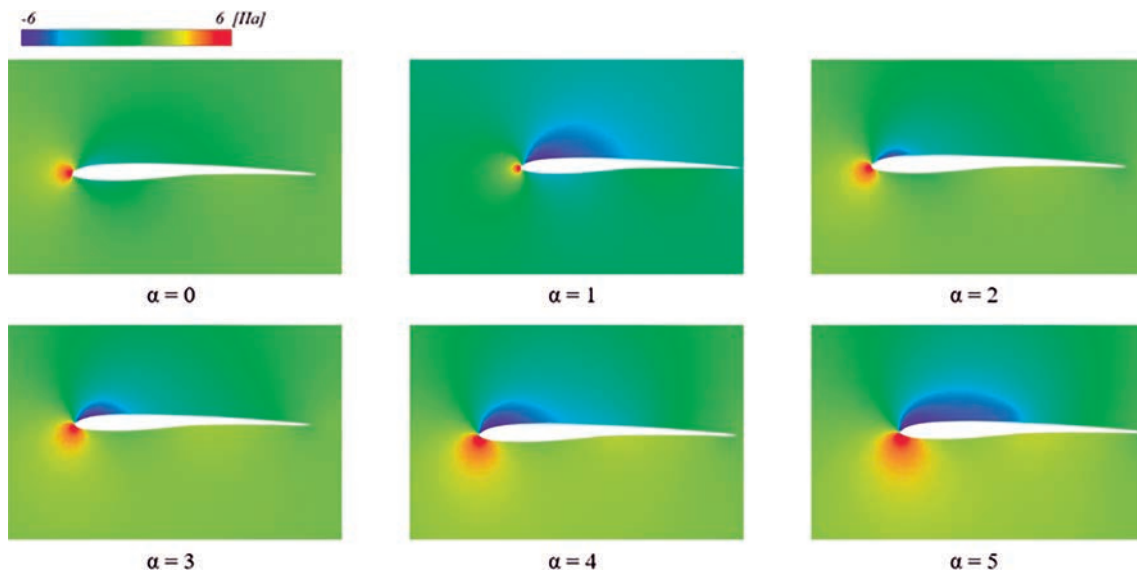


Рис. 9. Осредненные контуры давления

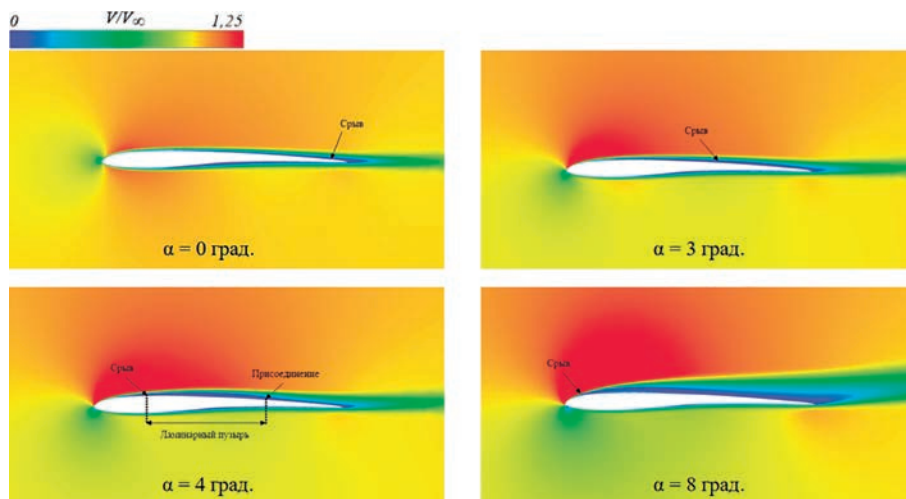


Рис. 10. Осредненные контуры скорости

ния 2α . При углах атаки между 3 и 4° происходит нелинейное возрастание подъемной силы. Вплоть до 3° поток примыкает к профилю на всех участках, за исключением задней кромки, где происходит срыв потока без последующего присоединения. Таким образом, производная подъемной силы по углу атаки $\partial C_{ya}/\alpha = 6,22/\text{рад}$ ($\alpha = 0-3^\circ$) имеет значение, близкое к таковому в потенциальном потоке, несмотря на срыв потока в концевой части профиля. Обтекание профиля также меняется при увеличении угла атаки от 3 до 4° , отрывной ламинарный слой присоединяется к профилю опять, и формируется пузырь. Давление на верхней поверхности профиля уменьшается. Уменьшение давления положительно влияет на вклад этой поверхности профиля в подъемную силу. Значение качества принимает свой максимум

при угле атаки 4° . Это происходит, в первую очередь, из-за вклада подъемной силы, так как лобовое сопротивление при увеличении угла атаки от 3 до 4° немного растет. При углах атаки, начиная с 8° , на передней кромке профиля возникает срыв потока, без последующего присоединения к профилю. При увеличении угла атаки точка срыва потока смещается к носу профиля.

5. Междисциплинарное исследование полной модели БПЛА

5.1. Схема решения междисциплинарной задачи в ANSYS WorkBench

Вычислительное моделирование обтекания модели БПЛА и впоследствии его напряженно-деформированного состояния под действием

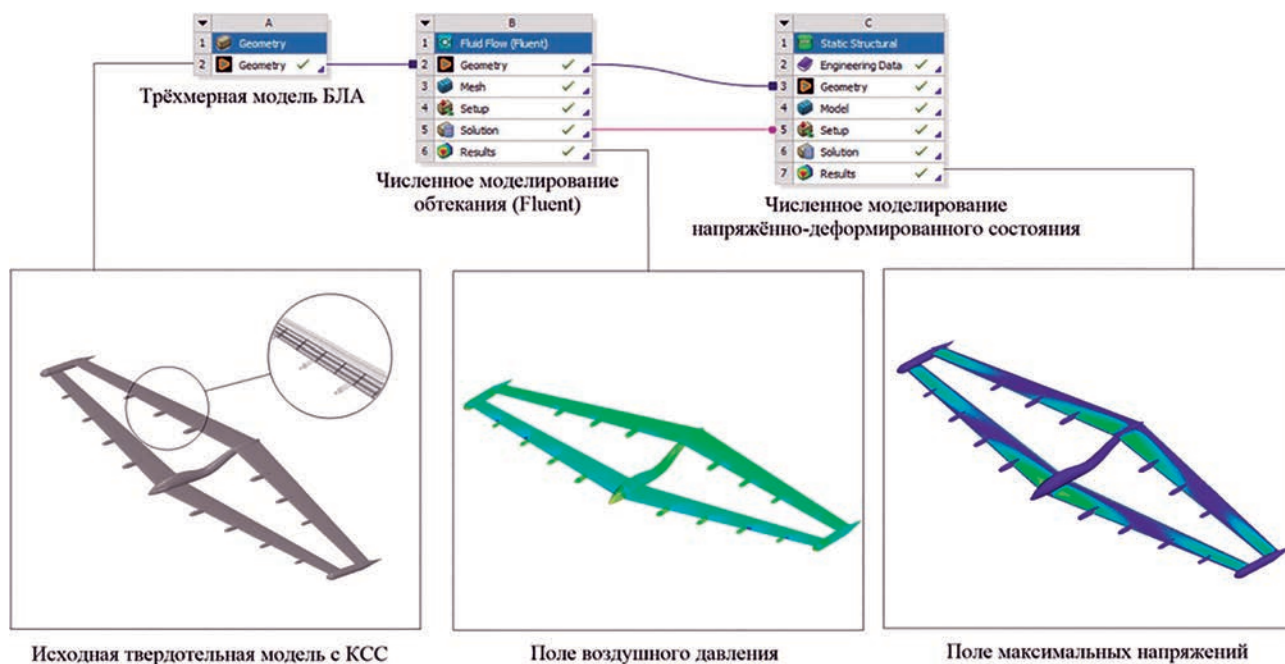


Рис. 11. Схема обмена данными об исследуемой модели между модулями построения геометрии, аэродинамического расчета и модулем расчета конструкции в среде ANSYS WorkBench

аэродинамической нагрузки было выполнено в многомодульной среде ANSYS WorkBench с возможностью проведения совмещенного междисциплинарного расчета. Схема проекта, приведенная на рис. 11, показывает поэтапную передачу данных и обмен информацией о модели и нагрузках между разными модулями, а также обмен данными о величине и распределении внешней аэродинамической нагрузки.

5.2. Вычислительные методы и особенности построения сетки для модели

5.2.1. Аэродинамический расчет

Расчетная газодинамическая область представлена параллелепипедом, внутри которого находится исследуемое тело. Расстояние от носовой точки фюзеляжа до передней грани параллелепипеда – 10,93 м, от кормовой точки фюзеляжа до задней грани параллелепипеда – 32,86 м., от вертикальной плоскости симметрии БПЛА 0XУ до боковой грани параллелепипеда – 19,03 м. Расчетная область заполнена неструктурированными ячейками тетраэдрической формы, с призматическими ячейками в пристеночном слое, возле тела. Особенностью неструктурированных сеток является произвольное расположение узлов сетки в расчетной области – отсутствие выраженных сеточных направлений (нет структуры, подобной регулярным сеткам). Неструктурированные сетки могут потребовать большого количества ячеек для достижения заданной точности расчета по сравнению со струк-

турированными сетками, в то же время построение неструктурированной сетки является практически автоматизированным процессом (рис. 12)

На максимальный размер расчетной ячейки наложено ограничение в 4000 мм, средний размер ячейки равен 2000 мм, с коэффициентом увеличения ячеек от тела к границам области 1,2. Общее количество ячеек в расчетной области составляет 9678283, с количеством узлов 2974484. Пристеночная призматическая сетка состоит из десяти подслоев с коэффициентом увеличения толщины слоя 1,2, с условием общей толщины пограничного слоя 15 мм (рис. 13). Для исследования обтекания использовался газ CO₂, удовлетворяющий уравнению идеального газа, при температуре 210 К для набегающего потока (данное значение взято из расчета равновесной температуры Марса [17]), кинематическая вязкость набегающего потока рассчитана трехкоэффициентным методом Сатерленда:

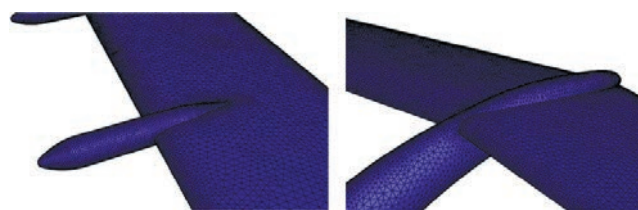


Рис. 12. Размельчение расчетной сетки вблизи мотогондол и передней кромки крыла и кормовой части фюзеляжа

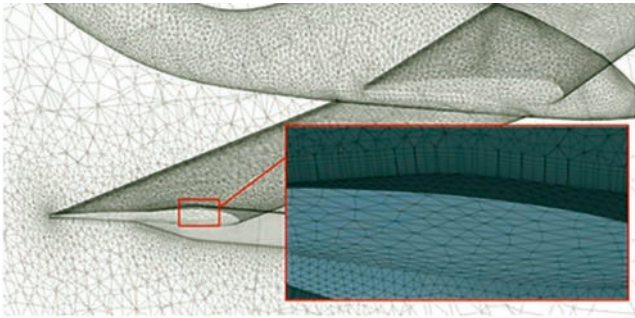


Рис. 13. Расчетная сетка вблизи БПЛА и призматическая подсетка пограничного слоя

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{T_{ref} + S_c}{T + S_c} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{n_t} \quad (3)$$

В качестве граничных условий использовалось условие “Pressure Far Field” (давление невозмущенного потока) с заданием числа Маха и направляющих косинусов вектора скорости невозмущенного потока в зависимости от угла атаки. Процесс вычислений останавливался автоматически или вручную при выходе всех невязок уравнений на их асимптотические значения. В граничном условии на входе потока в расчетную область степень турбулентности Tu задавалась равной 5% при отношении динамического коэффициента вихревой вязкости μ_t к динамическому коэффициенту вязкости μ , равном 10. При проведении расчетов для замыкания уравнений Навье–Стокса используется модель SST $k-\omega$, в которой реализована возможность учета ламинарно-турбулентного перехода.

5.2.2. Расчет напряженно-деформированного состояния

Для расчета напряженно-деформированного состояния модели в конечно-элементном решателе ANSYS Mechanical строится неструктурированная сетка конструкции из тетраэдрических ячеек с максимальным линейным размером ячейки в 5 мм (рис. 14), в местах резкого изменения геометрии и кривизны поверхности установлен максимальный линейный размер ячейки, равный 1 мм. Общее количество ячеек $\sim 9,9 \cdot 10^6$. В качестве граничных условий задается условие «зафиксировано» для фюзеляжа, обеспечивающее отсутствие перемещений фюзеляжа в пространстве под действием аэродинамической нагрузки. Это имитирует статическое уравновешивание подъемной силы крыла весом модели и жесткую заделку консоли крыла к фюзеляжу. В результате получается напряженно-деформированное состояние крыла, близкое к состоянию при установившемся горизонтальном полете.

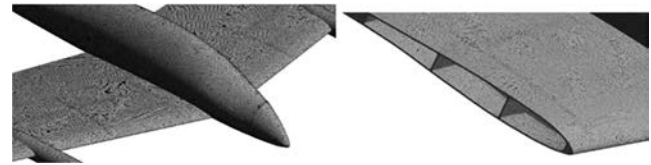


Рис. 14. Фрагменты расчетной сетки конструкции

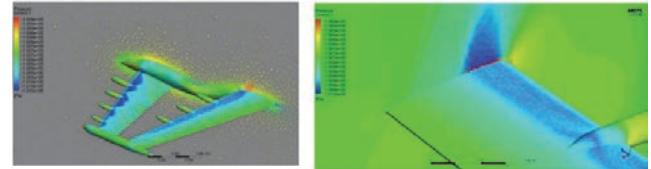


Рис. 15. Распределение давления на поверхности БПЛА, проекция векторов скорости на поверхность БПЛА и на плоскость симметрии XY. Угол атаки 3°

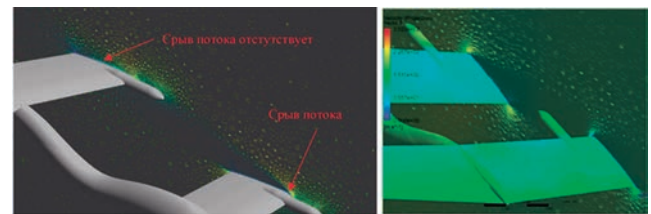


Рис. 16. Визуализация проекции векторов скорости и контуры давления в сечении крыла. Углы атаки 9 и 15°

5.3. Визуализация обтекания БПЛА

Приведенная на рис. 15 и 16 картина обтекания показывает взаимовлияние передней и задней консолей крыла, в том числе эффект схода потока и затенения.

5.4. Анализ результатов аэродинамического расчета БПЛА

Аэродинамический момент тангажа отсчитывался относительно оси, проведенной через геометрический центр тяжести модели (расположение центра тяжести показано на рис. 17). Из графика зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки (рис. 18) можно заключить, что модель сохраняет продольную статическую устойчивость вплоть до угла атаки 9°, после чего происходит потеря устойчивости. При дальнейшем увеличении угла атаки модель снова становится устойчивой в продольном канале. Из анализа картин визуализации линий тока и распределения давлений можно заключить, что при угле атаки 3° обтекание передней и задней несущей поверхностей, в целом, с присоединенными срывами потока, что соответствует максимальному аэродинамическому

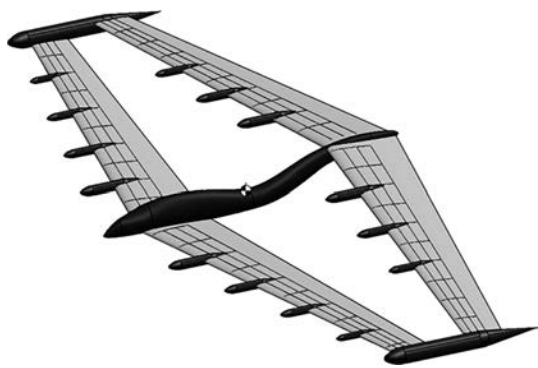


Рис. 17. Обозначение центра тяжести модели

качеству. Также при этом угле атаки на передней несущей поверхности образуется ламинарный пузырь, наиболее активно он проявляется в промежутках между гондолами двигателя; точка присоединения пузырей сильно различается по хорде крыла. На задней несущей поверхности создаваемые пузыри имеют более плавную структуру и присоединяются к крылу в среднем на расстоянии 0,25 от хорды крыла по размаху.

При дальнейшем увеличении угла атаки до 5° на корневых участках передней консоли крыла начинают появляться местные неприсоединенные срывы потока, что отражается на нелинейном характере коэффици-

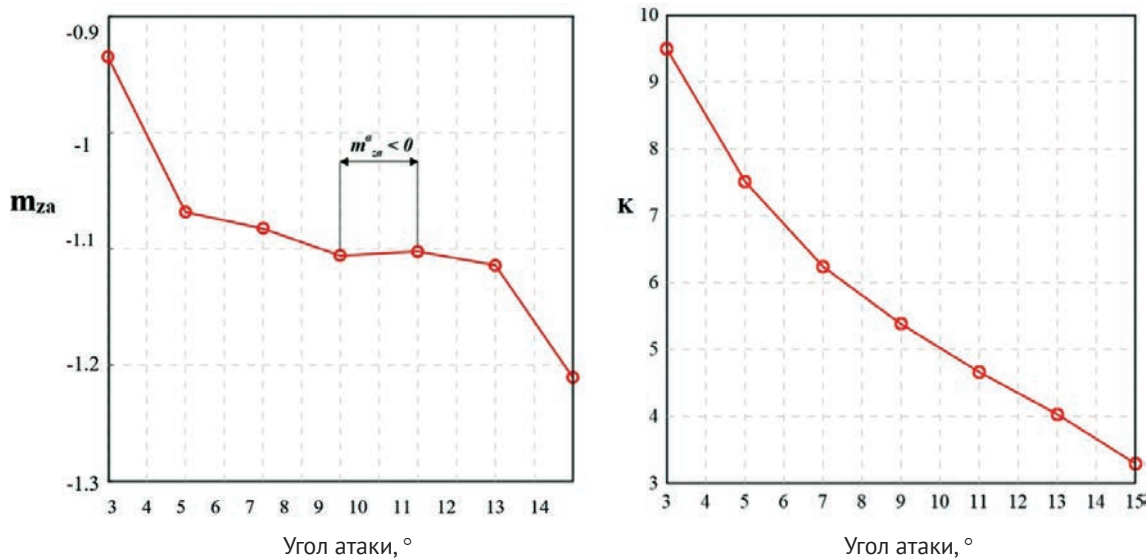


Рис. 18. Зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа и аэродинамического качества от угла атаки

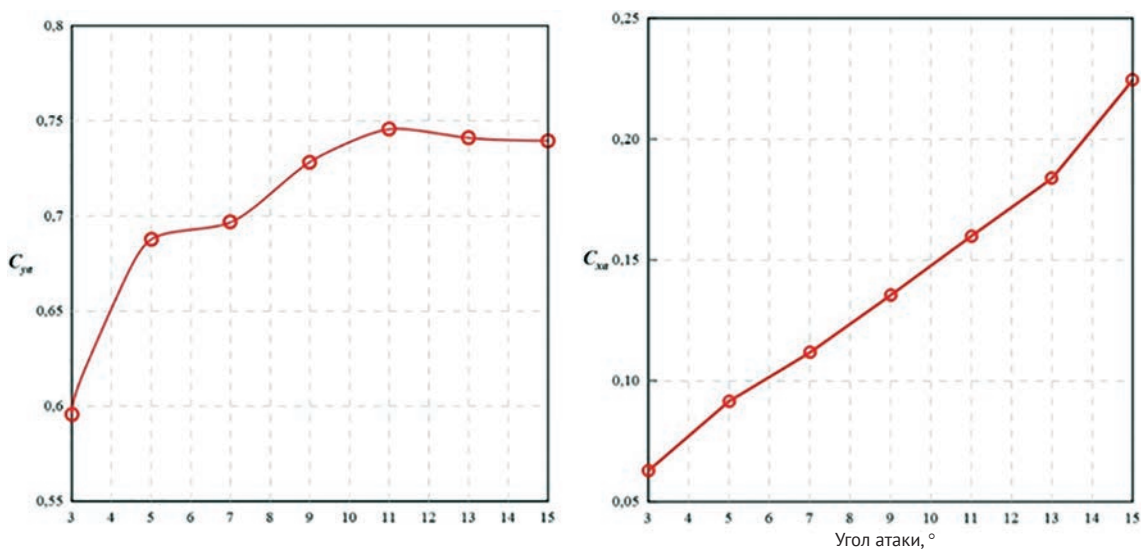


Рис. 19. Зависимость коэффициента подъемной силы и силы сопротивления БПЛА от угла атаки

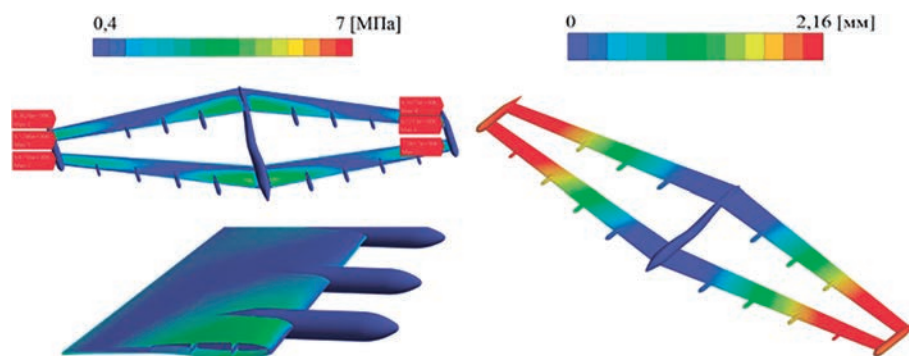


Рис. 20. Распределение напряжений и абсолютных значений перемещения

ента подъемной силы. В месте наибольшего изгиба фюзеляжа происходит отрыв потока с возвратными течениями. При угле 11° , на передней поверхности, повсеместно происходит срыв потока без дальнейшего присоединения, что выражается в уменьшении коэффициента подъемной силы (рис. 19).

5.5. Анализ результатов прочностного расчета КСС БПЛА

При рассмотрении картин максимальных напряжений (рис. 20 слева), где красными ярлычками показаны места максимальных напряжений на модели, а также представлено распределение напряжений в сечении крыла, можно заключить, что наиболее нагруженными оказываются участки присоединения законцовок крыла к несущей поверхности и места крепления передней несущей поверхности к фюзеляжу. Наибольшее значение напряжения ~ 7 МПа. При расчете на деформацию конструкции (рис. 20 справа) в качестве материала для БПЛА был выбран композитный материал, близкий по свойствам к стали.

Характеристики выбранного материала:

$\rho = 7850 \text{ кг/м}^3$ – плотность;

$E = 2 \cdot 10^{11} \text{ Па}$ – модуль Юнга;

$\sigma_T = 250 \cdot 10^6 \text{ Па}$ – предел текучести;

$G = 7,692 \cdot 10^{10} \text{ Па}$ – модуль сдвига.

Выводы

Разработан облик БПЛА коробчатой схемы. Для оценки работоспособности концепции в условиях Марса решены следующие задачи: в системе автоматизированного проектирования создана модель БПЛА с учетом элементов конструктивно-силовой схемы его несущих поверхностей; приведено сравнение аэродинамических характеристик выбранного профиля при малых числах Рейнольдса с экспериментальными данными, тем самым расчетная модель прошла валидацию; проведены исследования сеточной сходимости при решении задач обтекания профиля; с помощью картин визуализации потока определены характерные места

срыва и присоединения потока при различных углах атаки; проведен численный расчет аэродинамических характеристик БПЛА при малых числах Рейнольдса. По итоговому распределению давлений на поверхности БПЛА проведен анализ напряжений и деформаций конструкции. Показаны места максимального напряжения и картина деформаций конструкции БПЛА.

Анализ зависимости момента тангажа от угла атаки выявил кратковременную потерю устойчивости в диапазоне углов атаки от 9 до 11° . Для решения данной проблемы, а также для увеличения устойчивости модели в целом в продольном канале предлагается в будущих исследованиях добавить еще одну степень свободы в центре фюзеляжа и на концевых пилонах. Телескопический механизм, увеличивающий длину фюзеляжа, позволит значительно увеличить плечо консолей до центра тяжести и повысить таким образом запас устойчивости. Также на основе предыдущих экспериментов в аэродинамической трубе МАИ Т-1 на модели самолета с коробчатым крылом [19–20] предлагается установить толкающий винт на хвосте фюзеляжа с целью улучшения путевой устойчивости модели данной концепции.

Список источников

1. NASA's Journey to Mars. Pioneering Next Steps in Space Exploration. 2015. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/journey-to-mars-next-steps-20151008_508.pdf
2. Willimas M. What Is The Atmosphere Like On Other Planets? 2016. URL: <https://www.universetoday.com/35796/atmosphere-of-the-planets/>
3. Mars. 2020 mission Perseverance rover. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/rover/communications/>
4. Карпович Е.А., Гуереш Д., Хан В., Толкачев М.А. Концепции беспилотного самолета для исследования Марса // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 104–115. DOI: 10.34759/vst-2022-4-104-115

5. Reed R.D. High-flying Mini-Sniffer RPV - Mars bound // *Astronautics and Aeronautics*. 1978. Vol. 16, pp. 26–39.
6. Gasbarre J.F., Dillman R.A. Preliminary design and analysis of the ARES atmospheric flight vehicle thermal control system. — SAE Technical Paper 2003-01-2686, 2003. DOI: 10.4271/2003-01-2686
7. Gonzales A.A., Corpus C.J., Hall D.W., Parks R.W. Development of a useful Mars airplane exploration concept at NASA/AMES research center // 6th International Mars Society Conference (14-17 August 2003; Hilton Hotel, Eugene, Oregon). URL: http://www.marspapers.org/paper/Gonzales_2004.pdf
8. Noth A., Bouabdallah S., Michaud S. et al. Sky-Sailor Design of an Autonomous Solar Powered Martian Airplane // 8th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation (ASTRA, 2-4 November 2004; Noordwijk, Netherlands). DOI: 10.3929/ethz-a-010085369
9. Walker D.D. Preliminary Design, Flight Simulation, and Task Evaluation of a Mars Airplane. — University of Tennessee: Knoxville, TN, USA, 2008.
10. Colozza A.J. Preliminary design of a long-endurance Mars aircraft // 26th Joint Propulsion Conference (16-18 July 1990; Orlando, FL, USA). DOI: 10.2514/6.1990-2000
11. Anyoji M., Okamoto M., Fujita K. et al. Evaluation of aerodynamic performance of Mars airplane in scientific balloon experiment // *Fluid Mechanics Research International Journal*. 2017. Vol. 1. No. 3: 00012. DOI: 10.15406/fmrij.2017.01.00012
12. Anyoji M., Hamada D. High-performance airfoil with low Reynolds-number dependence on aerodynamic characteristics // *Fluid Mechanics Research International Journal*. 2019. Vol. 3. No. 2, pp. 76–80. DOI: 10.15406/fmrij.2019.03.00055
13. Yamaguchi T., Anyoji M. Numerical Study on Low-Reynolds Compressible Flows around Mars Helicopter Rotor Blade Airfoil // *Journal of Flow Control, Measurement & Visualization*. 2023. Vol. 11, pp. 30–48. URL: https://www.scrip.org/pdf/jfcmv_2023042716190508.pdf
14. Schmitz F.W. The Aerodynamics of small Reynolds number. NASA Technical Reports Server (NTRS) 19810012493, 1980.
15. Вождаев В.В., Теперин Л.Л. Влияние расчетной сетки на аэродинамические характеристики профиля НАСА0012 при естественном ламинарно-турбулентном переходе // *Техника воздушного флота*. 2012. №2. С. 3–8.
16. Елкин К.С., Куцев В.Н., Манько А.С., Михайлов В.М. Расчет входа в атмосферу Марса десантного модуля проекта ЭкзоМарс // *Вестник Московского авиационного института*. 2014. Т. 21. № 4. С. 79–86.
17. ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide. <https://www.afs.enea.it/>
18. Barlow N. Mars: an introduction to its interior, surface and atmosphere. - New York: Cambridge University Press, 2008. - 264 p. DOI: 10.1017/CBO9780511536069
19. Gueraiche D., Karpovich E., Maxim P. et al. Experimental and CFD Investigation of Directional Stability of a Box-Wing Aircraft Concept // *Fluids*. 2023. Vol. 7. No. 11: 340. DOI: 10.3390/fluids7110340
20. Karpovich E., Gueraiche D., Sergeeva N., Kuznetsov A. Investigation of a light boxplane model using tuft flow visualization and CFD // *Fluids*. 2021. Vol. 6. No. 12: 451. DOI: 10.3390/fluids6120451

References

1. *NASA's Journey to Mars. Pioneering Next Steps in Space Exploration*, 2015. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/journey-to-mars-next-steps-20151008_508.pdf
2. Willimas M. *What Is The Atmosphere Like On Other Planets?* 2016. URL: <https://www.universetoday.com/35796/atmosphere-of-the-planets/>
3. *Mars. 2020 mission Perseverance rover*. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/rover/communications/>
4. Karpovich E.A., Gueraiche D., Han W., Tolkachev M.A. Unmanned aerial vehicle concept for Mars exploration. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 4, pp. 104–115. DOI: 10.34759/vst-2022-4-104-115
5. Reed R.D. High-flying Mini-Sniffer RPV - Mars bound, *Astronautics and Aeronautics*, 1978, vol. 16, pp. 26–39.
6. Gasbarre J.F., Dillman R.A. *Preliminary design and analysis of the ARES atmospheric flight vehicle thermal control system*. SAE Technical Paper 2003-01-2686, 2003. DOI: 10.4271/2003-01-2686
7. Gonzales A.A., Corpus C.J., Hall D.W., Parks R.W. Development of a useful Mars airplane exploration concept at NASA/AMES research center. *6th International Mars Society Conference (14-17 August 2003; Hilton Hotel, Eugene, Oregon)*. URL: http://www.marspapers.org/paper/Gonzales_2004.pdf
8. Noth A., Bouabdallah S., Michaud S. et al. Sky-Sailor Design of an Autonomous Solar Powered Martian Airplane. *8th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation (ASTRA, 2-4 November 2004; Noordwijk, Netherlands)*. DOI: 10.3929/ethz-a-010085369
9. Walker D.D. *Preliminary Design, Flight Simulation, and Task Evaluation of a Mars Airplane*. University of Tennessee, Knoxville, TN, USA, 2008.
10. Colozza A.J. Preliminary design of a long-endurance Mars aircraft. *26th Joint Propulsion Conference (16-18 July 1990; Orlando, FL, USA)*. DOI: 10.2514/6.1990-2000
11. Anyoji M., Okamoto M., Fujita K. et al. Evaluation of aerodynamic performance of Mars airplane in scientific balloon experiment. *Fluid Mechanics Research International Journal*, 2017, vol. 1, no. 3: 00012. DOI: 10.15406/fmrij.2017.01.00012

12. Anyoji M., Hamada D. High-performance airfoil with low Reynolds-number dependence on aerodynamic characteristics. *Fluid Mechanics Research International Journal*, 2019, vol. 3, no. 2, pp. 76-80. DOI: 10.15406/fmrij.2019.03.00055
13. Yamaguchi T., Anyoji M. Numerical Study on Low-Reynolds Compressible Flows around Mars Helicopter Rotor Blade Airfoil. *Journal of Flow Control, Measurement & Visualization*, 2023, vol. 11, pp. 30-48. URL: https://www.scirp.org/pdf/jfcmv_2023042716190508.pdf
14. Schmitz F.W. *The Aerodynamics of small Reynolds number*. NASA Technical Reports Server (NTRS) 19810012493, 1980.
15. Vozhdaev V.V. , Teperin L.L. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2012, no. 2, pp. 3-8.
16. Elkin K.S., Kushchev V.N., Manko A.S., Mikhailov V.M. Mars entry calculation for descent module of ExoMars project. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 79-86.
17. *ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide*, <https://www.afs.enea.it/>
18. Barlow N. *Mars: an introduction to its interior, surface and atmosphere*. New York, Cambridge University Press, 2008, 264 p. DOI: 10.1017/CBO9780511536069
19. Gueraiche D., Karpovich E., Maxim P. et al. Experimental and CFD Investigation of Directional Stability of a Box-Wing Aircraft Concept. *Fluids*, 2023, vol. 7, no. 11: 340. DOI: 10.3390/fluids7110340
20. Karpovich E., Gueraiche D., Sergeeva N., Kuznetsov A. Investigation of a light boxplane model using tuft flow visualization and CFD. *Fluids*. 2021, vol. 6, no. 12: 451. DOI: 10.3390/fluids6120451

Статья поступила в редакцию 11.09.2023; одобрена после рецензирования 20.09.2023; принята к публикации 28.09.2023.

The article was submitted on 11.09.2023; approved after reviewing on 20.09.2023; accepted for publication on 28.09.2023.