

Научная статья
УДК 533.697.2
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179103>

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ И РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ КРЫЛА САМОЛЕТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

Джахид Гуереш¹✉, Тимур Шикурович Комбаев², Анастасия Николаевна Рыманова³

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

¹ d.gueraiche@mai.ru ✉

² kombaew@ya.ru

³ rymanovaan@mai.ru

Аннотация. Приведены результаты проектирования конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного самолета, предназначенного для исследования Марса. Результаты численного моделирования обтекания самолета в ожидаемых условиях марсианской атмосферы использовались для аэродинамического расчета напряженно-деформированного состояния предполагаемой конструкции крыла, определения запасов прочности и дальнейшей ее оптимизации в среде ANSYS WorkBench.

Ключевые слова: самолет для Марса, разреженная атмосфера, малые числа Рейнольдса, конструкция складываемого крыла, взаимодействие потока газа с конструкцией, решетчатые конструкции крыла

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

Для цитирования: Гуереш Д., Комбаев Т.Ш., Рыманова А.Н. Аэродинамический расчет и разработка конструктивно-силовой схемы крыла самолета для исследования Марса // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 19–31. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179103>

Original article

AERODYNAMIC COMPUTATION AND STRUCTURAL-POWER SCHEME DEVELOPMENT OF THE WING FOR MARS EXPLORATION AIRCRAFT

Djahid Gueraiche¹✉, Timur Sh. Kombaev², Anastasiya N. Rymanova³

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

¹ d.gueraiche@mai.ru ✉

² kombaew@ya.ru

³ rymanovaan@mai.ru

Abstract

The object of study is a UAV for the flight under conditions of the Martian atmosphere. The subject of the study is its layout, aerodynamics and structural design. This work seems to be up-to-date, since small foldable UAVs represent a promising tool for studying the planets of the solar system. The purpose of the work consists in evaluating the UAV performance under conditions simulating the Martian atmosphere.

The article presents the results of a computational study on aerodynamics of Mars exploration aircraft and its wing structural design. The results of gas flow dynamics simulations under conditions similar to the Mars atmosphere are applied to computing the stress-strain state of the wing hypothetical structure, safety margins determining and further optimization.

A fixed wing aircraft would be one of the most optimal carriers of scientific equipment for Mars exploration. A separate spacecraft equipped with a touchdown module with the UAV inside may serve as a possible means of delivering the UAV into the Martian atmosphere. The wing consoles should be of a foldable design to fit inside a payload compartment, which poses a limitation on the maximum possible wing area. The design embodiment of the UAV main lifting surface is represented by a low-aspect-ratio cantilever wing. The authors consider a concept of the UAV, which can be equipped with either rocket or electric propulsion system. As the result of the work, the aerodynamic characteristics of the selected layout were computed with the flow-around visualization, the stress-strain state of the developed carbon fiber wing structural scheme was analyzed, and two iterations were carried out to optimize it according to a minimum mass criterion. At the first iteration, the structural layout was replaced with a monoblock one, and a cross pattern of ribs was employed instead of the classical scheme with ribs installed in parallel to the flow. While the second iteration, the least loaded areas of the structure were identified and lightening cutouts were elaborated accordingly in these areas. The cross-rib scheme application allowed completely eliminate the reinforced ribs, including the wing-folding plane. As well, hard points were formed at the intersection points between the ribs for attaching external modules and a braking parachute.

Keywords: aircraft for Mars, low-density atmosphere, low Reynolds number, folding wing design, gas flow-with-structure interaction, latticework wing structure

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

For citation: Gueraiche D., Kombaev T.Sh, Rymanova A.N. Aerodynamic Computation and Structural-Power Scheme Development of the Wing for Mars Exploration Aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 19-31. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179103>

Введение

Исследование атмосферы и поверхности планет Солнечной системы с помощью летательных аппаратов (ЛА) является одним из наиболее перспективных направлений в планетологии, позволяющим исследовать области, ранее недоступные как для орбитальных космических аппаратов, так и для наземных планетоходов. Примеры таких зон – стены кратеров и каньонов, представляющие огромный интерес ввиду наличия выраженных осадочных слоев, демонстрирующих историческую последовательность геологических эпох развития планеты на протяжении миллиардов лет [1–3]. Нынешние попытки изучить осадочные слои на центральном пике кратера Гейла на планете Марс (Гора Эолида – mount Sharp) с помощью марсохода Curiosity имели ограниченный успех. Это связано с большой массой аппарата (около 1 т) и значительным углом склона (до 30%), требующим значительных мощностей двигателей и создающим опасность пробуксовки колес, их разрушения и опрокидывания аппарата [4–6]. Преждевременное разрушение колес аппарата препятствует выполнению миссии [7]. Данный опыт показывает важность исследования поверхности планеты без привязки к рельефу местности, в том числе с помощью беспилотного ЛА. На сегодняшний день продолжается программа полетов

летательного аппарата вертолетного типа Ingenuity как демонстратора полета и вспомогательного инструмента в рамках миссии по исследованию марсианского кратера Езеро марсоходом – «Марсианской научной лабораторией» Perseverance [8–10]. Планируется запуск до 2030 г. ЛА увеличенного размера – вертолета-гексакоптера «Марсианский научный вертолет» с взлетной массой около 25 кг [11]. Увеличение массы полезной нагрузки и научной аппаратуры до 2–3 кг позволит возложить на него гораздо больше задач: сканирование поверхности, дистанционное зондирование, а также сбор образцов почвы в рамках миссии для исследования по их возвращении на землю в 2033 г. [12, 13]. Дальнейшее увеличение радиуса действия, продолжительности и дальности полета, а также увеличение массы полезной нагрузки до 10 кг предполагает разработку в качестве основного модуля аппарата самолетного типа или конвертоплана на ракетной, электрической или гидразиновой силовой установке [14–16]. При массе научной аппаратуры, применяемой в полете, около 5,5 кг и массе аппаратуры для операций на поверхности около 6 кг [14], аппарат сможет автономно выполнить целый ряд задач, ранее возлагавшихся на марсоходы, включая связь с землей.

В данной статье рассматривается беспилотный ЛА самолетного типа классической схемы на ра-

кетной или электрической силовой установке. В результате анализа и взаимной увязки проектных параметров аппарата, в том числе его ожидаемой взлетной массы и профиля миссии [14], выбрана классическая аэродинамическая схема с расположением оперения в хвостовой части аппарата, обеспечивающая при заданной (ограниченной) длине фюзеляжа наибольший запас устойчивости и управляемости в рассматриваемом диапазоне углов атаки, включая закритические при раскрытии, развертывании крыла и торможении до полетных дозвуковых скоростей. Крыло выполнено с небольшим удлинением и со складываемой конструкцией с учетом полезного объема посадочного модуля ракеты-носителя (рис. 1–3). Выбран профиль крыла SD7037, обладающий наибольшей строительной высотой среди профилей для малых чисел Рейнольдса [18].

1. Аэродинамический расчет

Аэродинамический расчет выбранной компоновки проводился на основе RANS (осредненные по Рейнольдсу уравнения движения вязкой жидкости) в программном комплексе ANSYS с использованием в качестве решателя модуля вычислительной гидродинамики Fluent и подмодуля

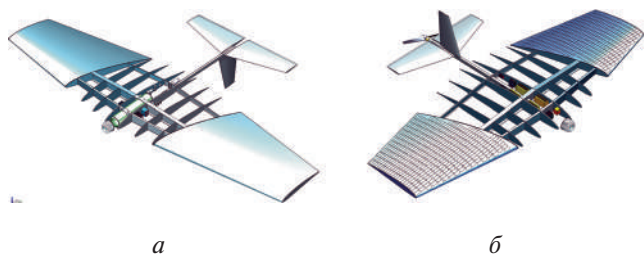


Рис. 1. Общий вид и конструкция беспилотного самолета на ракетной (а) и электрической (б) силовой установке с солнечными панелями на крыле

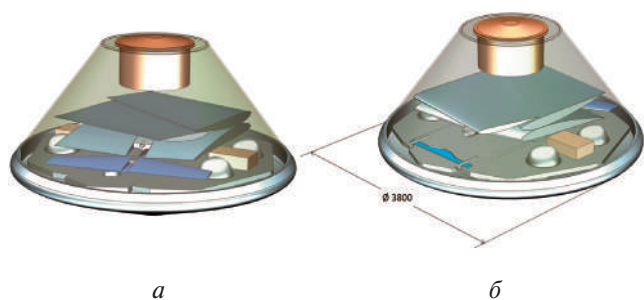


Рис. 2. Беспилотный самолет на ракетной (а) и электрической (б) силовой установке с солнечными панелями на крыле в сложенном положении внутри десантного модуля

ANSYS Meshing для построения неструктурированной сетки газодинамической области вокруг аппарата. Результаты позволили провести вычислительную валидацию ранее полученных путем аналитического расчета исследуемой компоновки в программном комплексе MATLAB и XFLR5 [17] значений коэффициентов аэродинамических сил и моментов, визуализацию обтекания и дали возможность выявить зоны интерференции крыла и фюзеляжа с оперением. Газодинамический расчет необходим для получения трехмерного поля давления на поверхности аппарата для расчета конструкции на прочность и ее дальнейшей оптимизации.

1.1. Расчетная модель и построение сетки

На рис. 3 изображено упрощенное «твердое тело» для аэродинамического расчета полной модели аппарата на ракетном двигателе.

Расчетная область «жидкость» представляет собой прямоугольный параллелепипед с продольной длиной по потоку размером 80 средних аэродинамических хорд, шириной 10 размахов крыла и высотой 15 м. Общее количество тетраэдральных ячеек варьировалось от 10 до 30 млн (рис. 4), включая 15 слоев призматического подслоя высотой, значительно превышающей высоту расчетного

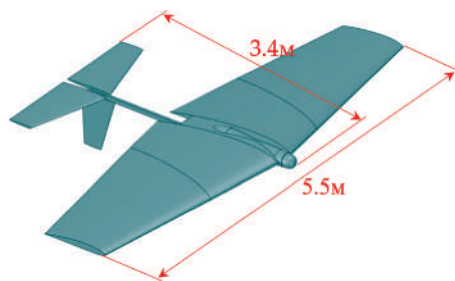


Рис. 3. Твёрдотельная модель для газодинамического расчета

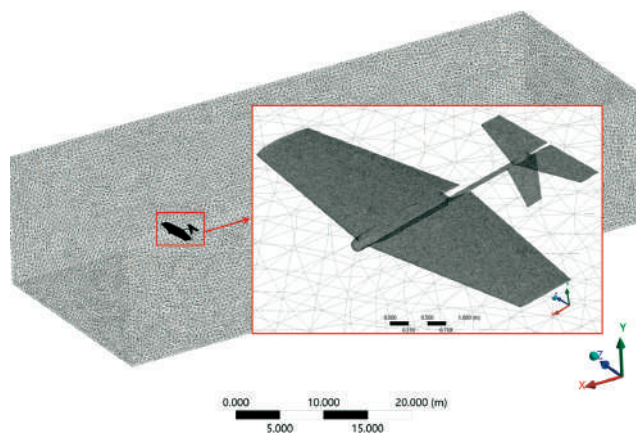


Рис. 4. Область газодинамического расчета и сетка вокруг полной модели самолета

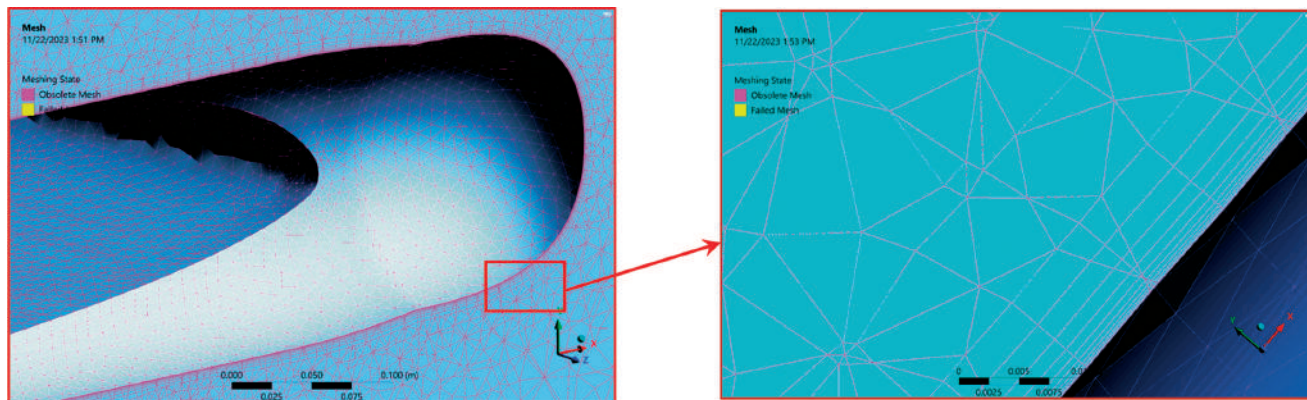


Рис. 5. Призматический пограничный слой у носовой части фюзеляжа в плоскости симметрии самолета

(физического) пограничного слоя $\sim 7,5$ мм (рис. 5). С целью получения оптимального удлинения пристеночных ячеек установлен максимальный размер ячейки у поверхности модели ~ 5 мм (см. легенду на рис. 5). Поверхности с кривизной разрешены с углом нормали 8° к поверхности.

Условия обтекания и расчетные случаи. В таблице приведены летно-технические требования к аппарату и газодинамические параметры потока в атмосфере Марса на полетной высоте. С целью расчета конструкции на прочность, аэродинамический расчет проводился на максимальной перегрузке при числе Маха $M = 0,78$ в полном диапазоне углов атаки от максимальных отрицательных до критических $\alpha \sim -15 \dots +15^\circ$.

Использовался газ CO_2 (около 95% атмосферы Марса), удовлетворяющий уравнению идеального газа, при температуре 210 К для набегающего

потока, данное значение взято из расчета равновесной температуры Марса [18]; кинематическая вязкость набегающего потока рассчитана трехкоэффициентным методом Сазерленда:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{T_{ref} + S_c}{T + S_c} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right). \quad (1)$$

Так как размеры расчетной области на порядок больше размеров самой модели аппарата, принято допущение о минимальном влиянии ее границ на поток около модели. В качестве граничных условий использовалось условие “Pressure Far Field” (давление невозмущенного потока) с заданием числа Маха и направляющих косинусов вектора скорости невозмущенного потока как функции от угла атаки. Процесс вычислений останавливался автоматически или вручную при выходе всех невязок уравнений на

Основные расчетные случаи и газодинамические параметры потока в атмосфере Марса на соответствующей высоте полета

Расчетный случай	Предельная перегрузка	Предельная скорость, горизонтальный полет	Минимальный угол атаки	Крейсерский режим	Плоский вираж
Угол атаки, °	10	4	-5	4	4
Скорость, м/с	183,1740	233	64	64	64
Высота, км	5	1	1	1	1
Плотность, кг/м ³	0,0094	0,0140	0,0140	0,0140	0,0140
Давление, Н/м ²	355,3150	512,6622	512,6622	512,6622	512,6622
Кинематическая вязкость, м ² /с	0,0011	7,66e-04	7,66e-04	7,66e-04	7,66e-04
Скорость звука, м/с	228,96	233,28	233,28	233,28	233,28
Скоростной напор, Н/м ²	157,7183	380	28,67	29,25	29,25
Ускорение гравитации, м/с ²	3,7208	3,7208	3,7208	3,7208	3,7208
Перегрузка	7,7	1	-3	1	1,03
Число Рейнольдса	2,4367e+05	1,01e+05	1,01e+05	1,01e+05	1,01e+05
Число Маха	0,8	0,99		0,28	0,28
Температура, К	203,9350	211,6910	211,6910	211,6910	211,6910

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 использовалась модель SST $k-\omega$, в которой реализована возможность учета ламинарно-турбулентного перехода.

Коррекция модели турбулентности $k-\omega$ для учета малых чисел Рейнольдса. Модификации коэффициента турбулентной вязкости с малым числом Рейнольдса предложены Уилкоксом [20] для модели $k-\omega$ и доступны в решателе ANSYS Fluent как дополнительная функция. По умолчанию она не включена, и турбулентный коэффициент затухания (демпфирования) $a^* = a_{\infty}^* = 1$. Коэффициент a^* при его модификации демпфирует турбулентную вязкость, вводя поправку на низкое число Рейнольдса следующим образом [21]:

$$a^* = a_{\infty}^* \left(\frac{a_0^* + \frac{Re_t}{R_k}}{1 + \frac{Re_t}{R_k}} \right), \quad (2)$$

где

$$Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega}; R_k = 6; a_0^* = \frac{\beta_i}{3}; \beta_i = 0,072. \quad (3)$$

1.2. Результаты и визуализация обтекания

На рис. 6 приведены зависимости коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления модели от угла атаки при числе Маха $M = 0,78$, давлении $p = 355$ Па, соответствующем высоте полета $H \sim 5$ км. В качестве характерной площади для подсчета безразмерных аэродинамических коэффициентов взята суммарная площадь в плане крыла, фюзеляжа и оперения $S_{\Sigma} \sim 8,5$ м². Данные результаты

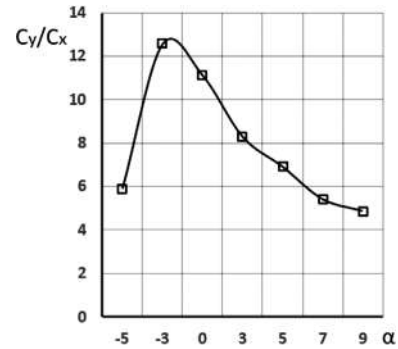


Рис. 7. Зависимость аэродинамического качества модели от угла атаки

валидируются экспериментальными результатами продувки профиля SD7037 [18].

Из графика $C_y(\alpha)$ максимальный C_y самолета, а соответственно, максимальная перегрузка достигается при критическом угле атаки $\alpha_{кр} \sim 7^\circ$ (см. рис. 10, на котором показан полный отрыв потока). Однако максимальное качество достигается при отрицательном угле атаки самолета $\alpha_{кр} \sim -3^\circ$ (рис. 7) ввиду наличия прямого скачка уплотнения на положительных углах атаки (см. рис. 9) и кратного роста силы сопротивления (волновой составляющей). Таким образом, критическое число Маха крыла на данной высоте составляет не более $M_{кр} \sim 0,8$.

На рис. 8 представлено распределение давления по верхней поверхности самолета на полетном угле атаки $\alpha = 3^\circ$ и большом угле атаки $\alpha = 10^\circ$. Несимметричное поле давления на больших углах атаки указывает на нестационарный характер обтекания, при котором скачок давления и срыв на правом крыле начались раньше, вызвав сокращение зоны разрежения и падения подъемной силы, что наблюдается при меньших $\alpha = 7-9^\circ$ (см. рис. 6). Поле давления в сечении средней аэродинамической хорды на рис. 9 показывает, что скачок давления начинает «садиться» уже при $\alpha \sim 5^\circ$.

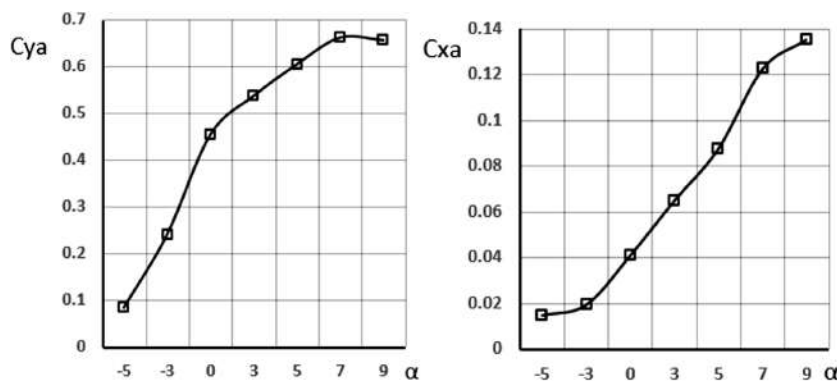


Рис. 6. Зависимость коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления модели от угла атаки

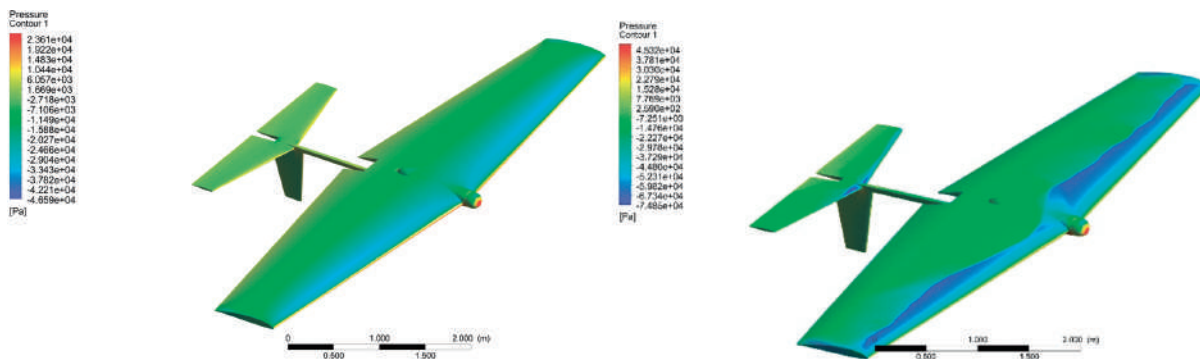


Рис. 8. Поле давления по верхней поверхности самолета на углах атаки $\alpha = 3^\circ$ и $\alpha = 10^\circ$

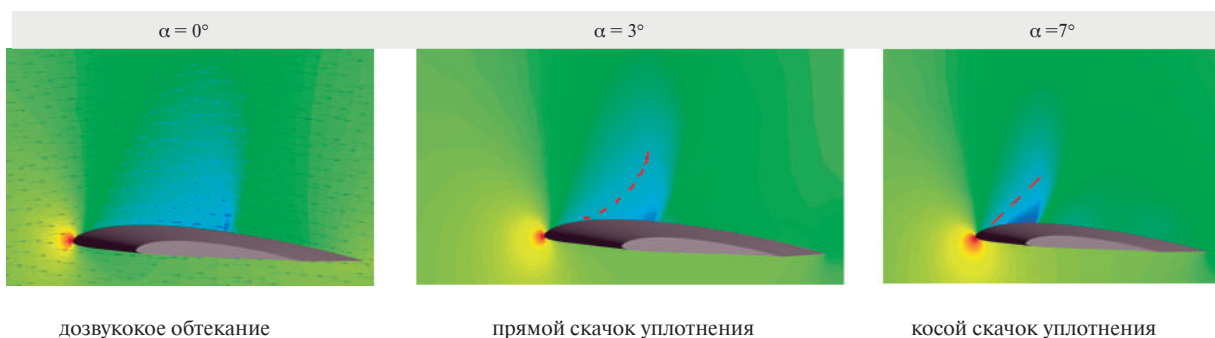


Рис. 9. Поле давления в плоскости средней аэродинамической хорды крыла, $M = 0,78$

Линии тока за крылом позволяют анализировать влияние скоса потока за крылом и его отрыв на эффективный угол атаки стабилизатора. Как видно из рис. 10, на отрицательных и полетных углах атаки до $\alpha = 5^\circ$ стабилизатор находится на безопасном расстоянии от отрывной зоны крыла. Начиная с околоскритического $\alpha = 7^\circ$, стабилизатор находится в тени крыла.

Из рис. 11 следует, что дальнейшее увеличение α после срыва (парусность) постепенно уводит стабилизатор из отрывной зоны и модель восстанавливает устойчивость к углу атаки $\alpha = 9^\circ$. С учетом того, что на больших отрицательных α до -15° стабилизатор полностью находится вне аэродинамической тени крыла и это продолжается до положительных полетных α (см. рис. 10), режим парусности лучше

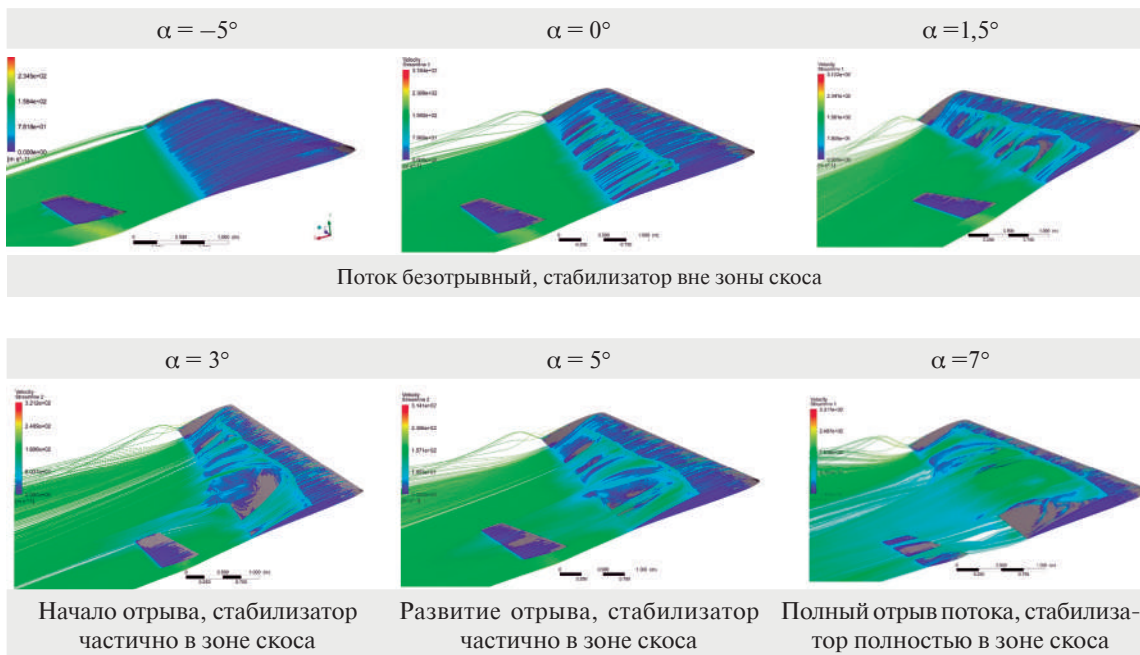


Рис. 10. Линии тока за крылом и стабилизатором при полетных углах атаки

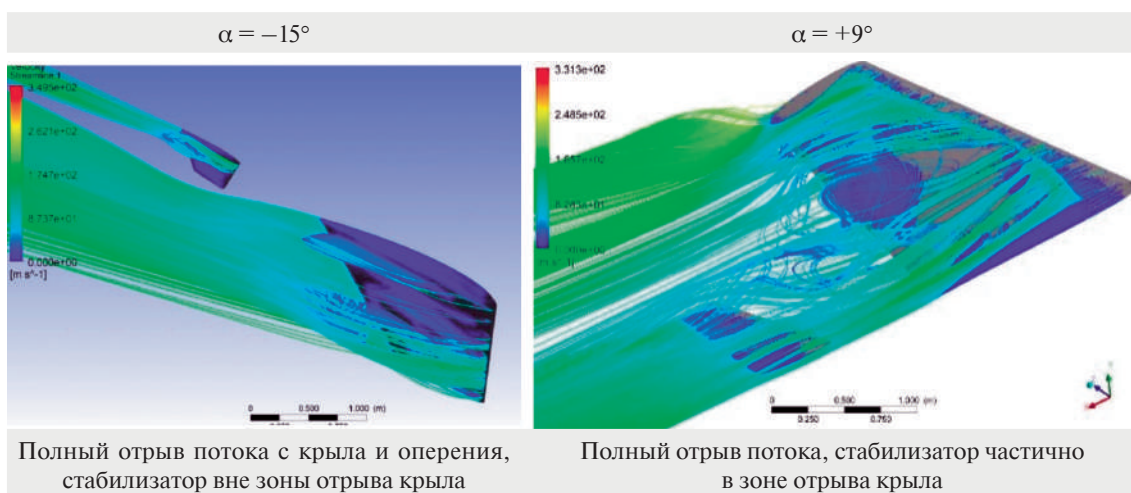


Рис. 11. Линии тока за крылом и стабилизатором при углах атаки, соответствующих режиму парусности

использовать для торможения аппарата после его высвобождения именно на отрицательных углах атаки, при котором устойчивость сохраняется.

2. Выбор конструктивно-силовой схемы крыла и расчет на прочность

Конструктивно-силовая схема (КСС) крыла выбрана лонжеронной исходя из необходимого условия его складывания. Опыт проектирования складываемых крыльев палубной авиации показал, что наиболее рациональной и выгодной в весовом отношении является лонжеронная схема с двумя и более лонжеронами, перпендикулярными к плоскости складывания. Это объясняется в первую очередь тем, что требуется минимальное количество подвижных и замыкающих узлов – у поясов лонжеронов. Стыковой болт верхнего пояса создает ось вращения крыла, в то время как нижний стык пояса лонжерона замыкается приводом-замком, фиксирующим крыло в выпущенном положении и передающим усилия испытывая срез, как и верхний стыковочный болт (см. пример Як-38) в то время как кессонная или моноблочная схема требовали бы контурного стыка по всей хорде кессона (в виде шомпольного соединения). Привод-замок при этом должен иметь длину, также равную всей хорде кессона, что в открытом положении выводило бы его

за теоретический контур крыла (вперед либо назад). Кроме того, кривизна верхней поверхности может привести к заклиниванию шомпольного стыка. На рис. 12 приведена двухлонжеронная КСС и показана кинематика складывания.

На рис. 13 схематично показаны сечения корневой и подвижной концевой частей КСС. Корневая часть включает два лонжерона – основной и передний, который заканчивается у 3-й нервюры после стыка (6-й по порядку). Соответственно, в концевой части остаются основной лонжерон и задняя стенка. Как видно на рис. 12, кинематика складывания требует полного отсоединения задней стенки. Так как при данном сценарии миссии нет необходимости обратного складывания крыла (в том числе после посадки), стык задней стенки, как и стыки нижних поясов основного и переднего лонжеронов, могут быть выполнены с одноразовым замком-зажимом в виде штифта-фиксатора. Задняя стенка при этом крепится шарнирно (одним штифтом по нейтральной оси), чтобы исключить передачу моментов.

Ответная часть в КСС фюзеляжа включает три силовых шпангоута (рис. 14). Помимо уравнивания изгибающих и крутящих моментов, перерезывающей силы с крыла, центральный и передний шпангоуты нагружаются весом топливного бака

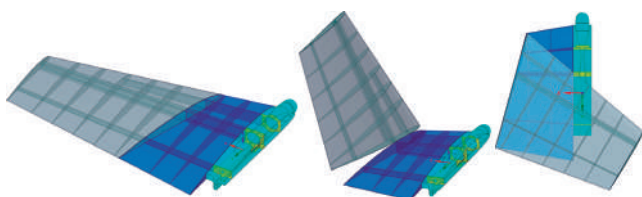


Рис. 12. Схема складывания крыла в узлах у поясов основного и переднего лонжеронов

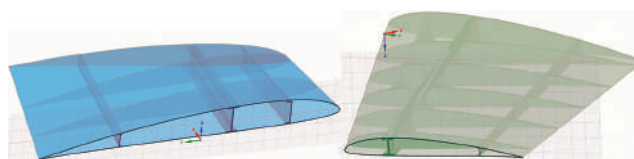


Рис. 13. Сечение фиксированной (корневой) и подвижной (концевой) частей крыла

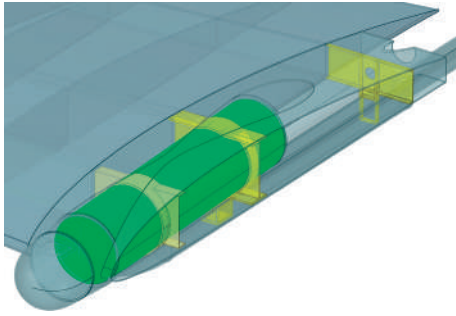


Рис. 14. Сечение фюзеляжа с тремя силовыми шпангоутами; крепление топливного бака

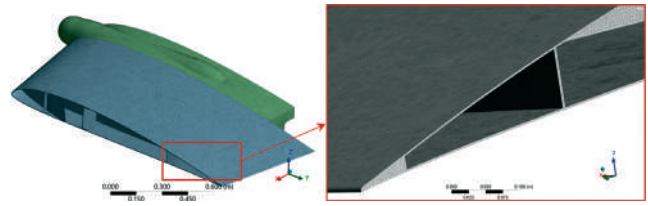


Рис. 17. Фрагменты расчетной сетки конструкции крыла и фюзеляжа

ракетного двигателя, умноженным на перегрузку до 10 единиц при спуске в атмосферу, а также силой тяги и продольным ускорением при включении двигателя. Задний и центральный шпангоуты образуют пару сил, компенсирующих момент от оперения, и нагружаются тем самым дополнительно вертикально от стабилизатора и горизонтально в своей плоскости от киля.

2.1. Расчетная модель и результаты

На рис. 15 представлена схема многомодульного проекта, где модуль аэродинамики и прочности привязаны к общей геометрии. Результаты аэродинамического модуля передаются в виде поля давления по внешней обшивке. Для этого обшивка

крыла выбрана как интерфейсная поверхность «жидкость–тело» (рис. 16), а фюзеляж задан как жесткая заделка с нулевым перемещением в пространстве. Далее в модуле прочности ANSYS Structural строится сетка внутренней КСС. Установлено размельчение по близости и кривизне. Общее количество ячеек около 10 млн (рис. 17). Материал конструкции – углепластик с пределом прочности $\sigma_b = 230$ МПа.

Работа лонжеронной КСС под нагрузкой. На рис. 18 приведено распределение напряжения в корневом сечении крыла. Несмотря на максимальное по размаху нагружение крыла в данном сечении, запас прочности ~15 слишком велик. Особенно это касается нервюр, которые практически не нагружаются. Это связано с

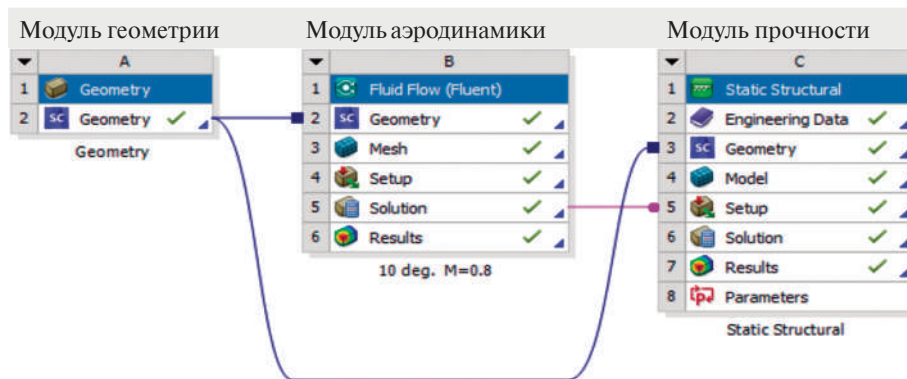


Рис. 15. Схема многомодульного анализа взаимодействия потока жидкости с конструкцией

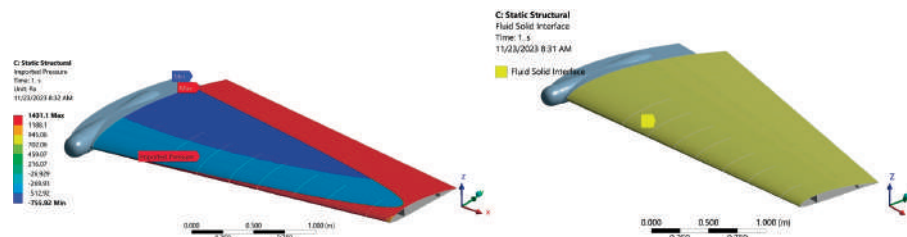


Рис. 16. Выбор обшивки крыла как граничной области-интерфейса «жидкость–тело» и импортирования поля давления по ней из модуля аэродинамического расчета

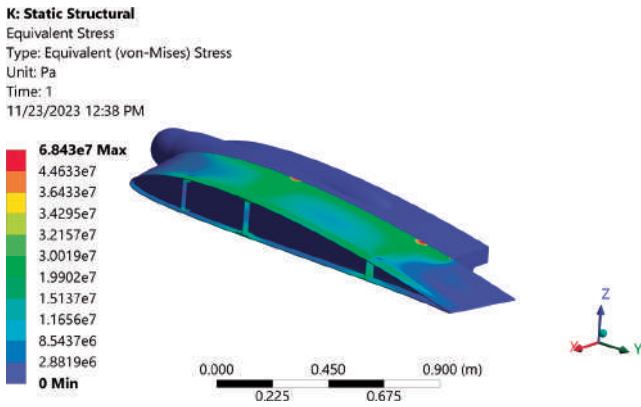


Рис. 18. Напряжение элементов лонжеронной КСС в корневом сечении крыла

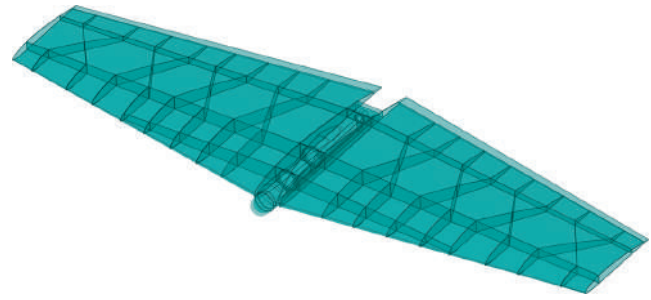


Рис. 21. Моноблочная КСС крыла с перекрестными нервюрами

наличием около данного сечения дополнительной нервюры по оси складывания и сокращением шага нервюр (рис. 19). Из рис. 19 следует, что панели в концевой части крыла также практически не нагружаются, и это дает возможность уменьшить передний лонжерон и сократить количество нервюр. При этом задняя стенка достаточно сильно нагружена вплоть до концевых сечений из-за их низкой жесткости и вклада в кручение крыла (рис. 20).

2.2. Оптимизация КСС крыла по критерию минимальной массы

Наличие большого запаса прочности у выбранной лонжеронной КСС указывает на потенциал оптимизации малонагруженных зон. Из анализа рис. 18–20 следует необходимость сокращения количества нервюр и уменьшения площадей поперечного сечения продольных элементов и количества самих элементов. Для того чтобы убрать силовую нервюру

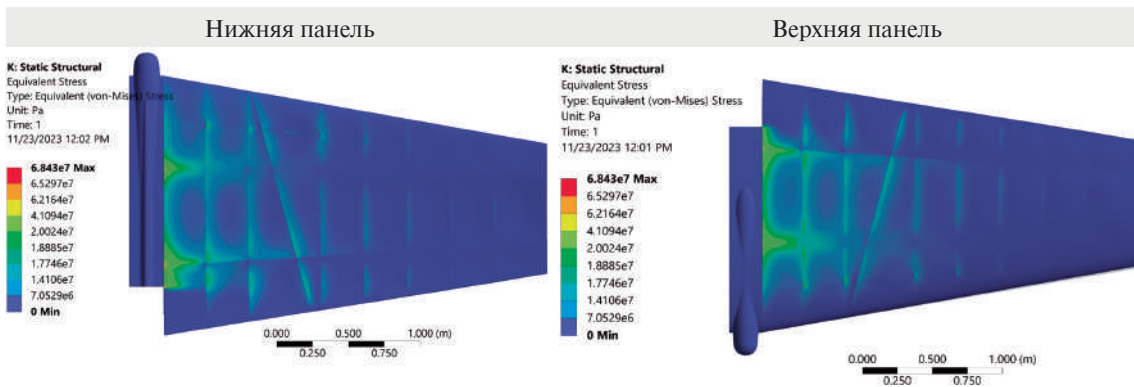


Рис. 19. Распределение напряжения по верхней и нижней панелям крыла при лонжеронной КСС

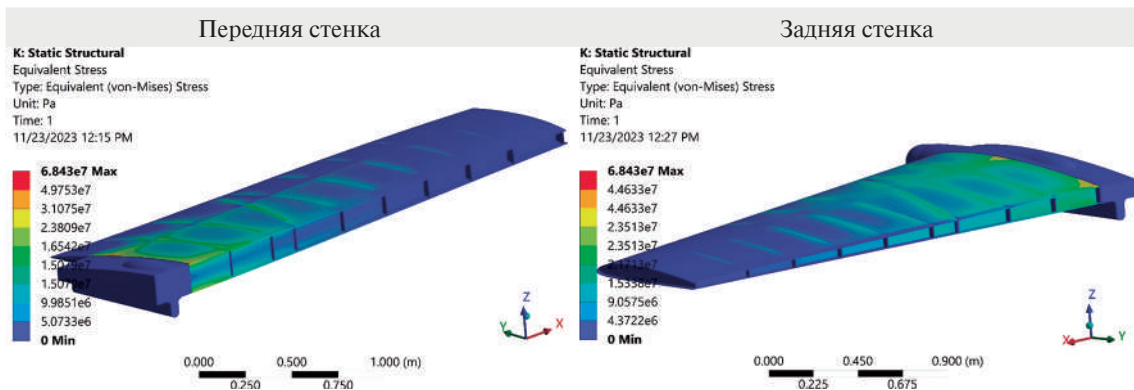


Рис. 20. Распределение напряжения по передней и задней стенкам крыла при лонжеронной КСС

по оси складывания, а также чтобы включить все рядовые нервюры в работу продольного набора, предлагается моноблочная схема с перекрестными нервюрами (рис. 21). Схемы на рис. 22 и 23 показывают сохранение оси складывания крыла под нужным углом и механизм складывания через шомпольное соединение у верхней панели и одноразовыми штифтами-фиксаторами на нижней панели.

На рис. 24 показаны сечения крыла с моноблочной КСС – без поясов лонжеронов и с тремя и двумя стенками в корневой и концевой частях соответственно. Толщина стенок в первом приближении оставлена без изменения ~2–3 мм.

Работа моноблочной КСС под нагрузкой. Приведенное на рис. 18 распределение напряжения в

корневом сечении крыла показывает значительно уменьшенный запас прочности и нагружение перекрестных нервюр. Это связано с тем, что в отличие от лонжеронной КСС, где распределение напряжения пропорционально жесткости элементов, выбран путь по наиболее жестким элементам КСС – поясам лонжеронов (см. рис. 19). Менее жесткие элементы, в том числе нервюры, остаются при этом ненагруженными (см. рис. 18). Ввиду примерно одинаковой толщины стенок и обшивки моноблочной КСС (см. рис. 24), жесткость одинаковая и напряжение распределяется более равномерно. Это особенно видно в корневой части с наибольшей жесткостью, если сравнить рис. 19, где напряжения идут вдоль жестких лонжеронов, с рис. 26, где напряжения

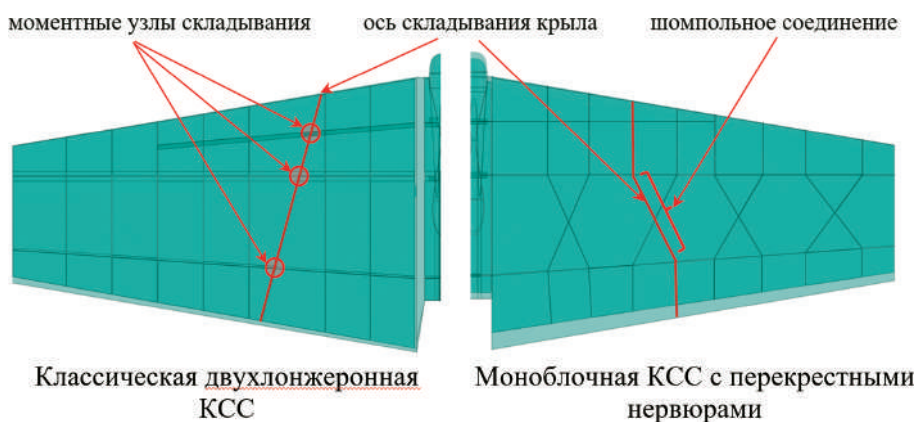


Рис. 22. Сравнение двух вариантов КСС

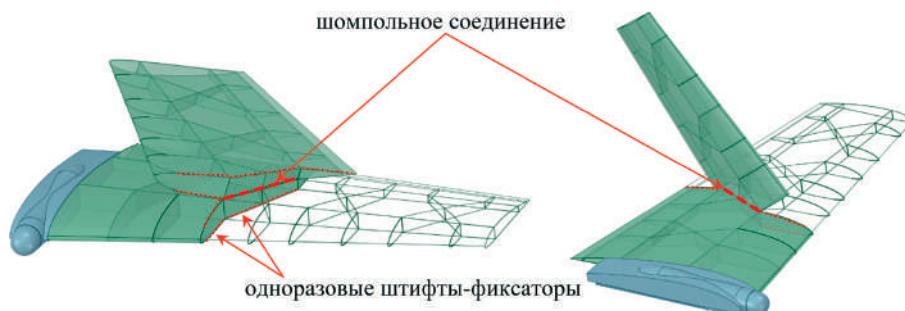


Рис. 23. Кинематическая схема складывания крыла с моноблочной КСС и перекрестными нервюрами

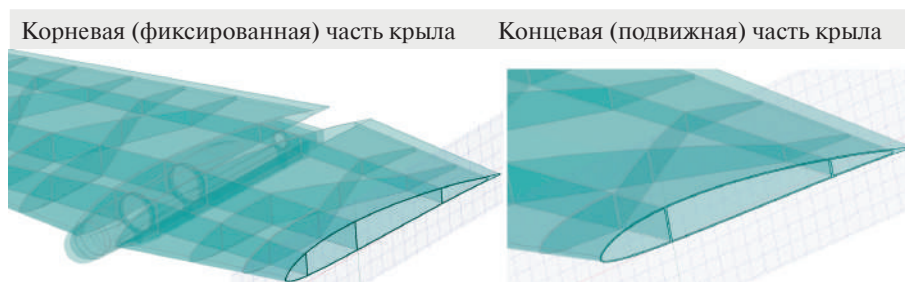


Рис. 24. Сечения крыла с моноблочной КСС

равномерно распределены по всей площади КСС. Также заметна X-образная линия, где напряжения следуют по направлению перекрестных нервюр, создающих жесткость как по продольной, так и по поперечной оси. Ввиду увеличенного шага нервюр по центральной линии, верхняя панель местами испытывает потерю устойчивости (рис. 25 и 26) с вертикальным перемещением около 2 мм.

Оптимизация моноблочной КСС. На рис. 28 схематично выделены малонагруженные зоны, где есть возможность выполнить вырезы облегчения: нейтральная ось стенок и диагонали нервюр. Следует отметить, что при отрицательной перегрузке нагруженные диагонали сменяются на противоположные, отсюда целесообразно чередовать их по половинкам нервюры (рис. 29). Верхняя граница оси пересечения нервюр при этом будет обладать наибольшей жесткостью, так как сюда подходят четыре диагонали нервюр. Таким образом, данную «твердую точку» можно использовать для крепе-

ния аппарата к полке посадочного модуля и/или крепления тормозного парашюта. Для предотвращения потери устойчивости предлагается усилить центральную линию панели дополнительным ребром, опирающимся на соседние твердые точки. Для предотвращения заклинивания шомпола из-за кривизны профиля предлагается разделить его на две части и привести их к прямой линии.

Выводы

В результате аэродинамического расчета выявлены следующие особенности модели:

- Критическое число Маха на высоте 5 км над поверхностью Марса $M_{кр} \sim 0,78$.
- При околосвуковом обтекании модель сохраняет устойчивость в широком диапазоне отрицательных углов атаки, где и достигается максимальное качество. Поэтому целесообразно выпускать аппарат на максимально отрицательных α и использовать парусность крыла для торможения до дозвуковых скоростей.

В результате оптимизации КСС крыла и использования перекрестных нервюр в сочетании с моноблочной КСС достигнуты следующие результаты:

- Напряжения и жесткости равномерно распределены по всем элементам КСС.
- КСС не имеет силовых нервюр, в том числе дополнительной нервюры по оси складывания. Роль силовых нервюр играют «двойные» X-образные рядовые нервюры в сочетании с

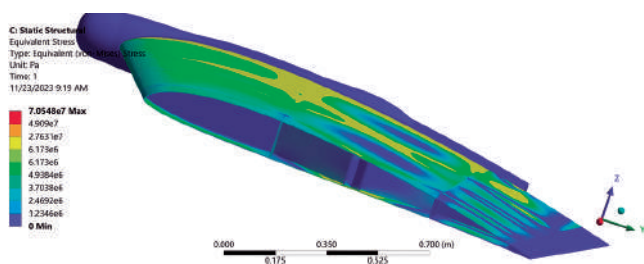


Рис. 25. Напряжение элементов моноблочной КСС в корневом сечении моноблочного крыла

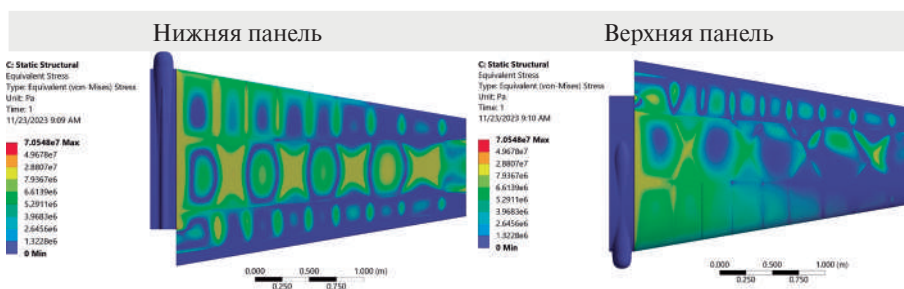


Рис. 26. Распределение напряжения по верхней и нижней панелям крыла при моноблочной КСС с перекрестными нервюрами

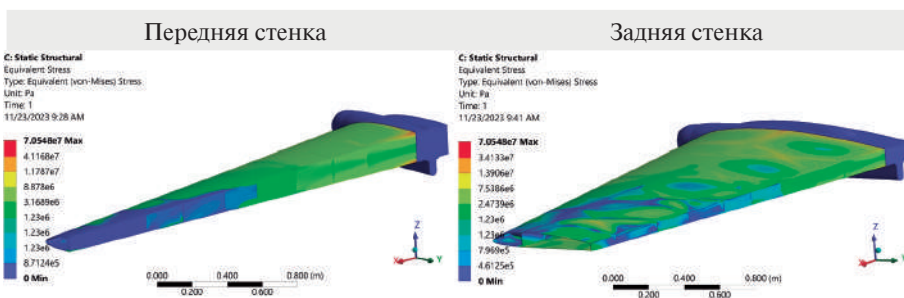


Рис. 27. Распределение напряжения по передней и задней стенкам моноблочного крыла

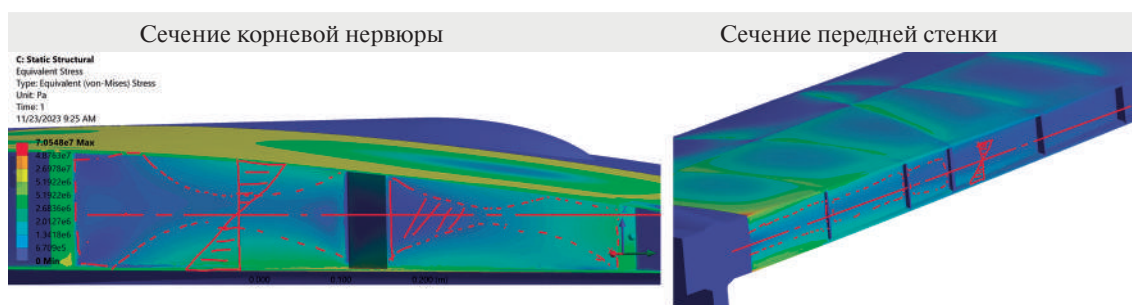


Рис. 28. Малонагруженные зоны сечения нервюры и стенки: нейтральная ось и диагонали

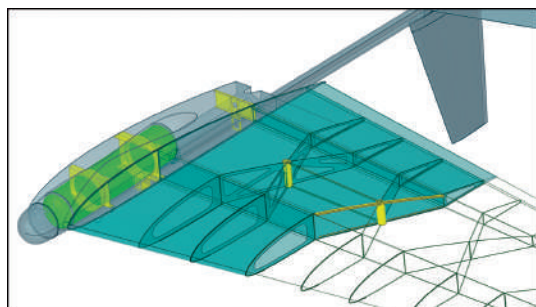


Рис. 29. Оптимизированная корневая часть моноблочного крыла; металлические твердые точки пересечения нервюр и шомпольное соединение

треугольным участком обшивки между нервюр и стенками. Поэтому нет необходимости пристыковать панель.

- Пересечения нервюр, наряду с оптимизацией их стенок через треугольные вырезы, диагонали, образуют твердые точки крепления внешних модулей, механизации крыла и целиком аппарата к полке посадочного модуля. Также в фиксированной части крыла две твердые точки служат для крепления тормозного или спасательного парашюта.

Список источников

1. Barlow N.G. What we know about Mars from its impact craters // Bulletin of the Geological Society of America. 2010. Vol. 122. No. 5-6, pp. 644-657. DOI: 10.1130/B30182.1
2. Pike R.J. Formation of complex impact craters: Evidence from Mars and other planets // Icarus. 1980. Vol. 43. No. 1, pp. 1-19. DOI: 10.1016/0019-1035(80)90083-4
3. Kreslavsky M.A., Head J.W. Mars Climate History: Insights From Impact Crater Wall Slope Statistics // Geophysical Research Letters. 2018. Vol. 45. No. 4, pp. 1751-1758. DOI: 10.1002/2017GL075663
4. After 11 years on Mars, Curiosity continues to climb the slopes of Mount Sharp, 2023, <https://www.nasaspaceflight.com/2023/08/msl-11-years/>
5. Hernandez D. Mars Report: Curiosity Rover's Most Challenging Climb Yet. 2023, <https://mars.nasa.gov/resources/27603/mars-report-curiosity-rovers-most-challenging-climb-yet/>
6. Borlina C.S., Ehlmann B.L., Kite E.S. Modeling the thermal and physical evolution of Mount Sharp's sedimentary rocks, Gale Crater, Mars: Implications for diagenesis on the MSL Curiosity rover traverse // The Journal of Geophysical Research Planets. 2015. Vol. 120. No. 8, pp. 1396-1414. DOI: 10.1002/2015JE004799
7. Lakdawalla E. Curiosity wheel damage: The problem and solutions. The Planetary Society. 2014. <https://www.planetary.org/articles/08190630-curiosity-wheel-damage>
8. Green J.L. Perseverance Rover and Its Search for Life On Mars // Communications of BAO. 2021. Vol. 68. No. 2, pp. 464-469. DOI: 10.52526/25792776-2021.68.2-464
9. Balaram J., Aung M., Golombek M.P. The Ingenuity Helicopter on the Perseverance Rover // Space Science Reviews. 2021. Vol. 217. No. 4. Article no. 56. DOI: 10.1007/s11214-021-00815-w
10. Bell J.F., Maki J.N., Alwmark S. et al. Geological, multispectral, and meteorological imaging results from the Mars 2020 Perseverance rover in Jezero crater // Science advances. 2022. Vol. 8, No. 47: 4856. DOI: 10.1126/sciadv.abo4856
11. Tzanetos T., Bapst J., Kubiak G. et al. Future of Mars Rotorcraft - Mars Science Helicopter // IEEE Aerospace Conference (AERO; 05-12 March 2022; Big Sky, MT, USA). DOI: 10.1109/AERO53065.2022.984350
12. Withrow S., Johnson W., Young L.A. et al. Mars Science Helicopter Conceptual Design // Session: Mars Helicopter Technology (ASCEND; 16-18 November 2020; Virtual Event). DOI: 10.2514/6.2020-4029
13. Sample Recovery Helicopters, <https://mars.nasa.gov/msr/spacecraft/sample-recovery-helicopters/>
14. Karpovich E., Kombaev T., Gueraiche D. et al. Long-Endurance Mars Exploration Flying Vehicle: A Project Brief // Aerospace. 2023. Vol. 10. No. 11: 965. DOI: 10.3390/aerospace10110965
15. 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
16. 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 – 67. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177606>
 17. Karpovich E., Kombaev T., Gueraiche D., Strelets D. Rocket-Based Versus Solar Wing-Tail Martian UAVs: Design, Analysis, and Trade Studies // *Aerospace Systems*. 2024. DOI: 10.1007/s42401-023-00267-w
 18. Selig M.S. Low Reynolds Number Airfoil Design Lecture Notes. VKI Lecture Series 24–28 November 2003. <https://www.researchgate.net/publication/268329784>
 19. ANSYS FLUENT Theory Guide, 2021, https://dl.cfdexperts.net/cfd_resources/Ansys_Documentation/Fluent/Ansys_Fluent_Theory_Guide.pdf
 20. Wilcox D.C. Multiscale model for turbulent flows // *AIAA Journal*. 1988. Vol. 26. No. 11, pp. 1311–1320. DOI: 10.2514/3.10042
 21. ANSYS FLUENT Theory Guide – Low Reynolds number corrections, <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node434.htm>

References

1. Barlow N.G. What we know about Mars from its impact craters. *Bulletin of the Geological Society of America*, 2010, vol. 122, no. 5–6, pp. 644–657. DOI: 10.1130/B30182.1
2. Pike R.J. Formation of complex impact craters: Evidence from Mars and other planets. *Icarus*, 1980, vol. 43, no. 1, pp. 1–19. DOI: 10.1016/0019-1035(80)90083-4
3. Kreslavsky M.A., Head J.W. Mars Climate History: Insights From Impact Crater Wall Slope Statistics. *Geophysical Research Letters*, 2018, vol. 45, no. 4, pp. 1751–1758. DOI: 10.1002/2017GL075663
4. *After 11 years on Mars, Curiosity continues to climb the slopes of Mount Sharp*, 2023, <https://www.nasaspaceflight.com/2023/08/msl-11-years/>
5. Hernandez D. *Mars Report: Curiosity Rover's Most Challenging Climb Yet*. 2023, <https://mars.nasa.gov/resources/27603/mars-report-curiosity-rovers-most-challenging-climb-yet/>
6. Borlina C.S., Ehlmann B.L., Kite E.S. Modeling the thermal and physical evolution of Mount Sharp's sedimentary rocks, Gale Crater, Mars: Implications for diagenesis on the MSL Curiosity rover traverse. *The Journal of Geophysical Research Planets*, 2015, vol. 120, no. 8, pp. 1396–1414. DOI: 10.1002/2015JE004799
7. Lakdawalla E. *Curiosity wheel damage: The problem and solutions*. *The Planetary Society*, 2014. <https://www.planetary.org/articles/08190630-curiosity-wheel-damage>
8. Green J.L. Perseverance Rover and Its Search for Life On Mars. *Communications of BAO*, 2021, vol. 68, no. 2, pp. 464–469. DOI: 10.52526/25792776-2021.68.2-464
9. Balaram J., Aung M., Golombek M.P. The Ingenuity Helicopter on the Perseverance Rover. *Space Science Reviews*, 2021, vol. 217, no. 4. Article no. 56. DOI: 10.1007/s11214-021-00815-w
10. Bell J.F., Maki J.N., Alwmark S. et al. Geological, multispectral, and meteorological imaging results from the Mars 2020 Perseverance rover in Jezero crater. *Science Advances*, 2022, vol. 8, no. 47: 4856. DOI: 10.1126/sciadv.abo485
11. Tzanetos T., Bapst J., Kubiak G. et al. Future of Mars Rotorcraft - Mars Science Helicopter. *IEEE Aerospace Conference (AERO; 05-12 March 2022; Big Sky, MT, USA)*. DOI: 10.1109/AERO53065.2022.9843501
12. Withrow S., Johnson W., Young L.A. et al. Mars Science Helicopter Conceptual Design. *Session: Mars Helicopter Technology (ASCEND; 16-18 November 2020; Virtual Event)*. DOI: 10.2514/6.2020-4029
13. *Sample Recovery Helicopters*, <https://mars.nasa.gov/msr/spacecraft/sample-recovery-helicopters/>
14. Karpovich E., Kombaev T., Gueraiche D. et al. Long-Endurance Mars Exploration Flying Vehicle: A Project Brief. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 11: 965. DOI: 10.3390/aerospace10110965
15. Karpovich E.A., Gueraiche D., Han W., Tolkahev 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
16. Gueraiche D., Kulakov I.F., Tolkahev 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>
17. Karpovich E., Kombaev T., Gueraiche D., Strelets D. Rocket-Based Versus Solar Wing-Tail Martian UAVs: Design, Analysis, and Trade Studies. *Aerospace Systems*, 2024, DOI: 10.1007/s42401-023-00267-w
18. Selig M.S. *Low Reynolds Number Airfoil Design Lecture Notes*. VKI Lecture Series 24–28 November 2003. <https://www.researchgate.net/publication/268329784>
19. ANSYS FLUENT Theory Guide, 2021, https://dl.cfdexperts.net/cfd_resources/Ansys_Documentation/Fluent/Ansys_Fluent_Theory_Guide.pdf
20. Wilcox D.C. Multiscale model for turbulent flows. *AIAA Journal*, 1988, vol. 26, no. 11, pp. 1311–1320. DOI: 10.2514/3.10042
21. ANSYS FLUENT Theory Guide – Low Reynolds number corrections, <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node434.htm>

Статья поступила в редакцию 20.11.2023; одобрена после рецензирования 29.11.2023; принята к публикации 14.12.2023.

The article was submitted on 20.11.2023; approved after reviewing on 29.11.2023; accepted for publication on 14.12.2023.