

## ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА



**Е.А. Карпович<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
[karpovichea@mai.ru](mailto:karpovichea@mai.ru);  
**E.A. Karpovich**

## DESIGN AND ANALYSIS OF AN UNMANNED VERTICAL TAKEOFF AND LANDING AIRCRAFT FOR MARS EXPLORATION



**Т.Ш. Комбаев<sup>2</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
[kombaew@ya.ru](mailto:kombaew@ya.ru);  
**T.S. Kombayev**

*В статье описан проектный облик и представлены основные характеристики беспилотного самолёта вертикального взлёта и посадки для исследования Марса.*

*Результаты исследования представлены в виде общих технических характеристик самолёта, профилей полёта для трёх миссий, а также данных об оборудовании и системах летательного аппарата.*

*На текущем этапе работы над проектом самолёт представляет собой летательный аппарат с коробчатой схемой крыла без фюзеляжа и хвостового оперения, без управляющих поверхностей, с электрической распределённой двигательной установкой на основе солнечной энергии. Распределённая двигательная установка обеспечивает тягу, управление и балансировку самолёта. Масса летательного аппарата составляет 6,4 кг, включая полезную нагрузку массой 0,8 кг и батарею массой 1,5 кг; расчётная крейсерская скорость самолёта – 49 м/с.*

*The article describes the design and reports the main characteristics of an unmanned vertical takeoff and landing aircraft for Mars exploration.*

*The results of the study are presented in the form of general technical characteristics of the aircraft, flight profiles for three missions, as well as the aircraft's equipment and system specifications.*

*The current version of the aircraft is a box-wing configuration, with no fuselage, tail, and control surfaces, with a solar electric distributed propulsion system.*

*The distributed propulsion system provides thrust, control and balance of the aircraft. The mass of the aircraft is 6,4 kg, including a payload of 0,8 kg and a battery of 1,5 kg; the estimated cruising speed of the aircraft is 49 m/s.*

<sup>1</sup> ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

<sup>2</sup> Филиал АО «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга.

Affiliate of Lavochkin Association, JSC, Russia, Kaluga.

Ключевые слова:

LEMFEV;

низкорейнольдсовый аэродинамический профиль;

самолёт с коробчатым крылом;

конвертоплан;

самолёт вертикального взлёта и посадки.

Keywords:

LEMFEV;

low-Reynolds airfoil;

box-wing aircraft;

tiltrotor;

vertical takeoff and landing aircraft.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.011

## ВВЕДЕНИЕ

Учёные исследуют Марс с помощью автоматических аппаратов уже несколько десятилетий (Косенкова А.В. и др., 2023), однако наше понимание его эволюции и климата все ещё ограничено. Орбитальные космические аппараты могут охватить большие площади и передают на Землю изображения поверхности планеты с разрешением в несколько метров, в то время как марсоходы могут исследовать только относительно небольшую область. Напротив, самолёт, летящий на высоте 10–100 метров над поверхностью Марса, будет проводить научные исследования, картографируя область на несколько порядков больше, чем марсоход, с разрешением, превышающим разрешение, доступное орбитальным космическим аппаратам; кроме того, он будет собирать данные о параметрах атмосферы на разных высотах. Главным преимуществом самолёта по сравнению с вертолётom является его дальность полёта и/или грузоподъёмность. Таким образом, можно сформулировать ряд задач для самолёта на Марсе, которые было бы сложно решить автоматическим аппаратам других типов; в качестве примера можно привести измерение градиентов параметров атмосферы в рамках планетарного пограничного слоя или исследование глубин кратеров.

К ограничениям, формирующим область проектных параметров марсианского самолёта, относятся, в частности:

- форма и размер десантного модуля (аппарата, в котором полезная нагрузка, в том числе проектируемый самолёт, будет доставлена до поверхности Марса);
- существенное влияние вязкости и сжимаемости марсианской атмосферы на аэродинамические характеристики самолёта (что связано с низкой средней температурой на Марсе, составляющей около  $-63^{\circ}\text{C}$ );
- большие ожидаемые механические перегрузки (осевая перегрузка при входе в атмосферу Марса может составлять до 10,2);
- необходимость обеспечения определённых условий для бортовых научных приборов (это может ограничить, например, высоту и скорость полёта);

- высокая интенсивность турбулентности (до 20%) и запылённость атмосферы Марса (Forget F. et al., 1999);
- широкий диапазон колебаний температуры окружающей среды;
- целевая область полёта на Марсе, высота полёта и время года.

Самым ранним из проектов марсианских самолётов был Mini-Sniffer – летательный аппарат с размахом крыла 6,7 м, оснащённый двигателем на гидразиновом топливе (Reed R.D., 1978). С тех пор значительные усовершенствования, связанные с аэродинамическим проектированием, концепциями двигателей, накопителями энергии и материалами, расширили диапазон возможностей для марсианских беспилотных летательных аппаратов. Среди предложенных концепций наиболее известны ARES (Aerial Photography of the Environment on a Regional Scale) от NASA Langley Research Center (Gasbarre J. et al., 2003) и Remotely Piloted Vehicle for Mars Exploration (NASA, 2013). Были предложены и другие типы летательных аппаратов, включая планеры (Walker D.D., 2008; Lewis R. et al., 1979), аппараты с надувными крыльями (Kearns J. et al., 2004; Jacob J.D. et al., 2006; Ayele W. et al., 2023), вертолёты (Benito J. et al., 2017) и даже роботы-насекомые (Bar-Cohen Y. et al., 2012).

В данной статье представлены результаты очередного этапа работы в рамках проекта беспилотного летательного аппарата дальнего действия для исследования Марса (Long endurance Mars exploration flying vehicle, LEMFEV (LEMFEV, 2024)). Проект выполняется в Московском Авиационном Институте при поддержке Российского научного фонда с апреля 2022 года и состоит в формировании облика самолёта для выполнения научных задач на Марсе. В результате параметрических исследований и оптимизации выбрана концепция солнечного самолёта коробчатой схемы с вертикальными взлётом и посадкой; предложенная компоновка отличается сравнительно простой механической конструкцией для обеспечения вертикального взлёта и посадки.

История солнечных самолётов началась с полёта NASA Pathfinder и NASA Pathfinder Plus (Colella N.J.

*et al.*, 1996). Эти летательные аппараты продемонстрировали техническую осуществимость полёта с использованием солнечных батарей и топливных элементов.

Самолёт Solar Impulse 2 успешно совершил первый в истории кругосветный полёт на солнечных батареях 26 июля 2016 года (Ross H., 2008). Zephyr S установил рекорд в 25 дней и 23 часа полёта 11 июля 2018 года (Клименко Н.Н., 2023). В 2008 году Sky Sailor беспилотный солнечный самолёт весом 780 г пролетел 27 часов (Noth A., 2008). Самолёт AtlantikSolar Швейцарского федерального технологического института в Цюрихе совершил полёт продолжительностью 81,5 часа в июле 2015 года, установив рекорд продолжительности полёта для самолёта массой менее 50 кг.

Одним из требований к самолёту для исследования Марса является возможность осуществления вертикального взлёта и посадки.

Существует несколько типов летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки – такие, как мультироторы (винтокрылые летательные аппараты с более чем двумя несущими винтами), вертолёты и конвертируемые (иногда называемые гибридными) самолёты (конвертопланы).

Конвертопланы разрабатываются с 1960-х годов с целью объединить в одном аппарате преимущества самолётов и вертолётов: возможность полёта на вертикальных режимах – с манёвренностью, большими грузоподъемностью и дальностью полёта (Ducard G. et al., 2021). Переход из вертикального в горизонтальный режим может осуществляться с помощью поворота винтов, крыла или даже всего планера.

Переход из вертикального в горизонтальный полёт самолёта, предложенного в рамках данной работы, осуществляется путём поворота всего планера, поскольку такой подход обеспечивает наибольшую простоту и надёжность конструкции, а также наиболее простую систему управления.

Описанный в данной статье беспилотный самолёт призван занять определённую нишу среди существующих марсианских зондов; он должен обладать большей полезной нагрузкой, летать на большую дальность, чем вертолёт, и предоставлять данные, в том числе о горизонтальных и вертикальных градиентах параметров марсианской атмосферы, с большим разрешением, чем орбитальный аппарат.

В рамках проведённого исследования были сформулированы следующие задачи:

**таблица 1** – Ожидаемые условия эксплуатации и ограничения для марсианского самолёта

№	параметр		значение	ссылка
1	максимальная перегрузка (осевая/боковая)		10,2/9	(Ефанов В.В., 2020)
2	радиационная нагрузка (не включая радиационную нагрузку от радиоизотопных источников тепла десантного модуля)		2000 рад	
3	максимальный габаритный размер самолёта, установленного в десантном модуле		2500 мм	
4	температура эксплуатации бортовых приборов		–40...+50°C	
5	средняя интенсивность солнечного излучения на поверхности	в отсутствие пылевой бури	250 Вт/м <sup>2</sup>	(Forget F. et al., 1999)
		при пылевой буре	100 Вт/м <sup>2</sup>	
6	вертикальная составляющая ветра (на высоте 500 м)	в отсутствие пылевой бури	0,01 м/с (вниз, max 0,08 м/с), –0,02 м/с (вверх, max –0,04 м/с)	
		при пылевой буре	0,02 м/с (вниз, max 0,08 м/с), –0,02 м/с (вверх, max –0,06 м/с)	
7	горизонтальная составляющая ветра (на высоте 500 м)	в отсутствии пылевой бури	12 м/с (max 25 м/с)	
		при пылевой буре	20 м/с (max 55 м/с)	



- изучить влияние на облик марсианского самолёта таких факторов, как необходимость доставки аппарата на Марс, климат и атмосфера Марса, заданные профили полёта (программы научных исследований);
- оценить возможности марсианского самолёта с точки зрения массы полезной нагрузки (а значит и его научного потенциала), его геометрии в плане, формы аэродинамического профиля, архитектуры бортовых систем;
- выбрать и обосновать рациональную конфигурацию самолёта для выполнения конкретных научных задач на Марсе и оценить его характеристики.

## 1. Основные задачи, научные цели и условия эксплуатации самолёта

Полётная миссия марсианского самолёта может включать следующие задачи:

1. Оценка вертикальных и горизонтальных градиентов параметров атмосферы Марса, а также изучение химического состава поверхности Марса и приповерхностного слоя – измерения в полёте.

2. Перенос научной станции и измерения на поверхности.

Первый вариант позволит, в частности, изучить особенности самой нижней области планетарного пограничного слоя Марса, подвергающейся существенному влиянию подстилающей поверхности. Второй вариант расширит ареографический и временной охват измерений.

Из возможных научных целей для марсианского самолёта можно отметить следующие:

1. Кратеры и каньоны (поскольку относительно высокая плотность атмосферы, ожидаемая ниже условной поверхности планеты, позволила бы снизить крейсерскую скорость самолёта); с этой точки зрения перспективным местом для исследования может быть кратер Hellas Planitia с максимальной глубиной 7,5 км).

2. Планетарный пограничный слой атмосферы Марса (поскольку подавляющее большинство измерений *in situ* на Марсе были получены на высотах, не превышающих 1,2 м).

Основные ожидаемые условия эксплуатации и ограничения для марсианского самолёта приведены в таблице 1.

## 2. Результаты проектирования

### 2.1. Общий вид самолёта, его основные характеристики и примеры профилей полёта

Проектирование, расчёт и оптимизация геометрии самолёта были осуществлены с помощью комплекса математических моделей в среде MATLAB, куда входили, в частности, уравнение весового баланса,

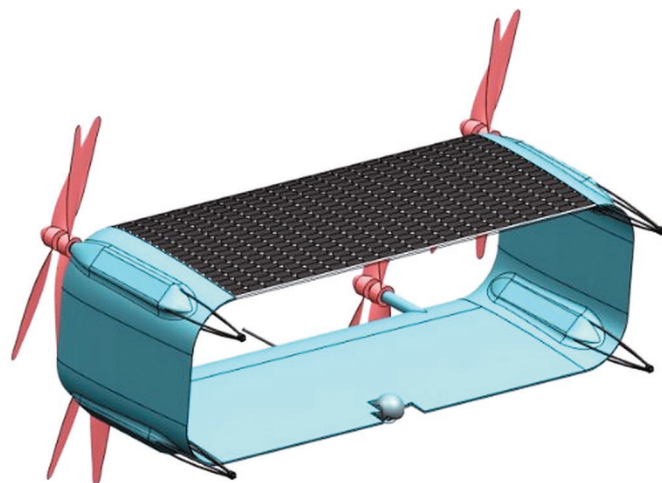


рисунок 1. Общий вид беспилотного самолёта

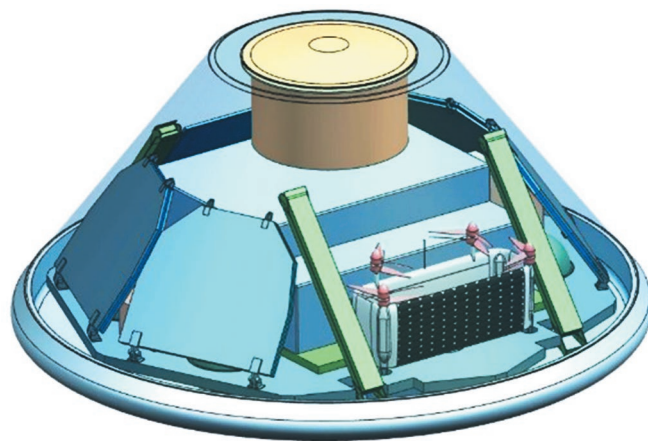


рисунок 2. Самолёт как попутная полезная нагрузка, установленный в десантном модуле

уравнения движения самолёта, один из численных (панельных) методов для оценки аэродинамических характеристик самолёта (*Drela M.*, 1989), модель атмосферы Марса (*Forget F. et al.*, 1999), модуль для оптимизации и расчёта аэродинамических профилей (с применением метода роя частиц (*Montagdude/Xoptfoil: Airfoil optimization with Xfoil*, 2019)) и воздушных винтов (с применением классического метода минимизации индуцированных потерь (*Larrabee E.E.*, 1979)).

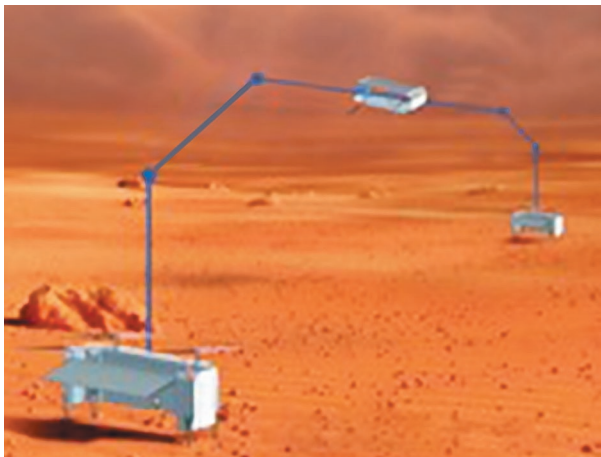
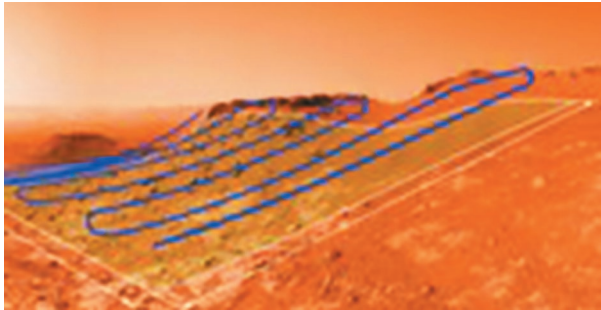
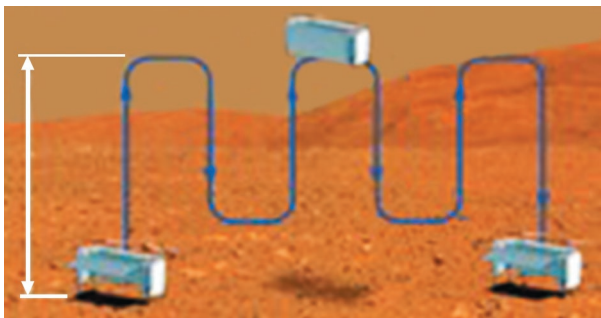
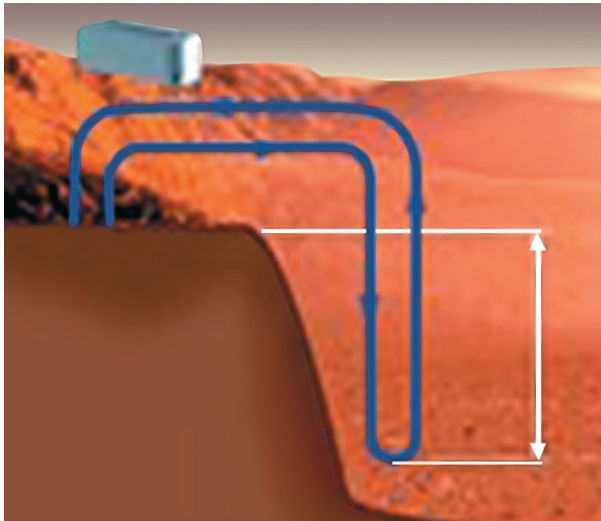
В результате проектирования и расчёта нескольких компоновок самолёта была выбрана коробчатая схема без фюзеляжа и хвостового оперения, без рулевых поверхностей, с распределённой электрической двигательной установкой, обеспечивающей тягу, управление и балансировку (рисунок 1). В силовую установку входят солнечные батареи, аккумуляторные батареи, электромоторы и воздушные винты. Размеры самолёта позволяют использовать его как попутную полезную нагрузку в рамках основной марсианской миссии (рисунок 2).

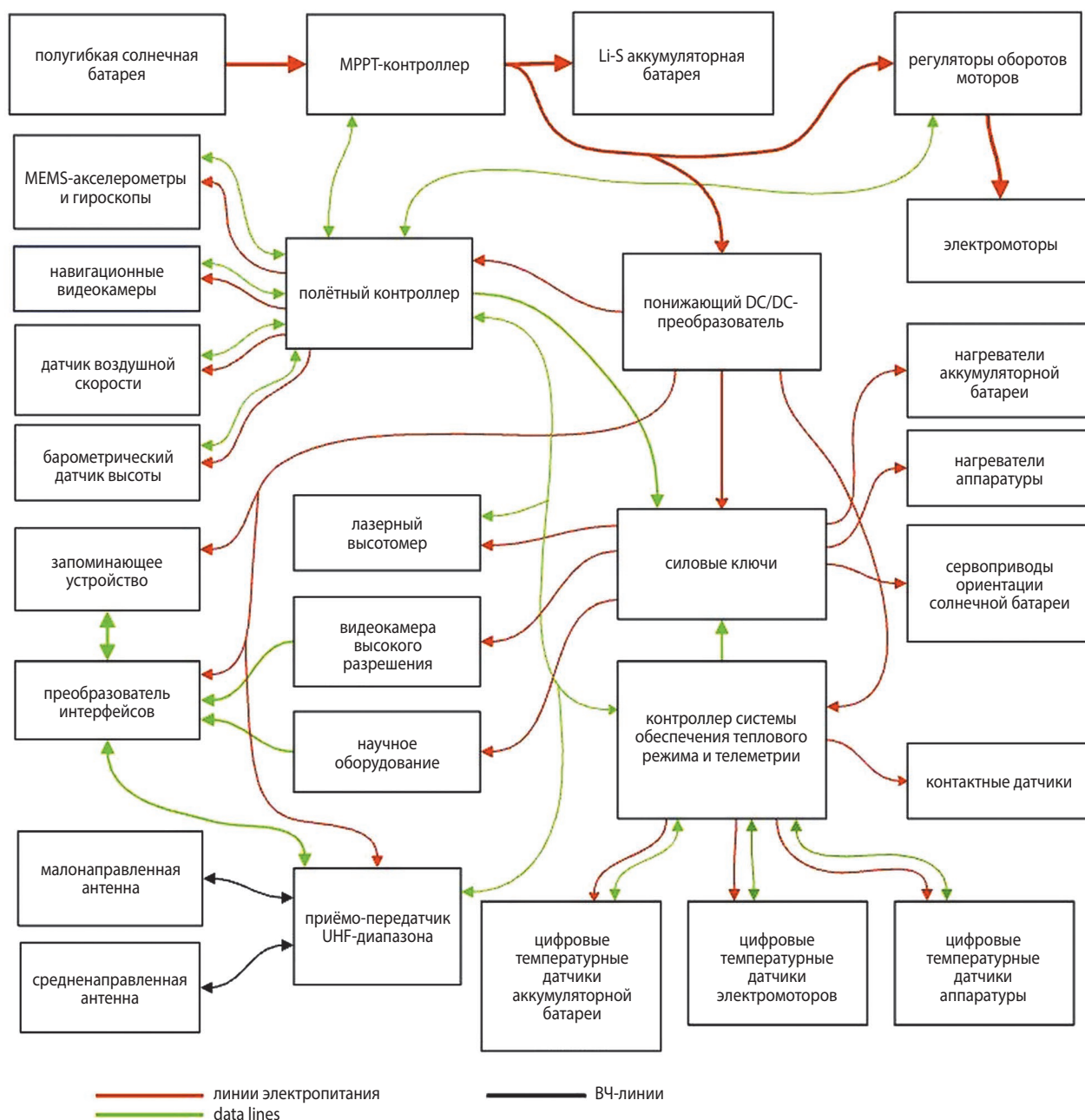
# ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

**таблица 2** – Основные технические характеристики самолёта

параметр	значение	описание	единицы измерения
условия полёта			
$H$	15	высота	м
$L$	20	географическая широта	градусы
массовая сводка			
$m$	6,3	взлётная масса самолёта	кг
$m_{payload}$	0,8	масса полезной нагрузки	кг
$m_{airframe}$	1,4	масса конструкции	кг
$m_{power\ system}$	1,3	масса двигательной установки	кг
$m_{solar\ cell}$	0,2	масса солнечных батарей	кг
$m_{equipment}$	1,1	масса аппаратуры	кг
$m_{battery}$	1,5	масса аккумуляторных батарей	кг
геометрические параметры самолёта			
$S$	1,3	площадь крыла	м <sup>2</sup>
$b$	1,0	размах крыла	м
$c_{MAC}$	0,7	средняя хорда крыла	м
общие характеристики самолёта			
$P$	475,5	мощность двигательной установки	Вт
$P_{trans}$	2,0	выходная мощность радиопередатчика	Вт
$R$	95	дальность полёта	км
$V_{cruise}$	48,4	крейсерская скорость	м/с
$V_{min}$	46,3	минимальная скорость полёта	м/с
$m/S$	5	удельная нагрузка на крыло	кг/м <sup>2</sup>
$W/A$	11,6	нагрузка на ометаемый диск	Н/м <sup>2</sup>
безразмерные параметры			
$AR$	1,52	удлинение верхнего/нижнего крыла	—
$\lambda$	1	сужение верхнего/нижнего крыла	—
$W_{battery}/W_{gross}$	0,25	относительная масса аккумуляторной батареи	—
расчётные условия			
Re	81339	крейсерское число Рейнольдса	—
M	0,37	крейсерское число Маха	—
$C_{l,cruise}$	0,31	крейсерский коэффициент подъёмной силы	—
аэродинамические характеристики			
$L/D_{cruise}$	4	крейсерское аэродинамическое качество	—
$L/D_{max}$	4,5	максимальное аэродинамическое качество	—
$C_{D, L=0}$	0,06	минимальный коэффициент лобового сопротивления	—
$C_{l, max}$	1,12	максимальный коэффициент подъёмной силы	—

таблица 3 – Варианты профилей полёта самолёта

полёт на максимальную дальность, перенос научной станции, измерения на поверхности		
параметр	значение	иллюстрация профиля полёта
высота полёта	15 м	
дальность полёта	93 км	
масса полезной нагрузки	0,8 кг	
крейсерская скорость	49 м/с	
глубина разряда батареи	0,7	
картографирование в горизонтальной плоскости		
масса лидара	0,8 кг	
высота полёта	50 м	
частота сканирования (одинарное отражение)	240 кГц	
плотность облака точек	54 т/м²	
перекрытие полосы сканирования	30%	
отсканированная площадь	0,98 км²	
измерение параметров атмосферы в вертикальной плоскости		
вертикальная скорость	1 м/с	
максимальная высота	190 м	
глубина разряда батареи	0,7	



**рисунк 3.** Структурная диаграмма бортовой аппаратуры проектируемого самолёта

Основные расчётные технические характеристики самолёта представлены в таблице 2.

В таблице 3 представлены три примера профилей полёта для проектируемого солнечного самолёта вертикального взлёта и посадки.

При полёте на максимальную дальность на высоте 15 м расчётная дальность полёта самолёта составляет 93 км при скорости 49 м/с. При выполнении картографирования с помощью лидара на высоте 50 м самолёт может охватить поверхность площадью 0,98 км<sup>2</sup> с 30% перекрытием соседних полос сканирования. В связи с существенно ограниченным временем работы на вертикальных режимах

разница в плотности атмосферы при подъёме в атмосфере и спуске в кратер практически не влияет на ожидаемые лётно-технические характеристики аппарата: при вертикальной скорости 1 м/с максимальная высота подъёма и минимальная глубина спуска в кратер составляют около 190 м.

## 2.2. Бортовая аппаратура и системы самолёта

Основной особенностью бортовой аппаратуры проектируемого самолёта является широкое использование COTS (Commercial off-the-shelf, готовые коммерчески доступные аппаратные компоненты).



Такой подход показал свою эффективность при создании недорогих успешных миссий по исследованию дальнего космоса, например, Mars Cube One (*Kobayashi M.M. et al., 2021*) и Ingenuity (*Balaram B. et al., 2018*). В качестве систем используются как готовые системы, уже разработанные для применения на космических аппаратах форм-фактора CubeSat или в беспилотных летательных аппаратах (БПЛА), так и вновь создаваемые на базе COTS компонентов. На рисунке 3 представлена структурная диаграмма бортовой аппаратуры проектируемого самолёта.

Система электропитания самолёта состоит из солнечной батареи, аккумулятора, МРРТ-контроллера и понижающего DC/DC-преобразователя.

Для предварительной оценки были использованы данные по Li-S-аккумуляторам с энергоёмкостью 500 Вт·ч/кг (*Ionel S., 2023; Dörfler S. et al., 2021*).

Солнечные батареи самолёта включают полугибкие многокаскадные фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) с КПД не менее 30% и удельной массой 0,49 кг/м<sup>2</sup> (*Rocket Lab, 2023*). ФЭП наклеиваются на верхнюю поверхность крыла, обладающего допустимым для таких ФЭП радиусом кривизны. Верхнее крыло может быть оснащено приводом, позволяющим отклонять его на необходимый угол для обеспечения максимальной плотности потока солнечного излучения на ФЭП при заряде аккумуляторной батареи на поверхности планеты (рисунок 4). Кроме того, возможен вариант, когда при положении самолёта на поверхности Марса за счёт шасси и взаимного положения крыльев обеспечивается требуемый угол наклона верхнего крыла относительно Солнца. Угол наклона крыла выбирается оптимальным с точки зрения обеспечения максимального значения

энергии, выдаваемой солнечной батареей в течение марсианского дня на заданной широте.

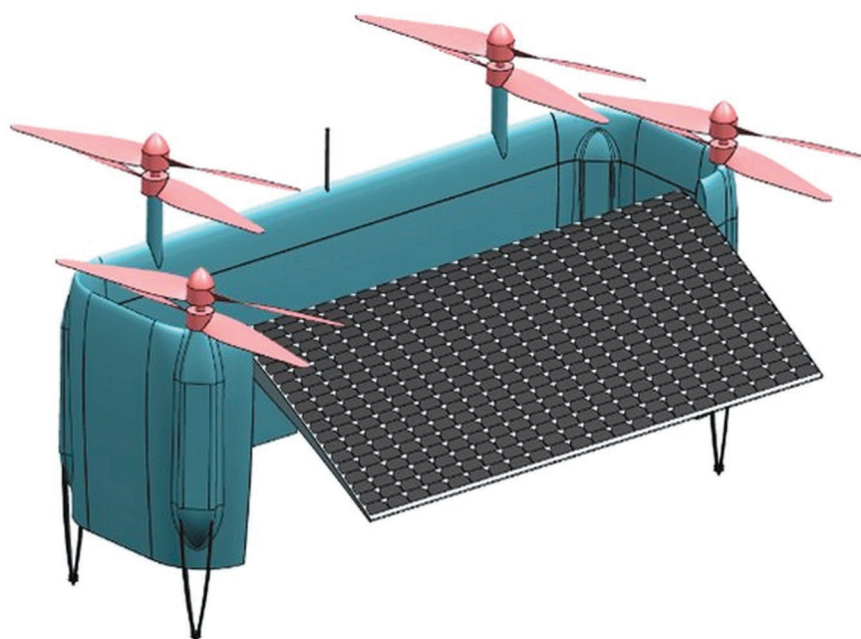
Всеми системами самолёта управляет дублированный полётный контроллер. В качестве навигационной системы используется следующий набор датчиков:

- две навигационные видеокамеры;
- лазерный высотомер;
- инерциальный измерительный блок (MEMS-акселерометры и гироскопы);
- датчик воздушной скорости;
- барометрический датчик высоты.

Бортовая радиосистема обеспечивает связь с самолётом через КА-ретранслятор на орбите Марса в UHF-диапазоне. Также в качестве ретранслятора сигнала на Землю может использоваться перелётный модуль миссии доставки самолёта на Марс или посадочный модуль этой же миссии, осуществивший мягкую посадку на поверхность планеты. Радиосистема самолёта оснащается одной малонаправленной антенной и одной средненаправленной антенной с коэффициентом усиления 5,5 дБи, размещённой под радиопрозрачной аэродинамической поверхностью.

Для обеспечения теплового режима бортового оборудования используются следующие средства:

- полимерные плёночные нагреватели для обеспечения температурного диапазона аккумуляторных батарей и бортовой электроники;
- сеть цифровых температурных датчиков, установленных на основных компонентах служебной, научной бортовой аппаратуры, моторах и аккумуляторных батареях;



**рисунк 4.** Поворот крыла самолёта с наклеенными фотоэлектрическими преобразователями



- отдельный контроллер системы теплового режима, взаимодействующий с полётным контроллером;
- элементы конструкции с заданной теплопроводностью;
- тепловые шины с моторов, обеспечивающие передачу тепла на дополнительные поверхностные теплообменники на боковых и нижних поверхностях крыльев (при необходимости).

## **заключение**

В статье представлены результаты исследования в виде общих технических характеристик электрического коробчатого самолёта вертикального взлёта и посадки для исследования Марса, его профилей полёта, а также данных о его бортовой аппаратуре и системах.

Количество ограничений, формирующих область проектных параметров марсианского самолёта, превышает количество ограничений при проектировании самолёта для земных условий.

На текущем этапе работы над проектом были учтены следующие ограничения:

- ограничения, связанные с доставкой зонда на Марс (в частности, геометрические ограничения);
- некоторые особенности атмосферы и климата Марса (такие, как высокая интенсивность турбулентности, низкая температура и высокая вязкость, а также низкая интенсивность солнечного излучения);
- необходимость обеспечения минимально возможной скорости полёта (для корректной работы научных приборов, таких как лидар, радиометр, ИК-спектрометр или метеорологические датчики), а также минимально возможного аэродинамического сопротивления как на горизонтальном, так и на вертикальном режимах полёта.

Минимальное аэродинамическое сопротивление самолёта обеспечивается в первую очередь за счёт оптимизации формы крыла и выбора коробчатой схемы без фюзеляжа и хвостового оперения.

В этом исследовании мы рассматривали самолёт как вторичную полезную нагрузку, поэтому размах его крыла был ограничен одним метром и фиксирован.

Самолёт с вертикальным взлётом может выполнять на Марсе ряд задач, которые сложно решить с помощью автоматических аппаратов других типов. К таким задачам относятся измерения градиентов параметров в пределах планетарного пограничного слоя Марса, а также исследование глубин кратеров.

Рассмотренные в статье профили полёта включали следующее:

- измерения в полёте;
- доставка научной станции в заданные точки и измерения на поверхности.

Результаты работы представлены в виде общих технических характеристик самолёта, профилей полёта, а также данных по оборудованию и системам зонда.

В текущем варианте самолёт представляет собой летательный аппарат коробчатой схемы без фюзеляжа и хвостового оперения, без управляющих поверхностей, с солнечной электрической распределённой силовой установкой, обеспечивающей тягу, управление и балансировку. Размах крыла аппарата составляет один метр, его масса 6,3 кг, включая полезную нагрузку массой 0,8 кг и аккумуляторную батарею массой 1,5 кг; расчётная крейсерская скорость самолёта 49 м/с, что соответствует числу Рейнольдса  $8 \cdot 10^4$  и числу Маха 0,37.

При полёте на максимальную дальность на высоте 15 м расчётная дальность полёта самолёта составляет 93 км при скорости 49 м/с. При выполнении картографирования на высоте 50 м самолёт может отсканировать площадь поверхности  $0,98 \text{ км}^2$  с 30% перекрытием соседних полос сканирования. Из-за существенно ограниченного времени на вертикальных режимах полёта разница в плотности атмосферы при подъёме в атмосферу и спуске в кратер практически не влияет на ожидаемые лётно-технические характеристики аппарата: при вертикальной скорости 1 м/с максимальная высота подъёма и минимальная глубина спуска в кратер составляют около 190 м.

Результаты исследования расширяют наши представления о возможностях марсианского самолёта вертикального взлёта с точки зрения массы полезной нагрузки, следовательно, его научной ценности, а также с точки зрения геометрии в плане формы аэродинамического профиля, архитектуры самолётных систем.

Следующие шаги в рамках проекта будут включать оптимизацию планера и винтов для вертолётных и самолётных режимов полёта, включая режим посадки с боковым ветром. В данный момент осуществляется создание модели самолёта, отмасштабированной для проведения лётных испытаний на Земле.

Результаты данной работы могут оказаться полезными при проектировании небольших БПЛА для Земли и других небесных тел.

*Проект осуществляется при финансовой поддержке Российского научного фонда, грант № 22-49-02047.*

## **список литературы**

Ефанов В.В. Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022»: научное издание. В 2-х томах / Под ред. В.В. Ефанова, Х.Ж. Карчаева. Химки: Изд-во АО «НПО Лавочкина», 2020. 240 с.

Клименко Н.Н. Смена парадигмы: создание и применение псевдокосмических аппаратов как составная часть «новой космической революции» и «новой беспилотной революции» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 3-18. DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.001.

Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю. Исследования планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 9-19. DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.002.

Ayele W., Maldonado V. Conceptual Design of a Robotic Ground-Aerial Vehicle with an Aeroelastic Wing Model for Mars Planetary Exploration // Aerospace. 2023. 10, 404. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace10050404> (дата обращения: 12.09.2024).

Balaram B., Canham T., Duncan C., Golombek M. et al. Mars Helicopter Technology Demonstrator // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2018. DOI: 10.2514/6.2018-0023.

Bar-Cohen Y., Colozza A., Badescu M., Sherrit S. et al. Biomimetic Flying Swarm of Entomopters for Mars Extreme Terrain Science Investigations // Concepts and Approaches for Mars Exploration. 2012. № 1679. Id. 4075.

Benito J., Noyes C., Shotwell R., Karp A. et al. Hybrid propulsion mars ascent vehicle concept flight performance analysis // IEEE Aerospace Conference. 2017. DOI: 10.1109/AERO.2017.7943964.

Colella N.J., Wenneker G.S. Pathfinder. Developing a solar rechargeable aircraft // IEEE Potentials. 1996. Vol. 15., iss. 1. P. 18-23.

Dörfler S., Walus S., Locke J., Fotouhi A. et al. Recent Progress and Emerging Application Areas for Lithium-Sulfur Battery Technology // Energy Technology. 2021. Vol. 9, № 1. DOI: 10.1002/ente.202000694.

Drela M. XFOIL Conference // Available online: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (accessed on 23 March 2022), (дата обращения: 12.09.2024).

Ducard G., Allenspach M. Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible VTOL UAVs // Aerospace Science and Technology. 2021. Vol. 118(2). DOI: 10.1016/j.ast.2021.107035.

Forget F., Hourdin F., Fournier R., Hourdin C. et al. Improved general circulation models of the Martian atmosphere from the surface to above 80 km // Journal of Geophysical Research: Planets. 1999. Vol. 104, iss. E10. P. 24, 155-24, 175.

Gasbarre J., Dillman R. Preliminary design and analysis of the ARES atmospheric flight vehicle thermal control system // SAE Technical Paper. SAE-2003-01-2686. 2003. URL: <https://doi.org/10.4271/2003-01-2686> (дата обращения: 12.09.2024).

Ionel S. High Energy Density Lithium Ion Cells with Silicon Nanowire Anode Technology. URL: <https://www1.grc.nasa.gov/wp-content/uploads/5.-Amprius.pdf> (дата обращения: 12.09.2024).

Jacob J.D., Lump J.E., Smith S.W., Smith W.T. Multi-disciplinary design experience of a high altitude inflatable wing UAV for aerospace work force development // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2006. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2006-93> (дата обращения: 12.09.2024).

Kearns J., Usui M., Smith S., Scarborough S. et al. Development of UV-Curable Inflatable Wings for Low-Density Flight Applications // 45<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. 2004. URL: <https://DOI.org/10.2514/6.2004-1503> (дата обращения: 12.09.2024).

Kobayashi M.M., Shihabi M., Taylor J. Mars Cube One Telecommunications Subsystem Design // DESCANSO Design and Performance Summary Series. Article 18. 2021. 96 p.

Larrabee E.E. Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers: report // SAE Technical Paper Series. 1979. DOI: 10.4271/790585.

LEMFEV. Long Endurance Mars Exploration Flying Vehicle. URL: <https://www.lemfev.com/> (дата обращения: 12.09.2024).

Lewis R., Clarke V., Kerem A. A mars airplane Oh really // 17th Aerospace Sciences Meeting. 1979. URL: <https://doi.org/10.2514/6.1979-67> (дата обращения: 12.09.2024).

Montagdude/Xoptfoil: Airfoil optimization with Xfoil. URL: GitHub – montagdude/Xoptfoil: Airfoil optimization with Xfoil (дата обращения: 26.11.2024).

NASA. A concept study of a remotely piloted vehicle for mars exploration // Contractor Report NASA-CR-157942, 2013.

Noth A. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight // Engineering, Environmental Science, 2008. DOI: 10.3929/ETHZ-A-005745622.

Reed R.D. High-Flying Mini-Sniffer RPV: Mars bound // Astronautics and Aeronautics. 1978. Vol. 16. P. 26-39.

Rocket Lab // Space solar cells. URL: <https://www.rocketlabusa.com/space-systems/solar/space-solar-cellscis/> (дата обращения: 12.09.2024).

Ross H. Fly around the World with a Solar Powered Airplane // Technical Soaring. 2008. Vol. 32, № 4. P. 122-132.

Walker D.D. Preliminary Design, Flight Simulation, and Task Evaluation of a Mars Airplane // Engineering, Physics, Environmental Science. 2008. URL: [PDF] Preliminary Design, Flight Simulation, and Task Evaluation of a Mars Airplane | Semantic Scholar.

Статья поступила в редакцию 01.10.2024

Статья после доработки 23.01.2025

Статья принята к публикации 24.01.2025