

КАКИМ МОЖЕТ БЫТЬ ПЕРВЫЙ КРЫЛАТЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬ КРАСНОЙ ПЛАНЕТЫ?

КАРПОВИЧ Елена Анатольевна,

кандидат технических наук

Московский авиационный институт, ПАО «Яковлев»

КОМБАЕВ Тимур Шикурович,

Московский авиационный институт

ФОРШТЕР Евгений Борисович

DOI: 10.7868/50044394824010055



Марс – изрезанная разломами, вулканами и каньонами ледяная пустыня с тонкой атмосферой, почти не защищенная от ионизирующего космического излучения. Сформировавшись примерно в то же время, что и наша планета, Марс существенно отличается от Земли по размеру, климату, ландшафту, и во многих других аспектах.

КАКИЕ УСЛОВИЯ ОЖИДАЮТ МАРСИАНСКИЙ БЕСПИЛОТНИК?

С древнейших времен Марс привлекает внимание астрономов. Первые наблюдения Марса с помощью телескопов выявили изменение цвета его поверхности в течение года, а также характерные особенности рельефа. Изменение цвета поверхности можно было объяснить как сезонное изменение растительного покрова, а необычный марсианский ландшафт – целенаправленной работой разумных существ. Впоследствии благодаря наблюдениям с помощью более совершенных приборов были обнаружены два спутника Марса, Фобос и Деймос, полярные ле-

дяные шапки и Олимп – самая высокая гора Солнечной системы. Было обнаружено, что из-за наклона оси вращения к плоскости орбиты на Марсе есть времена года. Зимой в северном полушарии полярная шапка растет, а в южном почти исчезает, и через полгода полушария меняются местами. Продолжительность марсианских суток сопоставима с земными сутками.

Первые полеты автоматических космических аппаратов (КА) развеяли теории о «живом» Марсе. На снимках, полученных с автоматической межпланетной станции *Mariner-4*, люди увидели усеянную кратерами безжизненную поверхность. Дальнейшие исследования выявили и другие формы рельефа Марса, например пересохшие русла рек, что говорит о наличии на планете в прошлом жидкой воды и дает надежду найти на ней следы жизни.

Тонкая атмосфера Марса состоит в основном из углекислого газа, азота и аргона. На Марсе бывают облака, туманы, дымка, метели и даже снег.

Как и на Земле, на Марсе случаются пылевые бури. Но, в отличие от Земли, на Марсе эти бури могут прини-

мать планетарный масштаб, поднимая тысячи тонн пыли из окиси железа высоко над поверхностью планеты и существенно снижая оптическую видимость нижних слоев атмосферы. Марсианские автоматические аппараты неоднократно были свидетелями пылевых дьяволов – конвективных вихрей, возникающих, когда горизонтальные потоки закручивают газ, поднимающийся с разогретой Солнцем поверхности планеты. Но марсианские пылевые дьяволы больше, быстрее и существуют дольше своих земных братьев. И по некоторым данным, в среднем на один квадратный километр поверхности Марса приходится один пылевой дьявол в сутки!

Пыль играет ключевую роль в определении современного климата Марса и, как предполагается, оказывает большое влияние на эволюцию поверхности и историю климатических условий на планете.

Пылевые бури на Марсе возникают почти на всех широтах и в течение всего года. Однако, по наблюдениям, наиболее часто они возникают в области 10–20° северной широты и 20–40° южной широты, причем на юге наблюдается больше пылевых облаков, чем на севере, и большинство из них приходится на южную весну.

Из-за потоков с поперечным градиентом скорости вся приповерхностная атмосфера Марса оказывается турбулентной. Наличие относительно мелких пылевых частиц в приповерхностном слое приводит к увеличению градиента скорости и отрыву частиц от поверхности, увеличивая количество пыли, переносимой в атмосферу. Интенсивность турбулентности в марсианской атмосфере может достигать 20%, что сопоставимо с течением внутри компрессоров и высоконагруженных каналов. Безусловно, это свойство марсианской атмосферы должно быть

учтено при проектировании самолета для исследования Красной планеты.

Температура окружающей среды на поверхности Марса колеблется от –130 °С до 35 °С. Следовательно, для обеспечения нормальной работы приборов, двигательной установки и аккумуляторных батарей на борту летательного аппарата (ЛА) необходима система терморегулирования. Эта система может включать электрические нагреватели, терморегулирующие покрытия, экранно-вакуумную теплоизоляцию и конструктивные элементы с различной теплопроводностью.

ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА С ПОМОЩЬЮ АВТОМАТИЧЕСКИХ КА

На начальном этапе Марс исследовался с пролетных траекторий, когда автоматический КА пролетал в непосредственной близости от планеты, делал необходимые научные измерения и дальше удалялся от Марса, оставаясь на орбите вокруг Солнца. К таким исследовательским полетам можно отнести *Mariner-4*, пролетевший рядом с Марсом в 1965 г. Дальше последовали исследования с орбиты планеты и точечные исследования поверхности с помощью аппаратов, совершающих посадку на поверхность. Первую в истории мягкую посадку на поверхность Марса в 1971 г. совершил исследовательский аппарат Марс-3. В настоящее время для исследования Марса широко используются марсоходы с колесным движителем, которые могут проводить исследования по пути своего движения. Начало такому типу исследований положили марсоходы-близнецы *Spirit* (англ. – Дух) и *Opportunity* (англ. – Возможность), прибывшие на Марс в 2004 г. Энергию они получали от солнечных батарей, которые пе-

риодически покрывались пылью. Пыль, наравне с труднопроходимым рельефом Марса, доставляла трудности при эксплуатации марсоходов. Следующим поколением марсоходов стали уже более тяжелые *Curiosity* (англ. – Любознательность) и *Perseverance* (англ. – Настойчивость), начавшие исследования в 2012 и 2021 гг. Эти марсоходы, в отличие от предыдущих, получали электрическую энергию не от солнечных батарей, а от преобразования тепла, получаемого при естественном распаде радиоактивных изотопов.

Одним из недостатков марсоходов является то, что они могут проводить контактные исследования лишь на небольшой площади. Например, марсоход *Opportunity* за 15 земных лет преодолел не более 50 км. Это помимо других технических причин связано со сложностью рельефа и ограниченной проходимостью марсоходов.

Вертолет *Ingenuity* (англ. – Изобретательность), который прибыл на Марс в 2021 г. как маленький попутчик большого марсохода *Perseverance*, произвел настоящую революцию в дальнейших планах и перспективах исследования планеты *Ingenuity* продемонстрировал возможность полета в разреженной атмосфере планеты, совершая короткие перелеты от одной точки к другой. *Ingenuity* открыл перспективы создания для Марса нового поколения летающих роботов, как больших исследовательских вертолетов и самолетов, так и роя маленьких недорогих исследовательских станций (масса вертолета *Ingenuity* составляет всего 1.8 кг). За неполных 3 земных года вертолет пролетел 17 км. Это показывает, что новый тип летающих роботов на поверхности Марса может значительно расширить наши возможности по исследованию планеты.

Уже сейчас можно сказать, что тенденцией в развитии нового поколения

роботов является переход от точечных исследований к расширению площади проводимых исследований – в частности, за счет отказа от колесных движителей и перехода к использованию управляемых перемещений в атмосферах и гидросферах планет и их спутников.

ПЕРВЫЕ ПРОЕКТЫ ЛА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

Самолет, летящий на малой высоте над поверхностью Марса, сможет решить ряд задач, недоступных для других типов автоматических аппаратов: он сможет исследовать территорию, на несколько порядков большую, чем планетоход, с разрешением, намного превышающим разрешение, предлагаемое современными спутниками; кроме того, такой беспилотный ЛА (БПЛА) сможет расширить наши знания о характеристиках марсианской атмосферы на разных высотах.

Первым проектом самолета, предназначенного для полета на Марсе, был *Mini-Sniffer* с размахом крыла 6.7 м, оснащенный двигателем внутреннего сгорания на гидразиновом топливе.

Прогресс в области автоматизированного проектирования и оптимизации облика ЛА и силовых установок, новые материалы с лучшими удельными характеристиками и защитой от космического излучения расширили диапазон концепций марсианских БПЛА. Среди предложенных проектов наиболее известен ARES (Aerial Photography of the Environment on the Regional Scale) исследовательского центра NASA в Лэнгли. Прорабатывались и другие концепции марсианских беспилотных ЛА: планеры, самолеты с надувными крыльями, вертолеты, сверхлегкие летающие роботы-насекомые, аппараты с машущими крыльями.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ ДЛЯ
МАРСИАНСКОГО БЕСПИЛОТНОГО
ЛА САМОЛЕТНОГО ТИПА

Самолет, предназначенный для исследования Марса, может быть спроектирован для выполнения одного или нескольких полетов.

Самолет без возможности вертикального взлета будет осуществлять измерения в полете, и если он будет оснащен устройством для выполнения одной контролируемой вертикальной посадки, он также будет работать в качестве посадочного аппарата, измеряющего интересующие параметры на поверхности. Аппарат вертикального взлета и посадки может проводить измерения в планетарном пограничном слое в требуемых временных масштабах, а также доставлять приборы в заданные места, осуществляя измерения на поверхности. Первый вариант позволит определить турбулентные и радиационные потоки на нижних 2–5 км атмосферы. Такие измерения должны учитывать сильные временные вариации, ожидаемые в этой части атмосферы. Второй вариант расширит географический и временной охват измерений.

Наборы научной полезной нагрузки, предлагаемые для проведения измерений в полете и на поверхности Марса, представлены в табл. 1 и 2.

Приборы, работающие в полете, в основном предназначены для изучения подстилающей поверхности. Для изучения состава поверхностного слоя полезная нагрузка может включать инфракрасный спектрометр. Небольшие особенности рельефа могут быть изучены с помощью лидара (оптического локатора для дистанционного зондирования, использующего лазерное излучение) благодаря близости аппарата к поверхности Марса. Георадар и радиометр – два прибора, позволяющие изучить внутреннюю структуру

приповерхностного слоя. Для отслеживания локальных изменений параметров атмосферы на разных высотах (измерения температуры, давления, ветра и влажности) ЛА может потребоваться метеорологический комплект. Для детального изучения состава поверхности Марса могут быть также использованы рамановская спектроскопия, используемая для определения колебательных мод молекул и вибрационных мод в твердых телах, своего рода структурных «отпечатков» молекул, с помощью которых их можно идентифицировать, а также лазерно-искровая эмиссионная (LIES) спектрометрия.

Таблица 1

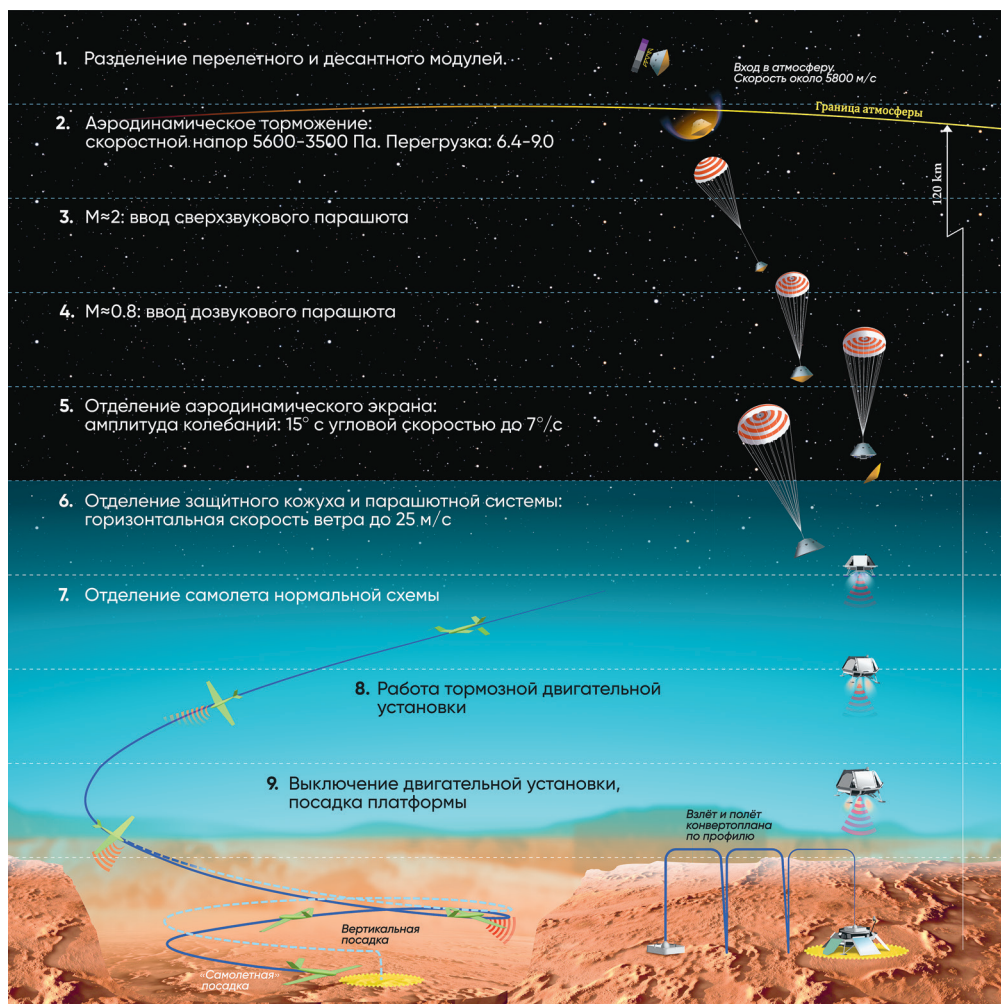
Пример комплекта бортовых научных приборов БПЛА для проведения измерений в полете

Прибор	Масса, кг
Камеры (для различных диапазонов длин волн)	1.5
Метеорологические датчики	0.5
Лидар	0.5
Радиометр	0.5
Георадар	1
ИК-спектрометр	1.5
Суммарная масса	5.5

Таблица 2

Пример комплекта бортовых научных приборов БПЛА для проведения измерений на поверхности Марса

Прибор	Масса, кг
Камеры (для различных диапазонов длин волн)	1.5
Метеорологические датчики	0.5
Раман и/или LIES спектрометр	2.5
ИК-спектрометр	1.5
Суммарная масса	6



Возможная программа спуска десантного модуля в атмосфере Марса и профили полета БПЛА: самолет нормальной схемы, один полет (синяя кривая на рисунке слева); конвертоплан, несколько полетов с вертикальным взлетом и посадкой (синяя кривая на рисунке справа)*

На рисунке показаны возможные программы спуска десантного модуля в атмосфере Марса, а также смоделированы профили полета БПЛА.

Отделение десантного (посадочного) модуля от перелетного модуля происходит при приближении КА к границе атмосферы Марса.

Марс имеет довольно разреженную атмосферу, что требует исполь-

зования системы спуска с тормозным двигателем на заключительном этапе посадки.

Программа посадки десантного модуля с БПЛА состоит из нескольких этапов:

1) внеатмосферный этап, начинающийся с отделения десантного модуля от перелетного модуля и заканчивающийся непосредственно перед входом десантного модуля в марсианскую

* Все изображения в статье подготовлены авторами.

атмосферу (120 км над поверхностью Марса);

2) этап аэродинамического торможения, начинающийся на высоте 120 км и заканчивающийся перед раскрытием парашютной системы;

3) торможение с помощью парашютной системы, заканчивающееся отделением посадочной платформы от заднего кожуха с закрепленной на нем парашютной системой;

4) торможение с помощью ракетного двигателя – от отделения посадочной платформы от заднего кожуха до касания опор посадочной платформы о поверхность Марса.

Во время аэродинамического торможения скорость посадочного модуля уменьшается с 5800 м/с до значений, приемлемых для раскрытия сверхзвукового парашюта ($M = 2$). Максимальное динамическое давление изменяется от 5600 до 9500 Па и достигается на высотах от 25 до 33 км. Максимальная перегрузка, испытываемая десантным модулем, приближается к 9.

Полет БПЛА может начаться либо после отделения заднего кожуха, либо после достижения посадочной платформой поверхности Марса.

Если самолет не может осуществлять вертикальный взлет, для успешного перехода в горизонтальный полет он должен быть отделен от десантного модуля как можно выше. Максимальная высота старта самолета зависит от эффективности парашюта, траектории спуска и характеристик самолета: ограничения по числу Маха, массы аппарата и его аэродинамическим характеристикам.

Мюррей и Тартабини рассчитали, что марсианскому самолету массой 18 кг с ограничением по числу Маха 0.8 требуется запас высоты 5000–3000 м для успешного перехода в горизонтальный полет.

ВНЕШНИЕ ФАКТОРЫ, ВОЗДЕЙСТВУЮЩИЕ НА БПЛА ВО ВРЕМЯ ПЕРЕЛЕТА НА МАРС

На протяжении перелета и в процессе эксплуатации на Марсе БПЛА подвергается воздействию ряда внешних факторов, к которым относятся:

1) высокие температуры после сбрасывания головного обтекателя и во время аэродинамического торможения в атмосфере Марса;

2) механическая перегрузка во время старта ракеты-носителя и спуска десантного модуля в атмосфере Марса;

3) космическая радиация;

4) низкая температура во время перелета на Марс и при работе на Марсе;

5) пыль в атмосфере Марса.

Меры по снижению негативного влияния на БПЛА внешних факторов могут включать:

– тепловой контроль;

– конструкции, разгружающие БПЛА во время старта и посадки;

– радиационную защиту;

– защиту от пыли.

На траектории Земля-Марс КА подвергается воздействию радиации от солнечных вспышек и далеких галактических источников, а при выводе на траекторию перелета к Марсу – еще и от радиационных поясов вокруг Земли.

Кроме того, на КА, обеспечивающем перелет самолета в спящем состоянии до Марса, могут находиться радиозотопные источники электричества и тепла. Эти устройства используют энергию, выделяющуюся при радиоактивном распаде. Одним из их недостатков является дополнительная радиация, излучаемая ими в окружающее пространство. К Марсу самолет летит в спящем режиме внутри большого перелетного модуля, который своей массой защищает его от внешней кос-

мической радиации. От внутренней радиации, связанной с излучением радиоизотопных источников, самолет защищен тем, что закреплен внутри на значительном расстоянии от этих источников. После перелета к Марсу и входа в его атмосферу нагрузки на электронику от радиации значительно снижаются.

На Марсе нет магнитного поля, которое бы ослабляло космическую радиацию. Тем не менее, после доставки самолета на Марс радиационная нагрузка снижается на 70% за счет поглощения марсианской атмосферой (как показывают измерения радиационной нагрузки на работающих марсоходах). По этой причине в системах самолета может использоваться электроника, разработанная для земных беспилотных ЛА. Любопытно, что первый марсианский вертолет *Ingenuity* был собран на коммерческих электронных компонентах, некоторые из которых используются в смартфонах.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БПЛА ДЛЯ МАРСА

Традиционно процесс проектирования ЛА начинается с тщательного анализа всех имеющихся требований и ограничений, связанных с будущим самолетом. Для проектов «обычных» самолетов ценным источником информации являются статистические данные о самолетах данного класса. Эти данные приводятся в виде соотношений между массой компонентов взлетного веса (например, массой крыла, системы или шасси) и взлетной массой самолета.

При проектировании самолета возникают, в частности, два вопроса:

1) какие сочетания параметров и характеристик могут быть реально осуществлены в проекте?

2) какое сочетание параметров и характеристик является целесообразным для проектируемого самолета?

Ответ на первый вопрос может быть найден из анализа уравнения баланса масс самолета. На второй вопрос можно получить множество ответов в зависимости от используемого критерия оценки эффективности данного ЛА.

Уравнение баланса масс связывает в единое целое значения параметров и характеристик самолета и называется уравнением его существования. Это уравнение отражает тот факт, что улучшение одних свойств самолета неизбежно влечет за собой ухудшение других.

Уравнение существования ЛА не отвечает на вопрос о целесообразности применения величин выбранного комплекса параметров и характеристик. Для этого необходимо пользоваться критериями оценки эффективности. Если назначение аппарата состоит в получении максимально возможного объема научной информации, то критерием эффективности может быть объем научной информации, полученный за все время эксплуатации ЛА, отнесенный к его стоимости. Однако на ранних этапах проектирования, когда формируется облик ЛА, такой критерий сложно рассчитать. Критерием эффективности на этапе формирования концепции БПЛА может быть, например, дальность полета за сутки, умноженная на вес полезной нагрузки.

Уравнение существования решают в нескольких итерациях, что обеспечивает реалистичность исходных данных для дальнейшего определения базовых проектных параметров и геометрии ЛА.

Проектирование марсианского БПЛА требует модификации традиционного подхода. Это связано с рядом «нетрадиционных» ограничений (например,

с необходимостью доставить аппарат на Марс) и с тем, что требования к самолету и его научная миссия определяются параллельно с процессом проектирования. Статистические данные, полученные на основании обработки информации о существующих проектах марсианских БПЛА, демонстрируют существенные различия во взлетном весе и размерах аппаратов, что делает эти данные ненадежными в качестве исходных данных для нового проекта.

Отправной точкой в нашей работе была выбрана геометрия крыла в плане, а не требования к взлетной массе или эксплуатационным характеристикам, по следующим причинам:

- для доставки на Марс БПЛА должен быть размещен в десантном модуле, что ограничивает его размер в сложенном виде; стремление уменьшить количество узлов складывания ограничивает размах крыла;

- для улучшения аэродинамических характеристик крыльев увеличивают их удлинение; однако с удлинением увеличивается вес крыла и уменьшается устойчивость по крену, что может оказать негативный эффект на летные характеристики аппарата с небольшой нагрузкой на крыло (ориентировочная нагрузка на крыло БПЛА – 10 Н/м^2).

- аэродинамические характеристики профиля крыла, оптимизированного для «марсианских» условий, в частности, для малых чисел Рейнольдса, невысоки.

Размах крыла, соответствующий заданному числу узлов складывания (например, трем), наряду с рациональным значением удлинения, заданным профилем и вычисленными параметрами атмосферы определяют взлетный вес БПЛА в первом приближении.

Количество ограничений, определяющих область существования марсианского самолета, больше, чем у земного самолета. В дополнение к типовым

ограничениям, необходимо принимать во внимание:

- специфические характеристики атмосферы Марса (низкая плотность, низкая скорость звука, низкая температура);

- форму и размер посадочного модуля, что может потребовать применения жестких или надувных нетрадиционных конструкций с высокой степенью технического риска;

- большие перегрузки во время старта и спуска в атмосфере, что приводит к увеличению веса конструкции;

- низкие температуры и радиация, защита от которых приводит к увеличению веса самолета;

- необходимость обеспечения особых условий для бортовой научной аппаратуры (это может ограничивать, например, высоту и скорость полета); также это подразумевает, что продукты сгорания двигательной установки не должны влиять на работу приборов;

- ограничение центра тяжести посадочного модуля, которое также может оказать значительное влияние на «большие» решения, такие как выбор аэродинамической компоновки;

- атмосферная турбулентность и пыль;

- координаты области полета на Марсе, высота полета и время года.

КОНФИГУРАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЕТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

Варианты движителей для марсианских условий, где в атмосфере практически отсутствует кислород, включают:

- ракетный двигатель;
- воздушный винт (приводимый в движение различными источниками энергии).

Интересной и перспективной для разреженной атмосферы Марса явля-

Базовые конфигурации беспилотного летательного аппарата для исследования Марса

Схема БПЛА	Версия БПЛА	Двигательная установка	Профиль полета
Нормальная схема	WT1	Солнечные батареи + аккумуляторная батарея для ночного полета + электродвигатель + воздушный винт	Один продолжительный полет (днем и ночью); долгота ограничена
	WT2	Солнечные батареи + электродвигатель + воздушный винт	Один полет (день); долгота ограничена
	WT3	Ракетный двигатель	Один полет
	WT4	Гидразиновый ДВС + воздушный винт	Один полет
Коробчатый самолет с вертикальными взлетом и посадкой	BW1	Солнечные батареи + аккумуляторная батарея + электродвигатель + воздушные винты	Несколько полетов

ется концепция атмосферного ионного двигателя. Модели такого двигателя находятся на стадии разработки.

Среди множества существующих самолетных аэродинамических схем в рамках данного проекта были выбраны две – нормальная, или классическая схема (оперение расположено за центром тяжести) и коробчатая схема (крыло самолета представляет собой прямоугольник при виде спереди и сверху).

Таким образом, для научного марсианского БПЛА, разработанного в рамках нашего проекта, были сформированы определенные базовые конфигурации (см. табл. 3).

ЧТО ОСОБЕННОГО В КОРОБЧАТОЙ СХЕМЕ КРЫЛА?

Полетная производительность самолета (объем полезной работы, выполняемой аппаратом в единицу времени) зависит, в частности, от его аэродинами-

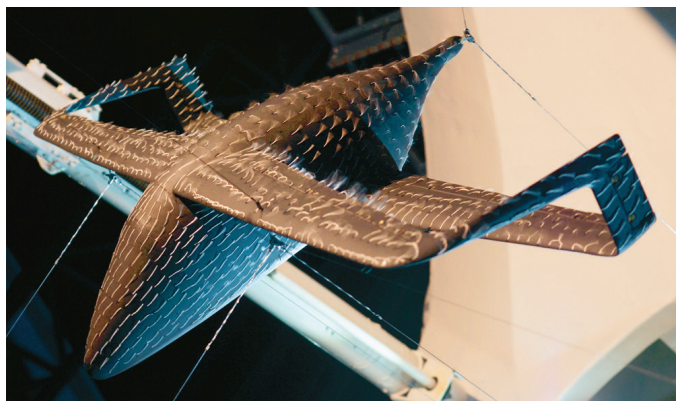
ческого качества (отношении подъемной силы к сопротивлению самолета).

При заданной взлетной массе аэродинамическое качество самолета может быть улучшено за счет снижения его лобового сопротивления, в том числе – индуктивной составляющей лобового сопротивления. На отдельных режимах полета индуктивное сопротивление может составлять значительную долю общего сопротивления самолета. Снижение индуктивного сопротивления самолета позволяет почти пропорционально увеличить его взлетный вес.

Среди способов снижения индуктивного сопротивления известны следующие:

- увеличение размаха при сохранении его площади: уже Лилиенталь в 1889 году отмечал, что крыло с большим удлинением создает меньшее сопротивление, чем крыло с той же площадью, но меньшим удлинением;
- форма крыла, обеспечивающая эллиптический закон распределения нагрузки по его размаху;
- применение неплоских схем крыла.

Испытания весовой модели самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе МАИ Т-1



К неплоским схемам крыла относят:

- С-образные крылья и крылья с различными вариантами вертикальных законцовок;

- схему «полиплан»;

- замкнутые схемы крыла (кольцевое, сочлененное, коробчатое).

Первые теоретические работы и практические опыты, относящиеся к исследованию замкнутых схем крыла и их индуктивного сопротивления, связаны с именами Л. Прандтля и его ученика М.М. Мунка. Л. Прандтль показал, что в схеме полиплана с количеством крыльев большим, чем два, нагрузка на внутренние крылья меньше, чем нагрузка на внешние крылья.

К возможным недостаткам коробчатой схемы крыла можно отнести:

- необходимость усиления сжатых элементов конструкции с целью предотвращения потери устойчивости;

- отсутствие статистических данных для осуществления предварительного проектирования;

- большое количество геометрических параметров, требующих оптимизации.

С другой стороны, коробчатая схема крыла позволяет улучшить следующие характеристики самолета:

- аэродинамические: уменьшить индуктивное сопротивление и повысить аэродинамическое качество самолета;

- летно-технические: за счет уменьшения сопротивления увеличить дальность полета;

- прочностные: увеличить жесткость крыла.

В рамках проекта беспилотного самолета для исследования Марса дополнительными достоинствами коробчатой схемы являются ее компактность и удобство расположения на жестких крыльях воздушных винтов для обеспечения тяги, балансировки и управления по всем трем каналам.

Концепция коробчатого крыла проходила экспериментальную отработку во многих научных центрах мира, в частности, в аэродинамической лаборатории МАИ.

К настоящему времени в рамках нашего проекта проработаны три конфигурации БПЛА: самолет нормальной схемы с электрической (конфигурация WT1) и ракетной (WT2) двигательной установкой и электрический самолет вертикального взлета и посадки с крылом коробчатой схемы (BW1).

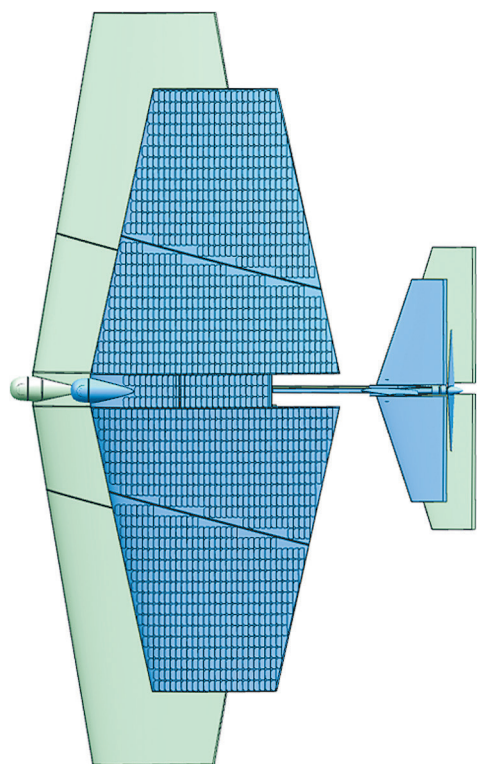
Оптимизированные версии самолета нормальной схемы WT3 и WT1 имеют одинаковые профили крыла и оперения, одинаковую плановую геометрию крыла и хвостового оперения, разные размеры и вес. Рассмотренные компоновки имеют близкие крейсерские скорости и спроектированы под

полезную нагрузку равного веса. Необходимость размещения ракетного двигателя, топливного бака и баллона высокого давления в фюзеляже делает конфигурацию WT3 более сложной при проектировании. Продолжительность полета ракетного самолета ограничена объемом топливного бака и массой топлива; однако зона эксплуатации этого самолета не ограничена областями, временем года и днями с относительно высокой интенсивностью солнечного излучения. Поэтому, например, он может исследовать глубины кратеров и каньонов, после чего сможет служить стационарной платформой.

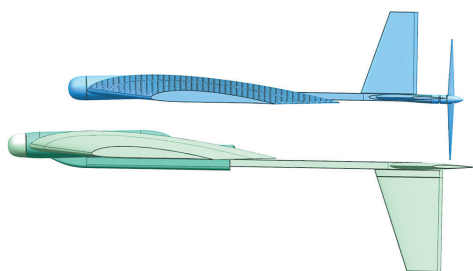
Солнечный БПЛА может осуществлять полет только при определенных атмосферных условиях. Поскольку интенсивность солнечного излучения за-

висит от географических координат, аэроцентрической долготы и альбедо, успех миссии, выполняемой солнечным беспилотником, связан с высокой степенью неопределенности. Подходящей научной миссией для солнечного БПЛА без возможности вертикального взлета и посадки может быть измерение атмосферных параметров для получения турбулентных и радиационных потоков в пограничном слое атмосферы. Это позволит нам расширить географический и временной охват измерений, доступных в настоящее время для планетарного пограничного слоя Марса.

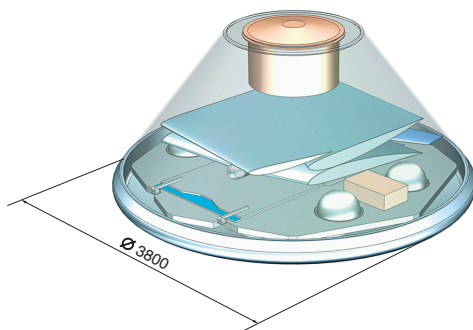
Уточненные расчеты показали, что круглосуточный полет марсианского самолета на солнечной энергии при принятых исходных данных невозможен, поскольку сопротивление



Конфигурации WT1 и WT3. Вид сверху



Конфигурации WT1 и WT3. Вид сбоку



WT3 в сложенном виде внутри десантного модуля

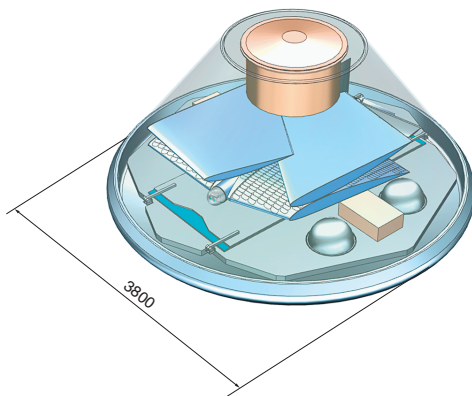
самолета велико и батарея не успевает зарядиться за светное время для обеспечения полета ночью.

Решением проблемы, связанной с низкой интенсивностью солнечного излучения на Марсе и ограниченной продолжительностью полета компоновок WT3 и WT1, может быть оснащение летательного аппарата устройством для вертикального взлета и посадки. У самолета BW1 вертикальные взлет и посадка, а также горизонтальный полет в «самолетном» режиме осуществляются за счет поворота всего планера. Управление, балансировка и тяга этого ЛА обеспечиваются винтами, установленными на передней кромке крыльев. Такое решение, а также компактность полезной нагрузки и оборудования позволяют спроектировать этот ЛА без фюзеляжа и оперения.

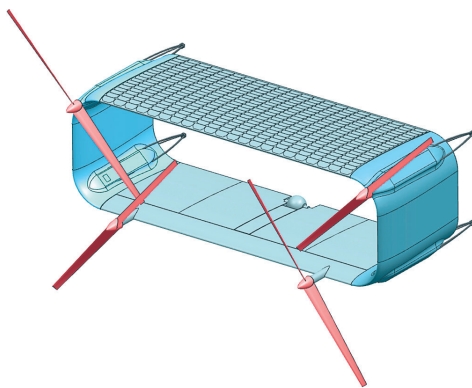
Расчеты показали, что относительный вес конструкции и двигательной установки конфигурации BW1 составляет около 32 и 30% соответственно, при довольно значительном относительном весе полезной нагрузки (около 20%). При реализуемых значениях относительного веса аккумуляторной батареи, которые составляют 5–10%, масса летательного аппарата колеблется от 18.5 до 21 кг при массе полезной нагрузки от 3 до 4.8 кг. Дальность крейсерского режима полета существенно образом зависит от крейсерской высоты; максимальная дальность в горизонтальном полете для данного летательного аппарата составляет 85 км.

ПРОФИЛИ ПОЛЕТА БПЛА

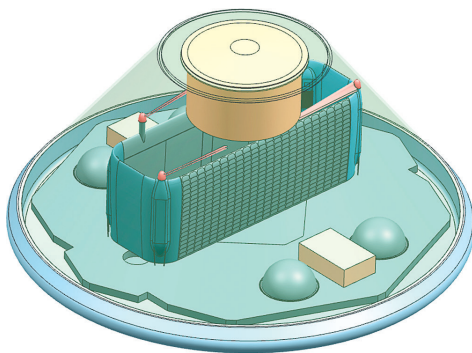
Из трех рассмотренных компоновок наиболее перспективной можно считать BW1, поскольку это «многообразный» самолет, следовательно, его полетная производительность существенно выше, чем у конфигураций WT3 и WT1.



WT1 в сложенном виде внутри десантного модуля

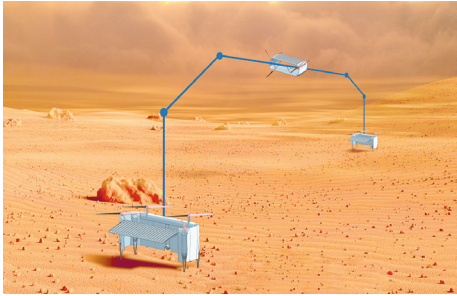
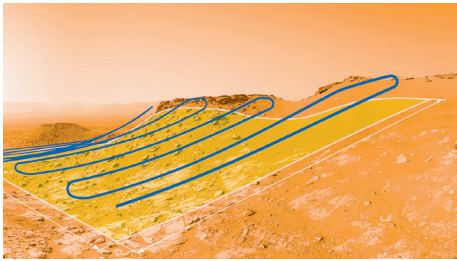


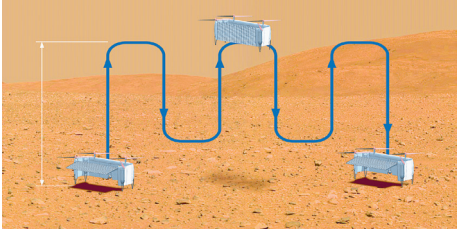
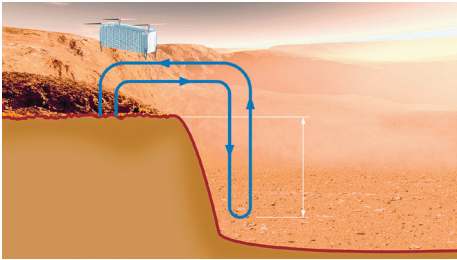
Конфигурация BW1



BW1 внутри десантного модуля

Профили полета BW1

Полет на максимальную дальность, перенос научной станции, измерения на поверхности	
	
Высота полета	150 м
Дальность полета	73 км
Продолжительность полета	22 мин
Масса полезной нагрузки	4.8 кг
Крейсерская скорость	54 м/с
Глубина разряда батареи	0.3
Картографирование в горизонтальной плоскости	
	
Рабочая дальность лидара	60 м
Рабочая высота полета	49 м
Точность сканирования лидара	3–5 см
Масса лидара	0.8 кг
Частота сканирования (одинарное отражение)	240 000 Hz
Результат расчета области сканирования	
Плотность облака точек	54 точки/м ²
Ширина полосы сканирования	68 м

Максимальная высота полета	49 м
Площадь сканирования в секунду	440 м ² /с
Перекрытие полосы сканирования	30%
Отсканированная площадь	1.13 км ²
Измерение параметров атмосферы в вертикальной плоскости	
	
Вертикальная скорость набора высоты	1 м/с
Вертикальная скорость спуска	1 м/с
Максимальная высота	190 м
Время набора максимальной высоты	3.2 мин
Глубина разряда батареи	0.7
	
Вертикальная скорость спуска	1 м/с
Вертикальная скорость набора высоты	1 м/с
Максимальная глубина	190 м
Время спуска на максимальную глубину	3.2 мин
Глубина разряда батареи	0.7

Для компоновки BW1 мы рассматриваем четыре базовых профиля полета, представленных в табл. 4.

При полете на максимальную дальность на высоте 49 м расчетная дальность БПЛА составляет 73 км, что соответствует 22 минутам полета на скорости 54 м/с. При выполнении картографирования на высоте 49 м БПЛА может охватить область поверхности площадью 1.13 км² при 30% перекрытии соседних полос сканирования. Из-за существенно ограниченного времени на вертикальных режимах разница в плотности атмосферы при подъеме в атмосферу и при спуске в кратер практически не влияет на ожидаемые летно-технические характеристики БПЛА: при вертикальной скорости 1 м/с максимальная высота подъема и минимальная глубина спуска в кратер составляют около 190 м.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Есть ли на Марсе признаки жизни – в настоящем или в прошлом? Вероятно, это один из самых интригующих вопросов, связанных с Красной планетой. Научные поиски свидетельств существования жизни на Марсе начались в XIX веке, но и в настоящее время они составляют важную часть каждой марсианской миссии. Возможно, наш проект позволит найти ключ к главной загадке Марса, а также обогатит наши знания об эволюции планеты и ее современном климате. Такая информация может быть очень ценной для планирования будущих экспедиций на Марс.

Этот проект был поддержан Российским научным фондом, грант № 22-49-02047.

Литература

1. Reed R.D. High-flying Mini-Sniffer. 1978.
2. Gasbarre J.F., Dillman R.A. Preliminary design and analysis of the ARES atmospheric flight vehicle thermal control system. 2003.
3. NASA, A concept study of a remotely piloted vehicle for mars exploration. NASA, 2013.
4. Walker D.D. Preliminary design, flight simulation, and task evaluation of a Mars airplane. 2008.
5. Kearns J., Usui M., Smith S.W., iScarborough S.E., iSmith T., iCadogan D.P. Development of UV-curable inflatable wings for low-density flight applications. 2004.
6. Jacob J.D., Lumpp J.E., Smith S.W., Smith W.T. Multidisciplinary design experience of a high altitude inflatable wing UAV for aerospace work force development. 2006.
7. Colozza A., iMiller C., iReed B., Kohout L., Loy-selle P. Overview of Propulsion Systems for a Mars Aircraft. 2001.
8. Hanbing S., Underwood C. A Mars VTOL Aero-bot Preliminary Design, Dynamics and Control / in IEEE Aerospace Conference Proceedings. Guildford, 2007.
9. Appelbaum J., Landis G.A., Sherman I.R. Solar radiation on Mars / Update 1991. Solar Energy, 1990. Vol. 50. P. 35–51.
10. Mars Climate Database v5.3, 2023 [Online]. Available: http://www-alternate-mars.lmd.jussieu.fr/mcd_python/
11. Noth A. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight [PDF] // Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. Semantic Scholar, 2008.
12. Ionel S. High Energy Density Lithium Ion Cells with Silicon Nanowire Anode Technology. 26.08.2023 [Online]. Available: <https://www1.grc.nasa.gov/wp-content/uploads/5-Amprius.pdf>
13. Dörfler S. et al. Recent Progress and Emerging Application Areas for Lithium–Sulfur Battery Technology. Energy Technol, 2021.
14. Вестник НПО имени С.А. Лавочкина, №4. Москва, 2017.
15. Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. (ред.). Сегмент Российской международной экспедиции ЭкзоМарс-2022. Научное издание в 2-х томах. Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, 2020.