

Научная статья

УДК 629.787

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180649>

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ВЫБОРА СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ МУЛЬТИРОТОРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТЫ ВЕНЕРА

Михаил Юрьевич Яценко¹ ✉, Виктор Александрович Воронцов²

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

¹ yatsenkomy@mai.ru ✉

Аннотация. В настоящее время для российских ученых изучение планеты Венера с помощью автоматических космических аппаратов и различных технических средств в их составе представляет собой одно из приоритетных и активно развивающихся направлений в области планетных исследований. Авторами предлагается включить в состав перспективной миссии на Венеру новое дополнительное техническое средство исследования атмосферы и поверхности этой планеты — мультироторный летательный аппарат, для чего требуется разработать схемные решения такого технического средства.

В статье рассматривается постановка задачи выбора схемных решений мультироторного летательного аппарата как нового технического средства исследования Венеры. Показано, что данная задача рассматривается в виде совокупности двух подзадач, для каждой из которых выбираются критерии эффективности и соответствующие схемным решениям схемообразующие признаки. Записаны выражения для критериев эффективности и показателей функциональной эффективности.

Корректная постановка задачи позволит максимально рационально разработать и выбрать окончательные варианты схемных решений мультироторного летательного аппарата для включения в состав перспективной экспедиции на Венеру.

Ключевые слова: мультироторный ЛА для исследования Венеры, схемные решения мультироторного ЛА, массовый критерий эффективности, схемообразующий признак, траекторная операция на Венере, показатель функциональной эффективности мультироторного ЛА

Для цитирования: Яценко М.Ю., Воронцов В.А. Постановка задачи выбора схемных решений мультироторного летательного аппарата для исследования планеты Венера // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 67–74. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180649>

Original article

STATEMENT OF THE CIRCUIT DESIGNS SELECTION PROBLEM OF THE MULTIROTOR AIRCRAFT FOR VENUS EXPLORATION

Mikhail Yu. Yatsenko¹ ✉, Viktor A. Vorontsov²

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

¹ yatsenkomy@mai.ru ✉

Abstract

The object of the research is a multirotor aircraft as a technical means for Venus exploring.

The subject of the study is the problem of circuit designs for a multirotor aircraft selection. The presented work is up-to-date, since now Venus exploration with automated spacecraft and various technical means as their part represents for the Russian scientists one of the priority and actively developed trends in the field of planetary explorations. The purpose of the work consists in formulating the problem of circuit designs selection for a multirotor aircraft as a new technical means of exploring Venus.

The authors propose including a new extra technical facility for the atmosphere and surface exploration of the planet in the prospective mission to Venus, namely a multirotor aircraft to expand the experiment scope, which supposes the schematic solutions development of this technical facility.

The problem statement is formulated in a verbal and mathematical description. This task is being divided into the two subtasks: 1) circuit designs relating to the the multirotor aircraft location as a part of the supersystem and 2) circuit designs for the multirotor aircraft bringing into action in the atmosphere of Venus. System-forming features and possible performance criteria are presented for each case. are the Mass and dimensional criteria were selected as the most significant criteria for the multirotor aircraft effectiveness as part of a supersystem, since the multirotor aircraft location is being determined by the available mass reserve and geometric parameters of the placement zone in the supersystem. In terms of bringing into action, the key element is the separation system, which ensures a rigid attachment of the multirotor aircraft as part of the supersystem and its safe separation with the specified parameters.

Expressions for efficiency criteria and indicators of functional efficiency, as well as conditions for safe placement in the base unit of the multirotor aircraft and bringing it into action in the atmosphere of Venus, are written in the form of mathematical dependencies.

Correct setting of the problem will allow selecting the final options of the multirotor aircraft circuit designs for its inclusion as a part of the prospective expedition to Venus.

Keywords: multirotor aircraft for Venus exploration, multirotor aircraft circuit designs, efficiency mass criterion, circuit-forming feature, trajectory operation on Venus, multirotor aircraft functional efficiency indicator

For citation: Yatsenko M.Yu., Vorontsov V.A. Statement of the Circuit Designs Selection Problem of the Multirotor Aircraft for Venus Exploration. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 67-74. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180649>

Введение

Направление по исследованию Венеры вновь стало актуальным в России спустя десятилетия. Разработка проектов по запуску исследовательских экспедиций на планету Венера в настоящее время является одним из приоритетов российских ученых. На данный момент уже завершена разработка технического предложения на создание космического комплекса «Венера-Д» [1–3].

Принято считать, что Венера – «сестра Земли» – является планетой земной группы. Исследование планеты Венеры носит практический характер, который состоит в изучении процессов, происходящих во Вселенной, а именно процессов зарождения и развития Солнечной системы и нашей планеты Земля. Венера ранее, по-видимому, напоминала своей атмосферой земную, но затем атмосфера Венеры начала изменяться. Поэтому вторую от Солнца планету следует изучать с целью предсказания и предотвращения таких же процессов изменения и на Земле. В связи с этим, актуальность исследования этой планеты не исчерпается еще долгое время.

В то же время Венера известна чрезвычайно тяжелыми условиями, с которыми приходится считаться в полной мере при ее освоении, в частности, крайне высоким давлением (в 92 раза превосходит земное) и специфическим («агрессивным») составом атмосферы, который сильно дифференцирован в зависимости от высоты. Вместе с тем на высотах 55–60 километров от поверхности планеты значения температуры и давления атмосферы близки к земным (у поверхности). Хотя и не стоит забывать о том, что на поверхности Венеры температура может достигать 500°C, о ветрах (порядка 100 м/с) и о значительном движении и циркуляции самой атмосферы. В табл. 1 приведены некоторые параметры, характеризующие планету Венера [4, 5, 15].

На данный момент было создано порядка 40 космических аппаратов и автоматических межпланетных станций, направленных на изучение Венеры. Эти миссии проводили Советский Союз, США, Европейское космическое агентство (ЕКА) и Япония. Запуски проводились с 1961 по 2010 годы. На долю СССР приходится 29

Таблица 1

Некоторые численные характеристики планеты Венера

Параметр	Значение
Чьим спутником является	Солнце
Спутники	нет
Расстояние до Солнца, км	108 млн.
Минимальное расстояние до Земли, км	38 млн.
Максимальное расстояние до Земли, км	261 млн.
Период обращения вокруг Солнца, земных суток	224,7
Масса Венеры / масса Земли	0,815
Средний радиус Венеры / средний радиус Земли	0,950
Ускорение свободного падения Венеры / ускорение свободного падения Земли	0,904
Давление у поверхности Венеры / давление у поверхности Земли	92,079
Основные компоненты атмосферы	CO ₂ CO, N ₂
Полярное сжатие	≈ 0

миссий, на США 9 миссий и по одной миссии на ЕКА и Японию. Отечественными учеными и инженерами достигнуты мировые приоритеты в исследовании Венеры. Впервые достигнуты результаты: посадка на поверхность планеты, ввод в действие и работа в атмосфере планеты аэростатных зондов (единственные на данный момент). Таким образом, к существующим и реализованным на практике техническим средствам исследования Венеры относятся орбитальные аппараты (дистанционное исследование) и спускаемые аппараты, в составе которых – посадочные аппараты и аэростатные зонды (контактные исследования) [5–7].

В работах отечественных и зарубежных ученых [8–15], помимо «традиционных» средств исследования – посадочных аппаратов, станций на поверхности и атмосферных зондов, рассматривается возможность использования в составе исследовательских миссий на другие планеты (Марс, Венеру) беспилотных летательных аппаратов самолетного и вертолетного типов, а также надувного самолета и самолета с солнечными батареями.

В дополнение к существующим техническим средствам исследования Венеры – посадочным аппаратам и аэростатным зондам, авторами настоящей статьи предложено такое новое техническое средство исследования атмосферы и поверхности этой планеты, как мультироторный летательный аппарат (МРЛА) – летательный аппарат вертикального взлета и посадки, выполненный по мультикоптерной схеме [16], т. е. впервые предложен подход к исследованию Венеры с помощью беспилотного винтового летательного аппарата в комплексе с посадочным аппаратом и аэростатным зондом. Формируется поэтапная Программа

исследования атмосферы и поверхности Венеры с помощью различных технических средств, на I этапе которой планируется к запуску перспективный космический аппарат «Венера-Д». При этом наибольший интерес представляет исследование атмосферы и поверхности контактными методами, что обеспечит предлагаемое новое техническое средство – мультироторный летательный аппарат, посредством которого предполагается расширить схему эксперимента по изучению Венеры (рис. 1).

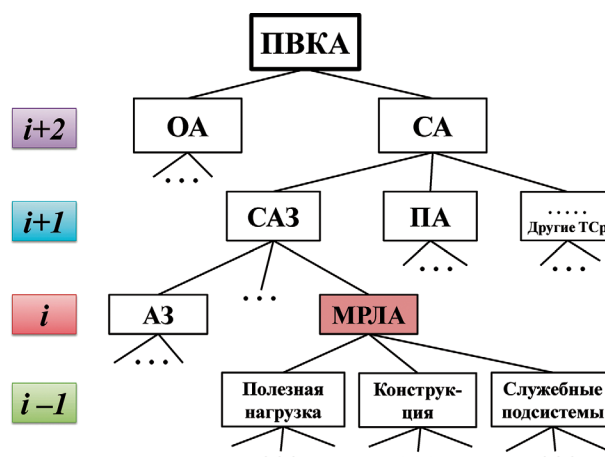


Рис. 1. Морфологическая структура перспективного венерианского космического аппарата МРЛА в составе спускаемого аппарата: *i* – уровень детализации; ПВКА – перспективный венерианский космический аппарат; ОА – орбитальный аппарат; СА – спускаемый аппарат; САЗ – система аэростатного зонда; ПА – посадочный аппарат; АЗ – аэростатный зонд; ТСр – техническое средство

1. Схемные решения мультироторного летательного аппарата

Предложенное расширение схемы эксперимента по контактному исследованию Венеры предполагает разработку и выбор конкретных схемных решений нового технического средства исследования – МРЛА. Этому этапу предшествует системное проектирование системы более высокого уровня – т. е. надсистемы для МРЛА, в результате чего должны быть понятными функциональные характеристики элементов надсистемы, требования к ним и их взаимосвязи. Так, в логике построения перспективной экспедиции на Венеру для предлагаемого мультироторного летательного аппарата надсистемами являются система аэростатного зонда и спускаемый аппарат, которые входят в состав венерианского космического аппарата.

Таким образом, схемные решения – это совокупность принципиальных решений по МРЛА в целом и некоторым основным его подсистемам (альтернативные варианты построения системы и подсистем), определяющим эффективность МРЛА. Под схемными решениями будем понимать:

- схему построения эксперимента с помощью МРЛА;
- схему расположения МРЛА в составе надсистемы (в частности, в спускаемом аппарате);
- структурную и компоновочную схемы МРЛА и его подсистем;
- схемы интерфейсов – взаимосвязи в структуре системы и вне ее (с другими техническими средствами и элементами экспедиции);
- схему спуска;
- схему разделения и ввода в действие в атмосфере;
- схему функционирования (выполнения траекторных операций).

Схемным решениям соответствует перечень сформированных признаков – факторов (функциональных связей), влияющих на выбор параметров схемного решения. По каждому из таких признаков может быть разработано несколько возможных вариантов реализации, что повлечет за собой появление на их основе большого количества комбинаций схемных решений, что значительно усложняет принятие окончательного варианта построения системы. Поэтому перед выбором таких комбинаций необходимо проводить анализ валидности и реализуемости возможных решений по каждому признаку на разных уровнях детализации.

Следовательно, рассмотренные в исследовании схемные решения мультироторного летательного аппарата как подсистемы перспективного венерианского космического аппарата должны разрабатываться не только на уровне детализации самого

МРЛА, а быть взаимоувязанными на всех уровнях при проектировании исследовательской миссии на Венеру целиком.

2. Постановка задачи выбора схемных решений мультироторного летательного аппарата

Задача выбора схемных решений технического средства исследования как подсистемы венерианского космического аппарата относится к проектным задачам высокого уровня, когда определяется облик перспективного космического аппарата в целом. Особенность такой задачи заключается в том, что она является многокритериальной и многопараметрической. Постановка задачи в общем виде может быть сформулирована следующим образом: определить схемные решения мультироторного летательного аппарата как технического средства исследования, обеспечивающие оптимальные значения выбранных критериев эффективности при наличии ограничений по массовым, габаритным, конструктивно-компоновочным параметрам базового аппарата (надсистемы), схеме исследовательской экспедиции и параметрам состояния атмосферы Венеры.

Таким образом, в данном случае задача разбивается на две подзадачи:

1) схемные (конструктивно-компоновочные) решения по МРЛА и его расположению в базовом аппарате (т. е. в составе надсистемы);

2) схемные решения ввода в действие МРЛА в атмосфере Венеры и выполнения траекторных операций.

Для каждой подзадачи выбираются критерии эффективности. Каждому схемному решению соответствует перечень сформированных признаков (табл. 2).

Можно записать, что проектное решение [17, 18] по мультироторному летательному аппарату

$$\text{ПР}_{\text{МРЛА}} = [\text{П}(\text{П}_1, \text{П}_2) \varphi(t), P(t), \text{Tx}]. \quad (1)$$

Здесь $\text{ПР}_{\text{МРЛА}}$ – вектор, включающий параметры МРЛА $\text{П}(\text{П}_1, \text{П}_2)$, функции управления движением (программа выполнения траекторных операций) $\varphi(t)$, надежности и программы отработки $P(t)$, а также параметры применяемых технологий Tx , где:

П_1 – выбираемые параметры – варианты схемных решений МРЛА (масса, габаритные параметры, компоновочная схема и др.);

П_2 – непрерывные параметры (траекторные параметры, высота, скорость, радиус разлета, время функционирования и др.).

В общем виде с помощью метода ограничений [17] в математическом виде можем записать постановку задачи определения схемных решений мультироторного летательного аппарата:

Таблица 2

Составные части задачи выбора схемных решений МРЛА

ПОДЗАДАЧА 1: схемные (конструктивно-компоновочные) решения по МРЛА и его расположению в базовом аппарате (в составе надсистемы)	ПОДЗАДАЧА 2: схемные решения ввода в действие МРЛА в атмосфере Венеры и выполнения траекторных операций
Схемообразующие признаки	
– массовые и габаритные ограничения базового аппарата; – параметры зоны размещения в базовом аппарате; – компоновка и геометрия МРЛА и его подсистем; – тип аппарата по количеству винтомоторных групп; – параметры (масса, габариты, энергопотребление и др.) полезной нагрузки МРЛА	– момент ввода в действие; – область ввода и эшелон высот; – этапность/последовательность ввода; – тип системы разделения; – радиус разлета (разведения) после ввода; – способ полета в атмосфере; – район исследования
Функциональные критерии	
– массовый; – габаритный; – время функционирования; – объем передаваемой информации; – надежность	– дальность полета; – скорость полета; – время функционирования; – время ввода в действие; – точность выведения

$$\begin{cases}
 W_{\text{МРЛА}} [\text{ПР}_{\text{МРЛА}}, \beta(t_{\text{пр}}), Y(t_{\text{пр}}), \tau_{\text{функц}}] \rightarrow \max; \\
 C [\text{ПР}_{\text{МРЛА}}, \beta(t_{\text{пр}})] \leq C^{\text{зд}}; \\
 \text{Тр} [\text{ПР}_{\text{МРЛА}}, \beta(t_{\text{пр}})] \leq \text{Тр}^{\text{зд}}; \\
 \text{ПР}_{\text{МРЛА}} \equiv \text{ПР}^i \in G(\text{ПР}^{i+1}, t_{\text{пр}}),
 \end{cases} \quad (2)$$

$$Y(t_{\text{пр}}) = \mathfrak{D}_N(\Delta H) \begin{bmatrix} H_1 : (\rho_1^N, T_1^N, p_1^N, w_1^N) \\ \vdots \\ H_l : (\rho_l^N, T_l^N, p_l^N, w_l^N) \\ \vdots \\ H_M : (\rho_M^N, T_M^N, p_M^N, w_M^N) \\ l = \overline{1, M} \end{bmatrix}$$

где $W_{\text{МРЛА}} [\dots]$ – показатель функциональной эффективности [19, 20] мультироторного летательного аппарата:

$$W_{\text{МРЛА}} = \begin{cases} m_{\text{МРЛА}} [(\Pi_1, \Pi_2)] \rightarrow \min; \\ \Gamma_{\text{МРЛА}} [(\Pi_1, \Pi_2)] \leq \Gamma_{\text{МРЛА}}^{\text{зд}}; \\ P_{\text{МРЛА}} [(\Pi_1, \Pi_2)] \geq P^{\text{зд}}; \\ \tau_{\text{функц}} [(\Pi_1, \Pi_2)] \geq \tau_{\text{функц}}^{\text{зд}}; \\ I_{\text{МРЛА}} [(\Pi_1, \Pi_2)] \geq I_{\text{МРЛА}}^{\text{зд}}, \end{cases} \quad (3)$$

где $m_{\text{МРЛА}} [\dots]$ – масса МРЛА;
 $\Gamma_{\text{МРЛА}} [\dots]$ – габаритные параметры МРЛА;
 $I_{\text{МРЛА}} [\dots]$ – информационная производительность МРЛА;
 $P_{\text{МРЛА}} [\dots]$ – параметры надежности МРЛА;
 $t_{\text{пр}}$ – время прогноза реализации проектного решения;
 $\beta(t_{\text{пр}})$ – вектор статистических коэффициентов (определяющих параметров);
 $Y(t_{\text{пр}})$ – условия функционирования МРЛА в атмосфере Венеры; $\mathfrak{D}_N(\Delta H)$ – эшелон высот атмосферы Венеры. Каждый эшелон включает диапазон высот (ΔH), каждой из которых соответствует набор уникальных значений – параметров атмосферы Венеры;

$\tau_{\text{функц}}$ – время функционирования МРЛА при выполнении программы исследования;
 $C[\dots]$ – затраты на реализацию проектного решения;
 $\text{Тр} [\dots]$ – трудоемкость реализации проектного решения;
 $G[\dots]$ – область допустимых решений;
 i – уровень детализации (рис. 2);
 ρ – значение плотности атмосферы Венеры, причем $\rho = f(H)$;
 H – значение высоты над поверхностью Венеры;
 p – значение давления в атмосфере Венеры, причем $p = f(H)$;
 T – значение температуры в атмосфере Венеры, причем $T = f(H, \tau_c)$;
 τ_c – время суток на планете;
 w – значение величины ветровой нагрузки;
 N – номер рассматриваемого эшелона высот;
 M – количество значений высот в рассматриваемом эшелоне;
 $C^{\text{зд}}, \text{Тр}^{\text{зд}}$ – заданные значения параметров.
 Основным критерием эффективности мультироторного летательного аппарата в составе системы аэростатного зонда (надсистемы) выбирается массовый критерий:

$$\min \left(\frac{\sum_{n=1}^{N_{\text{МРЛА}}} m_{\text{МРЛА}_n} (\Pi_1, \Pi_2)}{m_{\text{СВ}}} \right), \quad (4)$$

где $m_{\text{МРЛА}_n}$ – масса n -го МРЛА в составе экспедиции;
 $N_{\text{МРЛА}}$ – количество МРЛА в составе экспедиции;
 $m_{\text{СВ}}$ – масса системы ввода МРЛА в действие.
 Масса системы ввода МРЛА в действие включает:

$$m_{\text{СВ}} = m_{\text{САЗ}} + \sum_{m=1}^{N_{\text{МРЛА}}} m_{\text{СРМРЛА}_m} + \sum_{n=1}^{N_{\text{МРЛА}}} m_{\text{МРЛА}_n}, \quad (5)$$

где $m_{\text{САЗ}}$ – масса системы аэростатного зонда;
 $m_{\text{СРМРЛА}}$ – масса системы разделения n -го МРЛА.

Масса мультироторного летательного аппарата в основном складывается из совокупной массы конструкции ($m_{\text{констр}}$), подсистем аппарата ($m_{\text{Sk МРЛА}}$) и массы полезной нагрузки ($m_{\text{ПН МРЛА}}$):

$$m_{\text{МРЛА}} = m_{\text{констр}} + \sum_{k=1}^{N_{\text{ПС}}} m_{\text{Sk МРЛА}} + m_{\text{ПН МРЛА}}, \quad (6)$$

где $N_{\text{ПС}}$ – число подсистем МРЛА.

Наиболее важным этапом процесса ввода в действие мультироторного летательного аппарата является корректное (с требуемыми параметрами) и своевременное срабатывание системы разделения (СР) [21, 21] (рис. 2), состоящей из комплекса устройств и агрегатов, которые служат для жесткого крепления МРЛА в составе надсистемы (системы аэростатного зонда), а также их разделения и расхождения с заданными параметрами в определенный момент времени согласно схеме эксперимента.

Выделим функциональные требования (связи, ограничения), предъявляемые к системе разделения МРЛА в составе САЗ:

1) m – масса. Элементы системы разделения должны иметь малую массу для обеспечения вы-

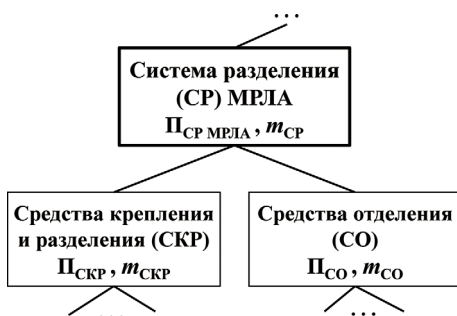


Рис. 2. Морфологическая структура системы разделения мультироторного летательного аппарата

полнения требования минимизации массы системы в целом;

2) Γ – габаритные размеры. Необходимо целесообразно использовать ресурс пространства, то есть проектировать систему разделения максимально компактной, чтобы конструкция системы была наиболее рациональной;

3) P – надежность. Требование надежности СР обеспечивает своевременное ее срабатывание, безопасность и простоту в функционировании, надежное крепление МРЛА и его отделение (ввод в действие);

4) $N_{\text{эл}}$ – количество элементов в системе (состав);

5) $\tau_{\text{сраб.}}$ – время срабатывания. Необходимо заложить минимальное время процесса разделения с целью снижения возможных воздействий экстремальных условий атмосферы Венеры на элементы СР и МРЛА в целом;

6) B – возмущение движения МРЛА при отделении (вводе в действие) – влияние срабатывания СР на последующее движение (линейные и угловые скорости) МРЛА;

7) Q – ударная нагрузка при срабатывании.

При проектировании СР МРЛА разработчик выбирает показатели – проектные параметры системы $\Pi_{\text{СР}}$, и формирует модель системы путем выбора и варьирования этих проектных параметров:

– средства крепления и разделения (СКР)

$$\left[\begin{array}{l} \Pi_{\text{СКР}} = (\Gamma, N_{\text{эл}}, \tau_{\text{сраб}}, Q); \\ m_{\text{СКР}}; \end{array} \right. \quad (7)$$

– средства отделения (СО)

$$\left[\begin{array}{l} \Pi_{\text{СО}} = (\Gamma, N_{\text{эл}}, \tau_{\text{сраб}}, Q); \\ m_{\text{СО}}. \end{array} \right. \quad (8)$$

В общем виде показатель функциональной эффективности системы разделения мультироторного летательного аппарата запишем в следующем виде:

$$W_{\text{СРМРЛА}} = \left\{ \begin{array}{l} m_{\text{СРМРЛА}} [\Pi_{\text{СР}} (\Pi_{\text{СКР}}, \Pi_{\text{СО}}) m_{\text{СКР}}, m_{\text{СО}}] \rightarrow \min; \\ \Gamma_{\text{СРМРЛА}} [\Pi_{\text{СР}} (\Pi_{\text{СКР}}, \Pi_{\text{СО}}) m_{\text{СР}}] \leq \Gamma_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}; \\ P_{\text{СРМРЛА}} [\Pi_{\text{СР}} (\Pi_{\text{СКР}}, \Pi_{\text{СО}}) m_{\text{СР}}] \leq P_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}; \\ \tau_{\text{сраб}} [\Pi_{\text{СР}} (\Pi_{\text{СКР}}, \Pi_{\text{СО}}) m_{\text{СР}}] \leq \tau_{\text{сраб}}^{\text{зд}}; \\ B_{\text{СРМРЛА}} [\Pi_{\text{СР}} (\Pi_{\text{СКР}}, \Pi_{\text{СО}}) m_{\text{СР}}] \leq B_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}; \\ Q_{\text{СРМРЛА}} [\Pi_{\text{СР}} (\Pi_{\text{СКР}}, \Pi_{\text{СО}}) m_{\text{СР}}] \leq Q_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}; \end{array} \right. \quad (9)$$

где $\Gamma_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}$, $P_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}$, $\tau_{\text{сраб}}^{\text{зд}}$, $B_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}$, $Q_{\text{СРМРЛА}}^{\text{зд}}$ – заданные значения параметров системы разделения МРЛА.

Условия безопасного размещения в базовом аппарате и ввода в действие МРЛА в атмосфере Венеры запишем в следующем виде:

– условия размещения МРЛА при геометрических ограничениях системы аэростатного зонда

$$\Gamma_{\text{МРЛА}}(\Pi_1, \Pi_2) + \Gamma_{\text{СРМРЛА}}(\Pi_1, \Pi_2) \leq \mathfrak{Z}_{\text{САЗ}}(x, y, z)_{\text{max}},$$

где $\Gamma_{\text{МРЛА}}(\Pi_1, \Pi_2)$, $\Gamma_{\text{СРМРЛА}}(\Pi_1, \Pi_2)$ – геометрические параметры схемного решения (МРЛА и СР МРЛА соответственно);

$\mathfrak{Z}_{\text{САЗ}}(x, y, z)_{\text{max}}$ – допустимые геометрические параметры зоны размещения САЗ;

$P_{\text{САЗ}}$ – вероятность несоударения n -го МРЛА при отделении от САЗ, движущейся на парашюте

$$P(L_{\text{min}} < \Delta L(\Pi_1, \Pi_2, \tau) < L_{\text{max}}) \geq P^{\text{зд}},$$

где $\Delta L(\Pi_1, \Pi_2, \tau)$ – безопасное расстояние между разделяющимися частями;

$P^{\text{зд}}$ – заданное значение вероятности.

– вероятность ввода МРЛА в требуемом эшелоне высот

$$P[\Theta_N(H_{\text{min}}) < \Delta H_{\text{МРЛА}}^{\text{ввод}}(\Pi_1, \Pi_2) < \Theta_N(H_{\text{max}})] \geq P^{\text{зд}},$$

где $\Theta_N(H_{\text{min}})$, $\Theta_N(H_{\text{max}})$ – нижняя и верхняя границы требуемого эшелона высот ввода МРЛА соответственно;

$P^{\text{зд}}$ – заданное значение вероятности.

Выводы

Сформулирована постановка задачи выбора схемных решений мультироторного летательного аппарата как нового технического средства исследования планеты Венера. Приведен перечень схемных решений мультироторного летательного аппарата как подсистемы перспективного венерианского космического аппарата.

Показано, что задача состоит из двух подзадач, для каждой из которых выбираются критерии эффективности и соответствующие схемным решениям сформированные признаки. В виде математических зависимостей записаны выражения для критериев эффективности и показателей функциональной эффективности, а также условия безопасного размещения в базовом аппарате и ввода в действие МРЛА в атмосфере Венеры.

Список источников

1. Борисов обсудил с учеными приоритетные задачи России по исследованию космоса. 25.08.2022. URL: <https://www.roscosmos.ru/38144/>
2. Российская программа исследований Венеры: решение совета по космосу РАН №10310-07 от 16 сентября 2020. URL: <http://sovet.cosmos.ru/sites/default/files/res7-16-09-20.pdf>
3. О работах по созданию автоматических станций для исследования Венеры. 2023. URL: <https://www.roscosmos.ru/39231/>

4. Засова Л.В., Мороз В.И., Линкин В.М. и др. Строение атмосферы Венеры от поверхности до 100 км // Космические исследования. 2006. Т.44. № 4. С. 381–400.
5. Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. (ред.) Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 660 с.
6. Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. Системное проектирование космических десантных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 2021. – 256 с.
7. Шириаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-й годовщине предприятия) // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2022. № 2(56). С. 8–22. DOI: 10.26162/LS.2022.56.2.001
8. Mars Helicopter // NASA Science. 2021. URL: <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/#>
9. Balaram J., Aung M., Golombek M.P. The Ingenuity Helicopter on the Perseverance Rover // Space Science Reviews. 2021. Vol. 217. No. 56. DOI: 10.1007/s11214-021-00815-w
10. 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
11. Гуереш Д., Кулаков И.Ф., Толкачев М.А. Беспилотный самолет коробчатой схемы крыла для исследования атмосферы Марса // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 46–57. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177606>
12. Dobra E., Freeman J., Gibson A.R. et al. Exploring aircraft and mission profile designs for long-duration flight in the Venusian atmosphere // AIAA SciTech Forum (6–10 January 2020; Orlando, FL). AIAA 2020-2017. DOI: 10.2514/6.2020-2017
13. Griffin K., Sokol D., Lee G., Polidan R. Venus Atmospheric Maneuverable Platform (VAMP). A Concept for a Long-lived UAV at Venus. 2013. URL: https://www.lpi.usra.edu/vexag/meetings/STIM/presentations/Polidan_VAMP%20for%20STIM%20Meeting%20Jan%202013%20-%20Final%20Approved.pdf
14. Lee G., Polidan R., Ross F. et al. Venus Atmospheric Maneuverable Platform (VAMP) – Pathfinder Concepts // 47th Lunar and Planetary Science Conference (21–25 March 2016; Woodlands, Texas).
15. Venera-D: Expanding our Horizon of Terrestrial Planet Climate and Geology through the Comprehensive Exploration of Venus. NASA Report of the Venera-D Joint Science Definition Team. 2017. URL: http://www.iki.rssi.ru/events/2017/venera_d.pdf
16. Яценко М.Ю., Воронцов В.А. К вопросу о включении в программу исследования Венеры дополнительных технических средств // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6. № 1(39). С. 5–13. DOI: 10.26732/jst.2022.1.01

17. Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гушин В.Н. и др. Баллистические ракеты и ракеты-носители: Учеб. пособие / Под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. — 512 с.
18. Матвеев Ю.А. Прогнозирование безопасности КА при разработке. Системный подход // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». 2022. № 1(55). С.51–59.
19. Matveev Yu.A., Lamzin V.A. Method of predictive studies of the effectiveness of spacecraft modifications with integrated subsystem replacement // *Solar System Research*. 2016.

References

1. *Borisov obsudil s uchenymi prioritnyye zadachi Rossii po issledovaniyu kosmosa*. 25.08.2022. URL: <https://www.roscosmos.ru/38144/>
2. *Rossiiskaya programma issledovaniya Venery: reshenie sojeta po kosmosu RAN №10310-07, 16 September 2020*. URL: <http://sovet.cosmos.ru/sites/default/files/res7-16-09-20.pdf>
3. *O rabotakh po sozdaniyu avtomaticheskikh stantsii dlya issledovaniya Venery*. 2023. URL: <https://www.roscosmos.ru/39231/>
4. Zasova L.V., Moroz V.I., Linkin V.M. et al. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2006, vol. 44, no. 4, pp. 381-400.
5. Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M. (eds.) *Avtomaticheskie kosmicheskie apparaty dlya fundamental'nykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy* (Automatic space vehicles for fundamental and applied scientific research). Moscow, MAI-PRINT, 2010, 660 p.
6. Vorontsov V.A., Malyshev V.V., Pichkhadze K.M. *Sistemnoe proektirovanie kosmicheskikh desantnykh apparatov* (System design of space landing vehicles), Moscow, MAI, 2021, 256 p.
7. Shirshakov A.E., Efanov V.V., Moiseev A.A., Shostak S.V. *Vestnik "NPO im. S.A. Lavochkina"*, 2022, no. 2(56), pp. 8-22. DOI: 10.26162/LS.2022.56.2.001
8. Mars Helicopter. *NASA Science*, 2021. URL: <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/#>
9. Balam J., Aung M., Golombek M.P. The Ingenuity Helicopter on the Perseverance Rover. *Space Science Reviews*, 2021, vol. 217, no. 56. DOI: 10.1007/s11214-021-00815-w
10. Karpovich E.A., Gueraiche D., Han V., Tolkachev M.A. Unmanned aerial vehicle concept for Mars exploration. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 4, pp. 104-115. DOI: 10.34759/vst-2022-4-104-115
11. Gueraiche D., Kulakov I.F., Tolkachev M.A. Unmanned Aerial Vehicle of a Box-Wing System for Mars Atmosphere Exploration. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 46–57. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177606>
12. Dobrea E., Freeman J., Gibson A.R. et al. Exploring aircraft and mission profile designs for long-duration flight in the Venusian atmosphere. *AIAA SciTech Forum (6-10 January 2020; Orlando, FL)*. AIAA 2020-2017. DOI: 10.2514/6.2020-2017
13. Griffin K., Sokol D., Lee G., Polidan R. *Venus Atmospheric Maneuverable Platform (VAMP). A Concept for a Long-lived UAV at Venus*. 2013. URL: https://www.lpi.usra.edu/vexag/meetings/STIM/presentations/Polidan_VAMP%20for%20STIM%20Meeting%20Jan%202013%20-%20Final%20Approved.pdf
14. Lee G., Polidan R., Ross F. et al. Venus Atmospheric Maneuverable Platform (VAMP) – Pathfinder Concepts. *47th Lunar and Planetary Science Conference (21–25 March 2016; Woodlands, Texas)*.
15. *Venera-D: Expanding our Horizon of Terrestrial Planet Climate and Geology through the Comprehensive Exploration of Venus*. NASA Report of the Venera-D Joint Science Definition Team. 2017. URL: http://www.iki.rssi.ru/events/2017/venera_d.pdf
16. Yatsenko M.Yu., Vorontsov V.A. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*, 2022, vol. 6, no. 1(39), pp. 5-13. DOI: 10.26732/j.st.2022.1.01
17. Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гушин В.Н. и др. *Баллистические ракеты и ракеты-носители* (Ballistic missiles and launch vehicles). Moscow, Drofa, 2004, 512 p.
18. Матвеев Ю.А. *Vestnik "NPO imeni S.A. Lavochkina"*, 2022, no. 1(55), pp. 51-59.
19. Matveev Yu.A., Lamzin V.A., Method of predictive studies of the effectiveness of spacecraft modifications with integrated subsystem replacement. *Solar System Research*, 2016, vol. 50, no. 7, pp. 604-610. DOI: 10.1134/S0038094616070182
20. Lebedev A.A. *Kurs sistemnogo analiza* (Course of the system analysis), Moscow, Mashinostroenie, 2010, 256 p.
21. Yatsenko M.Yu., Vorontsov V.A., Ryzhkov V.V. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*, 2023, vol. 7, no. 3(45), pp. 220-226. DOI: 10.26732/j.st.2023.3.06

Статья поступила в редакцию 14.02.2024; одобрена после рецензирования 20.03.2024; принята к публикации 22.03.2024.
The article was submitted on 14.02.2024; approved after reviewing on 20.03.2024; accepted for publication on 22.03.2024.