

УДК 629.765

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-379-393

Для цитирования: Гурина А. А., Кольга В. В., Кубриков М. В. Конструкция атмосферного аэростатного зонда для исследования Венеры // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 379–393. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-379-393.

For citation: Gurina A. A., Kolga V. V., Kubrikov M. V. [Design of an atmospheric aerostatic probe for Venus exploration]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 379–393. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-379-393.

Конструкция атмосферного аэростатного зонда для исследования Венеры

А. А. Гурина, В. В. Кольга*, М. В. Кубриков

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

Аннотация. Венера – вторая по расстоянию от Солнца и ближайшая к Земле планета. Её атмосфера самая плотная, а температура на поверхности Венеры самая высокая среди всех планет Солнечной системы. Из-за конвекции и тепловой инерции плотной атмосферы на Венере температура существенно не изменяется между дневной и ночной сторонами планеты. Температура верхних слоев атмосферы составляет около –45 °С. Минимальная температура поверхности не менее 400 °С. Давление на поверхности планеты в 90 раз выше, чем на уровне поверхности Земли. В связи со сложностью функционирования космических аппаратов (КА) на поверхности, планета до сих пор остается практически не изученной.

Однако на высоте чуть выше 50 км расположена тропопауза – граница между тропосферой и мезосферой. Здесь условия наиболее похожи на условия на поверхности Земли. Это оптимальная область для КА, где температура и давление будут подобными земным. В эту область целесообразней всего отправлять аэростатные зонды для сбора научной информации.

Целью исследования является разработка конструкции аэростатного зонда, в течение длительного времени обеспечивающего передачу информации из тропопаузы атмосферы Венеры.

В работе проведен баллистический расчет траектории снижения КА в атмосфере Венеры и определены характеристики траектории.

С целью определения параметров траектории спуска была написана программа для расчета дифференциальных уравнений движения атмосферного зонда.

Разработана конструкция атмосферного зонда и определен порядок его работы.

Ключевые слова: конструкция атмосферного зонда, атмосфера Венеры, дифференциальные уравнения движения в атмосфере, траектория.

Design of an atmospheric aerostatic probe for Venus exploration

A. A. Gurina, V. V. Kolga*, M. V. Kubrikov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

Abstract. Venus is the second planet from the Sun and the closest to Earth. Its atmosphere is the densest, and the temperature on the surface of Venus is the highest of all the planets in the Solar System. Due to

convection and thermal inertia of the dense atmosphere, the temperature on Venus does not change significantly between the day and night sides of the planet. The temperature of the upper layers of the atmosphere is about -45°C . The minimum surface temperature is at least 400°C . The pressure on the surface of the planet is 90 times higher than at the surface of the Earth. Due to the complexity of the functioning of spacecraft (SC) on the surface, the planet remains virtually unexplored.

However, at an altitude of just over 50 km there is the tropopause – the boundary between the troposphere and the mesosphere. Here, the conditions are most similar to the conditions on the surface of the Earth. This is the optimal area for SC, where the temperature and pressure will be similar to those on Earth.

It is most advisable to send balloon probes to this area to collect scientific information. The aim of the study is to develop a design for an aerostat probe that will provide long-term transmission of information from the tropopause of the Venusian atmosphere. The work includes a ballistic calculation of the descent trajectory of the spacecraft in the Venusian atmosphere and the trajectory characteristics. To determine the parameters of the descent trajectory, a program was written to calculate the differential equations of motion of the atmospheric probe. The work includes a design for an atmospheric probe and the order of its operation.

Keywords: atmospheric probe design, atmosphere of Venus, differential equations of motion in the atmosphere, trajectory.

Введение

Посещение внеземных миров – цель, поставленная человечеством с самого начала космической эры. Если личный визит землянам удалось нанести лишь на Луну, то зонды и роботизированные аппараты продвинулись в освоении небесных тел гораздо дальше.

Венера – вторая по расстоянию от Солнца и ближайшая к Земле планета. Она известна людям с глубокой древности. Её атмосфера самая плотная, а температура на поверхности Венеры самая высокая среди всех планет Солнечной системы. [1; 2].

Атмосфера Венеры состоит в основном из углекислого газа и небольшого количества азота. Давление на поверхности планеты огромно – в 90 раз выше, чем на уровне поверхности Земли, или эквивалентно давлению в земных океанах на глубине около 1 км. Атмосфера, богатая углекислым газом, вызывает сильный парниковый эффект и повышает температуру поверхности планеты до 500°C .

Из-за конвекции и тепловой инерции плотной атмосферы на Венере температура существенно не изменяется между дневной и ночной сторонами планеты. Солнечной энергии на поверхности планеты намного меньше, чем в верхних слоях атмосферы, из-за её плотного облачного покрова, который отражает большую часть энергии обратно в космос. Без наличия парникового эффекта температура Венеры была бы очень близка к температуре поверхности Земли. Высокие облака Венеры состоят в основном из капель диоксида серы и серной кислоты, которые делают поверхность планеты невидимой в оптическом диапазоне. Температура верхних слоев атмосферы около -45°C . Средняя температура Венеры составляет 464°C . Минимальная температура поверхности – не менее 400°C .

Однако на высоте чуть выше 50 км расположена тропопауза – граница между тропосферой и мезосферой. Здесь условия наиболее похожи на условия на поверхности Земли. По данным измерений советских зондов «Венера-4», «Венера-14» и американских «Пионер – Венера-2» [1; 2], область от 52,5 до 54 км имеет температуру между 293 К (20°C) и 310 К (37°C), а на высоте 49,5 км давление становится таким же, как на Земле на уровне моря. Это оптимальная область для исследовательских кораблей или колоний, где температура и давление будут подобными земным. И именно в эту область целесообразней всего отправлять аэростатные зонды, способные собирать физические данные и научную информацию в течение длительного времени без контакта с поверхностью планеты, оставаясь при этом в заданном диапазоне высот в атмосфере Венеры [3–7].

Задача разработки таких космических зондов является уникальной, что подтверждается незначительным количеством космических аппаратов, проводивших исследования вблизи Венеры

за всю историю ее наблюдений. Специфика и сложность таких исследований определяют актуальность таких разработок.

Целью исследования является разработка конструкции аэростатного зонда, обеспечивающего передачу информации из тропопаузы атмосферы Венеры.

Особенность проектируемого зонда состоит в том, чтобы обеспечить его нахождение в атмосфере Венеры на определённой высоте достаточно продолжительное время (около 100 суток), сохранив оптимальные условия его работоспособности. Для поддержания жизнеспособности аппарата необходимо разработать систему дозаправки шара аэростата гелием, утечка которого составляет около 2,5 % в сутки.

Особенности атмосферы Венеры

Атмосфера Венеры – газовая оболочка, окружающая планету, – состоит в основном из углекислого газа и азота. Другие соединения присутствуют только в следовых количествах (рис. 1). Атмосфера Венеры содержит облака из серной кислоты, которые делают невозможным наблюдение поверхности в видимом свете, и прозрачна лишь в радио- и микроволновом диапазонах, а также в отдельных участках ближней инфракрасной области (рис. 2). Атмосфера Венеры намного плотнее и горячее атмосферы Земли: её температура на среднем уровне поверхности составляет около 740 К (467 °C), а давление – около 93 бар [2].

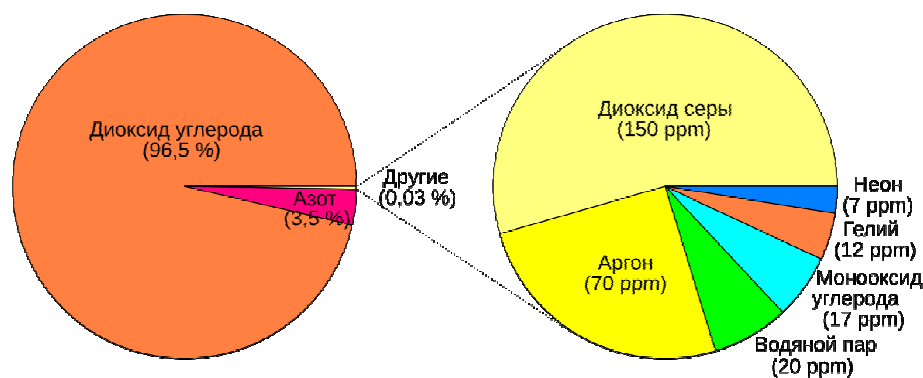


Рис. 1. Состав атмосферы Венеры

Fig. 1. Composition of the atmosphere of Venus

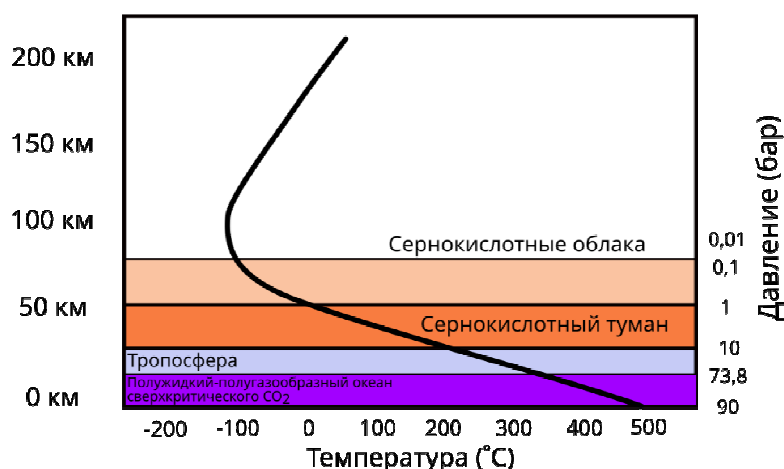


Рис. 2. График зависимости температуры и давления от высоты над поверхностью Венеры

Fig. 2. Graph of temperature and pressure versus altitude above the surface of Venus

В отличие от Земли, Венера не имеет магнитного поля и её ионосфера отделяет атмосферу от космического пространства и солнечного ветра. Ионизированный слой не пропускает солнечное магнитное поле, придавая Венере особое магнитное окружение.

Несмотря на экстремальные условия на поверхности планеты, на высоте 50–65 км атмосферное давление и температура практически такие же, как на поверхности Земли. Это делает верхние слои атмосферы Венеры наиболее похожими на земные в Солнечной системе (причём даже больше, чем на поверхности Марса). Из-за сходства давления и температуры верхние слои атмосферы были предложены учёными в качестве подходящего места для исследования и колонизации [3–7]. Именно эта область атмосферы подходит для изучения при помощи аэростатных зондов. Длительные исследования ниже 50 км на данный момент являются неосуществимыми из-за экстремальных условий в атмосфере и на поверхности планеты.

Баллистический расчет траектории снижения космического аппарата в атмосфере Венеры

Миссия доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры состоит из двух этапов:

– межпланетный перелёт космического аппарата (КА), переносящего зонд, от Земли к Венере и выход его на круговую орбиту;

– отстыковка от орбитального модуля и баллистический спуск в атмосферу непосредственно самого зонда. Сам КА при этом остаётся на орбите и используется в качестве спутника-ретранслятора для передачи собранной зондом информации на Землю.

Рассмотрим только второй этап миссии, без учёта перелёта КА к Венере.

Задача баллистического расчёта состоит в том, чтобы доставить ПГ с заданной круговой орбиты не на поверхность Венеры, а в рабочий диапазон высот в атмосфере ($H = 50\text{--}55$ км). Для этого необходимо погасить радиальную составляющую скорости до близких к 0 значений до достижения заданной высоты.

В исследовании рассмотрена расчетная модель траектории баллистического спуска [1; 8–10] атмосферного зонда с круговой орбиты высотой 300 км на заданную высоту 50–55 км над поверхностью планеты, состоящая из внеатмосферного эллиптического участка и участка входа в атмосферу с последующим аэродинамическим торможением, в том числе при помощи парашюта. При этом внеатмосферный участок рассматривается в центральном поле тяготения, а движение в атмосфере – в плоско-параллельном.

Расчет параметров движения на эллиптическом участке траектории

Схема движения на эллиптическом участке траектории показана на рис. 3.

Для импульсного перехода с круговой орбиты вокруг Венеры на эллиптический участок снижения (рис. 3) выберем ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ) со следующими характеристиками:

- тяга двигателя $P = 4,5$ кН;
- удельный импульс $J_{уд} = 2700$ м/с.

Для исследования движения на эллиптическом участке траектории используем модельную задачу, которая в небесной механике называется задачей двух тел. В этой задаче изучается движение двух материальных точек с определенными массами под действием силы их взаимного притяжения.

Примем допущения:

- 1) рассматриваем пассивное движение спускаемого аппарата;
- 2) гравитационная сила, с которой Венера притягивает спускаемый аппарат, рассчитывается как ньютоновская сила взаимодействия двух материальных точек с определенными массами, расположенными в центрах масс Венеры и спускаемого аппарата (аэростатного зонда);
- 3) притяжением других небесных тел Вселенной пренебрегаем;
- 4) аэродинамическое воздействие среды на спускаемый аппарат не учитываем;

5) предполагаем, что на спускаемый аппарат не действует никаких сил другой физической структуры (электромагнитные силы, силы светового давления и т. д.).

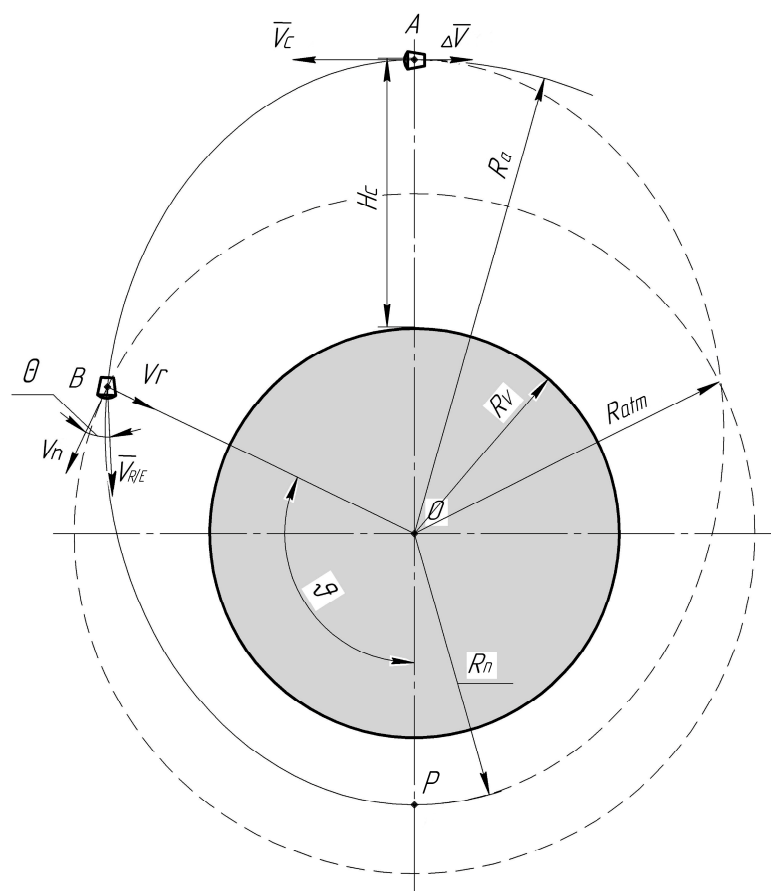


Рис. 3. Схема движения на эллиптическом участке траектории

Fig. 3. Scheme of motion on an elliptical section of the trajectory

Для точки траектории А (рис. 3), соответствующей моменту начала снижения (начальные условия движения), можно записать:

– $\theta = 0$, угол наклона траектории будет равняться 0, так как рассматриваем начало движения в апоцентре эллиптической ветви;

– $H_{кр} = 300$ км – высота круговой орбиты;

– $V_{кр} = 7151,53$ м/с – скорость на заданной круговой орбите;

– $d_m = 2,5$ м – диаметр мишени спускаемого аппарата.

Параметры внеатмосферного участка эллиптической орбиты:

1) фокальный параметр:

$$p = Ra * (1 - e); \quad (1)$$

2) эксцентриситет орбиты:

$$e = \frac{Ra - Rn}{Ra + Rn}; \quad (2)$$

3) угол истинной аномалии в точке входа в атмосферу:

$$\vartheta = \arccos\left(\frac{p - Ratm}{e * Ratm}\right). \quad (3)$$

Уравнение траектории определяется по формуле

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}. \quad (4)$$

Скорость в любой точке эллиптической траектории может быть рассчитана по формуле

$$V = \sqrt{\frac{\mu_V}{p}} \sqrt{1 + e^2 + 2e \cos \vartheta}, \quad (5)$$

где μ_V – гравитационный параметр Венеры ($\mu_V = 324,859 \cdot 10^{12} \text{ м}^3/\text{с}^2$).

Результатом расчёта на данном этапе являются скорость и угол наклона траектории в точке входа в атмосферу.

Расчёт параметров движения на участке входа в плотные слои атмосферы

Участок входа в плотные слои атмосферы начинается с условной границы, которая располагается на высоте 120 км от поверхности Венеры (рис. 3).

Примем допущения:

- 1) движение рассматриваем в плоскопараллельном поле притяжения;
- 2) углы атаки и скольжения принимаем равными нулю;
- 3) подъемной силой пренебрегаем.

Начальные условия движения берутся из результата расчёта внеатмосферного участка.

Сила лобового аэродинамического сопротивления определяется по формуле

$$X_a = c_x \frac{\rho V^2}{2} S_m, \quad (6)$$

где c_x – коэффициент лобового аэродинамического сопротивления; ρ – плотность среды; S_m – площадь миделевого сечения.

Параметры атмосферы определяем с помощью таблицы стандартной атмосферы Венеры (табл. 1).

Дифференциальные уравнения движения на участке входа (рис. 4) будут иметь следующий вид:

$$m \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2} c_x \rho S_m V^2 - G \sin \theta, \quad (7)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = -G \cos \theta, \quad (8)$$

где θ – угол наклона траектории относительно плоскости местного горизонта; $G = m \cdot g_V$ – сила тяжести, действующая на спускаемый аппарат; g_V – ускорение свободного падения на Венере; m – масса спускаемого аппарата.

Таблица 1

Рабочая модель атмосферы Венеры до высоты 120 км [2]

z , км	T , °К	p , атм	ρ , г/см ³	Примечание
0	750	93,0	$6,3 \cdot 10^{-2}$	Поверхность планеты
5	713	69,0	5,0	
10	675	50,3	3,8	
15	636	35,0	2,8	
20	596	25,2	2,18	
25	556	17,3	1,58	
30	515	11,5	1,15	

z , км	T , °K	p , атм	ρ , г/см ³	Примечание
35	472	7,4	$8,1 \cdot 10^{-3}$	
40	428	4,5	5,5	
45	382	2,6	3,58	
50	340	1,43	2,16	
55	304	0,71	1,25	
60	274	0,24	$6,6 \cdot 10^{-4}$	
65	250	0,14	2,7	Верхняя граница облачного слоя
70	240	$5,5 \cdot 10^{-2}$	1,2	
80	220	$7,0 \cdot 10^{-3}$	$1,7 \cdot 10^{-3}$	
90	200	$7,4 \cdot 10^{-4}$	$1,9 \cdot 10^{-6}$	
100	180	$6,2 \cdot 10^{-5}$	$1,8 \cdot 10^{-7}$	
110	160	$4,9 \cdot 10^{-6}$	$1,6 \cdot 10^{-8}$	Мезопауза
120	205	$3,9 \cdot 10^{-7}$	$1,0 \cdot 10^{-9}$	Затмение Регула

Кинематические соотношения имеют вид:

$$\frac{dx_0}{dt} = V \cos \theta, \quad (9)$$

$$\frac{dy_0}{dt} = V \sin \theta, \quad (10)$$

где x_0 – линейная координата x , относительно венерианской системы координат; y_0 – линейная координата y , относительно венерианской системы координат.

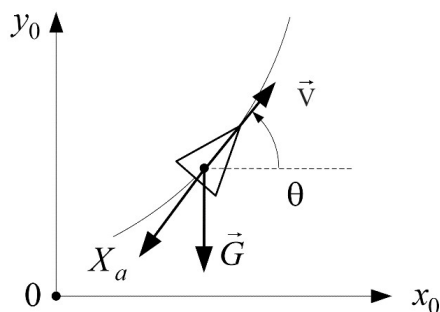


Рис. 4. К выводу уравнения движения на участке входа в плотные слои атмосферы

Fig. 4. To the derivation of the equation of motion at the entry section into the dense layers of the atmosphere

Интегрирование уравнений движения (7)–(10) проведем с помощью метода Эйлера, предварительно задав шаг интегрирования по времени.

В расчёте учитывается влияние парашюта на параметры движения. Парашют начинает раскрываться при снижении скорости до 245 м/с и отстреливается вместе с верхней крышкой венерианского атмосферного зонда на 3103 с полёта.

Расчёт траектории и ее параметров произведены в специально созданном программном продукте Marble 17. В табл. 2 приведены четыре варианта траекторий снижения зонда для эллипсов с различными фокусными параметрами.

Результатом расчёта являются значения скоростей, максимальная перегрузка, время спуска и траектория движения в плоско-параллельном поле притяжения.

Таблица 2

Результаты расчёта вариантов траектории спуска аппарата

№	Н _{перигентра} , км	ΔV , м/с	$m_{г}$, кг	$T_{вкл\ ДУ}$, с	$\Theta_{вх}^{\circ}$	$V_{вх}$, м/с	n_{max}
1	0	87,01	16,4	2,46	-1,36	7272,6	26,01 g
2	50	72,15	13,5	2,03	-1,03	7287,04	25,74 g
3	100	57,42	10,8	1,61	-0,55	7301,34	25,43 g
4	119	51,87	9,7	1,46	-0,12	7306,74	25,3 g

Расчёт характеристик воздушного шара, обеспечивающих создание выталкивающей силы в заданном диапазоне высот в атмосфере Венеры

После баллистического спуска на заданную высоту (около 50 км) шар аэростата надувается и зонд выходит на рабочий режим. Для поддержания аппарата на рабочей высоте необходимо рассчитать действующую на него выталкивающую силу (силу Архимеда).

Выталкивающая или подъёмная сила по направлению действия противоположна силе тяжести и прикладывается к центру тяжести объёма, вытесняемого телом из жидкости или газа.

Проектируемый аэростат должен оставаться на одной высоте длительное время. Для этого необходимо выполнение условия плавания тел. Тело плавает в жидкости или газе, если выталкивающая сила равна по модулю силе тяжести (рис. 5).

Исходя из условия плавания тел,

$$F_A = m_{He}g_V + m_{об}g_V + m_{шг}g_V, \quad (11)$$

$$\rho_{атм}V_{ш}g_V = m_{шг}g_V + m_{об}g_V + \rho_{He}V_{ш}g_V, \quad (12)$$

$$V_{ш} = \frac{m_{об} + m_{шг}}{\rho_{атм} - \rho_{He}}, \quad (13)$$

где $m_{шг}$, $m_{об}$, m_{He} – массы соответственно полезного груза аэростатного зонда, оболочки зонда и заправленного гелия; $\rho_{атм}$ – плотность атмосферы Венеры на определенной высоте (табл. 1); ρ_{He} – плотность гелия; $V_{ш}$ – объем шара с гелием аэростатного зонда.

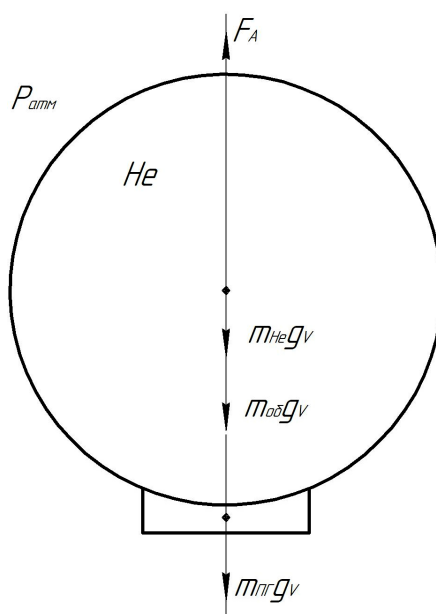


Рис. 5. К расчёту выталкивающей силы

Fig. 5. To the calculation of the buoyant force

Расчёт был произведён для высот в диапазоне 50–55 км над поверхностью (рис. 5). Результаты представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчёта параметров шара для создания необходимой выталкивающей силы

Высота от поверхности Венеры H , км	Температура в атм. T , К	Давление в атм. P , атм	Плотность атм. ρ , кг/м ³	Объем шара $V_{ш}$, м ³	Радиус шара $R_{ш}$, м	Потери гелия (за 2 суток) $m_{He\text{ пот.}}$, кг	Масса гелия $m_{He\text{ ж.}}$, кг	Объем гелия $V_{He\text{ ж.}}$, м ³
50	340	1,43	2,16	129,3	3,14	1,47	73,3	0,59
53	322	1,07	1,71	161,3	3,38	1,29	64,6	0,5
55	304	0,71	1,25	219,8	3,74	1,24	61,8	0,48

Порядок выхода спускаемого аппарата с аэростатным зондом на рабочий режим

По полученным характеристикам, определенным в результате предварительного проектирования, был сконструирован спускаемый аппарат [11–18], включающий в себя аэростатный зонд, помещенный в специальный контейнер. Общий вид спускаемого аппарата представлен на рис. 6.

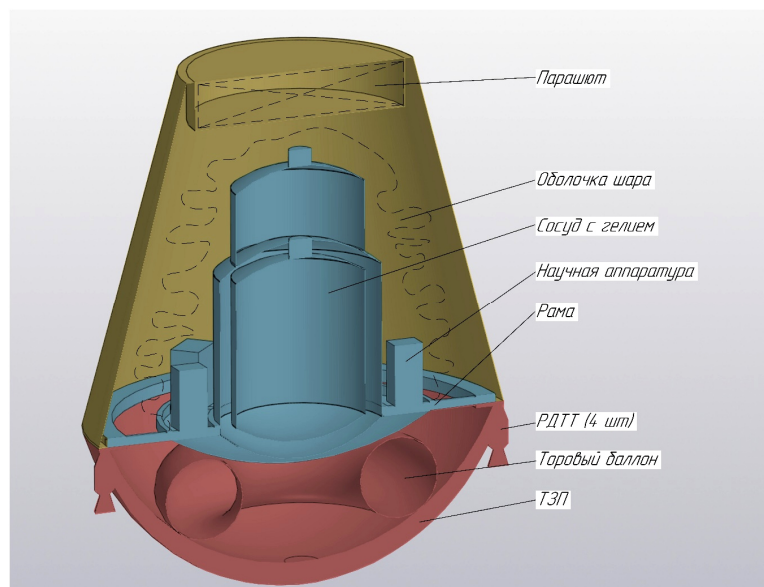


Рис. 6. Общий вид спускаемого аппарата

Fig. 6. General view of the descent vehicle

На первоначальном этапе орбитальный космический модуль (ОКМ) в связке со спускаемым аппаратом (СА) движется по круговой орбите вокруг Венеры на высоте 300 км над поверхностью. После отстыковки СА от ОКМ за счет импульса тяги ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), расположенных в нижней крышке СА (рис. 6) при $t_{имп} = 1,46$ с, спускаемый аппарат переходит на эллиптическую траекторию спуска в атмосфере Венеры (рис. 3), свободно снижаясь по баллистической траектории до достижения верхней границы атмосферы.

При достижении аппаратом скорости 245 м/с, отстреливается крышка парашютного отсека и вытягивается парашют. Происходит аэродинамическое торможение с помощью парашюта (рис. 7).

На 3103 с спуска после отстыковки от ОКМ (500 с спуска в атмосфере), при достижении аппаратом высоты 58 км происходит отстрел верхней крышки вместе с парашютом (рис. 8). В этот же момент начинается процесс наполнения шара аэростата газообразным гелием из

торового баллона, прикреплённого к нижней крышке спускаемого аппарата (рис. 6). Наполнение шара происходит за 96 с.

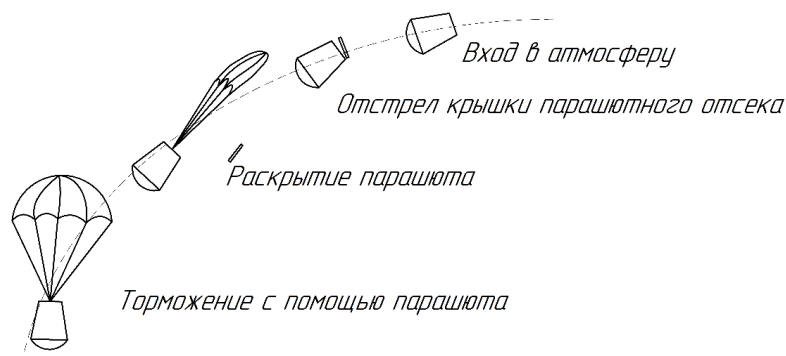


Рис. 7. Раскрытие парашюта

Fig. 7. Opening the parachute

К моменту окончания наполнения шара спускаемый аппарат достигает высоты 50 км. В этот момент происходит отстрел нижней крышки с отработавшим двигателем и пустым баллоном из под гелия в качестве сброса балласта (рис. 8).

Аэростат выходит на высоту дрейфа 53 км и переходит в рабочий режим в качестве атмосферного зонда.

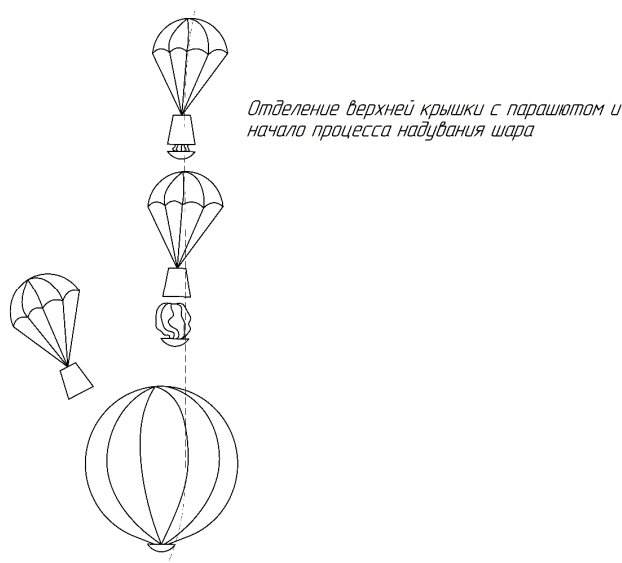


Рис. 8. Заполнение шара аэростата гелием

Fig. 8. Filling a balloon with helium

Отстреливаемая нижняя крышка СА воспринимает высокие температуры, возникающие при аэродинамическом торможении в атмосфере Венеры (рис. 9). Для обеспечения требуемой тепловой защиты она покрыта слоем теплозащитного покрытия. На силовом шпангоуте нижней крышки СА крепится импульсный РДТТ для увода СА с круговой орбиты вокруг Венеры на эллиптическую орбиту спуска.

Кроме того, на крышке крепится торовый баллон высокого давления, наполненный сжатым гелием (He). Он необходим для первоначального наполнения шара аэростата газом. Благодаря этому решению можно уменьшить рабочую массу аэростата за счёт отделения от него пустого баллона с нижней крышкой, общая масса которой составляет 160 кг.

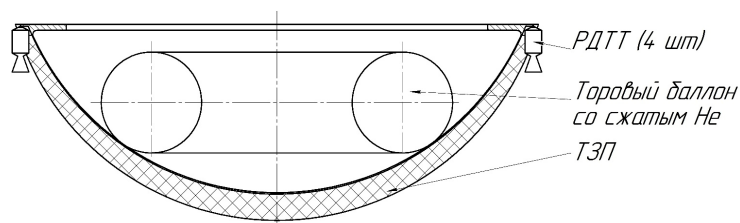


Рис. 9. Нижняя крышка спускаемого аппарата

Fig. 9. Lower cover of the descent module

Конструкция и принцип работы аэростатного зонда

Конструкция аэростатного зонда представлена на рис. 6.

Все рабочие узлы и агрегаты зонда крепятся к силовой раме. На ней герметично закреплена оболочка шара, заполненного гелием, и датчики научного оборудования. Внутри конструкции, под оболочкой на силовой раме закреплены научные приборы и сдвоенный сосуд с жидким и газообразным гелием, составляющими значительную часть массы аэростата.

Согласно техническому заданию, зонд должен дрейфовать на высоте около 50 км над поверхностью Венеры и собирать научные данные в течение 100 суток. До настоящего времени аппараты вблизи поверхности Венеры работали не более 2 суток за счет крайне агрессивных внешних условий (см. табл. 1). Имеющиеся проекты («Венера-Д», «Венера ГЛОБ», DAVINCI) также ограничиваются временем существования около 30 дней.

Благодаря миссии «Вега» известно, что утечка гелия из оболочки за расчетное время работы зонда (около 2 суток) не превышала 5 %, что соответствовало потере высоты около 0,5 км. Следовательно, если обеспечить постоянный приток дополнительных порций гелия (до 5 % за двое суток), можно продлить период активной работы аппарата без риска спуститься на высоту с неблагоприятными атмосферными условиями. Для этой цели на борту аэростата расположен сосуд с криогенным гелием (см. рис. 6). Постепенно испаряясь, гелий скапливается в верхнем отсеке сосуда, откуда он через электрический клапан поступает непосредственно в шар аэростата. Датчики внутри аэростата определяют момент, когда давление падает достаточно для новой порции газа. Таким образом, можно поддерживать высоту дрейфа зонда не менее 100 суток.

Сосуд с гелием (см. рис. 6) состоит из двух частей: сосуда Дьюара для хранения запаса сжиженного гелия и соединенного с ним баллона, в котором скапливается газообразный гелий.

В жидком состоянии гелий существует только при температуре 4,2 К и является криогенной жидкостью. Поэтому для сохранения его в жидком агрегатном состоянии будем использовать сосуд с экранно-вакуумной изоляцией [17; 18].

Массы элементов конструкции спускаемого аппарата и аэростатного зонда после проведения необходимых расчетов (с учетом гелия дозаправки) представлены в табл. 4 и 5.

Таблица 4

Массы элементов конструкции спускаемого аппарата, кг

Аэростатный зонд	Верхняя крышка с парашютом	Нижняя крышка				
		Сжатый гелий	Торový баллон	РДТТ (4 шт)	Корпус с ТЗП	Общая масса
		25,8	64,5	10,0	68,7	169,0

Таблица 5

Массы элементов конструкции аэростатного зонда, кг

Гелий для дозаправки	Оболочка гелиевого шара	Научная аппаратура	Силовая рама с корпусом	Сосуд для гелия (дозаправка)	Общая масса
64,6	30,4	20	41,9	93,1	250,0

Прочностной расчёт рамы аэростатного зонда

В конструкции спускаемого аппарата силовая рама аэростатного зонда является основным несущим элементом. К ней крепятся верхняя и нижняя крышки аппарата, а также все элементы аэростатного зонда: сосуд с гелием дозаправки, корпус зонда, оболочка шара и научная аппаратура.

Из баллистического расчёта (см. табл. 2) определено, что максимальное значение перегрузки, действующей на спускаемый аппарат в процессе спуска в плотных слоях атмосферы, составляет $n = 25,3g$. Соответственно, силовая рама должна быть достаточно прочной, чтобы выдерживать высокие значения перегрузок и при этом иметь минимальную массу для уменьшения необходимого количества гелия.

Таблица 6

Результаты прочностного расчёта для различных титановых сплавов

№	Материал	Масса конструкции рамы, кг	Коэффициент запаса прочности
1	Технически чистый CP-Ti	46,7	0,71
2	Ti-10V-2Fe-3Al	48,1	1,6
3	Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-2Zr	49,9	2
4	Ti-5Al-2,5Sn	46,4	1,4
5	Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si	48,1	2
6	Ti-13V-11Cr-3Al	49,9	1,6
7	Ti-5Al-2,5Sn	46,3	1,6
8	Ti-8Al-1Mo-1V	45,2	1,7
9	Ti-8Mn	48,9	1,5

Прочностной расчёт рамы аэростатного зонда проведён в программном обеспечении SolidWorks Simulation.

Результаты расчётов для различных материалов силовой рамы представлены в табл. 6.

По результатам расчётов было выделено 2 сплава (Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-2Zr и Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si), дающих наибольший коэффициент запаса прочности, и сплав Ti-8Al-1Mo-1V, дающий наименьшую массу конструкции.

Для выбранных материалов были оптимизированы геометрические размеры конструкции силовой рамы. Результаты расчётов для выбранных материалов представлены в табл. 7.

Таблица 7

Результаты прочностного расчёта для облегченной конструкции рамы

№	Материал	Масса конструкции рамы, кг	Коэффициент запаса прочности
1	Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-2Zr	36,7	1,6
2	Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si	35,4	1,6
3	Ti-8Al-1Mo-1V	33,3	1,4

Таким образом, в результате прочностных расчётов для конструкции рамы аэростатного зонда был выбран сплав Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si, эпюра запаса прочности для которого представлена на рис. 10. При наименьшей массе этот сплав обеспечивает достаточный коэффициент запаса прочности. Итоговая масса силовой рамы составила 35,4 кг.

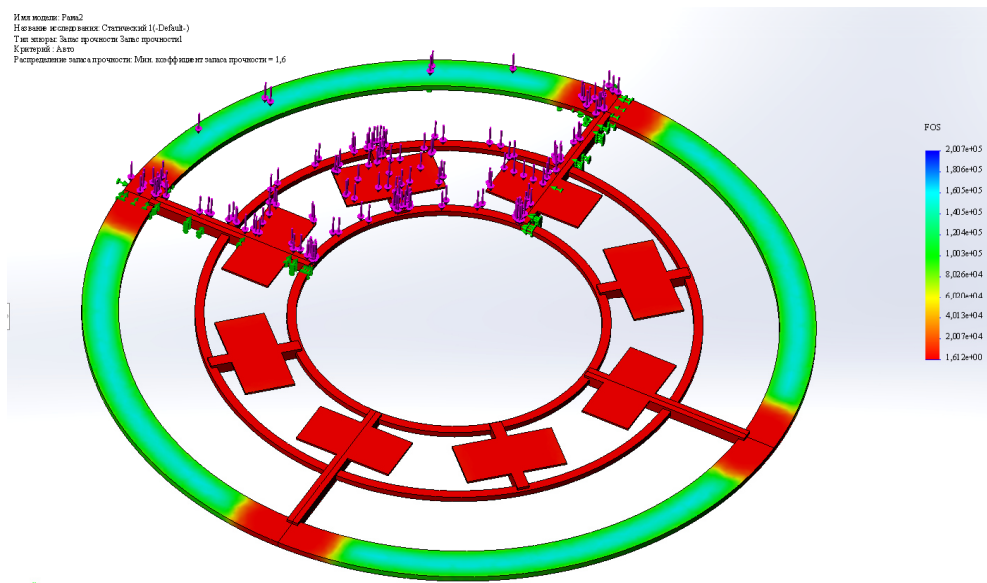


Рис. 10. Эпюра запаса прочности силовой рамы аэростатного зонда

Fig. 10. Safety factor diagram of the power frame of the balloon probe

Заключение

В работе рассмотрены вопросы проектирования конструкции спускаемого аппарата на поверхность Венеры и аэростатного зонда для исследования характеристик атмосферы. Проведён расчёт баллистической траектории спуска аппарата в атмосферу Венеры до заданной высоты. Рассмотрен принцип и разработана система фиксации аэростатного зонда на заданной высоте в атмосфере Венеры. Проведены расчеты масс конструкций спускаемого аппарата, аэростатного зонда и их основных элементов. Проведен прочностной анализ конструкции силовой рамы атмосферного зонда для случая максимальных перегрузок при снижении.

Реализовано решение дифференциальных уравнений снижения в атмосфере Венеры в среде компьютерной алгебры Maple методом Эйлера. Результатом этого решения являются баллистические характеристики траекторий спуска для различных параметров эллипса.

Библиографические ссылки

1. Мирер С. А. Механика космического полёта. Орбитальное движение. М. : РАН ИПМ им. М. В. Келдыша, 2013. 106 с.
2. Венера, атмосфера Венеры [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%B5%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B0> Режим доступа: свободный (дата обращения: 12.03.2025).
3. Эпизоды космонавтики. Вега-1 [Электронный ресурс]. URL: <https://epizodsspace.airbase.ru/01/2u/solnthe/ams/ve-1/vega-1.html> (дата обращения: 11.03.2025).
4. «Венера-Д»: первая долгоживущая миссия к Венере [Электронный ресурс]. URL: <https://zanauku.mipt.ru/2018/11/08/venera-d-pervaya-dolgozhivushhaya-missiya-k-venere/> (дата обращения: 22.02.2025).
5. «Венера-Д» [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Венера-Д> (дата обращения: 03.03.2025).
6. Проект «Венера-ГЛОБ» [Электронный ресурс]. URL: <http://stp.cosmos.ru/index.php?id=1381> (дата обращения: 12.03.2025).
7. Миссия НАСА DAVINCI приземлится на Венеру в 2031 г. [Электронный ресурс]. URL: <https://hightech.fm/2022/06/03/massive-atmosphere-venus> (дата обращения: 12.03.2025).
8. Железнякова А. Л. Компьютерное моделирование спуска орбитальной ступени космической системы Space Shuttle в плотных слоях атмосферы Земли // Физико-химическая кинетика

в газовой динамике. 2017. Т. 18, вып. 2 [Электронный ресурс]. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/716/>.

9. Лукашевич В. П., Афанасьев И. Б. Космические крылья. М. : ЛенТа Странствий, 2009. 496 с.

10. Кольга В. В., Рундау Н. С. Исследование параметров движения входа космолана в атмосферу // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 233–246. DOI: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246.

11. Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора / И. Д. Белоновская, В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 94–105. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.

12. Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (дата обращения 16.02.2024).

13. Патент RU2763353C1. Российская Федерация. Теплопередающая панель космического аппарата / В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова ; заявл. 22.12.2020 ; опубл. 28.12.2021.

14. Патент RU2834259C1. Российская Федерация. Межорбитальный космический транспортный модуль / В. В. Кольга, Д. А. Замятин ; заявл. 20.03.2024 ; опубл. 04.02.2025.

15. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа / В. В. Кольга, А. И. Лыкум, М. Е. Марчук, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 328–338. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.

16. Бордачев В. А., Кольга В. В. Металлокомпозитный топливный бак высокого давления // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы IX Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. Дню космонавтики (10–14 апреля 2023). Красноярск : СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2023. Т. 1. С. 93–95.

17. Кольга В. В., Самсонов С. Д. Аэростатный способ посадки космического аппарата в атмосфере Венеры // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч.-практ. конф. (8–10 ноября 2023). Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2023. Ч. 1. С. 52–54.

18. Кольга В. В., Самсонов С. Д. Проблема изучения Венеры атмосферным зондом: система наполнения оболочки // Решетневские чтения : материалы XXVIII Междунар. науч.-практ. конф. (18–22 ноября 2024). Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2024. Ч. 1. С. 44–45.

References

1. Mirer S. A. *Mekhanika kosmicheskogo polota. Orbital'noye dvizheniye* [Mechanics of space flight. Orbital motion]. Moscow, RAN IPM im. M. V. Keldyša Publ., 2013, 106 p. (In Russ.).

2. *Venera, atmosfera Venery* [Venus, atmosphere of Venus] (In Russ.). Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%B5%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B0> (accessed: 12.03.2025).

3. *Epizody kosmonavтики. Vega-1* [Episodes of Cosmonautics. Vega-1] (In Russ.). Available at: <https://epizodsspace.airbase.ru/01/2u/solnthe/ams/ve-1/vega-1.html> (accessed: 11.03.2025).

4. *Venera-D: pervaya dolgozhivushchaya missiya k Venere* [Venera-D: The First Long-Lived Mission to Venus] (In Russ.). Available at: <https://zanauku.mipt.ru/2018/11/08/venera-d-pervaya-dolgozhivushchaya-missiya-k-venere/> (accessed: 22.02.2025).

5. *Venera-D* [Venera-D] (In Russ.). Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Венера-Д> (accessed: 03.03.2025).

6. *Proyekt Venera-GLOB* [Project Venus-GLOBE] (In Russ.). Available at: <http://stp.cosmos.ru/index.php?id=1381> (accessed: 12.03.2025).

7. *Missiya NASA DAVINCI prizemlitsya na Veneru v 2031 godu* [NASA's DAVINCI mission to land on Venus in 2031] (In Russ.). Available at: <https://hightech.fm/2022/06/03/massive-atmosphere-venus> (accessed: 12.03.2025).

8. Zheleznyakova A. L. [Computer simulation of the descent of the orbital stage of the Space Shuttle space system in the dense layers of the Earth's atmosphere]. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike*. 2017, Vol. 18, No. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/716/> (In Russ.).

9. Lukashevich V. P., Afanasev I. B. *Kosmicheskie krylya* [Space Wings]. Moscow, LenTa Stranstviy Publ., 2009, 496 p. (In Russ.).
10. Belonovskaya I. D., Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of the spacecraft for cleaning the orbit of space debris]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
11. *Gosudarstvennyy kosmicheskii nauchno-proizvodstvennyy tsentr imeni M. V. Khrunicheva* [Khrunichev state research and production space center] (In Russ.). Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (accessed: 16.03.2025).
12. Kolga V. V., Rundau N. S. [Study of the parameters of the spaceplane's entry motion into]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 233–246 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246.
13. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. *Teploperedayushchaya panel' kosmicheskogo apparata* [Heat transfer panel of a spacecraft]. Patent RU2763353C1, 2021 (In Russ.).
14. Kolga V. V., Zamyatin D. A. *Mezhorbital'nyy kosmicheskii transportnyy modul'* [Interorbital space transport module]. Patent RU2834259C1, 2025 (In Russ.).
15. Kolga V. V., Lykum A. I., Marchuk M. E., Filipson G. Yu. [Optimization of the location of the attachment points of the spacecraft instrument panel based on modal analysis]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 328–338 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.
16. Bordachev V. A., Kolga V. V. [Metal-composite high-pressure fuel tank] // *Materialy IX Mezhdunar. nauch. konf. "Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials of the IX International scientific and practical conference "Actual problems of aviation and cosmonautics"]. Part 1, Krasnoyarsk, 2023, P. 93–95 (In Russ.).
17. Kolga V. V., Samsonov S.D. [Aerostat method of landing a spacecraft in the atmosphere of Venus]. *Materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2023. Part 1, P. 52–54 (In Russ.).
18. Kolga V. V., Samsonov S. D. [The problem of studying Venus with an atmospheric probe: the shell filling system]. *Materialy XXVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVIII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2024. Part 1, P. 44–45 (In Russ.).

© Гурина А. А., Кольга В. В., Кубриков М. В., 2025

Гурина Анастасия Анатольевна – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: eruiluvaturulmo@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0009-2243-7557>.

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1195-1541>.

Кубриков Максим Викторович – кандидат технических наук, директор Института космической техники; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: kubrikov@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0003-0282-0291>.

Gurina Anastasia Anatolyevna – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: eruiluvaturulmo@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0009-2243-7557>.

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., Cand. Sc., professor, Head of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1195-1541>.

Kubrikov Maxim Viktorovich – Can. Sc., Director of the Institute of Space Technology; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kubrikov@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0003-0282-0291>.

Статья поступила в редакцию 01.04.2025; принята к публикации 12.05.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 01.04.2025; accepted for publication 12.05.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License