

ИССЛЕДОВАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО РЕЖИМА СПУСКА МАНЕВРЕННОГО ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ

А.В. Косенкова¹

Kosenkova.AV@yandex.ru

В.Е. Миненко¹

departm1@sm.bmstu.ru

Д.Н. Агафонов²

agaphonov@list.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

² ООО «Эс Эл Групп», Москва, Российская Федерация

Аннотация

В настоящее время для продолжения фундаментальных исследований Венеры в России и за рубежом предлагаются различные проекты. При этом актуален вопрос создания посадочного аппарата на поверхность Венеры, способного достичь наиболее интересные для изучения районы планеты. Предложено использовать посадочный аппарат класса «несущий корпус», который при допустимом усложнении конструкции по сравнению с баллистическим аппаратом обладает аэродинамическим качеством, достаточным для решения текущих задач маневрирования в процессе спуска в атмосфере Венеры в целях достижения требуемого района посадки. Рассмотрены различные траектории спуска посадочного аппарата данного типа, в том числе возможность совершения максимального бокового маневра, при этом принимаются во внимание длиннопериодические траектории с многократными погружениями в плотные слои атмосферы, а также приведено сравнение этих траекторий с траекторией спуска традиционно используемого посадочного аппарата баллистического класса. Показана возможность увеличения ширины охвата посадочных зон за счет использования маневренного аппарата, а также уменьшения нагрузок и увеличения числа решаемых научных задач и исследований

Ключевые слова

Посадочный аппарат, несущий корпус, траектория спуска, Венера, боковой маневр

Поступила 27.01.2020

Принята 06.02.2020

© Автор(ы), 2020

Введение. С древнейших времен планета Венера в виде яркой вечерней или утренней звезды вызывает интерес у человека. Скрытая непрозрачной плотной атмосферой поверхность Венеры все еще ждет своего по-

дробного изучения. Исследование Венеры как планеты земной группы представляет интерес не только с точки зрения фундаментальной науки, но и с точки зрения сравнительной планетологии, что продемонстрировано в работах [1–4], где приведены сравнение планет с геохимической точки зрения, а также динамическое и морфологическое сходство их атмосфер. Это позволяет провести параллели в будущем, показывая возможные пути эволюции Земли, ее атмосферы и климата.

В настоящее время для продолжения изучения Венеры в России и за рубежом рассматриваются различные варианты программ фундаментальных космических исследований. Ведутся работы над российско-американским проектом «Венера-Д» для комплексного изучения планеты с помощью орбитального и посадочного аппаратов (ПА), атмосферных зондов и других дополнительных элементов миссии [5–7]. Европейское космическое агентство (ESA) разрабатывает орбитальный аппарат EnVision [8]; НАСА (NASA), в свою очередь, занимается разработкой миссии Venus Flagship [9, 10], которая является продолжением миссии «Венера-Д».

При этом научное сообщество заинтересовано в определенных районах Венеры, которые представляются значимыми для изучения [5, 11].

В связи с этим актуальными становятся вопросы создания ПА на поверхность планеты, способного достичь заданные районы. Перспективным представляется использование новых конфигураций ПА, обладающих возможностью маневрирования в процессе спуска в целях увеличения широты охвата посадочных зон, достижения наиболее интересных для изучения районов посадки и осуществления точной посадки в запланированную зону. Исследованию аэродинамических характеристик таких ПА в атмосфере Венеры посвящены работы [12, 13].

Доставить ПА на выбранный участок поверхности Венеры после длительного перелета Земля–Венера — сложная техническая задача. При этом с учетом предполагаемых диапазонов дат старта и принятой схемы перелета возможные зоны посадки могут быть ограничены. При использовании ПА, способного маневрировать в атмосфере, места посадки ограничиваются лишь дальностью его полета по траектории. Космический аппарат такого типа для спуска в атмосфере Земли и способ спуска были запатентованы [14]. В работе [15] рассматривается аппарат повышенной маневренности для входа в атмосферу Земли со второй космической и гиперболическими скоростями входа.

Использование аппаратов сферических (советских) и конических (американских) форм на начальных этапах исследования планеты вызвано простотой и надежностью их конструкции, поскольку первостепенной за-

дачей было достижение аппаратом поверхности планеты в работоспособном состоянии [16]. Аппараты первого поколения не могли маневрировать в атмосфере и отклоняться от баллистической траектории. Для выхода аппарата в запланированную зону посадки предлагается использовать ПА, способные маневрировать в атмосфере. Такие аппараты имеют определенное аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях. Однако обеспечение аэродинамического качества влечет за собой усложнение и увеличение массы конструкции ПА. Определенным компромиссным решением этой проблемы может быть использование аппаратов класса «несущий корпус» (рис. 1) [13, 15], аэродинамическое качество которых при допущении усложнения конструкции может быть достаточным для решения текущих задач маневрирования в атмосфере планеты.

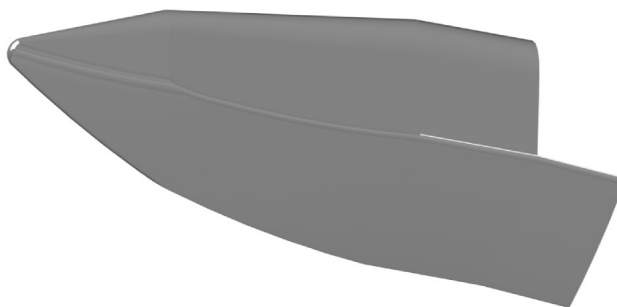


Рис. 1. Вариант ПА класса «несущий корпус»

В настоящей работе рассматриваются некоторые варианты траекторий спуска в атмосфере Венеры для ПА класса «несущий корпус» и проводится их сравнение с вариантом траектории сферического ПА класса «баллистический спуск», подобного советским аппаратам типа «Венера» и «Вега», и предполагаемого в рамках будущей миссии аппарата «Венера-Д», а также показаны преимущества и возможности предлагаемого аппарата.

Для расчета траекторий полета использованы зависимости и обозначения из работ [17–19]. Модель атмосферы Венеры, принятая для расчетов, основана на работах [20–22].

Анализ баллистики спуска ПА в атмосфере Венеры. Рассчитаем траектории спуска ПА класса «несущий корпус» в атмосфере Венеры. В качестве рабочего инструмента используем программу, посредством которой осуществляется оптимизация траектории через многократное решение системы дифференциальных уравнений движения ПА как материальной точки в скоростной системе координат методом Рунге — Кутты 4-го порядка.

При этом принимаем следующие допущения: ПА совершает спуск в атмосфере без включения маршевой двигательной установки ($g_{д.у} = 0$); ПА управляется только изменением угла крена γ , угол скольжения $\beta = 0$.

Тогда система дифференциальных уравнений движения ПА как материальной точки в скоростной системе координат будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{X_a}{m} - g \sin \theta + \omega_B^2 R \cos \varphi (\sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \sin \varepsilon); \\ \frac{d\theta}{dt} &= \left[\frac{Y_a \cos \gamma}{m} - g \cos \theta + \omega_B^2 R \cos \varphi (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \sin \varphi \sin \varepsilon) \right] / V + \\ &\quad + 2\omega_B \cos \varphi \cos \varepsilon + V \cos \theta / R; \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= -\left[\frac{Y_a \sin \gamma}{m} + \omega_B^2 R \sin \varphi \cos \varphi \cos \varepsilon \right] / (V \cos \theta) - \\ &\quad - 2\omega_B (\sin \varphi - \operatorname{tg} \theta \cos \varphi \sin \varepsilon) - V \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi / R; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V}{R} \cos \theta \sin \varepsilon; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V}{R} \cos \theta \frac{\cos \varepsilon}{\cos \varphi}; \\ \frac{dR}{dt} &= V \sin \theta, \end{aligned}$$

где V — скорость полета аппарата; θ — угол наклона траектории к местному горизонту (угол между вектором скорости и местной горизонтальной плоскостью)*; ε — угол курса (угол между местной параллелью и проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость); φ и λ — географическая широта и долгота местности; $R = R_B + H$ — расстояние от центра планеты, R_B — средний радиус планеты (для Венеры $R_B = 6051,8$ км), H — высота над поверхностью планеты; m — текущая масса аппарата (в процессе спуска принята постоянной и составляет 1600 кг); ρ — плотность невозмущенного потока; t — время полета; g — ускорение свободного падения на планете (на поверхности Венеры $g_0 = 8,84$ м/с²); ω_B — угловая скорость вращения планеты (для Венеры $\omega_B = 2,9926 \cdot 10^{-7}$ рад/с); γ — угол крена.

* ГОСТ 20058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения.

Учитывая силу лобового сопротивления ПА

$$X_a = qSC_{xa} = \frac{\rho V^2}{2} SC_{xa},$$

его аэродинамическую подъемную силу

$$Y_a = qSC_{ya} = \frac{\rho V^2}{2} SC_{ya},$$

аэродинамическое качество ПА

$$K_\delta = \frac{C_{ya}}{C_{xa}},$$

нагрузку на мидель

$$P_x = \frac{m}{C_{xa}S},$$

коэффициент лобового сопротивления C_{xa} и площадь S миделя ПА, получаем систему дифференциальных уравнений движения ПА как материальной точки в скоростной системе координат в следующем виде:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{1}{2P_x} \rho V^2 - g \sin \theta + \omega_B^2 R (\cos^2 \varphi \sin \theta - \cos \varphi \sin \varphi \sin \varepsilon \cos \theta); \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{2P_x} \rho V K_\delta \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - gR}{VR} \right) \cos \theta + 2\omega_B \cos \varphi \cos \varepsilon + \\ &+ \frac{\omega_B^2 R}{V} \cos \varphi (\cos \varphi \cos \theta + \sin \varphi \sin \theta \sin \varepsilon); \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{1}{2P_x} \rho V \frac{K_\delta \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cos \theta \operatorname{tg} \varphi \cos \varepsilon - \frac{\omega_B^2 R}{V} \sin \varphi \cos \varphi \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta} + \\ &+ 2\omega_B (\cos \varphi \sin \varepsilon \operatorname{tg} \theta - \sin \varphi); \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V}{R} \cos \theta \sin \varepsilon; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V}{R} \cos \theta \frac{\cos \varepsilon}{\cos \varphi}; \\ \frac{dR}{dt} &= V \sin \theta. \end{aligned} \quad (1)$$

Выражение для оценки перегрузки имеет вид

$$n = \frac{\sqrt{1 + K_\delta^2}}{2P_x g_0} \rho V^2.$$

Описание упрощенной расчетной модели. Для решения системы уравнений (1) рассмотрим начальный момент времени: пусть точка входа в атмосферу находится над экватором, т. е. $\varphi(0) = 0$, и вектор скорости лежит в плоскости экватора, т. е. $\varepsilon(0) = 0$. Тогда выражение для бокового маневра примет вид

$$L_{\text{бок}} = \varphi_k R_B,$$

где φ_k — широта в точке посадки аппарата.

В данной модели можно пренебречь вращением планеты, долгота местности тоже не играет роли. В рассматриваемой задаче управление спуском аппарата осуществляется с помощью простейшей программы изменения угла крена γ , когда значение угла крена отлично от нуля и не меняется в течение определенного промежутка времени выполнения бокового маневра.

Таким образом, упрощенная система уравнений в скоростной системе координат будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{1}{2P_x} \rho V^2 - g \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{2P_x} \rho V K_\delta \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - gR}{VR} \right) \cos \theta; \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{1}{2P_x} \rho V \frac{K_\delta \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cos \theta \operatorname{tg} \varphi \cos \varepsilon; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V}{R} \cos \theta \sin \varepsilon; \\ \frac{dR}{dt} &= V \sin \theta. \end{aligned} \quad (2)$$

Для решения данной системы уравнений к системе (2) необходимо добавить начальные условия и закон изменения угла крена $\gamma(t)$.

Рассмотрение баллистических траекторий спуска аэрокосмических аппаратов в атмосфере показывает, что основной участок полета, где реализуются максимальные аэродинамические и тепловые нагрузки, проходит в гиперзвуковом диапазоне скоростей ($M \geq 6$) [18].

При расчетах будем рассматривать только гиперзвуковой участок ($K_\delta = \text{const}$, $P_x = \text{const}$), поскольку основная часть полета ПА (вход в атмосферу Венеры и выполнение бокового маневра) происходит в гиперзвуковом диапазоне скоростей. Аэродинамические характеристики ПА

класса «несущий корпус» для данного диапазона скоростей приведены в работах [12, 13].

Конфигурация для совершения непосредственно бокового маневра в атмосфере Венеры следующая: угол атаки $\alpha = 18^\circ$; $C_{xa} = 0,81$; $C_{ya} = 1,15$, т. е. $K_\delta = 1,42$, или конфигурация максимального аэродинамического качества. При этом аэродинамические характеристики отнесены к площади ми-деля ПА $S_M = 0,95 \text{ м}^2$.

В качестве расчетной модели атмосферы Венеры принята коспаровская модель атмосферы Венеры VIRA-30 (Venus International Reference Atmosphere — Международная справочная атмосфера Венеры) [20–22]. В качестве условной границы атмосферы Венеры принята высота $H = 130 \text{ км}$. Скорость входа ПА в атмосферу Венеры на этой высоте составляет 11 км/с .

Постановка задачи выбора оптимальной программы управления.

В качестве критерия маневренности ПА будем рассматривать дальность бокового маневра, т. е. отклонение траектории полета ПА в направлении, перпендикулярном его первоначальному углу курса. Рассматривается возможность совершения максимального бокового маневра. При этом принимаются во внимание также волнообразные так называемые фугоидные (длиннопериодические) траектории с многократными погружениями в плотные слои атмосферы. Это может быть использовано для организации оригинального варианта экспедиции на Венеру, когда планирующий аппарат выполняет длительный «сканирующий» полет в атмосфере Венеры на большие расстояния, пролетая над самыми различными участками поверхности планеты.

Начальные условия имеют вид

$$\begin{aligned} V(0) &= V_0; \\ \theta(0) &= \theta_0; \\ \varepsilon(0) &= 0; \\ \varphi(0) &= 0; \\ R(0) &= R_0, \end{aligned} \tag{3}$$

где $V_0 = 11 \text{ км/с}$; $R_0 = R_B + H_{\text{вх}} = 6051,8 + 130 = 6181,8 \text{ км}$.

Целевой функционал. Боковой маневр должен быть максимальным, т. е. $L_{\text{бок}} = \varphi_k R_0 \rightarrow \max$. В задачах оптимизации принято целевую функцию приводить к виду, при котором необходимо получить ее минимум. Тогда $-L_{\text{бок}} = -\varphi_k R_0 \rightarrow \min$, где R_0 — константа, а $\varphi_k = \varphi_k(1)$.

В итоге получаем целевой функционал

$$-\varphi_K(1) \rightarrow \min. \quad (4)$$

При этом есть ряд ограничений.

1. Ограничение на высоту посадки. Расчет траектории будем вести до высоты 60 км (при проведении расчетов в нижних слоях атмосферы существенного приращения бокового маневра не наблюдается). Тогда $R(1) = R_0 + H_{\text{кон}}$, $H_{\text{кон}} = 60$ км. Приводя к стандартной записи, получаем

$$R(1) - (R_0 + H_{\text{кон}}) = 0. \quad (5)$$

2. Ограничение на максимальную перегрузку: $\max_{\tau \in [0, 1]} (n) \leq n_{\text{max}}$ или

в стандартной записи

$$\max_{\tau \in [0, 1]} (n) - n_{\text{max}} \leq 0. \quad (6)$$

3. Ограничение на максимальное время спуска (при необходимости).

Система уравнений (2) с начальными условиями (3) и уравнениями (4)–(6) определяет задачу оптимального управления, в которой $\gamma(t)$ является определяемым параметром.

Алгоритм решения задачи. Процесс решения задачи состоит из нескольких этапов (рис. 2). Сначала задают все необходимые параметры ПА (массу и габаритные размеры, аэродинамические характеристики), планеты (атмосферы и самой планеты), траекторные ограничения (на высоту посадки, максимальную перегрузку, максимальное время спуска, если необходимо) и начальные условия (скорость, угол и высоту входа в атмосферу). Затем определяются все настройки процесса решения (шаг и точность интегрирования, число оптимизируемых участков траектории и др.). После задания параметров задачи следует ее решение — перебор возможных вариантов углов крена на каждом участке траектории (шаге) и интегрирование системы уравнений (2) методом Рунге — Кутты 4-го порядка с проверкой допустимости траектории. После чего определяется значение бокового маневра в конечной точке для каждой допустимой комбинации углов крена и выбирается комбинация углов с максимальным боковым маневром. В результате выполнения программы осуществляется вывод параметров выбранной траектории спуска в виде таблицы: каждому моменту времени спуска соответствуют значения скорости спуска, высоты, перегрузки, наклона траектории, дальности бокового маневра, продольной дальности и угла крена.

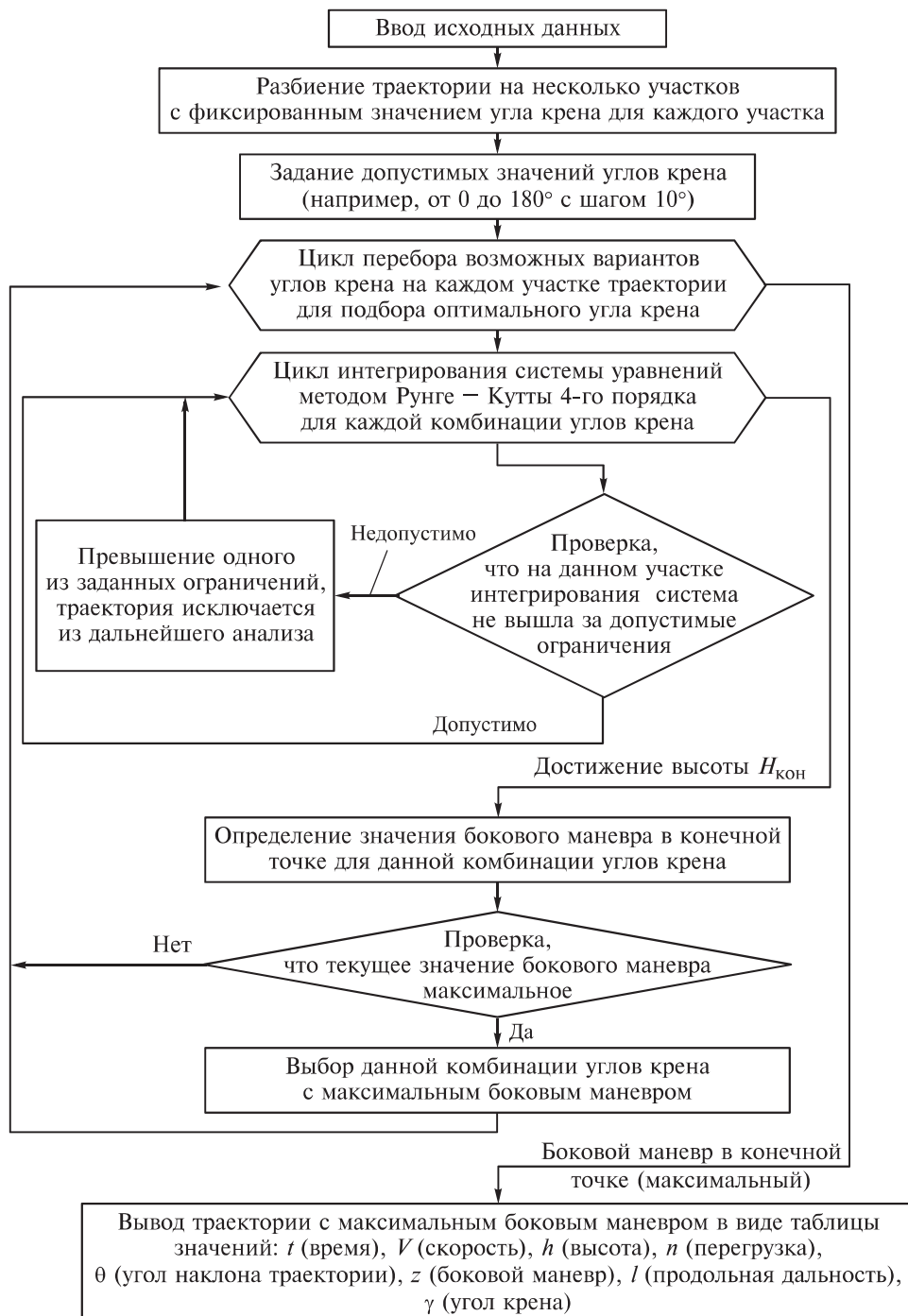


Рис. 2. Блок-схема программы расчета параметров траектории спуска

Анализ результатов. Результаты решения для ПА класса «несущий корпус» приведены в виде таблицы и графиков (рис. 3–6).

**Параметры траектории спуска ПА класса «несущий корпус»
на четырех оптимизируемых участках траектории без ограничений
(строка выше) и четырех оптимизируемых участках траектории
при ограничении по перегрузке 150 единиц и времени 2000 с
(строка ниже)**

Угол входа θ , град	Дальность бокового маневра, км	Продольная дальность, км	Максимальная перегрузка	Угол крена γ , обеспечивающий максимальную дальность, град	Время спуска, с
-8	5251	8536	57	80, 80, 40, 20	4003
	4972	6831	57	80, 80, 60, 20	1763
-9	5242	9416	65	80, 60, 60, 40	4037
	4970	6823	65	60, 80, 80, 20	1788
-10	5203	9256	68	60, 80, 60, 20	4228
	4960	7324	68	60, 80, 60, 20	1999
-11	5179	9054	72	60, 60, 80, 20	4327
	4990	7774	72	40, 80, 80, 40	1975
-12	5088	8936	79	60, 60, 60, 40	4394
	4963	7724	79	40, 80, 60, 40	1972
-13	4971	7998	82	60, 60, 60, 20	4212
	4881	7691	82	60, 60, 60, 20	1985
-14	4871	7944	92	40, 60, 80, 20	4157
	4770	7682	92	40, 60, 80, 20	1964
-15	4809	8189	94	40, 60, 60, 20	4399
	4754	7542	94	40, 60, 60, 40	1975
-16	4626	7809	103	40, 60, 60, 20	4333
	4637	6983	103	40, 60, 60, 20	1906
-17	4411	7671	116	20, 60, 60, 20	4320
	4338	6535	116	40, 60, 60, 20	1901
-18	4385	7527	126	40, 40, 60, 20	4390
	4243	5969	126	40, 40, 60, 40	1859

Исходные данные: $m_{ПА} = 1600$ кг — масса ПА; $S_M = 0,95$ м² — площадь миделя ПА; $g_B = 8,87$ м/с² — ускорение свободного падения на Венере; $R_B = 6051,8$ км — средний радиус планеты Венера; $H = 130$ км — высота входа в атмосферу Венеры; $H_k = 60$ км — высота, до которой происходит интегрирование системы дифференциальных уравнений; $V = 11$ км/с — скорость входа в атмосферу Венеры; данные полученного на предыдущем этапе аэродинамического расчета: угол атаки $\alpha = 18^\circ$; $C_{xa} = 0,81$; $C_{ya} = 1,15$, т. е. $K_\delta = 1,42$ [4, 5].

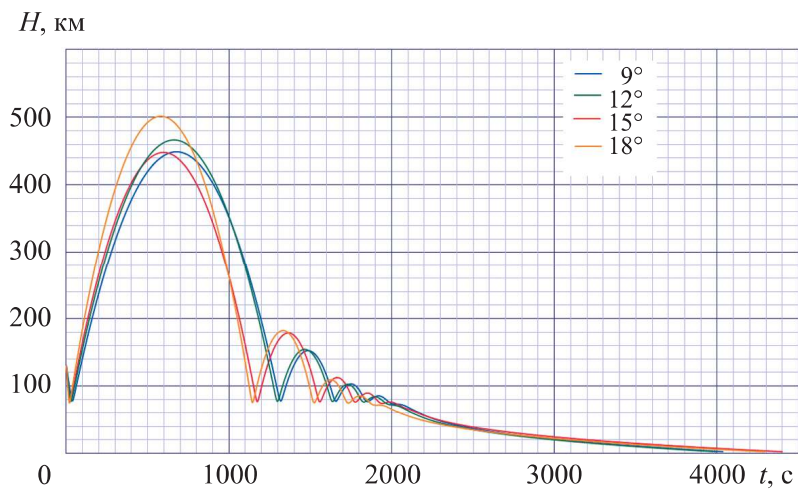


Рис. 3. Изменение высоты полета ПА от времени для различных углов входа

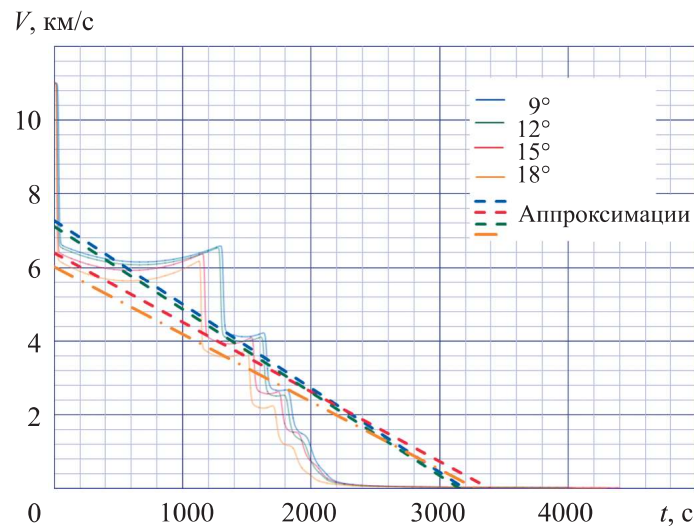


Рис. 4. Изменение скорости спуска ПА в зависимости от времени для различных углов входа

Результаты расчетов для оценки смещения относительно точки входа для ПА баллистического типа, предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д», показывают, что продольная дальность составляет не более 150...300 км для углов входа $-20^\circ \dots -10^\circ$, при этом перегрузка для углов того же диапазона составляет 150...100 единиц, и для предполагаемого на данный момент в рамках миссии «Венера-Д» [5, 6] угла входа -15° составляет ~122 единиц (см. рис. 6).

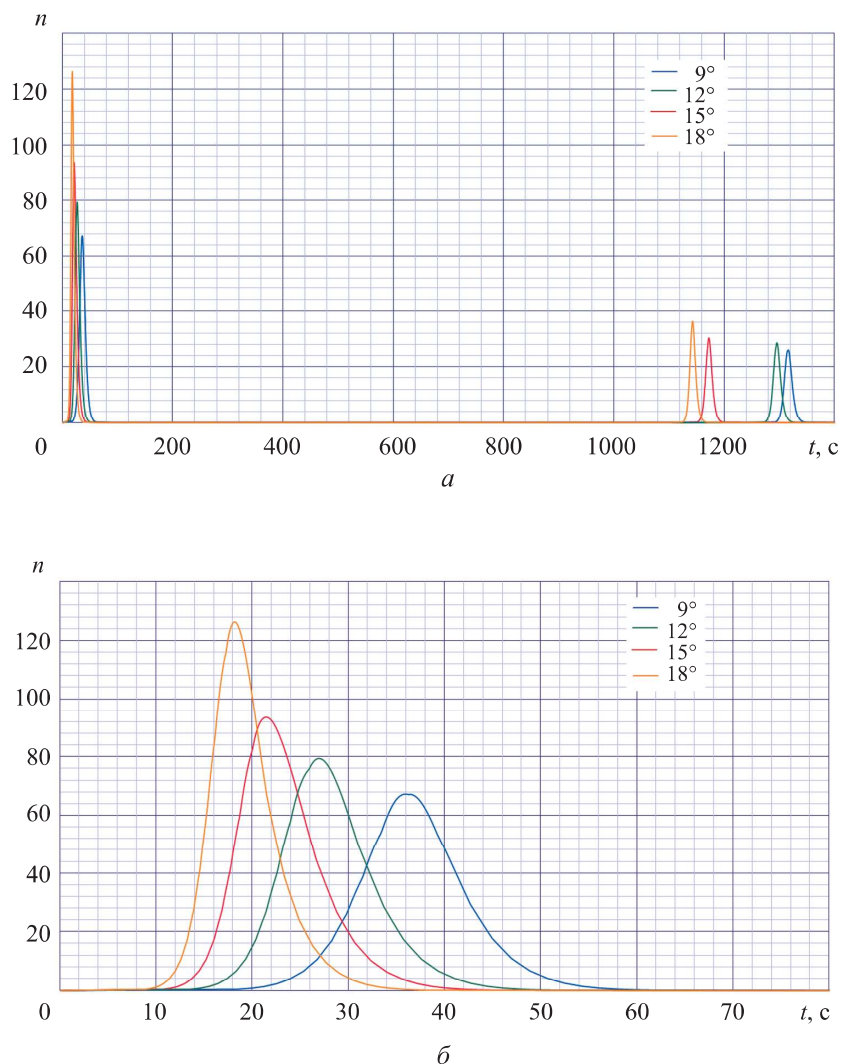


Рис. 5. Изменение значения перегрузки, действующей на ПА, в процессе спуска в атмосфере Венеры для различных углов входа

В результате анализа проведенных расчетов можно сделать следующие выводы.

1. Дальность полета по траектории слабо зависит от угла входа. На данный параметр довольно существенно влияет аэродинамическое качество ПА, и если для баллистического аппарата смещение в процессе спуска может достигать сотен километров, то для аппаратов класса «несущий корпус» — нескольких тысяч километров. При необходимости для аппарата класса «несущий корпус» может быть подобрана программа изменения угла крена для получения требуемой дальности в отличие от аппарата баллистического типа, который данной возможностью не обладает.

2. Максимальные перегрузки, действующие на аппарат, существенно зависят от угла входа и значительно меньше для аппарата класса «несущий корпус» по сравнению со значениями для аппарата баллистического типа.

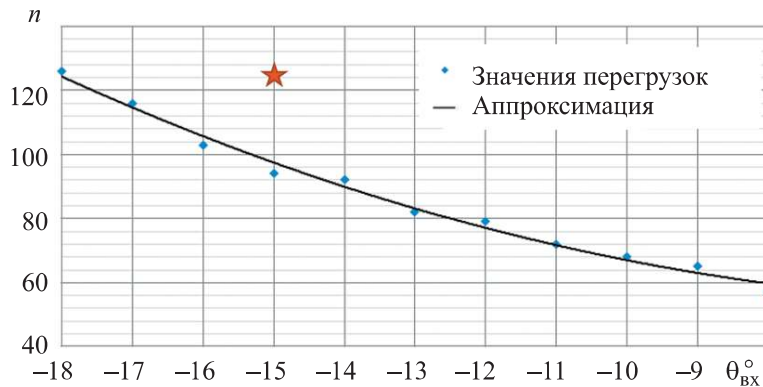


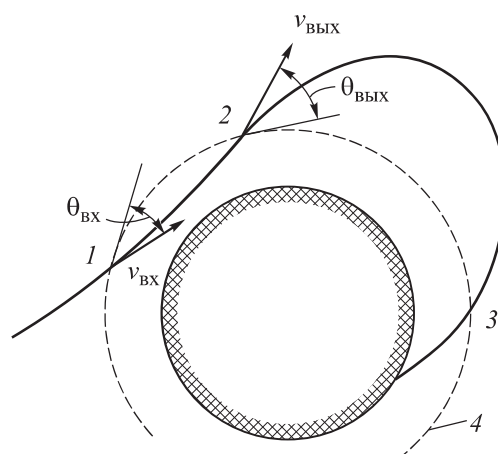
Рис. 6. Зависимость значений перегрузок, действующих на ПА, в процессе спуска в атмосфере Венеры от различных углов входа (звездочкой отмечено значение перегрузки для аппарата баллистического типа для угла входа -15°)

При рассмотрении углов входа -8° и более существует вероятность, что аппарат «не будет захвачен атмосферой», т. е. попросту пролетит мимо планеты.

В диапазоне значений углов входа $\theta_{вх}$ от -17° до -9° весь спуск в атмосфере для аппарата класса «несущий корпус» происходит в течение нескольких погружений. Такая схема полета позволяет осуществить переход от конфигурации начального торможения при входе в атмосферу к конфигурации выполнения бокового маневра между первым и вторым погружениями выше условной границы атмосферы Венеры при минимальных тепловых и силовых нагрузках на конструкцию ПА. При этом в процессе первого погружения уменьшение скорости ПА составляет от 7,5 до 4,1 км/с.

Для уменьшения скоростей ПА, входящих в атмосферу с гиперболическими скоростями, используется аэродинамическое торможение ПА в атмосфере путем его однократного или многократного прохождения через верхние слои атмосферы, что и было рассмотрено ранее. При кратковременных погружениях в атмосферу (рис. 7) ПА гасит свою скорость до круговой, после чего выходит из плотных слоев и движется по эллиптической траектории вне атмосферы. Вновь погружаясь в атмосферу, он совершает спуск при значительно меньших скоростях.

Рис. 7. Схема торможения ПА с гиперболическими скоростями путем временного погружения в атмосферу:
 0-1 — вход в атмосферу; 1-2 — погружение в атмосферу; 2-3 — эллиптический участок; 3-4 — спуск в атмосфере



Таким образом, использование ПА, которые способны маневрировать в атмосфере, обеспечивает большую широту охвата поверхности планеты в целях выбора требуемого района посадки при уменьшении действующих на аппарат нагрузок.

Заключение. Использование ПА класса «несущий корпус», аэродинамическое качество которых при допустимом усложнении конструкции может быть достаточным для решения текущих задач маневрирования в атмосфере планеты, при осуществлении экспедиции на Венеру позволяет корректировать траекторию на участке спуска в атмосфере планеты для выхода аппарата в запланированную зону посадки, а также увеличить широту охвата потенциально возможных посадочных зон. Дальность бокового маневра в случае использования простейшей программы управления по углу крена может составить до 5000 км, а продольная дальность — до 8000 км.

Использование аппаратов с аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях позволит значительно снизить перегрузки при входе в атмосферу планеты, а также расширить круг задач и номенклатуру исследований, которые можно провести уже на этапе спуска в атмосфере до момента достижения поверхности планеты. При этом использование длиннопериодических траекторий с несколькими погружениями в плотные слои атмосферы позволит уменьшить также тепловые и силовые нагрузки на конструкцию ПА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Abdrakhimov A.M. Geochemical comparison of volcanic rocks from terrestrial intraplate oceanic hot spots with Venusian surface material. *Geochem. Int.*, 2005, vol. 43, no. 8, pp. 732–747.

- [2] Limaye S.S., Kossin J.P., Rozoff C., et al. Vortex circulation on Venus: dynamical similarities with terrestrial hurricanes. *Geophys. Res. Lett.*, 2009, vol. 36, no. 4, art. L04204. DOI: <http://dx.doi.org/10.1029/2008GL036093>
- [3] Nikolaeva O.V. K-U-Th systematics of terrestrial magmatic rocks for planetary comparisons: Terrestrial N-MORBs and Venusian basaltic material. *Geochem. Int.*, 1995, vol. 33, pp. 1–11.
- [4] Nikolaeva O.V. K-U-Th systematics of igneous rocks for planetological comparisons: oceanic island-arc volcanics on Earth versus rocks on the surface of Venus. *Geochem. Int.*, 1997, vol. 35, pp. 424–447.
- [5] Phase II report of the Venera-D joint science definition team. *lpi.usra.edu: веб-сайт*. URL: <https://www.lpi.usra.edu/vexag/reports/Venera-DPhaseIIFinalReport.pdf> (дата обращения: 31.01.2019).
- [6] Report of the Venera-D joint science definition team. *iki.rssi.ru: веб-сайт*. URL: http://www.iki.rssi.ru/events/2017/venera_d.pdf (дата обращения: 20.01.2017).
- [7] Воронцов В.А., Карчаев Х.Ж., Мартынов М.Б. и др. Программа исследования Венеры и международное сотрудничество. *Труды МАИ*, 2016, № 86. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=65702>
- [8] Ghail R.C., Hall D., Mason P.J., et al. VenSAR on EnVision: taking Earth observation radar to Venus. *Int. J. App. Earth Obs. Geoin.*, 2018, vol. 64, pp. 365–376. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jag.2017.02.008>
- [9] Bullock M., Senske D.A., Balint T., et al. Venus flagship mission study: report of the Venus science and technology definition team. 7 p.
- [10] Martha A., Gilmore S., Beauchamp P.M. Proposed Venus flagship mission. *Abs. 10th Moscow Solar System Symp., 10MS3-VN-10*, 2019, pp. 84–86.
- [11] Ivanov M.A., Head J.W. Global geological map of Venus. *Planet. Space Sc.*, 2011, vol. 59, no. 13, pp. 1559–1600. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pss.2011.07.008>
- [12] Косенкова А.В., Миненко В.Е., Быковский С.Б. и др. Исследование аэродинамических характеристик альтернативных форм посадочного аппарата для изучения Венеры. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 11. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1826>
- [13] Kosenkova A.V. Investigation of the possibilities of aerodynamic forms of a lander capable of maneuverable descent in the Venus atmosphere. *AIP Conf. Proc.*, 2019, vol. 2171, no. 1, art. 160005. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5133309>
- [14] Болотин В.А., Миненко В.Е., Решетин А.Г. и др. Космический аппарат для спуска в атмосфере планеты и способы спуска космического аппарата в атмосфере планеты. Патент РФ 2083448. Заявл. 05.08.1994, опублик. 10.07.1997.
- [15] Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г. и др. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус». *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 10. DOI: 10.7463/1015.0815132

- [16] Лемешевский С.А., Графодатский О.С., Карчаев Х.Ж. и др. Космические аппараты для контактных исследований планеты Венера. Опыт и перспективы (К 80-летию НПО им. С.А. Лавочкина и 50-летию космического аппарата «Венера-4»). *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 2, с. 52–58.
- [17] Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1969.
- [18] Каменков Е.Ф. Маневрирование спускаемых аппаратов. Гиперболические скорости входа в атмосферу. М., Машиностроение, 1983.
- [19] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. М., Наука, 1982.
- [20] Moroz V.I., Zasova L.V. VIRA-2: a review of inputs for updating the Venus international reference atmosphere. *ASR*, 1997, vol. 19, no. 8, pp. 1191–1201.
DOI: [https://doi.org/10.1016/S0273-1177\(97\)00270-6](https://doi.org/10.1016/S0273-1177(97)00270-6)
- [21] 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.
- [22] Limaye S.S., Lebonnois S., Mahieux A., et al. The thermal structure of the Venus atmosphere: intercomparison of Venus Express and ground based observations of vertical temperature and density profiles. *Icarus*, 2017, vol. 294, pp. 124–155.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2017.04.020>

Косенкова Анастасия Владимировна — аспирантка кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Миненко Виктор Елисеевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Агафонов Дмитрий Николаевич — специалист 1С, ООО «Эс Эл Групп» (Российская Федерация, 117485, Москва, ул. Обручева, д. 30/1, стр. 2).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Косенкова А.В., Миненко В.Е., Агафонов Д.Н. Исследование баллистического режима спуска маневренного посадочного аппарата на поверхность Венеры. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 4, с. 42–60.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-4-42-60>

INVESTIGATION OF THE BALLISTIC DESCENT MODE FOR A MANEUVERABLE LANDER TO THE VENUS SURFACE

A.V. Kosenkova¹
V.E. Minenko¹
D.N. Agafonov²

Kosenkova.AV@yandex.ru
departm1@sm.bmstu.ru
agaphonov@list.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

² LLC "SL Group", Moscow, Russian Federation

Abstract

At present, various projects to continue fundamental investigations of Venus are considered in Russia and abroad. It means that the issue of developing a landing module to reach the surface of the planet becomes topical, as the module might provide access to the regions most attractive in terms of research. We propose to use a landing module of the lifting body type, which, as compared to a ballistic class module, is not unacceptably complicated in terms of design and at the same time features a lift-to-drag ratio adequate for solving manoeuvring problems arising in the process of descent into the Venusian atmosphere to reach the target landing area. We consider potential descent trajectories available to a landing module of this type, including the possibility of performing a maximum lateral manoeuvre; we took into consideration its long-period trajectories characterised by multiple re-entries into the dense atmosphere and compared these trajectories to the descent trajectory of a conventional ballistic class landing module. We show that using a manoeuvrable craft expands the selection of potential landing regions, as well as reduces loads and broadens the scope of scientific problems to be solved and studies to be undertaken

Keywords

Landing module, lifting body, descent trajectory, Venus, lateral manoeuvre

Received 27.01.2020

Accepted 06.02.2020

© Author(s), 2020

REFERENCES

- [1] Abdrakhimov A.M. Geochemical comparison of volcanic rocks from terrestrial intraplate oceanic hot spots with Venusian surface material. *Geochem. Int.*, 2005, vol. 43, no. 8, pp. 732–747.
- [2] Limaye S.S., Kossin J.P., Rozoff C., et al. Vortex circulation on Venus: dynamical similarities with terrestrial hurricanes. *Geophys. Res. Lett.*, 2009, vol. 36, no. 4, art. L04204. DOI: <http://dx.doi.org/10.1029/2008GL036093>

- [3] Nikolaeva O.V. K-U-Th systematics of terrestrial magmatic rocks for planetary comparisons: Terrestrial N-MORBs and Venusian basaltic material. *Geochem. Int.*, 1995, vol. 33, pp. 1–11.
- [4] Nikolaeva O.V. K-U-Th systematics of igneous rocks for planetological comparisons: oceanic island-arc volcanics on Earth versus rocks on the surface of Venus. *Geochem. Int.*, 1997, vol. 35, pp. 424–447.
- [5] Phase II report of the Venera-D joint science definition team. *lpi.usra.edu: website*. Available at: <https://www.lpi.usra.edu/vexag/reports/VeneraDPhaseIIFinalReport.pdf> (accessed: 31.01.2019).
- [6] Report of the Venera-D joint science definition team. *iki.rssi.ru: website*. Available at: http://www.iki.rssi.ru/events/2017/venera_d.pdf (accessed: 20.01.2017).
- [7] Vorontsov V.A., Karchaev Kh.Zh., Martynov M.B., et al. Venus exploration program and international cooperation. *Trudy MAI*, 2016, no. 86 (in Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=65702>
- [8] Ghail R.C., Hall D., Mason P.J., et al. VenSAR on EnVision: taking Earth observation radar to Venus. *Int. J. App. Earth Obs. Geoin.*, 2018, vol. 64, pp. 365–376. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jag.2017.02.008>
- [9] Bullock M., Senske D.A., Balint T., et al. Venus flagship mission study: report of the Venus science and technology definition team. 7 p.
- [10] Martha A., Gilmore S., Beauchamp P.M. Proposed Venus flagship mission. *Abs. 10th Moscow Solar System Symp.*, 10MS3-VN-10, 2019, pp. 84–86.
- [11] Ivanov M.A., Head J.W. Global geological map of Venus. *Planet. Space Sc.*, 2011, vol. 59, no. 13, pp. 1559–1600. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pss.2011.07.00>
- [12] Kosenkova A.V., Minenko V.E., Bykovskiy S.B., et al. Investigation of aerodynamic characteristics of lander alternative forms to study Venus. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 11 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1826>
- [13] Kosenkova A.V. Investigation of the possibilities of aerodynamic forms of a lander capable of maneuverable descent in the Venus atmosphere. *AIP Conf. Proc.*, 2019, vol. 2171, no. 1, art. 160005. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5133309>
- [14] Bolotin V.A., Minenko V.E., Reshetin A.G., et al. Kosmicheskij apparat dlya spuska v atmosfere planety i sposoby spuska kosmicheskogo apparata v atmosfere planet [Spacecraft for reentry in planet atmosphere and reentry methods for an spacecraft in planet atmosphere]. Patent RU 2083448. Appl. 05.08.1994, publ. 10.07.1997 (in Russ.).
- [15] Minenko V.E., Agafonov D.N., Yakushev A.G., et al. Design, aerodynamic and thermobalistic analysis of reentry module of “lifting body” class. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education: Scientific Publication], 2015, no. 10 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.7463/1015.0815132>
- [16] Lemeshevskiy S.A., Grafodatskiy O.S., Karchaev Kh.Zh., et al. Spacecraft for Venus contact studies. Heritage and prospects (to the eightieth anniversary of Lavochkin Association and to the fiftieth anniversary of “VENERA-4” spacecraft). *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 2, pp. 52–58 (in Russ.).

- [17] Ostoslavskiy I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov* [Flight dynamics. Aircraft trajectories]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969.
- [18] Kamenkov E.F. *Manevrirovaniye spuskaemykh apparatov. Giperbolicheskie skorosti vkhoda v atmosferu* [Reentry module manoeuvring. Hyperbolic velocities of entering the atmosphere]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983.
- [19] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika letatel'nykh apparatov* [Aircraft ballistic]. Moscow, Nauka Publ., 1982.
- [20] Moroz V.I., Zasova L.V. VIRA-2: a review of inputs for updating the Venus international reference atmosphere. *ASR*, 1997, vol. 19, no. 8, pp. 1191–1201.
DOI: [https://doi.org/10.1016/S0273-1177\(97\)00270-6](https://doi.org/10.1016/S0273-1177(97)00270-6)
- [21] Zasova L.V., Moroz V.I., Linkin V.M., et al. Structure of the Venusian atmosphere from surface up to 100 km. *Kosmicheskije issledovaniya*, 2006, vol. 44, no. 4, pp. 381–400 (in Russ.).
- [22] Limaye S.S., Lebonnois S., Mahieux A., et al. The thermal structure of the Venus atmosphere: intercomparison of Venus Express and ground based observations of vertical temperature and density profiles. *Icarus*, 2017, vol. 294, pp. 124–155.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2017.04.020>

Kosenkova A.V. — Post-Graduate Student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Minenko V.E. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Agafonov D.N. — IC Specialist, LLC “SL Group” (Obrucheva ul. 30/1, str. 2, Moscow, 117485 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Kosenkova A.V., Minenko V.E., Agafonov D.N. Investigation of the ballistic descent mode for a maneuverable lander to the Venus surface. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 4, pp. 42–60 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-4-42-60>