

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ДОПУСТИМЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ И ИНЕРЦИОННОЙ АСИММЕТРИИ МАРСИАНСКОГО ЗОНДА

И. Бакри

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева,
г. Самара, Российская Федерация*

Рассматривается методика оценки малых допустимых значений параметров аэродинамической и инерционной асимметрии неуправляемого космического зонда в разреженных слоях атмосферы Марса. Представлена искомая оценка в виде области параметров асимметрии. Предполагается, что при спуске в марсианской атмосфере пространственный угол атаки космического зонда принимает малые значения. В данной работе определяется диапазон приемлемых величин переменных асимметрии космического зонда, обеспечивающий нерезонансный неуправляемый спуск в атмосфере Марса. При этом рассчитываются максимальные значения как малой аэродинамической, так и малой инерционной асимметрии космического зонда, под которым резонансные значения не достигаются угловой скоростью. Предложен алгоритм установления диапазона допустимых величин переменных асимметрии космического зонда, гарантирующий движение без резонанса в марсианской атмосфере. Результаты вычислительного моделирования подтверждают достоверность установленных с помощью представленного алгоритма ограничений, наложенных на диапазон допустимых величин переменных аэродинамической и инерционной асимметрий.

Ключевые слова: аэродинамическая асимметрия, инерционная асимметрия, обобщенный параметр, оценка значений параметров, нерезонансное движение, атмосфера Марса.

Введение

Задача проектирования космического аппарата (КА), осуществляющего спуск в марсианской атмосфере, начинается с выбора его внешней формы, в качестве которой часто выбирается сегментальноконическая форма [1–5]. В частности, в работах [6; 7] содержится обсуждение выбора формы КА, спроектированного для спуска в марсианской атмосфере. Следующим этапом проектирования является выбор проектных параметров спускаемого космического аппарата. Отметим, что алгоритм установления допустимых величин переменных как малой аэродинамической, так и малой массовой асимметрии рассматривались в [8–10]. Дополнительно, алгоритм установления допустимых величин переменных малой инерционной и массовой асимметрии КА обсужден в [11–13]. В этой статье рассматривается алгоритм определения допустимых величин переменных малой аэродинамической и инерционной асимметрии КА без смещения центра масс космического зонда (без массовой асимметрии), осуществляющего

неуправляемый спуск в марсианской атмосфере. Практическая ценность полученных допустимых величин переменных асимметрии КА заключается в том, что разнообразные комбинации асимметрий могут стимулировать реализации эффектов длительного или вторичного резонанса, которые увеличивают значения угловой скорости или значения пространственного угла атаки [10; 11; 14] и могут приводить к аварийным ситуациям, связанными со сбоями в функциональности тормозной парашютной системы. Таким образом, определения допустимых величин переменных малой аэродинамической и инерционной асимметрии КА при спуске в нестабильной разреженной атмосфере Марса является актуальной задачей современной космонавтики, так как существующие задачи по этой теме не рассматривают компенсацию аэродинамической и инерционной асимметрий.

Методология проектирования

В данной работе рассматривается методология проектирования космического зонда, совершающего вращение с малой угловой скоростью, образованной при отделении данного космического зонда от базового космического аппарата.

✉ ibrahimbakry0@gmail.com

Постановка задачи проектирования предполагает определение максимальных величин переменных инерционной и аэродинамической асимметрии, с которыми не повышается угловая скорость ω_x к максимальным значениям, приводящих к главному резонансу:

$$\max(\omega_x) \geq \omega_x \geq \min(\omega_x). \quad (1)$$

С этой целью на обобщенный параметр асимметрии накладываем ограничение:

$$|\Omega| = |\bar{m}_A| \leq |\Omega_p|, \quad (2)$$

где

$$\bar{m}_A = m_A \omega^{-2}; \quad m_A = \sqrt{(m_1^A)^2 + (m_2^A)^2};$$

$$m_1^A = -\frac{\omega^2}{m_{z1}} m_{y0}^f - \bar{I}_{xz} \omega_x^2; \quad m_2^A = -\frac{\omega^2}{m_{z1}} m_{z0}^f + \bar{I}_{xy} \omega_x^2;$$

Ω_p – максимальное значение параметра Ω ; m_{y0}^f, m_{z0}^f – безразмерные параметры, характеризующие аэродинамическую асимметрию космического аппарата; $\bar{I}_{xz}, \bar{I}_{xy}$ – безразмерные параметры, характеризующие инерционную асимметрию космического аппарата.

В этих выражениях явно отсутствуют параметры, характеризующие массовую асимметрию космического аппарата $\Delta y, \Delta z$, так как не учитывается смещение центра масс КА.

Далее условие (2) представляется в следующем виде:

$$|\Omega| = \left| \left(\left(\frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} + \bar{I}_{xz} \frac{\omega_x^2}{\omega^2} \right)^2 \frac{1}{\omega} + \left(\frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} - \bar{I}_{xy} \frac{\omega_x^2}{\omega^2} \right)^2 \right)^{0.5} \right| \leq |\Omega_p|. \quad (3)$$

В случае главного резонанса получаем:

$$\omega_x^p = \omega / \sqrt{1 - \bar{I}_x}.$$

Для определения максимального значения обобщенного параметра асимметрии Ω запишем необходимое условие существования экстремума и определим значения безразмерных параметров, характеризующих аэродинамическую и инерционную асимметрии космического зонда:

$$\frac{\partial \Omega}{\partial m_{y0}^f} = \frac{1}{m_{z1} \Omega} \left(\frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} + \frac{\bar{I}_{xz}}{1 - \bar{I}_x} \right) = 0,$$

$$\frac{\partial \Omega}{\partial m_{z0}^f} = \frac{1}{m_{z1} \Omega} \left(\frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} - \frac{\bar{I}_{xy}}{1 - \bar{I}_x} \right) = 0,$$

$$\frac{\partial \Omega}{\partial \bar{I}_{xz}} = \frac{1}{\Omega (1 - \bar{I}_x)} \left(\frac{\bar{I}_{xz}}{1 - \bar{I}_x} + \frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} \right) = 0, \quad (4)$$

$$\frac{\partial \Omega}{\partial \bar{I}_{xy}} = \frac{1}{\Omega (1 - \bar{I}_x)} \left(\frac{\bar{I}_{xy}}{1 - \bar{I}_x} - \frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} \right) = 0.$$

Система уравнений (4) имеет следующее тривиальное решение:

$$m_{y0}^f = m_{z0}^f = 0, \quad \bar{I}_{xz} = \bar{I}_{xy} = 0.$$

Следовательно, система уравнений (4) не имеет стационарных точек кроме значений $m_{y0}^f = m_{z0}^f = 0, \bar{I}_{xz} = \bar{I}_{xy} = 0$. По этой причине эти параметры асимметрии достигают своих наибольших границ только на границе рассматриваемой области. В неравенстве (3) имеется 4 неизвестных, следовательно, у него бесконечное множество решений. Однозначное определение допустимых областей $m_{y0}^f, m_{z0}^f, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{xy}$ возможно при задании весовых соотношений между этими величинами. Запишем параметры асимметрии в виде весового соотношения [8; 9]:

$$m_{y0}^f = \frac{m_{z1}}{P_1} U, \quad m_{z0}^f = \frac{m_{z1}}{P_2} U, \quad (5)$$

$$\bar{I}_{xy} = \frac{(1 - \bar{I}_x)}{P_3} U, \quad \bar{I}_{xz} = \frac{(1 - \bar{I}_x)}{P_4} U;$$

$$U = P_1 \frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} = P_2 \frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} =$$

$$= P_3 \frac{\bar{I}_{xy}}{(1 - \bar{I}_x)} = P_4 \frac{\bar{I}_{xz}}{(1 - \bar{I}_x)}, \quad (6)$$

где P_i – положительные веса, для которых равенство $\sum_{i=1}^4 P_i = 4$ справедливо.

Значения веса P_i в уравнении (6) определяются, чтобы при достижении максимальных величин угловой скорости Ω неравенство (3) выполнялось. С целью становления диапазона безразмерных переменных асимметрии перепишем условие (3) с учетом формул (5) и (6) в виде:

$$|\Omega_p| \geq \left(\frac{U^2}{P_1^2} + \frac{U^2}{P_2^2} + \frac{U^2}{P_3^2} + \frac{U^2}{P_4^2} + 2 \frac{U^2}{P_2 P_3} + 2 \frac{U^2}{P_1 P_4} \right)^{0.5}. \quad (7)$$

Условие (7) можно переписать в более компактном виде:

$$|\Omega_p| \geq U \sqrt{C},$$

$$\text{где } C = \left(\frac{P_1 + P_4}{P_1 P_4} \right)^2 + \left(\frac{P_2 + P_3}{P_2 P_3} \right)^2.$$

Учитывая неравенство (3) и решая его с учетом неравенства (7), найдем искомую область допустимых значений в следующем виде:

$$U \leq \frac{\Omega_p}{\sqrt{C}}. \quad (8)$$

С учетом формулы (5) получаем диапазон безразмерных переменных асимметрий $m_{y0}^f, m_{z0}^f, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{xy}$:

$$\begin{aligned} 0 \leq m_{y0}^f &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{m_{z1}}{P_1}, \\ 0 \leq m_{z0}^f &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{m_{z1}}{P_2}, \\ 0 \leq \bar{I}_{xy} &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{(1-\bar{I}_x)}{P_3}, \\ 0 \leq \bar{I}_{xz} &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{(1-\bar{I}_x)}{P_4}. \end{aligned} \tag{9}$$

При этом, если данные переменные асимметрий оправдывают уравнение (3), то максимальное значение угловой скорости, при которых реализуется главный резонанс, не достигается. На рис. 1 представлен алгоритм установления допустимых значений переменных малой массовой асимметрии, как и малой инерционной асимметрии.

Численное решение задачи определения допустимых значений параметров асимметрий начинается с ввода исходных начальных, геометрических и инерционных данных космического зонда.

Далее задаются величины весов P_i с сохранением равенства (6) и условия $\sum_{i=1}^4 P_i = 4$. Далее производится расчет обобщенного параметра асимметрии Ω_p с помощью неравенства (7). В дальнейшем рассчитывается область параметров асимметрий с помощью неравенств (9), проверяется выполнение условия $\Omega \leq \Omega_p$ с помощью уравнения (2). После выполнения верификационных расчетов по нелинейным исходным уравнениям сохраняются полученные области, и программа завершает работу.

Реализация алгоритма 1 с предрассчитанными выражениями на космическом зонде с аэродинамической и инерционной асимметрией даст интервал значений параметров асимметрии, обеспечивающих спуск в атмосфере без возможности появления длительного или вторичного резонанса.

Рассмотрим применение предлагаемой методики определения допустимых величин переменных асимметрий на примере КА Mars Polar Lander [5], спускающегося в марсианской атмосфере (рис. 2). КА Mars Polar Lander имеет следующие массово инерционные характеристики: высота конуса аппарата $l = 2$ м, радиус основания конуса аппарата $r = 1,25$ м, масса космического аппарата $m = 576$ кг, момент инерции аппарата $I_x = 270$ кг·м², $I_y = I_z = 443$ кг·м². Принимаются



Рис. 1. Алгоритм установления допустимых значений переменных малой массовой асимметрии, как и малой инерционной асимметрии

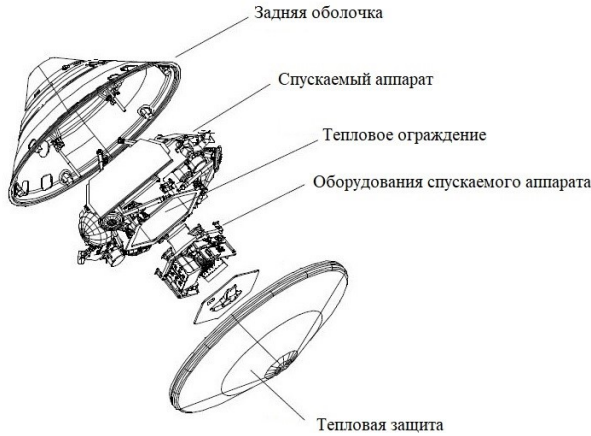
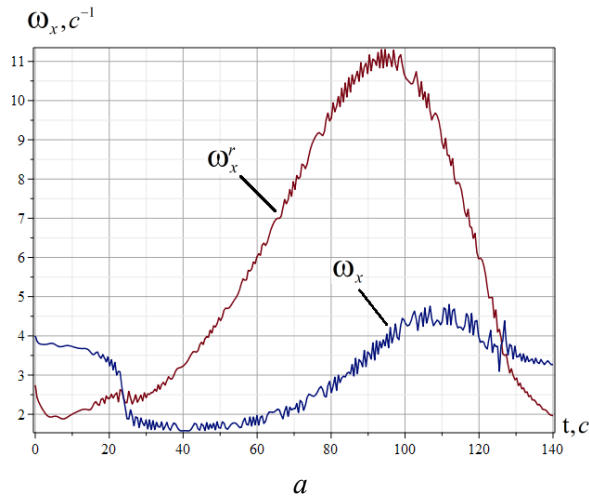


Рис. 2. Спускаемый марсианской космический аппарат Mars Polar Lander [5]

следующие первоначальные условия спуска космического аппарата: первоначальная высота полета $H(0) = 110$ км, начальная скорость полета



$V(0) = 3400$ м/с, угол наклона траектории аппарата $\theta(0) = 0,017$ рад. Веса P_i из уравнения (6) были заданы следующими значениями: $P_1 = 1,5$, $P_2 = 1,5$, $P_3 = 0,5$, $P_4 = 0,5$. Для приведенных начальных данных со значением $\Omega_r = 0,47$ искомым диапазоном допустимых величин инерционной асимметрии и аэродинамической асимметрии рассматриваемого космического аппарата носят следующие значения:

$$m_{y0}^f, m_{z0}^f \in [0; 0,0133]; \quad (10)$$

$$\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz} \in [0; 0,078].$$

Численное решение системы уравнений (1) в [15] на примере КА Mars Polar Lander (рис. 3) показывает, что при максимальных значениях интервала (10) не появился главный резонанс, а при повышении этих величин в 1,2 раза появился главный резонанс в близости максимума резонансного значения угловой скорости, соответствующего максимуму скоростного напора.

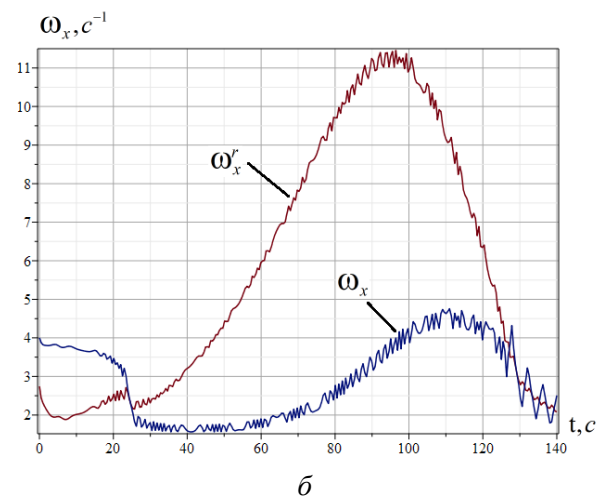


Рис. 3. Угловая скорость ω_x и резонансные значения угловой скорости ω_x^r при атмосферном спуске космического зонда:
 а – при $m_{y0}^f, m_{z0}^f = 0,0133$; $\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz} = 0,078$;
 б – при $m_{y0}^f, m_{z0}^f = 0,0160$; $\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz} = 0,094$

Заключение

В этой работе рассмотрена методика оценки допустимых величин переменных малой аэродинамической асимметрии, как и малой инерционной асимметрии космического зонда, совершающего неуправляемый спуск в разреженной атмосфере Марса. Использование полученной оценки при проектировании космических зондов позволяет исключить нерасчетное влияние резонанса на из-

менение величины пространственного угла атаки и угловой скорости. Предложен алгоритм установления диапазона допустимых величин переменных асимметрии космического зонда, гарантирующий спуск зонда в марсианской атмосфере без резонанса. Результатами вычислительного моделирования подтверждается обоснованность найденных ограничений с помощью представленной методики, наложенных на диапазон допустимых величин переменных асимметрий.

Список литературы

- [1] Curiosity Rover [Электронный ресурс]. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-science-laboratory-curiosity-rover-msl> (дата обращения: 01.11.2022).

- [2] Robotic exploration of Mars [Электронный ресурс]. URL: <https://exploration.esa.int/web/mars/> (дата обращения: 01.11.2022).
- [3] Aerospace vehicle Schiaparelli: The ExoMars entry, descent and landing module [Электронный ресурс]. URL: <https://exploration.esa.int/web/mars/-/47852-entry-descent-and-landing-demonstrator-module> (дата обращения: 03.11.2022).
- [4] Every mission to Mars ever [Электронный ресурс]. URL: <https://www.planetary.org/space-missions/every-mars-mission> (дата обращения: 03.11.2022).
- [5] Douglas I., Franklin O. D., Diane A., John G. W., George D. Mars Polar lander. USA : National Aeronautics and Space Administration, 1998. 65 p.
- [6] Асланов В. С., Ледков А. С. Выбор формы КА, предназначенного для спуска в разреженной атмосфере Марса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. 2008. Т. 7. № 1 (14). С. 9–15.
- [7] Телицын В. А., Журавлев Е. И. Анализ сегментально-конических форм спускаемых аппаратов // Молодежный научно-технический вестник. 2015. № 12.
- [8] Kurkina E. V. Acceptable range parameters of asymmetry of spacecraft descending in the Martian atmosphere // Institute of Physics. Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020. vol. 868. doi: 10.1088/1757-899X/868/1/012036.
- [9] Любимов В. В. Внешняя устойчивость резонансов в динамике полета космических аппаратов с малой асимметрией. Самара : СНЦ РАН, 2013. 276 с.
- [10] Lyubimov V. V. Numerical simulation of the resonance effect during reentry into the atmosphere of a rigid body with low inertial and low aerodynamic asymmetries // Proceedings of ITNT-2015. Samara. 2015. pp. 198–210.
- [11] Лашин В. С. Методика оценки параметров асимметрии при проектировании спускаемого КА // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. №. 1. С. 100–107. doi: 10.34759/vst-2020-1-100-107.
- [12] Lubimov V. V., Lashin V. S. External stability of a resonance during the descent of a spacecraft with a small variable asymmetry in the martian atmosphere // Advances in Space Research Journal. 2017. vol. 59. issue 6. pp. 1607–1613. doi: 10.1016/j.asr.2016.12.039.
- [13] Лашин В. С., Любимов В. В. Исследование устойчивости угла атаки при спуске КА В атмосфере Марса с малой асимметрией // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19. № 5. С. 355–359. doi: 10.17587/mau.19.355-359.
- [14] Заболотнов Ю. М., Любимов В. В. Вторичный резонансный эффект при движении космического аппарата в атмосфере // Космические исследования. 1998. Т. 36. № 2. С. 214.
- [15] Bakry I., Lyubimov V. V. Application of the dynamic programming method to ensure of dual-channel optimal attitude control of an asymmetric spacecraft in a rarefied of atmosphere of Mars // Aerospace Systems. vol. 5. issue 2. pp. 213–221. doi: 10.1007/s42401-021-00112-y.
- [16] Ёлкин К. С., Кушев В. Н., Манько А. С., Михайлов В. М. Расчет входа в атмосферу Марса десантного модуля проекта ЭкзоМарс // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 79–86.
- [17] Ярошевский В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере. М. : Машиностроение, 1978. 168 с.
- [18] Бакри И. Приближённо-оптимальный дискретный закон управления спуском космического аппарата с асимметрией в атмосфере Марса // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 179–188. doi: 10.34759/vst-2022-2-179-188.

METHODOLOGY OF ESTIMATION THE PARAMETERS PERMISSIBLE VALUES OF THE AERODYNAMIC AND INERTIAL ASYMMETRY OF THE MARTIAN PROBE

I. Bakry

*Samara National Research University,
Samara, Russian Federation*

A technique for estimating small permissible values of the parameters of the aerodynamic and inertial asymmetry of an unguided space probe in the rarefied layers of the Martian atmosphere

is considered. The desired estimate is presented as a region on the plane of asymmetry parameters. It is assumed that the spatial angle of attack during descent in the Martian atmosphere of the space probe takes small values. In this work, the region of admissible values of the asymmetry parameters of the space probe is determined, which ensures a non-resonant uncontrolled descent in the Martian atmosphere. In this case, the maximum values of the small aerodynamic and small inertial asymmetries of the space probe are calculated, at which its angular velocity does not reach resonance values. An algorithm is proposed for determining the region of admissible values of space probe asymmetry parameters, which ensures non-resonant motion in the Martian atmosphere. The results of numerical simulation confirm the reliability of the restrictions determined using the proposed method and imposed on the region of permissible values of the parameters of aerodynamic and inertial asymmetries.

Keywords: aerodynamic asymmetry, inertial asymmetry, generalized parameter, estimation of parameter values, non-resonant motion, Martian atmosphere.

References

- [1] Curiosity Rover. Available at: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-science-laboratory-curiosity-rover-msl> (accessed 01.11.2022).
- [2] Robotic exploration of Mars. Available at: <https://exploration.esa.int/web/mars/> (accessed 01.11.2022).
- [3] Aerospace vehicle Schiaparelli: The ExoMars entry, descent and landing module. Available at: <https://exploration.esa.int/web/mars/-/47852-entry-descent-and-landing-demonstrator-module> (accessed 02.11.2022).
- [4] Every mission to Mars ever. Available at: <https://www.planetary.org/space-missions/every-mars-mission> (accessed 03.11.2022).
- [5] Douglas I., Franklin O. D., Diane A., John G. W., George D. Mars Polar lander. USA, National Aeronautics and Space Administration, 1998, 65 p.
- [6] Aslanov V. S., Ledkov A. S. *Výbor formy KA, prednaznachennogo dlya spuska v razrezhennoj atmosfere Marsa* [Choosing the shape of a spacecraft designed for descent in the rarefied atmosphere of Mars] // Bulletin of the Samara State Aerospace University named after Academician S. P. Korolev, 2008, vol. 7, no. 1 (14), pp. 9–15. (In Russian)
- [7] Telitsyn V. A., Zhuravlev E. I. *Analiz segmental'no-konicheskikh form spuskaemykh apparatov* [Analysis of segmental conical shapes of descent vehicles] // Youth Scientific and Technical Bulletin, 2015, no. 12. (In Russian)
- [8] Kurkina E. V. Acceptable range parameters of asymmetry of spacecraft descending in the Martian atmosphere // Institute of Physics. Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, vol. 868. doi: 10.1088/1757-899X/868/1/012036.
- [9] Lyubimov V. V. *Vneshnyaya ustojchivost' rezonansov v dinamike poleta kosmicheskikh apparatov s maloj asimmetriей* [External stability of resonances in the dynamics of spacecraft flight with small asymmetry]. Samara, SSC RAS, 2013, 276 p. (In Russian)
- [10] Lyubimov V. V. Numerical simulation of the resonance effect during reentry into the atmosphere of a rigid body with low inertial and low aerodynamic asymmetries // Proceedings of ITNT-2015, Samara, 2015, pp. 198–210.
- [11] Lashin V. S. *Metodika ocenki parametrov asimmetrii pri proektirovanii spuskaemogo KA* [Methodology for estimating the parameters of asymmetry in the design of the descent spacecraft] // Aerospace MAI Journal, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 100–107. doi: 10.34759/vst-2020-1-100-107. (In Russian)
- [12] Lyubimov V. V., Lashin V. S. External stability of a resonance during the descent of a spacecraft with a small variable asymmetry in the martian atmosphere // Advances in Space Research Journal, 2017, vol. 59, issue 6, pp. 1607–1613. doi: 10.1016/j.asr.2016.12.039.
- [13] Lashin V. S., Lyubimov V. V. *Issledovanie ustojchivosti ugla ataki pri spuske KA V atmosfere Marsa s maloj asimmetriей* [Investigation of the stability of the angle of attack during the descent of a spacecraft in the Martian atmosphere with a small asymmetry] // Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2018, vol. 19, no. 5, pp. 355–359. doi: 10.17587/mau.19.355-359. (In Russian)
- [14] Zabolotnov Yu. M., Lyubimov V. V. *Vtorichnyj rezonansnyj effekt pri dvizhenii kosmicheskogo apparata v atmosfere* [Secondary resonance effect during spacecraft movement in the atmosphere] // Space research, 1998, vol. 36, no. 2, P. 214. (In Russian)
- [15] Bakry I., Lyubimov V. V. Application of the dynamic programming method to ensure of dual-channel optimal attitude control of an asymmetric spacecraft in a rarefied of atmosphere of Mars // Aerospace Systems, vol. 5, issue 2, pp. 213–221. doi: 10.1007/s42401-021-00112-y.
- [16] Elkin K. S., Kushchev V. N., Manko A. S., Mikhailov V. M. *Raschet vhoda v atmosferu Marsa desantnogo modulya proekta EkzoMars* [Calculation of the entry into the Martian atmosphere of the landing module of the ExoMars project] // Aerospace MAI Journal, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 79–86. (In Russian)

- [17] Yaroshevsky V. A. *Dvizhenie neupravlyаемого tela v atmosfere* [Movement of the uncontrolled bodies in the atmosphere]. Moscow, Mechanical engineering, 1978, 168 p. (In Russian)
- [18] Bakri I. *Priblizhonnno-optimal'nyj diskretnyj zakon upravleniya spuskom kosmicheskogo apparata s asimetriей v atmosfere Marsa* [Approximate optimal discrete law of spacecraft descent control with asymmetry in the Martian atmosphere] // *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 179–188. doi: 10.34759/vst-2022-2-179-188. (In Russian)

Сведения об авторе

Бакри Ибрагим – аспирант Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: стабилизация и управление воздушными и космическими аппаратами.