

МЕТОД ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ АСИММЕТРИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СПУСКАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Лашин В.С.

*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва,
(Самарский университет), Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия
e-mail: glory665@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 06.05.2019

Рассматривается задача оценки резонансных эффектов при спуске космического аппарата (КА) с малой массовой и инерционной асимметрией в разреженных слоях атмосферы при малых значениях угла атаки. Целью работы является получение методики оценки допустимых отклонений параметров КА, влияющих на возникновение вторичных резонансных эффектов при спуске. Применение метода упрощает задачу проектирования спускаемого КА.

Ключевые слова: массовая и инерционная асимметрия спускаемого КА, внешне устойчивый резонанс, обобщенный параметр асимметрии КА, вторичные резонансные эффекты, методика проектирования сегментально-конической формы аппаратов.

Введение

За последнее десятилетие возрос интерес к изучению «красной планеты». Работы многих современных авторов посвящены проблеме спуска на Марс [1–4]. Также об этом свидетельствует количество современных миссий по освоению и изучению Марса, отечественных и зарубежных [5]. Всего к Марсу было отправлено 44 миссии космических аппаратов разных стран. Из них 20 миссий принадлежит США (15 успешных и пять неудачных), аналогично у России 20 миссий (шесть частично успешных и 14 неудачных). У Европейского космического агентства (ESA) — две частично успешные миссии. По одной миссии у Индии (успешная), Китая (неудачная) и Японии (неудачная).

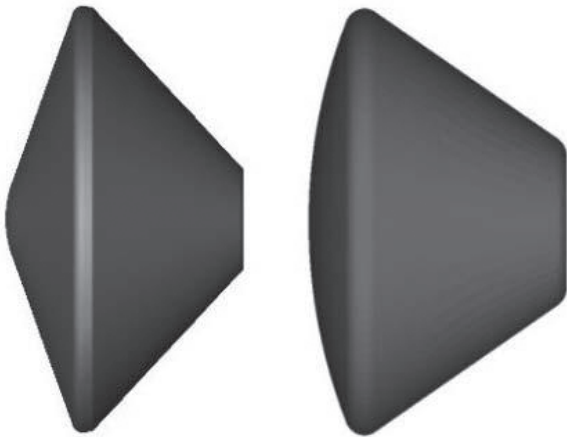
Как пример можно привести такие известные миссии: Mars Express — межпланетная станция ESA (European Space Agency), а также спускаемый аппарат Бигль-2 [6]; ExoMars — совместная программа ESA и российской госкорпорации «Роскосмос», состоящая из орбитального и спускаемого “Schiaparelli” аппаратов [7]; Mars Science Laboratory — программа NASA, в рамках которой на Марс успешно доставлен и эксплуатируется марсоход третьего поколения “Curiosity” [8], InSight — программа NASA по доставке на Марс

исследовательского посадочного аппарата с сейсмометром [9]. В рамках данных миссий рассматривался неуправляемый спуск КА в атмосфере Марса. Значительная часть таких спусков заканчивается неудачей, что может косвенно свидетельствовать об ошибках на этапе проектирования аппарата.

Задача проектирования малого спускаемого космического аппарата, совершающего неуправляемое движение в плотных слоях атмосферы планеты, начинается с выбора формы данного аппарата. Известно, что большинство спускаемых аппаратов, участвующих в освоении поверхности Марса, имели сегментально-коническую форму [10–12] (рис. 1).

Применение сегментально-конической формы спускаемых аппаратов рассматривается и обосновывается в известных работах [13, 14].

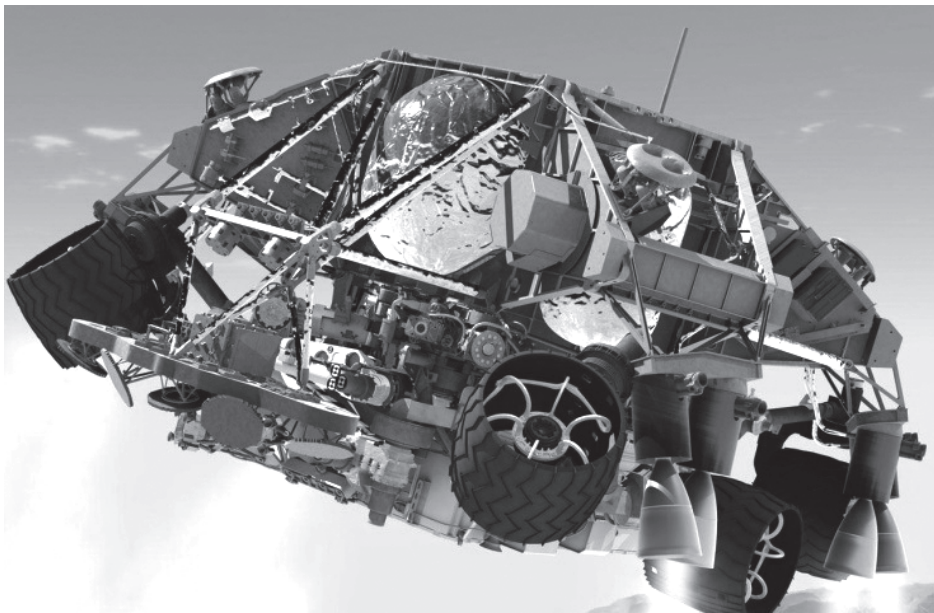
Следующим этапом проектирования является выбор проектных параметров спускаемого аппарата. Методика оценки параметров симметричных аппаратов, совершающих неуправляемый спуск в атмосфере, рассмотрена в известной работе [15]. Методика определения допустимых отклонений параметров массовой и аэродинамической асимметрии рассматривалась в работе [16]. В данной работе разрабатывается методика определения



a)

допустимых отклонений параметров массовой и инерционной асимметрии КА, совершающих неуправляемый спуск. Известно, что наличие различных видов асимметрии может явиться причиной реализации длительного резонанса или резонансных эффектов [17, 18]. Резонансные явления могут привести к значительному росту угла атаки или угловой скорости спускаемого аппарата. Угол атаки α представляет собой угол между направлением вектора скорости набегающего потока и продольной осью КА (рис. 2).

На рис. 3 показано изменение угла атаки на примере космического аппарата “Schiaparelli”, что



b)



в)

Рис. 1. Примеры сегментально-конической формы аппаратов (a); б — “Curiosity”; в — “Schiaparelli”

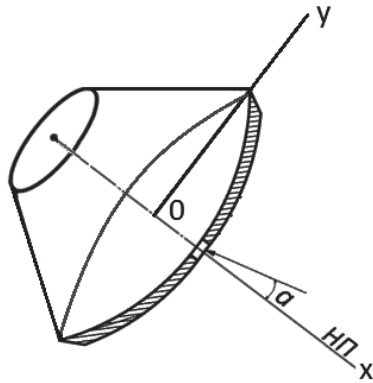


Рис. 2. Схематическое представление космического аппарата и угла атаки α (HP — направление полета)

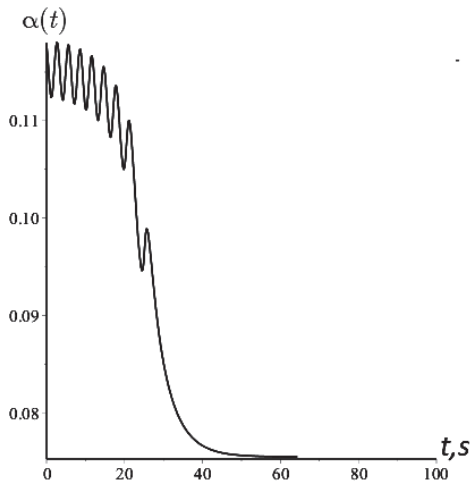


Рис. 3. Изменение угла атаки на примере КА «Schiaparelli»

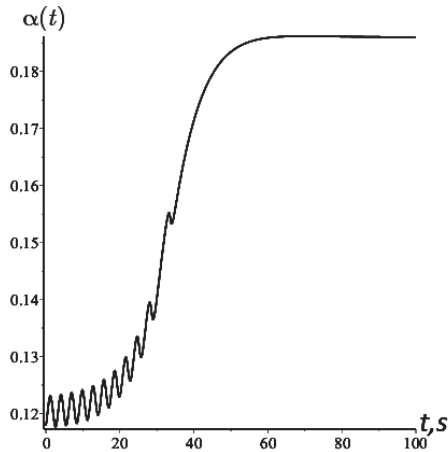


Рис. 4. Резкое увеличение угла атаки на примере КА «Schiaparelli»

соответствует уменьшению угла атаки от малых значений до нулевого. На рис. 4 показана реализация длительного резонанса и, как следствие, резкое увеличение угла атаки от малых значений до значительно больших, что в итоге приводит к разрушительному действию на КА, совершающий неуправляемый спуск в атмосфере Марса. При

численном моделировании для рис. 3 и 4 использовались характеристики космического аппарата, аналогичные характеристикам спускаемого космического аппарата «Schiaparelli»: наибольший радиус $r = 1,65$ м, высота конуса $l = 2$ м и масса $m = 580$ кг. Малый космический аппарат осуществляет спуск в атмосфере Марса, при ускорении свободного падения $g_0 = 3,86$ м/с². Начальные условия входа в атмосферу: $V(0) = 3400$ м/с, высота $H(0) = 120$ км.

Следовательно, резонансные явления могут явиться причиной возникновения аварийной ситуации, вызванной нарушениями работы тормозной парашютной системы.

Методика проектирования

Для оценки допустимых параметров запишем условие:

$$\phi_v \leq \phi_v^*, \tag{1}$$

где ϕ_v^* — допустимые значения контролируемых характеристик.

Из этого следует, что область допустимых отклонений можно записать в виде

$$u^0 - \Delta u^H \leq u \leq u^0 + \Delta u^B, \tag{2}$$

где u^0 — вектор номинальных значений параметров КА; Δu^H и Δu^B — векторы отклонений проектных параметров КА с положительными компонентами.

Следует отметить, что рассматривается методика проектирования КА с малой начальной угловой скоростью ω_x , которую аппарат приобретает из-за неидеальных условий во время отделения от орбитального комплекса. При этом угловая скорость ω_x под влиянием вторичного резонанса может увеличиться и войти в длительный резонанс [19, 20].

Возникает задача нахождения максимальных значений параметров асимметрии, при которых угловая скорость ω_x не достигает резонансных значений. Условие ограничения угловой скорости ω_x можно записать в виде

$$\min \omega_x \leq \omega_x \leq \omega_x^P = \max \omega_x, \tag{3}$$

При малых углах атаки производная угловой скорости ω_x пропорциональна обобщенному параметру асимметрии

$$\Omega = \left(\bar{m}_x^A\right)^2 m^\Delta \cos(2\theta_2 - 2\theta_3).$$

В этом случае данное условие можно записать в виде

$$|\Omega| = \left|\left(\bar{m}_x^A\right)^2 m^\Delta \cos(2\theta_2 - 2\theta_3)\right| \leq |\Omega_p|, \quad (4)$$

где Ω_p — максимально допустимое значение параметра Ω ; $\bar{m}_x^A, m^\Delta, \theta_2, \theta_3$ — безразмерные параметры, характеризующие величину и взаимное расположение массовой и инерционной асимметрии КА,

$$\bar{m}_x^A = m_x^A / \omega^2, \quad m_x^A = \sqrt{(m_{x1}^A)^2 + (m_{x2}^A)^2},$$

$$m_{x1}^A = -\frac{\omega^2}{m_{z1}} C_{y1} \bar{\Delta y}, \quad m_{x2}^A = -\frac{\omega^2}{m_{z1}} C_{y1} \bar{\Delta z},$$

$$\sin \theta_2 = -m_{x1}^A / m_x^A, \quad \cos \theta_2 = m_{x2}^A / m_x^A,$$

$$\sin 2\theta_3 = \bar{\Delta I} / m^\Delta, \quad \cos 2\theta_3 = -\bar{I}_{yz} / m^\Delta,$$

$$m^\Delta = \sqrt{\bar{I}_{yz}^2 + \bar{\Delta I}^2}, \quad \bar{I}_{yz} = I_{yz} / I, \quad \bar{\Delta I} = \Delta I / I,$$

C_{y1}, m_{z1} — коэффициенты, характеризующие аэродинамические свойства КА;

$\bar{\Delta y} = \Delta y / L, \bar{\Delta z} = \Delta z / L; \bar{\Delta y}, \bar{\Delta z}$ — малые смещения центра масс КА в связанной системе координат $OXYZ$.

Путем математических преобразований обобщенный параметр асимметрии можно записать в виде

$$\Omega = \bar{I}_{yz} \left[\left(\frac{C_{y1} \bar{\Delta z}}{m_{z1}}\right)^2 - \left(\frac{C_{y1} \bar{\Delta y}}{m_{z1}}\right)^2 \right] - \frac{2C_{y1}^2 \bar{\Delta y} \bar{\Delta z} \bar{\Delta I}}{m_{z1}^2}, \quad (5)$$

Чтобы определить значения параметров асимметрии, при которых функция Ω максимальна, исследуем функцию (5) на экстремум.

Запишем необходимые условия существования экстремума функции Ω :

$$\frac{\partial \Omega}{\partial \bar{I}_{yz}} = \frac{C_{y1}^2 \bar{\Delta z}^2}{m_{z1}^2} - \frac{C_{y1}^2 \bar{\Delta y}^2}{m_{z1}^2} = 0;$$

$$\frac{\partial \Omega}{\partial \bar{\Delta I}} = -2 \frac{C_{y1}^2 \bar{\Delta y} \bar{\Delta z}}{m_{z1}^2} = 0;$$

$$\frac{\partial \Omega}{\partial \bar{\Delta z}} = \bar{I}_{yz} \frac{2\bar{\Delta z} C_{y1}^2}{m_{z1}^2} - \frac{2C_{y1}^2 \bar{\Delta y} \bar{\Delta I}}{m_{z1}^2} = 0; \quad (6)$$

$$\bar{\Delta z} = \bar{\Delta y} = 0; \quad \bar{I}_{yz} = \bar{\Delta I} = 0.$$

Как видно из уравнений (6), данная система не имеет решений, кроме тривиального

$$\bar{I}_{yz} = \bar{\Delta I} = 0, \quad \bar{\Delta z} = \bar{\Delta y} = 0.$$

В этом случае функция (6) не имеет стационарных точек, отличных от точки

$$\bar{I}_{yz} = \bar{\Delta I} = 0, \quad \bar{\Delta z} = \bar{\Delta y} = 0.$$

Следовательно, функция (5) достигает максимума на границе области параметров асимметрии. Так как в выражении (5) имеется четыре неизвестных, то для параметров $\bar{I}_{yz}, \bar{\Delta I}, \bar{\Delta z}, \bar{\Delta y}$ зададимся весовыми соотношениями.

Предположим, что выполняется равенство

$$p_1 \frac{C_{y1} \bar{\Delta y}}{m_{z1}} = p_2 \frac{C_{y1} \bar{\Delta z}}{m_{z1}} = p_3 \bar{I}_{yz} = p_4 \bar{\Delta I} = U. \quad (7)$$

Здесь p_i — положительные действительные числа (веса), для которых справедливо равенство $\sum_{i=1}^4 p_i = 4$. Знаки равенства (7) подобраны таким образом, чтобы выполнялось неравенство (4) с максимальным значением параметра Ω .

Чтобы найти искомую область допустимых значений, запишем соотношение (4) с учётом весов (7) в виде неравенства:

$$|U^3 C| \leq |\Omega p|. \quad (8)$$

Из неравенства (8) выразим вектор проектных параметров U и получим выражение

$$|U| \leq 3 \sqrt{\frac{\Omega p}{C}}. \quad (9)$$

Затем перейдем к параметрам асимметрии $\bar{I}_{yz}, \bar{\Delta I}, \bar{\Delta z}, \bar{\Delta y}$ и найдём искомую область допустимых отклонений:

$$\begin{aligned}
 \left| p_1 \frac{C_{y_1} \overline{\Delta y}}{m_{z1}} \right| &\leq \sqrt[3]{\frac{\Omega p}{C}}; \\
 \left| p_2 \frac{C_{y_1} \overline{\Delta z}}{m_{z1}} \right| &\leq \sqrt[3]{\frac{\Omega p}{C}}; \\
 \left| p_3 \overline{I}_{yz} \right| &\leq \sqrt[3]{\frac{\Omega p}{C}}; \\
 \left| p_4 \overline{\Delta I} \right| &\leq \sqrt[3]{\frac{\Omega p}{C}}.
 \end{aligned}
 \tag{10}$$

Из полученной схемы определения области допустимых значений следует, что, пока параметры асимметрии \overline{I}_{yz} , $\overline{\Delta I}$, $\overline{\Delta z}$, $\overline{\Delta y}$ удовлетворяют неравенствам (10), угловая скорость ω_x не достигает посредством вторичного резонансного эффекта своих резонансных значений. Как следствие из этого, не реализуется длительный резонанс, который может привести к нарушениям в работе парашютной системы.

На рис. 5 приведены значения обобщенных параметров асимметрии при внешне устойчивом резонансе. Кривая разделяет область обобщенных параметров асимметрии, при которых реализуется внешне устойчивый резонанс (область I) и внешне неустойчивый резонанс (область II).

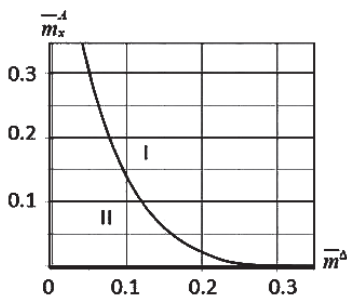


Рис. 5. Значения обобщенных параметров асимметрии при внешне устойчивом резонансе

Изложенную выше методику определения области допустимых значений параметров асимметрии при движении КА в атмосфере с малой начальной угловой скоростью, учитывая влияние вторичного резонанса, условно можно представить в виде схемы (рис. 6).

Нахождение области допустимых отклонений параметров асимметрии начинается с записи условий, позволяющих избежать закрутки аппарата за счет влияния вторичного резонансного эффекта при увеличении угловой скорости ω_x до значений, при которых реализуется длительный резонанс (2). Затем следуют расчет обобщенного



Рис. 6. Схема определения допустимых значений параметров асимметрии

параметра асимметрии и задание значений весов p_i , для того чтобы свести область допустимых параметров асимметрии к виду (7). В дальнейшем проверяется выполнение условия $|\Omega| > |\Omega_p|$. Далее следует либо перерасчет обобщенного параметра, если выявлена ошибка на этапе задания области допустимых значений, либо полный проверочный расчет и анализ решения в целом, если область допустимых значений была задана верно. Проверочный расчет включает проверку правильности задания весов p_i и выполнения равенства $\sum_{i=1}^4 p_i = 4$. Если все условия выполняются, то задача считается решённой.

Выводы

Применяя данную методику для определения области допустимых отклонений параметров асимметрии спускаемого аппарата, можно исключить влияния длительного резонанса на угловую скорость и угол атаки. Как следствие из вышесказанного, можно минимизировать возможность разрушения аппарата при посадке на поверхность Марса из-за сбоя в работе тормозной парашютной системы.

Выражаю благодарность своему научному руководителю Любимову Владиславу Васильевичу за ценные замечания и советы при написании данной статьи.

Библиографический список

1. Соколов Н.Л., Орлов Д.А. Проектно-баллистические исследования проблемы спуска космических аппаратов в атмосфере Марса // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 98-106.
2. Ёлкин К.С., Куцев 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.
3. Way D.W., Davis J.L., Shidner J.D. Assessment of the Mars Science Laboratory entry, descent, and landing simulation // Advances in the Astronautical Sciences. 2013. Vol. 148, pp. 563-581.
4. Куркина Е.В. Синтез приближенно оптимального управления углом ориентации межпланетного космического аппарата при уменьшении скорости в атмосфере Марса // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2018. Т. 20. № 4. С. 88-92.
5. Привалов А. Все аппараты, коснувшиеся поверхности Марса // Популярная механика. 2017. URL: <https://www.popmech.ru/technologies/384782-vse-apparaty-kosnuvshiesya-poverhnosti-marsa>
6. Wilson A., Chicarro A. ESA SP-1240: Mars Express: the scientific payload. — ESA Publications Division, 2004. — 216 p.
7. Robotic exploration of mars // European Space Agency. URL: <http://exploration.esa.int/mars>
8. Mars Science Laboratory Curiosity Rover // Jet Propulsion laboratory California Institute of Technology. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-science-laboratory-curiosity-rover-msl>
9. InSight Mars Mission. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/insight/main/index.html
10. Schiaparelli: the exomars entry, descent and landing demonstrator module // European Space Agency. URL: <http://exploration.esa.int/mars/47852-entry-descent-and-landing-demonstrator-module>
11. Mars Polar Lander // NASA Space Science Data Coordinated Archive. URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1999-001A>
12. Phoenix: Phoenix Mars Lander Is Silent, New Image Shows Damage // Phoenix Mars Mission. URL: <http://phoenix.lpl.arizona.edu>
13. Асланов В.С., Ледков А.С. Выбор формы космического аппарат, предназначенного для спуска в разреженной атмосфере Марса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2008. № 1(14). С. 9-15.
14. Телицын В.А. Анализ сегментально-конических форм спускаемых аппаратов // Молодежный научно-технический вестник. 2015. №12. URL: http://ainsnt.ru/file/828668.html?__s=1
15. Ярошевский В.А. Движение неуправляемого тела в атмосфере. — М.: Машиностроение, 1978. — 168 с.
16. Любимов В.В. Внешняя устойчивость резонансов в динамике движения космических аппаратов с малой асимметрией: Дисс. ... доктора техн. наук. — Самара, 2009. — 353 с.
17. 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. 2017. Vol. 59. No. 6, pp. 1607-1613. DOI: 10.1016/j.asr.2016.12.039
18. Лашин В.С., Любимов В.В. Исследование устойчивости угла атаки при спуске на Марс космического аппарата с малой асимметрией // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19. № 5. С. 355-359.
19. Заболотнов Ю.М., Любимов В.В. Вторичный резонансный эффект при движении КА в атмосфере // Космические исследования. 1998. Т. 36. №2. С. 214.
20. Любимов В.В. Асимптотический анализ вторичных резонансных эффектов при вращении космического аппарата с малой асимметрией в атмосфере // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2014. № 3. С. 23-28.

ASYMMETRY PARAMETERS ASSESSMENT TECHNIQUE WHILE DESCENT SPACECRAFT DESIGN

Lashin V.S.

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev
Samara University, 34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia
e-mail: glory665@mail.ru*

Abstract

Over the past decade, the interest in Mars exploration has increased, as evidenced by the number of modern missions, both domestic and foreign, for

the “Red Planet” reclamation and studying. All in all, 44 missions of spacecraft from different countries were sent to Mars. The following well-known missions can be presented as an example:

- the interplanetary station of the European Space Agency ESA (European Space Agency), as well as the Beagle-2 lander;

- ExoMars, which is a joint program of the European Space Agency (ESA) and the Russian state-owned corporation Roscosmos, consisting of orbital and descent (Schiaparelli) vehicles;

- Mars Science Laboratory, which is NASA program, under which the third-generation Curiosity Mars rover was successfully delivered and operated to Mars;

- InSigh, which is NASA program for the delivery of a research lander with a seismometer to Mars.

As a part of these missions, the uncontrolled descent of the spacecraft in the atmosphere of Mars was considered. The majority of such descents ends in failure, which may indirectly indicate errors at the design stage of the spacecraft.

The presented article considers the problem of a small descent spacecraft designing that performs uncontrolled motion in the atmosphere of Mars. The task of a small descent spacecraft designing begins with selection of this spacecraft shape. It is well-known that most of the descent vehicles involved in the of the of Mars surface exploration are of a segmental-conical shape.

The purpose of this work consists in obtaining a technique for assessing permissible deviations of the spacecraft parameters, which affect the secondary resonance effects origination during descent. It is well-known that the presence of various types of asymmetry may be the cause of a long-continued resonance realization, or resonance effects. Resonant phenomena can lead to a significant increase in the angle of attack or angular velocity of the descent vehicle.

It is worth noting that the authors consider a design technique for a spacecraft with a small initial angular velocity, which it apparatus acquires due to non-ideal conditions while separation from the orbital complex. The angular velocity herewith can increase and enter a long-continued resonance under the impact of the secondary resonance.

The gist of the method consists in finding maximum values of the asymmetry parameters at which the angular velocity does not reach resonance values.

Given that at small angles of attack the derivative of the angular velocity is proportional to the generalized asymmetry parameter, we find the range of acceptable values.

It follows from the obtained scheme for the admissible values area determining that until the symmetry parameter satisfies this inequality the

angular speed does not reach its resonant values by the secondary resonant effect. As a consequence to this fact, there is no realization of the long-continued resonance, which can lead to disturbances in the parachute system operation.

By applying this technique for determining the region of permissible deviations of the descent vehicle asymmetry parameters, the effects of the long-continued resonance on both angular velocity and angle of attack values can be eliminated.

Keywords: mass and inertial asymmetries of the descent spacecraft, externally stable resonance, generalized spacecraft asymmetry parameter, secondary resonance effects, design technique for segmental conical shape of a spacecraft.

References

1. Sokolov N.L., Orlov D.A. Design-ballistic studies of the problem of a spacecraft descent in Mars atmosphere. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 98-106.
2. Elkin K.S., Kushchev V.N., Manko A.S., Mikhailov V.M. Mars entry calculation for descent module of ExoMars project. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 79-86.
3. Way D.W., Davis J.L., Shidner J.D. Assessment of the Mars Science Laboratory entry, descent, and landing simulation. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2013, vol. 148, pp. 563-581.
4. Kurkina E.V. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2018, vol. 20, no. 4, pp. 88-92.
5. Privalov A. Vse apparaty, kosnuvshiesya poverkhnosti Marsa. *Populyarnaya mekhanika*, 2017. URL: <https://www.popmech.ru/technologies/384782-vse-apparaty-kosnuvshiesya-poverkhnosti-marsa>
6. Wilson A., Chicarro A. *ESA SP-1240: Mars Express: the scientific payload*. ESA Publications Division, 2004, 216 p.
7. *Robotic exploration of mars*. URL: <http://exploration.esa.int/mars>
8. *Mars Science Laboratory Curiosity Rover*. Jet Propulsion laboratory California Institute of Technology. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-science-laboratory-curiosity-rover-msl>
9. *InSight Mars Mission*. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/insight/main/index.html
10. *Schiaparelli: the exomars entry, descent and landing demonstrator module*. European Space Agency. URL: <http://exploration.esa.int/mars/47852-entry-descent-and-landing-demonstrator-module>
11. *Mars Polar Lander*. NASA Space Science Data Coordinated Archive. URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1999-001A>
12. *Phoenix: Phoenix Mars Lander Is Silent, New Image Shows Damage*. Phoenix Mars Mission. URL: <http://phoenix.lpl.arizona.edu>

13. Aslanov V.S., Ledkov A.S. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva*, 2008, no. 1(14), pp. 9-15.
14. Telitsyn V.A. *Molodezhnyi nauchno-tekhnicheskii vestnik*, 2015, no. 12. URL: http://ainsnt.ru/file/828668.html?__s=1
15. Yaroshevskii V.A. *Dvizhenie neupravlyaemogo tela v atmosfere* (Uncontrollable body motion in the atmosphere), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 168 p.
16. Lyubimov V.V. *Vneshnyaya ustoichivost' rezonansov v dinamike dvizheniya kosmicheskikh apparatov s maloi asimmetriei* (External stability of resonances in motion dynamics of a spacecraft with small asymmetry). Doctor's thesis, Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2009, 353 p.
17. 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*, 2017, vol. 59, no. 6, pp. 1607-1613. DOI: 10.1016/j.asr.2016.12.039
18. Lashin V.S., Lyubimov V.V. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 5, pp. 355-359.
19. Zabolotnov Yu.M., Lyubimov V.V. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1998, vol. 36, no. 2, pp. 214.
20. Lyubimov V.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2014, no. 3, pp. 23-28.