

## **КОРРЕКЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕХОДА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА КРУГОВУЮ ОРБИТУ СПУТНИКА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТОРМОЖЕНИЯ В АТМОСФЕРЕ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ЕЕ ПАРАМЕТРОВ**

**В.П. Казаковцев, В.В. Корянов, Зо Мин Тун**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация  
e-mail: kafsm3@bmstu.ru; vkoryanov@mail.ru; eaglez.lion@gmail.com

*Современный этап развития мировой космонавтики характеризуется усложнением решаемых в условиях космического пространства задач, требующих для этих целей применения достаточно громоздких вспомогательных систем и средств. Значительная масса топлива расходуется при переходе космического аппарата с пролетной траектории на орбиту спутника планеты. Использование промежуточной эллиптической орбиты, у которой перигеум находится в верхних слоях атмосферы планеты, позволяет уменьшить расход топлива. Рассмотрен вопрос использования атмосферы планеты для торможения космического аппарата при его переходе на орбиту спутника в условиях неопределенности знания параметров атмосферы.*

**Ключевые слова:** орбита, пространственное движение, космический аппарат, торможение в атмосфере, тепловой поток, скоростной напор.

## **CORRECTION OF SPACECRAFT TRAJECTORY DURING ITS TRANSITION INTO CIRCULAR SATELLITE ORBIT USING ATMOSPHERIC BRAKING WITH UNCERTAIN ATMOSPHERIC PARAMETERS**

**V.P. Kazakovtsev, V.V. Koryanov, Zaw Min Tun**

Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.  
e-mail: kafsm3@bmstu.ru; vkoryanov@mail.ru; eaglez.lion@gmail.com

*The current stage of space exploration is characterized by complication of the problems being solved in space that require quite cumbersome auxiliary systems and tools. A considerable mass of fuel is consumed during the spacecraft transition from the planet gravitation assist trajectory into the planet satellite orbit. The use of an intermediate elliptical orbit with the pericenter located in the planet's upper atmosphere can reduce the fuel consumption. The article is devoted to the use of the planet's atmosphere for slowing down the spacecraft during its transition into the satellite orbit with uncertain atmospheric parameters.*

**Keywords:** orbit, spatial motion, spacecraft, braking in atmosphere, heat flow, dynamic pressure.

**Обсуждение проблемы.** В работах [1–3] показано, что использование торможения космического аппарата (КА) в верхних слоях атмосферы планеты при его переводе на орбиту спутника приводит к экономии топлива на 20–30%. Однако реализация движения КА в верхних слоях атмосферы сталкивается с большими трудностями. В работах [4, 5] рассмотрены некоторые проблемы стратегии и реализации торможения КА в верхних слоях атмосферы. Приведены особенности

такого торможения в космических миссиях *Odyssey* и *Mars Global Surveyor*. Торможение скорости КА осуществлялось в основном за счет энергии солнечных батарей. При этом максимальная допустимая температура нагрева поверхности солнечных батарей не должна была превышать 175 °С. Температура поверхности солнечных батарей во многом определяется суммарным количеством теплоты, подведенным к ней за время движения КА в верхних слоях атмосферы. Суммарное количество теплоты является интегральной характеристикой от теплового потока. Кроме того, на панели солнечных батарей действует силовая нагрузка, пропорциональная скоростному напору. Поэтому в процессе движения КА в верхних слоях атмосферы необходимо контролировать как тепловой поток, так и скоростной напор.

Неточность знания параметров атмосферы значительно затрудняет выбор высоты перицентра переходной орбиты для торможения КА [6]. Например, плотность в верхних слоях атмосферы Марса для одной и той же высоты может сильно отличаться от плотности атмосферы основной модели. В табл. 1 показаны значения плотности в атмосфере Марса, взятые из работы [7].

Таблица 1

**Значения плотности для различных моделей атмосферы Марса**

Высота $H$ , км	Плотность атмосферы, $\text{кг}\cdot\text{м}^{-3}$		
	основная	максимальная	минимальная
140	$1,27\cdot 10^{-9}$	$2,03\cdot 10^{-8}$	$1,17\cdot 10^{-10}$
120	$1,40\cdot 10^{-8}$	$2,24\cdot 10^{-7}$	$1,29\cdot 10^{-9}$
100	$1,54\cdot 10^{-7}$	$2,47\cdot 10^{-6}$	$1,42\cdot 10^{-8}$
80	$1,70\cdot 10^{-6}$	$2,72\cdot 10^{-5}$	$1,57\cdot 10^{-7}$

Рассмотрим основные моменты движения КА, перицентр орбиты которого находится в атмосфере, а апоцентр — на достаточно большом расстоянии от планеты.

**Математическая модель движения КА.** Выберем математическую модель пространственного движения КА в соответствии с работами [8–10], сформированную при следующем допущении: планета постоянного радиуса ( $R$ ) вращается с постоянной угловой скоростью ( $\omega$ ):

$$\frac{dV}{dt} = r\omega^2(\cos \varphi \sin \theta - \sin \varphi \cos \theta \sin \psi) \cos \varphi - g_R \sin \theta + g_T \cos \theta \sin \psi - S_{6q};$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{V} \left( r\omega^2(\cos \varphi \cos \theta + \sin \varphi \sin \theta \sin \psi) \cos \varphi - g_R \cos \theta - g_T \sin \theta \sin \psi + 2V\omega \cos \varphi \cos \psi \right)^{-1} + \frac{V \cos \theta}{r};$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{V \cos \theta} \left( -r\omega^2 \cos \varphi \sin \theta \sin \psi + \right. \\ \left. + 2V\omega(\cos \varphi \sin \psi \sin \theta - \sin \varphi \cos \theta) + g_T \cos \psi \right)^{-1} - \frac{V \operatorname{tg} \varphi \cos \theta \cos \psi}{r};$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta;$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{V \cos \theta \sin \psi}{r};$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \theta \cos \psi}{r \cos \varphi}, \quad (1)$$

где  $V$  – скорость КА;  $r$  – радиус;  $h$  – высота;  $\theta$  – угол наклона вектора скорости;  $\psi$  – угол поворота траектории;  $\varphi$ ,  $\lambda$  – широта и долгота положения КА;  $q = 0,5\rho V^2$  – скоростной напор;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $S$  – площадь миделевого сечения;  $S_6 = \frac{SC_x}{m}$  – баллистический коэффициент;  $C_x$  – аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления;  $m$  – масса КА;  $g_R = \mu \left( \frac{1 + 0,002948(1 - 3 \sin^2 \varphi)R^2}{r^2} - \frac{0,005126 \cos^2 \varphi r^2}{R^2} \right) r^2$  – радиальная составляющая ускорения тяготения;  $g_T = -\mu \left( \frac{(0,002948 \sin^2 \varphi R^2}{r^2} - \frac{0,002563 \sin^2 \varphi r^2}{R^2} \right) r^2$  – трансверсальная составляющая ускорения тяготения;  $\mu$  – гравитационный параметр поля тяготения планеты.

**Определение условий учета неопределенности параметров атмосферы.** Температура поверхности тела при наличии отвода теплоты излучением определяется из условия баланса теплоты [11]:

$$q_w - \varepsilon \sigma T_w^4 = q_\lambda, \quad (2)$$

где  $q_w$  – тепловой поток, подводимый к поверхности от газа;  $q_\lambda$  – тепловой поток, отводимый внутрь материала (во многих задачах при оценке теплового баланса считают  $q_\lambda = 0$ );  $T_w$  – температура поверхности материала;  $\varepsilon$  – излучательная способность материала;  $\sigma$  – постоянная Стефана – Больцмана.

При движении КА со скоростью порядка 3,5... 4,5 км/с в атмосфере плотностью  $10^{-7} \dots 10^{-10}$  кг·м<sup>-3</sup> можно считать подводимый тепловой поток конвективным. Для конвективного теплового потока в критической точке поверхности, согласно работе [12], можно записать следующее выражение:

$$q_{\text{кон}S} = \frac{A_{\text{кон}S}}{\sqrt{r_H}} \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^n \left( \frac{V}{V_{1k}} \right)^m, \quad (3)$$

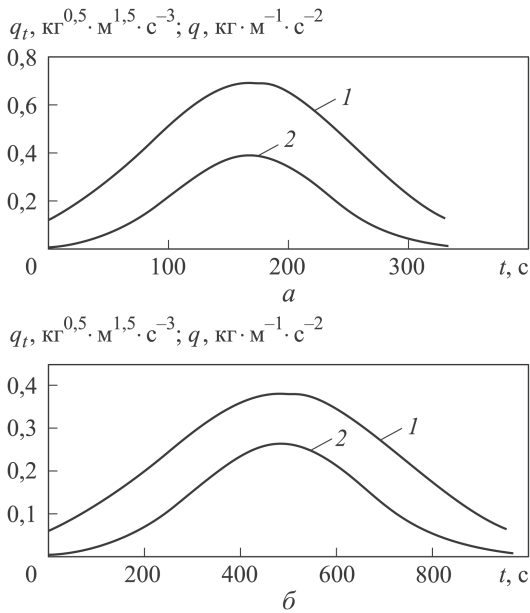
где  $A_{\text{кон}S} = (4,5 \dots 5,3) \cdot 10^4$ ,  $r_n = 1$ ,  $\rho_0, V_{1k}$  — начальные значения плотности и скорости;  $n = 0,5$ ,  $m = 3,0 \dots 3,2$ .

В настоящей работе будем использовать формулу (3) для оценки подводимого теплового потока в следующем виде:

$$q_T = k_1 \rho^{0,5} V^3. \tag{4}$$

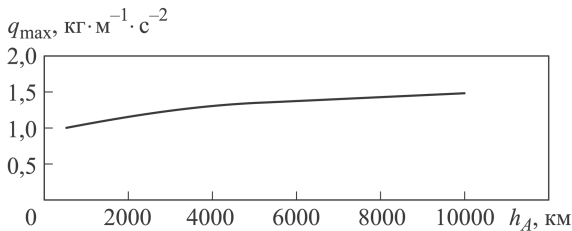
Рассмотрим пример расчета движения КА по орбите вокруг Марса при следующих параметрах: высота перицентра  $h_n = 100$  км, высота апоцентра  $h_A = 500 \dots 10000$  км, модель атмосферы — основная. Результаты расчетов приведены на рис. 1 и 2.

Отметим, что максимальные значения скоростного напора  $q_{\text{max}}$  и теплового потока  $q_{t \text{max}}$  возникают одновременно в момент прохождения КА перицентра орбиты. Изменение  $q_{\text{max}}$  соответствует изменению



**Рис. 1. Графики изменения относительного значения теплового потока  $q_t$  и апоцентра  $h_A = 10000$  (а) и 500 км (б):**

1 — максимальные значения теплового потока  $q_{t \text{max}}$  и 2 — максимальные значения скоростного напора  $q_{\text{max}}$



**Рис. 2. График изменения максимального скоростного напора  $q_{\text{max}}$  в зависимости от высоты апоцентра орбиты  $h_A$  при  $h_n = 100$  км**

$q_{t \max}$ . Таким образом, контролируя максимальный скоростной напор одновременно контролируем максимальный тепловой поток.

При фиксированной высоте перицентра наибольший максимальный скоростной напор будет в начале движения КА по переходной орбите. Поэтому выбирать начальное значение высоты перицентра надо по параметрам орбиты с максимальным значением высоты апоцентра.

При наличии акселерометра, расположенного по продольной оси КА, определяется осевая перегрузка. По максимальному значению перегрузки вычисляется максимальное значение скоростного напора при каждом витке прохождения КА атмосферного участка орбиты. Это значение  $q_{\max}$  сравнивается с заранее рассчитанным допустимым значением максимального скоростного напора  $q_{\max \text{ доп}}$  и таким образом определяется отклонение максимального скоростного напора от его допустимого значения

$$\Delta q_{\max} = q_{\max} - q_{\max \text{ доп}}. \quad (5)$$

Если  $\Delta q_{\max} > 0$ , то определяется значение корректирующего импульса  $\Delta V_a$  в апоцентре последующего витка орбиты. Заранее по параметрам номинальной траектории и для основной атмосферы рассчитываются элементы матрицы частных производных  $\left(\frac{\partial h_{\pi}}{\partial q_{\max}}\right)_i$  для каждого витка орбиты КА. Далее определяется изменение высоты движения КА в перицентре орбиты

$$\Delta h_{\pi} = \frac{\partial h_{\pi}}{\partial q_{\max}} \Delta q_{\max}. \quad (6)$$

Также заранее рассчитываются элементы матрицы частных производных  $\left(\frac{\partial V_A}{\partial h_{\pi}}\right)_i$  для каждого витка переходной орбиты. Корректирующий импульс скорости в апоцентре рассчитывается по формуле

$$\Delta V_A = \frac{\partial V_A}{\partial h_{\pi}} \Delta h_{\pi}. \quad (7)$$

**Методика определения корректирующих импульсов скорости в апоцентре переходной орбиты в условиях неопределенности параметров атмосферы планеты.** 1. Выбираем параметры номинальной орбиты (высоты перицентра и апоцентра), которые обеспечивают заданное время перехода КА на требуемую орбиту спутника планеты.

2. На основании расчетов параметров теплового нагрева панелей солнечных батарей для скоростей в перицентре номинальной орбиты определяем максимальные значения теплового потока и скоростного напора. Выбираем допустимое значение максимального скоростного напора  $q_{\max \text{ доп}}$ .

3. По параметрам номинальной орбиты и основной атмосферы планеты для каждого витка рассчитываем элементы матриц  $\frac{\partial h_{\text{п}}}{\partial q_{\text{max}}}$  и  $\frac{\partial V_{\text{А}}}{\partial h_{\text{п}}}$ .

4. Для атмосферы планеты с максимальной плотностью по значению  $q_{\text{max}}$  доп уточняем начальное значение высоты перицентра  $h_{\text{п1}}$  для первого витка движения КА по орбите.

5. На каждом  $i$ -м витке орбиты определяем максимальный скоростной напор  $q_{\text{max } i}$ . По формуле (5) рассчитываем  $\Delta q_{\text{max } i}$ .

6. Вычисляем по формуле (6) необходимое изменение высоты перицентра  $\Delta h_{\text{п}i}$ .

7. По формуле (7) определяем корректирующий импульс скорости в апоцентре орбиты —  $\Delta V_{\text{А}i}$  и проводим коррекцию орбиты.

8. Повторяем действия по п.п. 5–7 до момента достижения заданной высоты апоцентра, равной высоте требуемой орбиты спутника планеты.

Таким образом, в процессе движения КА по переходной орбите на каждом витке корректируется высота перицентра по допустимому максимальному скоростному напору и тем самым выполняется температурный режим на поверхности панелей солнечных батарей.

**Пример использования методики учета неопределенности параметров атмосферы.** Рассмотрим пример расчета коррекций высоты перицентра орбиты КА при его переводе на круговую орбиту спутника Марса с использованием торможения в атмосфере. Расчет тепловой нагрузки на панели солнечных батарей, которые используются для торможения в атмосфере Марса, показал, что значение скоростного напора в перицентре должно удовлетворять условию  $q_{\text{пв}} < q_{\text{max}} = 1,49 \text{ ккал} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ . Это верхний предел зоны допустимого максимального скоростного напора. Выберем нижний предел зоны, удовлетворяющей нашей задаче:  $q_{\text{пн}} = 1,20 \text{ ккал} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ .

Номинальная орбита для основной атмосферы Марса:  $h_{\text{п}} = 100 \text{ км}$ ,  $h_{\text{А}} = 10000 \text{ км}$ .

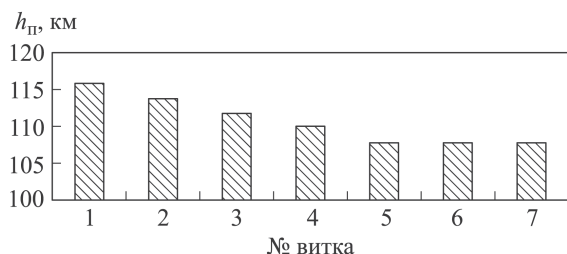
Предположим, что реальная плотность атмосферы несколько больше и на высоте 100 км составляет  $\rho_{100} = 2 \cdot 10^{-7}$ . Поэтому выбираем начальное значение высоты перицентра  $h_{\text{п0}} = 116 \text{ км}$ . Далее по предложенной методике рассчитываем корректирующие импульсы для осторожного понижения на 2 км высоты перицентра.

Результаты расчетов по предложенной методике приведены в табл. 2 и на рис. 3

На первом витке  $q_{\text{п1}} < q_{\text{пн}}$ , поэтому вычислен и проведен корректирующий импульс для понижения на 2 км высоты перицентра. Далее до пятого витка проводились корректирующие импульсы, пока значение

### Результаты расчета коррекций орбиты

Номер витка	$\Delta V_{Ai}, \text{ мс}^{-1}$	$h_{\text{пi}}, \text{ км}$	$q_{\text{пi}}, \text{ кгм}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$
1	0	116	0,516
2	0,26	114	0,656
3	0,26	112	0,833
4	0,26	110	1,06
5	0,26	108	1,35
6	0	108	1,35
7	0	108	1,35



**Рис. 3.** Диаграмма изменения высоты перицентра орбиты в функции от номера витка

скоростного напора не вошло в заданную зону. Таким образом, для данной случайным образом выбранной атмосферы проведены корректирующие импульсы. Требуемая высота перицентра оказалась равной 108 км.

**Выводы.** 1. Разработана методика коррекции параметров переходной орбиты КА с использованием торможения в атмосфере планеты для случая неопределенности знания параметров атмосферы.

2. Методика позволяет учитывать влияние торможения в атмосфере на тепловые потоки, температуру и скоростной напор, определять необходимые корректирующие импульсы скорости в апоцентре орбиты для сохранения температурного режима на поверхности панелей солнечных батарей.

3. Анализ тепловых потоков и скоростных напоров на этапе движения КА в верхних слоях атмосферы показал адекватность изменения их максимальных значений. Это позволило определять значения корректирующих импульсов только по скоростному напору в перицентре орбиты.

4. Приведен пример расчета корректирующих импульсов скорости в апоцентре орбиты при неопределенности знания параметров атмосферы. Показана работоспособность предложенной методики.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Казаковцев В.П., Сухенко А.В. Об использовании предварительного тормозного импульса для выведения космического аппарата на орбиту спутника Марса // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2005. № 4. С. 3–11.

2. Иванов В.М., Соколов Н.Л. Оптимальное управление космическим аппаратом за счет изменения вектора тяги двигательной установки при проведении межорбитальных маневров // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 2. С. 80–88.
3. Голомазов М.М., Литвинов Л.А., Литвинов И.А., Иванков А.А., Финченко В.С. Численное моделирование обтекания спускаемых аппаратов при входе в атмосферу планеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 4. С. 42–53.
4. David A. Spencer and Robert Tolson. Airobraking Cost and Risk Decisions // Journal of Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. No. 6. P. 1285–1293.
5. Smith John C., Bell Julia L. 2001 Mars odyssey airobraking // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42. No. 3. P. 406–415.
6. Казаковцев В.П., Корянов В.В. Динамика движения спускаемого аппарата с наддувным тормозным устройством в атмосфере планеты // Естественные и технические науки. 2013. № 6. С. 266–270.
7. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет. М.: Наука, 1985. 384 с.
8. Новицкий А.В., Зеленцов В.В. Одна задача маневрирования в атмосфере Марса // Управляющие системы и машины. 1999. № 1. С. 3–9.
9. Новицкий А.В., Зеленцов В.В. Оптимизация атмосферного маневра при выведении искусственного спутника Марса // Проблемы управления и информатики. 1999. № 4. С. 143–157.
10. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.
11. Цаплин С.В., Большев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе. Самара: Самарский университет, 2013. 53 с.
12. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970. 235 с.

## REFERENCES

- [1] Kazakovsev V. P., Sukhenko A.V. Use of the Preliminary Brake Impetus for Launching Spacecraft into Orbit of a Satellite of Mars. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2005, no. 4, pp. 3–11 (in Russ.).
- [2] Ivanov V.M., Sokolov N.L. Optimal control of a spacecraft due to the change of the trust vector of the propulsion system during interorbital maneuvers. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautic and Rocket Engineering], 2014, no. 2, pp. 80–88 (in Russ.).
- [3] Golomazov M.M., Litvinov L.A., Litvinov I.A., Ivankov A.A., Finchenko V.S. Numerical simulation of flow past descent vehicles during planetary entry. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2011, no. 4, pp. 42–53 (in Russ.).
- [4] Spencer David A., Tolson Robert. Airobraking Cost and Risk Decisions. *J. of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 6, pp. 1285–1293.
- [5] Smith John C., Bell Julia L. 2001 Mars Odyssey Airobraking. *J. of Spacecraft and Rockets*, 2005, vol. 42, no. 3, pp. 406–415.
- [6] Kazakovsev V.P., Karanov V.V. Dynamics of motion of descent spacecraft with inflatable break device in the planet’s atmosphere. *Estestvennye i tekhnicheskie nauki* [Natural and Technical Sciences], 2013, no. 6, pp. 266–270 (in Russ.).
- [7] Ivanov N.M., Martynov A.I. Dvizhenie kosmicheskikh letatel’nykh apparatov v atmosferakh planet [Motion of spacecraft in planetary atmospheres]. Moscow, Nauka Publ., 1985. 384 p.



- [8] Novitsky V., Zelentsov V. One Task of Maneuvering in the Atmosphere of Mars. *Upravlyayushchie sistemy i mashiny* [Control Systems and Machines], 1999, no. 1, pp. 3–9 (in Russ.).
- [9] Novitsky V., Zelentsov V.V. Optimization of atmospheric maneuver during insertion of an artificial satellite of Mars. *Problemy upravleniya i informatiki* [Problems of Control and Informatics], 1999, no. 4, pp. 143–157 (in Russ.).
- [10] Yaroshevsky V.A. Vkhod v atmosferu kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [The Entry of Spacecraft]. Moscow, Nauka Publ., 1988. 336 p.
- [11] Saplin S.V., Bolychev S.A., Romanov A.E. Teploobmen v kosmose [Heat Transfer in Space]. Samara, Samara University Publ., 2013. 53 p.
- [12] Andreevskiy V.V. Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlyu [Dynamics of Spacecraft Descent to the Ground]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970. 235 p.

Статья поступила в редакцию 30.03.2015

Казаковцев Виктор Поликарпович — д-р техн. наук, профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Kazakovtsev V.P. — D.Sc. (Eng.), Professor, Department of Dynamics, Ballistics and Flight Vehicles Movement Control, Bauman Moscow State Technical University. Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Koryanov V.V. — Ph.D. (Eng.), Associate Professor, Department of Dynamics, Ballistics and Flight Vehicles Movement Control, Bauman Moscow State Technical University. Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Зо Мин Тун — аспирант кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Zaw Min Tun — Ph.D. student, Department of Dynamics, Ballistics and Flight Vehicles Movement Control, Bauman Moscow State Technical University. Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

### **Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Казаковцев В.П., Корянов В.В., Зо Мин Тун. Коррекция траектории перехода космического аппарата на круговую орбиту спутника при использовании торможения в атмосфере в условиях неопределенности ее параметров // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. № 5. С. 38–46.

### **Please cite this article in English as:**

Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Zaw Min Tun. Correction of spacecraft trajectory during its transition into circular satellite orbit using atmospheric braking with uncertain atmospheric parameters. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2015, no. 5, pp. 38–46.