

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПОСАДКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАЛОГО НЕБЕСНОГО ТЕЛА

В.П. Казаковцев, Чень Даньхэ, В.В. Корянов

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

e-mail: vpkazakovtsev@mail.ru; cranefeeling@hotmail.com; vkoryanov@bmstu.ru

Разработана методика определения параметров движения космического аппарата при его посадке на поверхность малого небесного тела при учете влияния реакции от грунта поверхности на подвижные опоры и работы прижимных двигателей. Рассмотрено применение методики для исследования динамики движения космического аппарата на примере его посадки на поверхность Луны. Для случая вертикальной посадки выбрано оптимальное значение силы в амортизаторах, позволяющей при умеренных силах реакции грунта на опоры получать рациональные значения углов подкосов после посадки. Проведена оценка влияния начального углового положения космического аппарата к поверхности Луны на изменение положения опор, нормальных сил реакции грунта на опоры, деформации амортизаторов при посадке. Рассчитаны графики продольной и вертикальной скоростей космического аппарата с учетом влияния подвижности опор при их неодновременном касании грунта.

Ключевые слова: посадка на малые небесные тела, метод динамики движения космического аппарата, оценка влияния возмущающих факторов, условия для безопасной посадки.

METHOD FOR DETERMINING THE LONGITUDINAL MOTION PARAMETERS OF THE SPACECRAFT DURING LANDING ON THE SURFACE OF A SMALL CELESTIAL BODY

V.P. Kazakovtsev, Chen Danhe, V.V. Koryanov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

e-mail: vpkazakovtsev@mail.ru; cranefeeling@hotmail.com; vkoryanov@bmstu.ru

The method is developed for determining the motion parameters of a spacecraft during its landing on the surface of a small celestial body, taking into account the influence of the response from the soil on the movable supports and the effect of clamping engines. The method application for studying dynamics of the spacecraft motion is considered by the example of its landing on the Moon surface. For the case of vertical landing, the optimal value of the force in shock absorbers is selected, which makes it possible to obtain rational values of angles of struts after the landing with moderate forces of soil response on supports. The influence of the initial angular position of the spacecraft with respect on the Moon surface on a change in the support position, normal forces of the soil response on supports, deformation of shock absorbers during the landing is estimated. Plots of longitudinal and vertical spacecraft speeds are calculated taking into account the influence of movability of supports when they touch the soil non-simultaneously.

Keywords: landing on small celestial bodies, the method for study of dynamics of spacecraft movement, evaluation of influence of disturbing factors, conditions for safe landing.

Программа исследования различных небесных тел солнечной системы предполагает в ближайшие десятилетия осуществление поле-

тов космических аппаратов (КА) к ним. В ряде случаев для получения информации о небесном теле предполагается посадка КА на его поверхность.

Особый интерес представляют малые небесные тела, у которых отсутствует атмосфера и имеется достаточное поле притяжения. К таким телам относятся астероиды типа Церера, Паллада и другие спутники планет (Луна у Земли, Ио и Европа у Юпитера и др.).

На этапе эскизного проектирования КА, предназначенного для посадки на поверхность малого небесного тела, требуется методика для определения параметров движения КА, оценки силовой нагрузки на посадочные опоры. Это позволяет определить основные характеристики посадочных опор, выбрать параметры амортизаторов, оценить условия безопасной посадки на поверхность малого небесного тела.

В опубликованных ранее работах [1–6] показано, что при посадке на поверхность Луны наиболее опасным случаем является продольное движение КА с боковой составляющей скорости при посадке на одну опору на поднимающийся склон поверхности. Поэтому на ранних этапах проектирования возможно использование методики расчета параметров посадки при продольном движении КА. Это позволяет оценить наибольшие нагрузки на посадочные опоры КА.

Сформулируем математическую модель движения КА на заключительном этапе посадки на поверхность малого небесного тела.

Основные допущения:

- а) рассматриваем продольное движение КА с тремя опорами;
- б) аэродинамические силы отсутствуют;
- в) ускорение притяжения является постоянным;
- г) трение в шарнирах опор не учитываем;
- д) считаем жестким участок поверхности небесного тела, на который производится посадка КА.

При формировании математической модели движения КА используются следующие системы координат:

1) поверхностная система координат (ПСК) X, Y, Z связана с поверхностью небесного тела (оси X и Z лежат в плоскости поверхности посадки, при этом ось X лежит в плоскости первой опоры);

2) связанная с КА система координат (ССК) $X_c Y_c Z_c$ направлена вдоль продольной оси КА, ось X_c — перпендикулярна оси Y_c и находится в плоскости XU ПСК, ось Z_c — дополняет СК до правой);

3) гравитационная система координат (ГСК) $X_g Y_g Z_g$ (ось Y_g направлена вдоль линии действия силы притяжения, ось X_g перпендикулярна оси Y_g и лежит в плоскости XU ПСК).

На рис. 1 показан вид сверху на КА. Цифрами 1, 2, 3 обозначены точки касания опор поверхности небесного тела; точками P_1, P_2, P_3

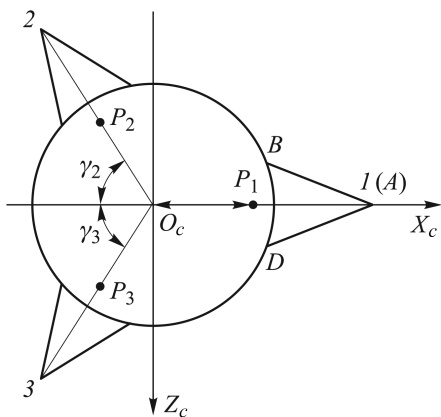


Рис. 1. Вид сверху на КА с тремя опорами

по направлению оси $O_c X_c$; h_0, h_1 — расстояния от ц.м. КА до точек крепления подкоса и амортизатора соответственно; H — расстояние от ц.м. КА до точки A по направлению оси $O_c X_c$; α_0 — угол наклона подкоса к линии параллельной оси $O_c X_c$ [7].

Основные силы, действующие на КА при посадке показаны на рис. 3.

P_1, P_2, P_3 — значение тяги ДУ; mg — сила тяготения; F_{N1}, F_{N2}, F_{N3} — проекции реакции грунта по направлению оси OY ПСК; F_{T1}, F_{T2X}, F_{T3X} — силы трения трех опор по направлению оси OX ПСК.

Также обозначено: ϑ — угол наклона КА к оси OX ; Θ_g — угол между гравитационной вертикалью и осью OY ПСК.

Дифференциальные уравнения, описывающие продольное движение КА при посадке на поверхность небесного тела, в проекциях на оси поверхностной СК сформулируем в следующем виде [8]:

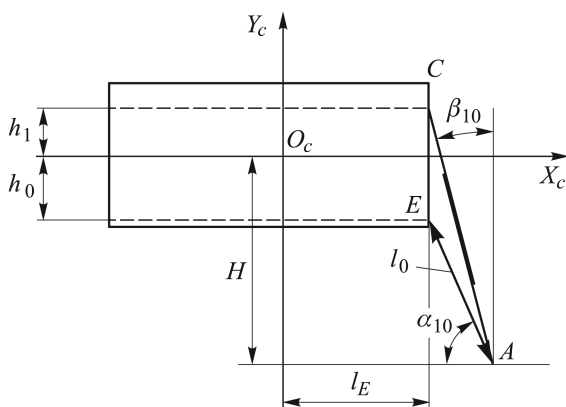


Рис. 2. Основные размеры крепления стержня и амортизатора к КА

обозначены места расположения прижимных двигательных установок (ДУ). Углы γ_2, γ_3 определяют разворот второй и третьей опор относительно оси $O_c X_c$; точки B и D являются местами крепления подкосов.

Размеры всех опор одинаковые. На рис. 2 приведены основные размеры первой опоры: $l_0(AE)$ — проекция подкосов AB, AD на плоскость $X_c Y_c$; $l_{ам}(AC)$ — длина стержня с амортизатором; l_E — расстояние от центра масс (ц.м.) КА до точки E

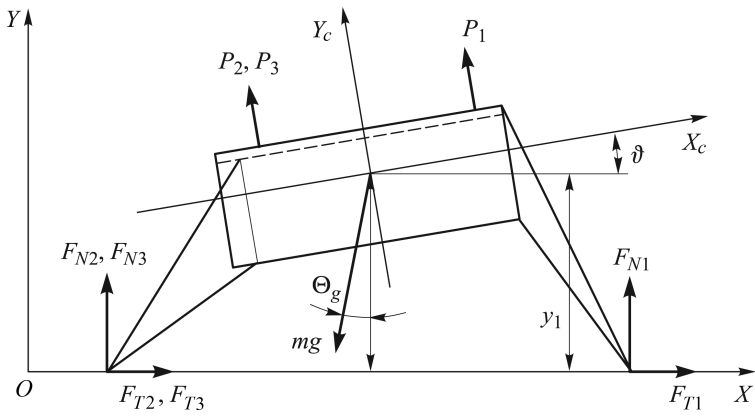


Рис. 3. Схема действия сил на КА при посадке

$$\begin{aligned}
 \frac{dV_x}{dt} &= \frac{1}{m} [F_{T1} + F_{T2X} + F_{T3X} - (P_1 + P_2 + P_3) \sin \vartheta] - g \sin \theta_g; \\
 \frac{dV_y}{dt} &= \frac{1}{m} [F_{N1} + F_{N2} + F_{N3} + (P_1 + P_2 + P_3) \cos \vartheta] - g \cos \theta_g; \\
 \frac{dx}{dt} &= V_x; \\
 \frac{dy}{dt} &= V_y; \\
 \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{1}{I_z} \left[(F_{T1} + F_{T2X} + F_{T3X})y + F_{N1}x_1 - \right. \\
 &\quad \left. - (F_{N2} + F_{N3})x_2 + P_1x_p - P_2x_p \cos \gamma_2 - P_3x_p \cos \gamma_3 \right]; \\
 \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Размеры опор h_0, h_1, H, l_E, l_0 — выбираются заранее. Начальные значения следующих величин определяются по формулам

$$\begin{aligned}
 \alpha_0 &= \arcsin \left(\frac{H - h_0}{l_0} \right); \\
 l_{ам0} &= \sqrt{(l_0 \cos \alpha_0)^2 + (H + h_1)^2}; \\
 \beta_0 &= \arcsin \left(\frac{l_0 \cos \alpha_0}{l_{ам0}} \right).
 \end{aligned} \tag{2}$$

Рассмотрим алгоритм решения задачи посадки КА на поверхность небесного тела для первой (второй) опоры, направленной по оси OX в ПСК.

Запишем условие касания первой (второй) опорой поверхности в виде

$$\delta y_1 = y - y_1 = 0, \tag{3}$$

где

$$y_{1(2)} = h_0 \cos \vartheta - l_E \sin \vartheta + l_0(\alpha_0 - \vartheta_{1(2)}); \quad (4)$$

$$\vartheta_2 = \arcsin(\cos(\pi - \gamma_2) \sin \vartheta) \quad (5)$$

— угол наклона КА для второй опоры.

Для $\delta y_{1(2)} = 0$ определим текущие значения для y и ϑ , полученных при интегрировании уравнений (1):

$$\alpha_{1(2)} = \arcsin\left(\frac{y + l_E \sin \vartheta - h_0 \cos \vartheta}{l_0}\right) + \vartheta_{1(2)};$$

$$H_{1(2)} = l_0 \sin \alpha_{1(2)} + l_E;$$

$$L_{1(2)} = l_0 \cos \alpha_{1(2)} + l_E;$$

$$l_{ам1(2)} = \sqrt{(H + h_{1(2)})^2 + (L_{1(2)} - l_E)^2};$$

$\delta_{1(2)} = l_{ам1(2)} - l_{ам1(2)}$ — изменение длины амортизатора;

$$x_1 = l_0 \cos(\alpha_1 - \vartheta) + l_E \cos \vartheta + h_0 \sin \vartheta;$$

$$x_2 = \cos \gamma_2(l_0 \cos(\alpha_2 - \vartheta_2) + l_E \cos \vartheta_2 + h_0 \sin \vartheta_2);$$

$$\beta_{1(2)} = \arcsin\left(\frac{L_1 - l_E}{l_{ам1(2)}}\right). \quad (6)$$

В соответствии с рис. 4 по δ_1 определяем значение силы в амортизаторе:

$$F_{L1(2)}(\delta) = \begin{cases} 0, & \delta_{1(2)} \leq \delta_{jk}; \\ F_0 \frac{\delta_{1(2)} - \delta_{k1}}{\delta_0}, & \delta_{jk} < \delta_{1(2)} < \delta_{k1(2)}; \\ F_0, & \delta_{1(2)} \geq \delta_{k1(2)}, \end{cases} \quad (7)$$

где δ_0 — начальное значение упругой зоны деформации амортизатора; δ_{k1j} — значение упругой зоны деформации амортизатора; δ_{jk} — начальное значение деформации при j -м касании опоры поверхности, F_0 — сила при разрушении амортизатора.

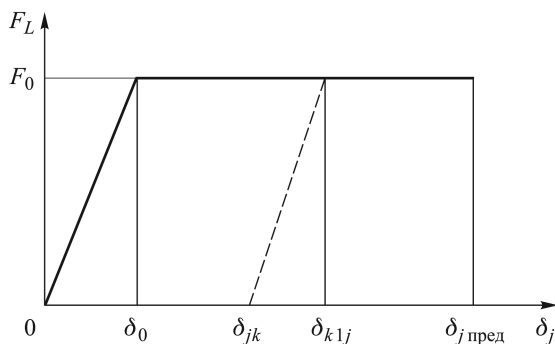


Рис. 4. График изменения силы в амортизаторе

Запишем уравнения равновесия сил в точке A первой (второй) опоры как по оси OX , так и по оси OY . После преобразований получим формулу для определения реакции грунта на опору:

$$F_{1(2)} = F_{L1(2)} \cos(\alpha_{1(2)} + \beta_{1(2)}) / \cos(\alpha_{1(2)} + \mu_{1(2)} - \vartheta), \quad (8)$$

где $\mu_{1(2)}$ — коэффициент трения на первой (второй) опоре.

Реакция грунта на первую (вторую) опору по оси OY

$$F_{N1(2)} = F_{1(2)} \cos \mu_{1(2)}. \quad (9)$$

Модуль силы трения на второй опоре

$$F_{T2} = F_2 \sin \mu_2.$$

Для определения силы трения на первой (второй) опоре вычислим скорость ее перемещения по направлению оси OX :

$$V_{x1(2)} = V_x + \delta V_{x1(2)}, \quad (10)$$

где V_x — скорость движения ц.м. КА по направлению оси OX ; $\delta V_{x1(2)} = -V_y \operatorname{tg}(\alpha_{1(2)} - \vartheta)$ — скорость перемещения опоры при изменении длины амортизатора; $\delta V_{x2} = -\delta V_2 \cos \gamma_2$ и $\delta V_{z2} = -\delta V_2 \sin \gamma_2$ — проекция и скорости перемещения второй опоры на оси OX и OZ .

Сила трения на первой и второй опорах определяется как

$$F_{T1} = F_{T1X} = -F_1 \sin(\mu_1) \frac{V_{x1}}{\operatorname{abs}(V_{x1})}. \quad (11)$$

Третья опора расположена симметрично второй опоре, поэтому в продольном движении при посадке КА на поверхность небесного тела силы от реакции грунта на вторую и третью опоры одинаковые:

$$F_{N2} = F_{N3}, \quad F_{TX2} = F_{TX3}. \quad (12)$$

Рассмотрим пример применения предложенной методики по определению параметров продольного движения КА при посадке на поверхность Луны [9, 10].

Конструктивные параметры КА и опор: $m = 900$ кг, $I_z = 800$ кг·м², $h_0 = 0,38$ м, $h_1 = 0,20$ м, $H = 1,06$ м, $l_0 = 0,8$ м, $l_E = 1,0$ м, $\delta_0 = 0,001$ м, $F_0 = 3000$ Н.

Оценим влияние различных сил в амортизаторах при вертикальной посадке КА при следующих условиях ($y_0 = 1,4$ м, $V_{y0} = 0,1$, $V_{x0} = 0$, $\mu_1 = \mu_2 = 0,2$, $\vartheta_0 = 0^\circ$, $\theta_0 = 0^\circ$). На рис. 5. представлены графики изменения нормальных сил реакции грунта на опоры КА при $F_0 = 4000$ Н (1-й вариант), $F_0 = 3000$ Н (2-й вариант), $F_0 = 2000$ Н (3-й вариант).

Выполнив анализ этих графиков, выявили, что при первом варианте сила реакции грунта на опоры имеет очень большое значение и

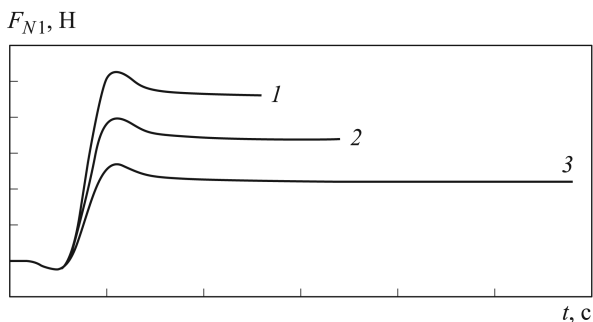


Рис. 5. Графики изменения нормальных сил реакции грунта на три опоры КА в точках (1, 2, 3) касания поверхности небесного тела при различных силах в амортизаторе

достаточно большой угол наклона подкоса ($\alpha_k = 47,8^\circ$) после посадки КА. В третьем варианте сила реакции грунта на опоры небольшая, но маленький угол наклона подкоса ($\alpha_k = 32,3^\circ$) после посадки КА. Это неприемлемо, так как предельный угол наклона подкоса после посадки КА не должен превышать $\alpha_{k\text{пред}} = 30,0^\circ$. При учете влияния возмущающих факторов для третьего варианта силы в амортизаторах угол наклона подкоса после посадки КА может быть меньше допустимого значения. Поэтому для опор рассматриваемых размеров и конструктивных величин КА более приемлемым является второй вариант, при котором угол наклона подкоса после вертикальной посадки КА $\alpha_k = 43,4^\circ$.

Оценим различные параметры посадки КА при следующих начальных условиях: $y_0 = 1,4$ м, $V_{y0} = 0,1$, $V_{x0} = 0$, $\mu_1 = \mu_2 = 0,2$, $\vartheta_0 = 10^\circ$, $\theta_g = 0^\circ$. На рис. 6 представлены графики нормальных сил реакции грунта на опоры КА.

Видно, что первоначально грунта касаются одновременно второй и третьей опорами. Затем КА разворачивается на этих опорах до момента касания грунта первой опорой. После касания грунта первой опорой нормальная сила реакции грунта на вторую и третью опоры дважды уменьшается до нулевой.

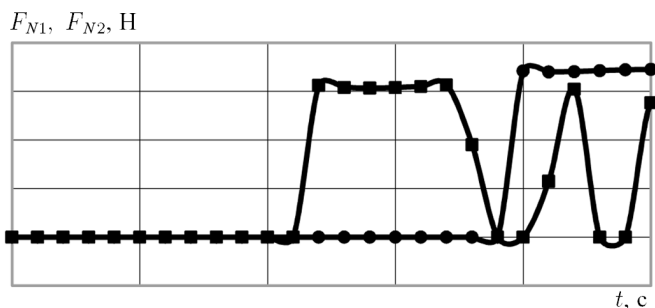


Рис. 6. Графики изменения нормальных сил F_{N1} , F_{N2} реакции грунта на первую (●) и вторую (■) опоры

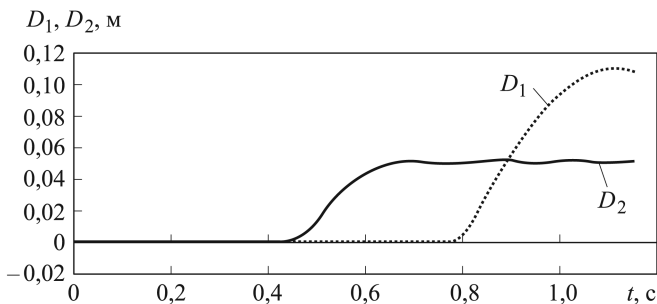


Рис. 7. Графики изменения деформации D_1 и D_2 амортизаторов первой и второй опор при посадке КА

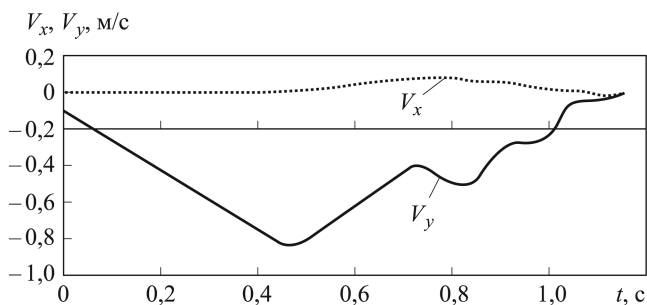


Рис. 8. Графики скоростей V_x и V_y КА при посадке

На рис. 7 приведены графики деформации амортизаторов при посадке КА, из которых следует, что деформация первой опоры наибольшая. Угол наклона подкоса на первой опоре после посадки КА $\alpha_k = 33,4^\circ$.

На рис. 8 представлены графики скоростей V_x и V_y при посадке КА. Видно, что при касании грунта второй и третьей опорами начинается рост V_x , обусловленный изменением длины их амортизаторов, и уменьшение по модулю V_y . По окончании посадки КА эти скорости равны нулю.

Отметим, что после окончания посадки угол наклона КА к поверхности Луны $\vartheta_k = -2,87^\circ$.

Заключение. 1. Разработана методика определения параметров движения космического аппарата при его посадке на поверхность малого небесного тела при учете влияния реакции от грунта поверхности на подвижные опоры и работы прижимных двигателей.

2. На примере посадки космического аппарата на поверхность Луны проведена оценка влияния некоторых возмущающих факторов на изменение положения опор, сил в амортизаторах; рассмотрены условия безопасной посадки: для случая вертикальной посадки КА выбрано значение силы в амортизаторах, позволяющее при умеренных силах реакции грунта на опоры получать рациональные углы подкосов после посадки; проанализировано влияние начального угла наклона КА к

поверхности Луны на динамику его движения при посадке; выяснены особенности работы опор, изменения горизонтальной и вертикальной скоростей КА, угловое положение КА после его посадки.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Проектирование* спускаемых автоматических космических аппаратов / под ред. В.М. Ковтуненко. М.: Машиностроение, 1985. 264 с.
2. *Баженов В.И., Осин М.И.* Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978. 158 с.
3. *Егоров В.А.* Пространственная задача достижения Луны. М.: Наука, 1965. 224 с.
4. *Виноградов А.П.* Передвижная лаборатория на Луне ЛУНОХОД-1. Том 1. М.: Наука, 1971. 128 с.
5. *Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В.* Механика космического полета. Методы оптимизации. М.: Наука, 1975. 702 с.
6. *Базилевский А.Т., Григорьев Е.И., Ермаков С.Н.* Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 264 с.
7. *Борзых С.В., Воронин В.В.* Динамика взаимодействия трансформируемого механического посадочного устройства возвращаемого космического аппарата с посадочной поверхностью // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. Спец. вып. "Крупногабаритные трансформируемые космические конструкции и материалы для перспективных ракетно-космических систем". 2012. С. 69–79.
8. *Корянов В.В.* Исследование динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // Полет. Общеросс. науч.-технич. ж. 2010. № 1. С. 42–49.
9. *Пичхадзе К.М., Воронцов В.А., Зациринский А.М., Пономарев В.А.* Система спуска с орбиты и аварийного спасения на основе надувного тормозного устройства // Полет. Общеросс. науч.-технич. ж. 2003. № 8. С. 9–13.
10. *Казаковцев В.П., Корянов В.В.* Метод исследования динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2012. № 3 (88). С. 39–46.

REFERENCES

- [1] Kovtunenکو V.M. Proektirovanie spuskaemykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov [Constructional design of landing unmanned space vehicles. Moscow, Mashinostronie Publ., 1985. 264 p.
- [2] Bazhenov V.I., Osin M.S. Posadka kosmicheskikh apparatov na planet [Spacecraft landing on the planet]. Moscow, Mashinostronie Publ., 1978, 158 p.
- [3] Egorov V.A. Prostranstvennaya zadacha dostizheniya Luny. [Spatial problem of reaching the Moon]. Moscow, Nauka Publ., 1965. 224 p.
- [4] Vinogradov A.P. Peredvizhnaya laboratoriya na Lune LUNOKHOD-1. Tom 1 [The mobile laboratory lunar vehicle LUNOKHOD-1. Vol. 1]. Moscow, Nauka Publ., 1971. 128 p.
- [5] Grodzovskiy G.L., Ivanov Yu.N., Tokarev V.V. Mekhanika kosmicheskogo poleta. Metody optimizatsii [The space-flight mechanics. Optimization methods]. Moscow, Nauka Publ., 1975. 702 p.
- [6] Bazilevskiy A.T., Grigor'ev E.I., Ermakov S.N. Proektirovanie spuskaemykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov [Constructional design of landing unmanned space vehicles]. Moscow, Mashinostronie Publ., 1985. 264 p.

- [7] Interaction dynamics of reshaped mechanical landing gear of re-entering body with the landing surface. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost., Spetsvyv.* “Krupnogabaritnye transformiruemye kosmicheskie konstruksii i materialy dlya perspektivnykh raketno-kosmicheskikh sistem” [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng., Spec. Issue “Large-sized reshaped space structures and materials for advanced rocket-and-space systems”], 2011, pp. 69–79 (in Russ.).
- [8] Koryanov V.V. Dynamic study of lander moving with an impact landing on the planet surface. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal “Polet”* [All-Russ. Sc.-Techn. Journ. “Flight”], 2010, no. 1, pp. 42–49 (in Russ.).
- [9] Pichkhadze K.M., Vorontsov V.A., Zashchirinskiy A.M., Ponomarev V.A. Deorbit system and emergency rescue based on the inflatable braking device. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal “Polet”* [All-Russ. Sc.-Techn. Journ. “Flight”], 2003, no. 8, pp. 9–13 (in Russ.).
- [10] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V. Research technique of the attitude dynamics of a landing unmanned space vehicle with an inflatable braking device. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2012, no. 3 (88), pp. 39–46.

Статья поступила в редакцию 22.05.2013

Виктор Поликарпович Казаковцев — д-р техн. наук, профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 120 научных работ в области баллистики и динамики полета космических и спускаемых аппаратов.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

V.P. Kazakovtsev — Dr. Sci. (Eng.), professor of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 120 publications in the field of ballistics and flight dynamics of space and descent vehicles.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Чень Даньхэ — аспирантка кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специализируется в области моделирования динамики движения спускаемых аппаратов.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Chen Danhe — post-graduate of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University. Specializes in the field of simulation of dynamics of descent vehicle movement.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Всеволод Владимирович Корянов — канд. техн. наук, доцент кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 10 научных работ в области моделирования баллистики и динамики движения космических и спускаемых аппаратов.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

V.V. Koryanov — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 10 publications in the field of simulation of ballistics and dynamics of motion of space and descent vehicles.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.