

В. П. К а з а к о в ц е в, В. В. К о р я н о в

**МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИКИ  
УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО  
СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С НАДУВНЫМ  
ТОРМОЗНЫМ УСТРОЙСТВОМ**

*Предложен метод исследования динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством. Метод основан на следующих предположениях: деформация происходит в плоскости пространственного угла атаки; деформация пропорциональна поперечной нагрузке, которая зависит от скоростного напора и синуса пространственного угла атаки. На примере исследования углового движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством в атмосфере Марса показано, что основным фактором, вызывающим изменение параметров углового движения спускаемого аппарата, является асимметрия внешней формы.*

**E-mail: [vpkazakovtsev@mail.ru](mailto:vpkazakovtsev@mail.ru); [vkoryanov@mail.ru](mailto:vkoryanov@mail.ru)**

**Ключевые слова:** спускаемый аппарат, динамика, надувное тормозное устройство, спуск в атмосфере, моделирование, асимметрия.

Атмосферный участок является завершающим этапом движения космических спускаемых аппаратов (СА). Реализация спуска СА на поверхность планеты требует различного рода тормозных устройств. Применение лобовых экранов с аблирующей теплозащитой не обеспечивает непосредственной мягкой посадки СА на поверхность планеты. Поэтому приходится использовать дополнительное тормозное устройство в виде парашютной системы.

В настоящее время возникла идея использования специального надувного тормозного устройства (НТУ), позволяющего осуществлять мягкую посадку СА на поверхность планеты без применения парашютной системы. При этом для обеспечения пассивной стабилизации СА еще на внеатмосферном участке полета разворачивается НТУ и весь аппарат вместе с НТУ закручивается вокруг продольной оси.

Преимущество надувных тормозных устройств перед традиционными нежесткими тормозными устройствами — парашютами — заключается в возможности их использования на всем атмосферном участке спуска, начиная с гиперзвуковых скоростей и заканчивая дозвуковыми.

Надувные тормозные устройства указанных СА изготавливаются из высокопрочного материала с теплозащитным покрытием и представляют собой нежесткие замкнутые непроницаемые баллоны малой массы, имеющие при раскрытии форму усеченного конуса.

В процессе движения в атмосфере планеты СА с НТУ подвергаются значительным аэродинамическим нагрузкам, приводящим к из-

менению формы нежесткой оболочки НТУ и возникновению текущих асимметрий СА с НТУ.

Наличие возникающих при изготовлении СА конструктивных асимметрий приводит к появлению в процессе спуска стабилизированного вращением СА с НТУ различных динамических явлений, таких как колебательно-вращательные резонансы, резонансная автоторация, изменяющих динамику углового движения СА. Текущие асимметрии СА с НТУ могут повлиять на рассматриваемые динамические явления, усиливая или уменьшая их воздействие на динамику движения СА.

Анализ номинального (без учета влияния нежесткости НТУ) движения СА показывает: угловая скорость вращения СА вокруг продольной оси в момент входа в атмосферу меньше  $100^\circ/\text{с}$ ; пространственный угол атаки при входе СА в атмосферу составляет порядка нескольких градусов и уменьшается в процессе спуска;

При движении в атмосфере СА с НТУ как твердого тела его угловая скорость вращения вокруг продольной оси практически мало изменяется. Также мало изменяется и угловая скорость вращения плоскости пространственного угла атаки, определяемая вектором скорости и продольной осью СА.

Расчеты номинальной траектории движения СА показали, что в течение нескольких секунд аппарат делает всего один оборот вокруг продольной оси. Примерно такой же характер имеет вращение плоскости пространственного угла атаки.

Это позволяет предположить, что для осесимметричного СА аэродинамическая сила находится в плоскости пространственного угла атаки. Следовательно, плоскость возможного направления деформации нежесткого НТУ также совпадает с плоскостью пространственного угла атаки.

В работе [1] было показано, что деформация нежесткого НТУ СА в определенной степени пропорциональна внешней аэродинамической нагрузке, которая определяется скоростным напором и пространственным углом атаки.

Деформация НТУ для заданных характеристик жесткости при спуске СА в основном зависит от поперечной нагрузки. Эта нагрузка пропорциональна скоростному напору  $q$  и пространственному углу атаки  $\alpha_s$ :

$$q_s = q \sin \alpha_s.$$

Именно влияние поперечной нагрузки приводит к деформации НТУ и соответственно к изменению аэродинамических коэффициентов, к появлению дополнительных малых асимметрий.

Предварительные исследования показали, что поперечная нагрузка  $q_s$  на всей траектории спуска небольшая. Это объясняется малым

скоростным напором на больших высотах и относительно небольшим пространственным углом атаки на малых и средних высотах спуска СА. Поэтому возникающая деформация НТУ относительно небольшая и вызывает малые изменения аэродинамических коэффициентов и дополнительных малых асимметрий.

В настоящей работе используется подход, основанный на линейной зависимости аэродинамических коэффициентов и дополнительных малых асимметрий от поперечной нагрузки.

По результатам расчетов динамики углового движения СА с НТУ как твердого тела определяется максимальное значение поперечной нагрузки на всей траектории спуска, которое считается фиксированным значением поперечной нагрузки  $q_{sf}$ .

Для этой фиксированной поперечной нагрузки определяется деформация формы НТУ, рассчитываются изменения аэродинамических коэффициентов и дополнительных асимметрий в плоскости пространственного угла атаки, вводится коэффициент отношения текущей поперечной нагрузки к ее фиксированному значению

$$k_1 = \frac{q_s}{q_{sf}}.$$

В соответствии с этими данными для определения аэродинамических коэффициентов осевой и нормальной сил, аэродинамического коэффициента стабилизирующего момента СА с учетом деформации НТУ можно использовать следующие формулы:

$$\begin{aligned} C_{xdef} &= C_x [1 + \Delta C_{xf} k_1]; \\ C_{ysdef} &= C_{ys} [1 + \Delta C_{yf} k_1]; \\ m_{sdef} &= m_s [1 + \Delta C_{yf} k_1], \end{aligned} \quad (1)$$

где  $C_x, C_{ys}, m_s$  — аэродинамические коэффициенты осевой и нормальной сил, стабилизирующего момента в плоскости пространственного угла атаки для недеформированного СА;  $\Delta C_{xf}, \Delta C_{yf}$  — изменения аэродинамических коэффициентов осевой и нормальной сил по отношению к номинальным значениям этих коэффициентов при деформации НТУ, обусловленные влиянием фиксированного значения скоростного напора.

Деформирование НТУ в процессе спуска СА приводит к появлению дополнительных малых асимметрий разного вида. Это боковое смещение центра масс, дополнительные центробежные моменты инерции и асимметрии внешней формы. В соответствии с предположением, что деформация НТУ проходит в плоскости пространственного угла атаки, дополнительные асимметрии проявляются также в плоскости пространственного угла атаки.

Для деформированного НТУ были получены аналитические зависимости по определению дополнительных величин бокового смеще-

ния центра масс СА, центробежных моментов инерции и асимметрии внешней формы в проекциях на оси связанной системы координат:

$$\begin{aligned} \Delta y_{def} &= \Delta \rho_f \frac{m_1}{m} k_1 \cos \varphi_s; & \Delta z_{def} &= \Delta \rho_f \frac{m_1}{m} k_1 \sin \varphi_s; \\ I_{xy_{def}} &= \frac{\Delta \rho_f}{x_1} (I_y - I_x) k_1 \cos \varphi_s; & I_{xz_{def}} &= \frac{\Delta \rho_f}{x_1} (I_z - I_x) k_1 \sin \varphi_s; \\ m_{y_{def}} &= m_{af} k_1 \sin \varphi_s; & m_{z_{def}} &= m_{af} k_1 \cos \varphi_s, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $\Delta \rho_f$  – боковое смещение центра масс НТУ при деформации, обусловленной влиянием заданного фиксированного значения поперечной нагрузки;  $m_1$  – масса НТУ;  $x_1$  – расстояние между центром масс НТУ и центром масс СА;  $m_{af}$  – аэродинамический коэффициент поперечного момента от асимметрии внешней формы, обусловленной влиянием заданного фиксированного значения поперечной нагрузки;  $\varphi_s$  – угол между плоскостью пространственного угла атаки и вертикальной плоскостью симметрии СА  $OXY$ .

Таким образом, при движении СА с учетом деформации НТУ значения начальных асимметрий дополняются значениями асимметрий, возникающих при деформации надувной оболочки:

$$\begin{aligned} \Delta y &= \Delta y_0 + \Delta y_{def}; & \Delta z &= \Delta z_0 + \Delta z_{def}; \\ I_{xy} &= I_{xy0} + I_{xy_{def}}; & I_{xz} &= I_{xz0} + I_{xz_{def}}; \\ m_y &= m_{y0} + m_{y_{def}}; & m_z &= m_{z0} + m_{z_{def}}. \end{aligned} \quad (3)$$

Рассчитанные по формулам (1)–(3) аэродинамические коэффициенты и асимметрии подставляются в динамические уравнения движения СА, полученные в работе [2]:

$$\begin{aligned} \dot{V}_x &= [\omega_z V_y - \omega_y V_z] - \frac{g}{r} (\mathbf{A}_{11} x_{\text{н}} + \mathbf{A}_{12} (y_{\text{н}} + R) + \mathbf{A}_{13} z_{\text{н}}) - \frac{s}{m} q C_x(\alpha_s); \\ \dot{V}_y &= [\omega_x V_z - \omega_z V_x] - \frac{g}{r} (\mathbf{A}_{21} x_{\text{н}} + \mathbf{A}_{22} (y_{\text{н}} + R) + \mathbf{A}_{23} z_{\text{н}}) + \frac{s}{m} q C_{y_s}(\alpha_s) \cos \varphi_s; \\ \dot{V}_z &= [\omega_y V_x - \omega_x V_y] - \frac{g}{r} (\mathbf{A}_{31} x_{\text{н}} + \mathbf{A}_{32} (y_{\text{н}} + R) + \mathbf{A}_{33} z_{\text{н}}) - \frac{s}{m} q C_{y_s}(\alpha_s) \sin \varphi_s; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_x} \left[ qsl \left( m_x - m_x^{\omega} \frac{l}{V} \omega_x + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + C_{y_s} \cos \varphi_s \frac{\Delta z}{l} + C_{y_s} \sin \varphi_s \frac{\Delta y}{l} \right) - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + \right. \\ &\quad \left. + I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) + I_{xz} (\dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y) - I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) \right]; \end{aligned}$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{1}{I_y} \left[ qsl \left( m_y + m_s \sin \varphi_s - m_y^{\omega} \frac{l}{V} \omega_y + C_x \frac{\Delta z}{l} \right) - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + \right.$$

$$\begin{aligned}
& + I_{xy}(\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z) - I_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yz}(\dot{\omega}_z + \omega_x\omega_y) \Big]; \\
\dot{\omega}_z = & \frac{1}{I_z} \left[ qsl \left( m_z + m_s \cos \varphi_s - m_z^\omega \frac{l}{V} \omega_z - C_x \frac{\Delta y}{l} \right) - (I_y - I_x) \omega_y \omega_x + \right. \\
& \left. + I_{xz}(\dot{\omega}_x - \omega_y\omega_z) + I_{yz}(\dot{\omega}_y + \omega_x\omega_z) - I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) \right].
\end{aligned}$$

Рассмотрим применение разработанной методики по оценке влияния нежесткости НТУ на динамику углового движения на примере СА-пенетратора, предназначенного для спуска в атмосфере Марса. Спускаемый аппарат представляет собой осесимметричный аппарат с НТУ конического типа. Конструктивные характеристики СА с развернутым НТУ следующие:  $S = 3,14 \text{ м}^2$  — площадь миделевого сечения;  $m = 17,5 \text{ кг}$  — масса СА;  $l = 1,413 \text{ м}$  — длина СА с развернутым НТУ;  $I_x = 1,5 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$  — момент инерции относительно продольной оси;  $I = I_y = I_z = 8,75 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$  — момент инерции относительно поперечной оси;  $m_1 = 2,4 \text{ кг}$  — масса НТУ;  $x_1 = 0,81 \text{ м}$  — расстояние между центрами масс НТУ и СА.

Параметры входа СА с НТУ в атмосферу Марса: скорость входа  $v = 5600 \text{ м/с}$ ; угол наклона вектора скорости к местному горизонту  $\Theta = -10^\circ$ ; высота  $h = 100 \text{ км}$ ; угловая скорость вращения СА относительно продольной оси  $\omega_x = 2 \text{ с}^{-1}$ ; пространственный угол атаки  $\alpha_s = 10^\circ$ .

Рассмотрим предварительно параметры движения СА как твердого тела без учета влияния деформации НТУ. На рис. 1 представлены графики изменения угловой скорости СА относительно продольной оси и резонансной частоты  $\omega_{rez}$  в функции времени полета.

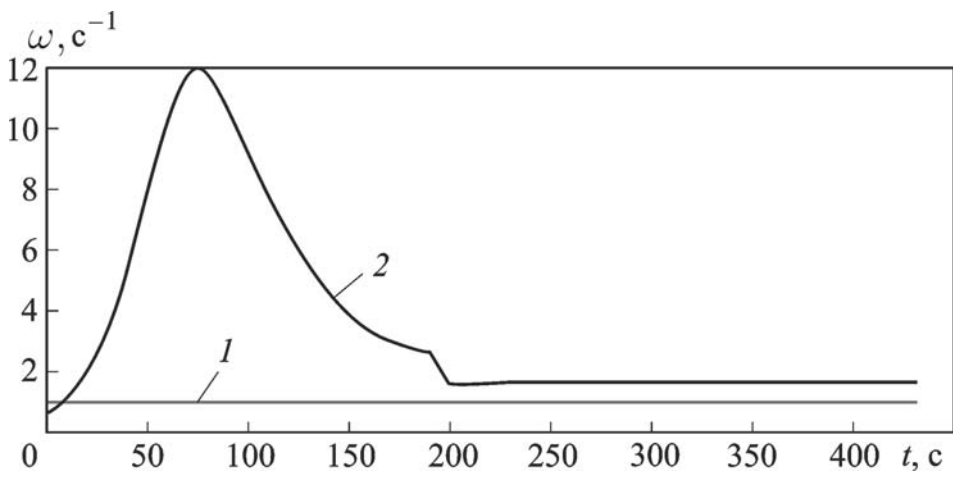
В соответствии с работой [3] под резонансной частотой понимаем значение, близкое к значению частоты собственных поперечных колебаний, которое определяется по следующей формуле:

$$\omega_{rez} = \sqrt{\frac{sl |m_z^\alpha| q}{I - I_x}}.$$

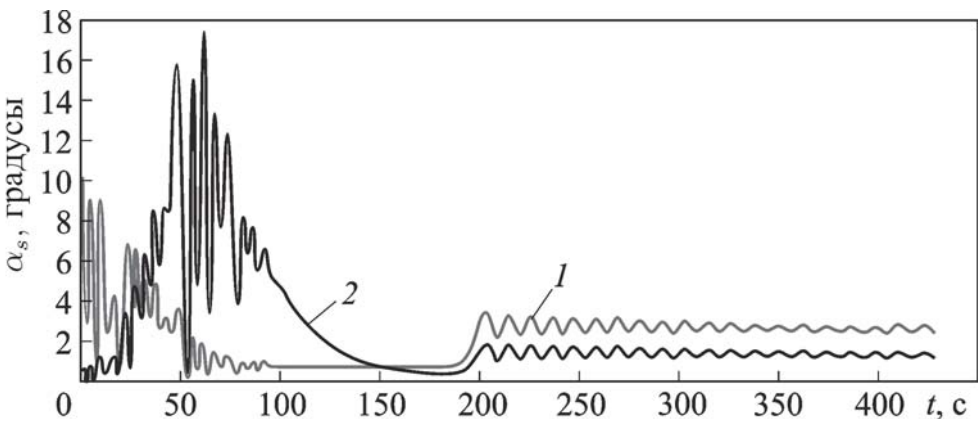
Из рис. 1 следует, что при спуске СА кривые  $\omega_x(t)$  и  $\omega_{rez}(t)$  на большой высоте пересекаются, а на малой высоте практически совпадают.

Как показано на рис. 2, при наличии асимметрий это приводит к увеличению пространственного угла атаки и поперечной нагрузки, как в момент пересечения кривых, так и в момент близости их значений.

Таким образом, наибольшее влияние нежесткости НТУ на динамику углового движения СА происходит на участках траектории, где либо совпадают угловая скорость вращения относительно продольной оси и резонансная частота, либо их значения близки.



**Рис. 1.** Графики изменения угловой скорости  $\omega_x$  (1) и резонансной частоты  $\omega_{rez}$  (2) по времени для номинальной траектории спуска



**Рис. 2.** Графики изменения пространственного угла атаки  $\alpha_s$  (1) и поперечной нагрузки  $q_s$  (2) по времени для номинальной траектории спуска при  $m_{z0} = 0$

Анализ дополнительных асимметрий, возникающих при деформации НТУ, показал, что боковое смещение центра масс составляет менее одного миллиметра, центробежный момент инерции по отношению к моменту инерции относительно поперечной оси — менее  $10^{-3}$ . Это обусловлено малой массой НТУ по сравнению с массой СА. Расчеты показали, что эти асимметрии практически не вызывают изменения параметров углового движения СА.

Асимметрия внешней формы, возникающая при деформации НТУ, приводит также к увеличению аэродинамического коэффициента поперечного момента  $m_{adef}$ . Для рассматриваемого СА аэродинамический коэффициент поперечного момента может достигать значений порядка  $10^{-2}$ .

Процесс колебаний СА с НТУ при пересечении кривых  $\omega(t)$  и  $\omega_{rez}(t)$  проходит в условиях большого скоростного напора. Поэтому возникновение пространственного угла атаки вызывает увеличение поперечной нагрузки, что приводит к увеличению аэродинамического коэффициента поперечного момента. Это, в свою очередь, увеличивает пространственный угол атаки, что в конечном итоге может привести к потере устойчивости углового движения СА.

На рис. 3 представлены результаты расчетов по влиянию деформации НТУ на изменения по времени пространственного угла атаки и поперечной нагрузки при  $\omega_{x0} = 2 \text{ с}^{-1}$ ,  $q_{sf} = 50 \text{ Па}$ ,  $m_{afdef} = 0,02$ . Видно, что угол атаки достигает порядка  $17^\circ$ , но устойчивость движения СА сохраняется.

Если при той же фиксированной поперечной нагрузке аэродинамический коэффициент поперечного момента будет равен  $m_{afdef} = 0,024$ , то СА потеряет устойчивость движения (рис. 4).

Результаты расчетов динамики углового движения СА показывают, что в момент близости угловых скоростей вращения аппарата относительно продольной оси и резонансной частоты на конечном участке траектории снова возникают колебания пространственного угла атаки.

Однако, на этом участке траектории скоростной напор в десятки раз меньше его максимального значения, поэтому наличие деформации НТУ приводит только к небольшому дополнительному увеличению пространственного угла атаки.

**Заключение.** 1. Предложен метод исследования динамики углового движения СА с НТУ, основанный на предположении, что деформация НТУ пропорциональна поперечной нагрузке на нее и проходит в плоскости пространственного угла атаки.

2. Деформация НТУ приводит к изменению аэродинамических коэффициентов сил и моментов, а также к появлению дополнительных

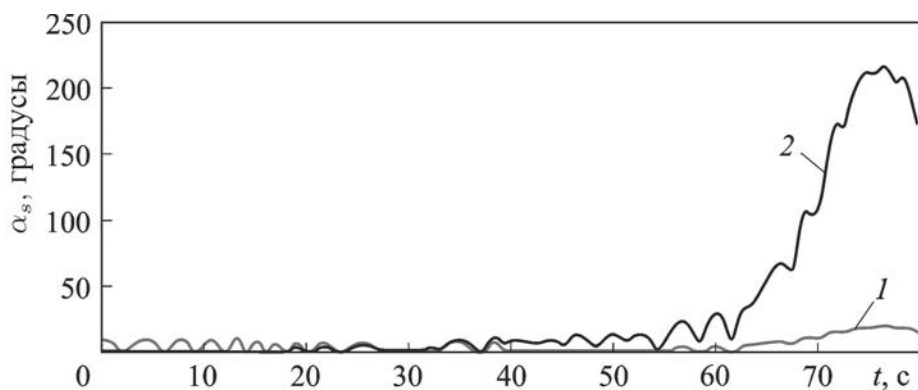


Рис. 3. Графики изменения пространственного угла атаки (1) и поперечной нагрузки (2) для  $\omega_{x0} = 2 \text{ с}^{-1}$ ,  $q_{sf} = 50 \text{ Па}$ ,  $m_{afdef} = 0,02$

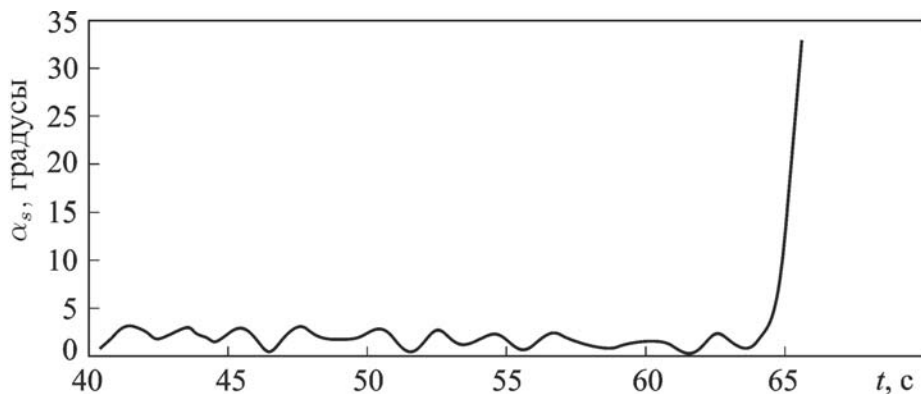


Рис. 4. График изменения  $\alpha_s$  при  $m_{afdef} = 0,024$  для  $q_{sf} = 50 \text{ Па}$

малых асимметрий, в виде бокового смещения центра масс, центробежных моментов инерции и асимметрии внешней формы.

3. Изменение аэродинамических коэффициентов осевой силы, нормальной силы в плоскости пространственного угла атаки и стабилизирующего момента от деформации НТУ небольшое, оно приводит к малому по времени смещению характерных точек траектории и практически не влияет на динамику углового движения СА.

4. Дополнительные боковое смещение центра масс и центробежные моменты инерции малы и практически не влияют на динамику углового движения. Это обусловлено незначительной массой НТУ по сравнению с СА. Асимметрия внешней формы деформированного НТУ может привести к значительным аэродинамическим коэффициентам поперечного момента. Максимальные значения аэродинамического коэффициента поперечного момента могут достигать таких значений, которые сильно влияют на динамику углового движения СА. В отдельных случаях пространственный угол атаки достигает таких значений, что движение СА становится неустойчивым.

*Работа выполнена при поддержке ЕС по Седьмой рамочной программе FP7/2007-2013 в рамках Грант-Соглашения № 263255.*

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Казаковцев В. П., Мазяр А. А. Исследование влияния нежестких конструктивных элементов спускаемого аппарата на динамику его движения // Двойные технологии. – 2000. – № 2. – С. 15–17.
2. Казаковцев В. П. Динамика углового движения боеприпаса в условиях возникновения явления параметрического резонанса // Изв. РАН. – 2004. – № 1. – С. 22–25.
3. Казаковцев В. П. Анализ динамики углового движения летательного аппарата методами качественной теории систем // Оборонная техника. – 2000. – № 1–2. – С. 86–88.

Статья поступила в редакцию 24.01.2012

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.

V.P. Kazakovtsev — D. Sc. (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 spacecrafts and descent vehicles.

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.

V.V. Koryanov — Ph. D. (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 spacecrafts and descent vehicles.