

## Оценка параметров управляемого движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством путем отклонения элементов конструкции

© В.В. Корянов, А.С. Кухаренко

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*В настоящее время постоянно развивается и совершенствуется космическая техника. Одно из перспективных направлений исследований космического пространства — доставка контейнера с полезной нагрузкой при межпланетной миссии и с орбиты Земли. Таким грузом могут быть образцы грунта, добытые на планетах Солнечной системы, или результаты экспериментов на орбите, для доставки которых необходимо обеспечить управляемое движение спускаемого аппарата в атмосфере планеты. Рассмотрена возможность применения надувных конструкций для торможения и управления космическим аппаратом в атмосфере планеты, а также парирования возмущающих факторов внешней среды. Представлена математическая модель движения спускаемого аппарата, по которой проведен анализ балансировочных углов атаки, возникающих при отклонении полезной нагрузки. Исследования, проведенные с применением математической модели, дали возможность определить перегрузки, действующие на спускаемый аппарат при управляемом движении, и шарнирные моменты, а также рассчитать параметры траектории спускаемого аппарата для различных условий входа в атмосферу. Полученные результаты позволили сделать выводы о возможности применения таких спускаемых аппаратов и сформулировать требования к механической части конструкции при проектировании.*

**Ключевые слова:** доставка полезной нагрузки, посадка на планету, динамика движения, спускаемый аппарат, надувное тормозное устройство, управление движением спускаемого аппарата, математическое моделирование

**Введение.** Некоторые небесные тела Солнечной системы, представляющие интерес для изучения, покрыты атмосферой, препятствующей проникновению на их поверхность мельчайших космических тел. Обусловлено это тем, что тело, движущееся с высокой скоростью в атмосфере, испытывает воздействие больших тепловых нагрузок, что приводит к его разрушению.

Аналогичным образом атмосфера препятствует и доставке исследовательских аппаратов на поверхность планет. Однако атмосферу целесообразно использовать в качестве среды, гасящей скорость космического аппарата (КА). Движение в атмосфере по определенной траектории позволяет снизить скорость за счет трения об атмосферу до значений, приемлемых для посадки. Для защиты от тепловых воздействий КА оснащают тормозными устройствами. В настоящее время применяют тормозные устройства, представляющие собой жесткую конструкцию. На стадии разработки находятся надувные тормозные

устройства [1–3], обладающие перед тормозными устройствами жесткой конструкции следующими преимуществами [4]:

– отсутствие ограничений на поперечный размер надувных тормозных устройств, обусловленных объемом под головным обтекателем ракеты-носителя;

– использование надувных тормозных устройств увеличивает объемную долю полезного груза.

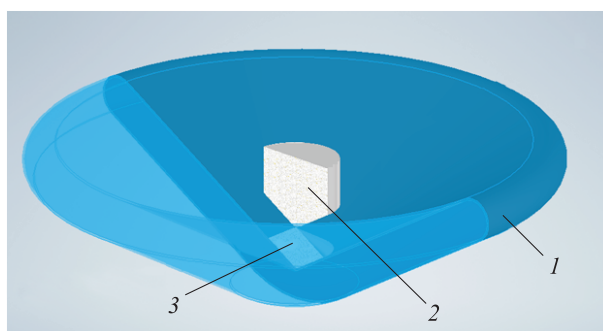
Известны попытки применения надувных тормозных устройств для доставки грузов с Международной космической станции (МКС). Предполагалось оснащать баллистические капсулы надувными тормозными устройствами для доставки грузов с МКС. Прототипом такой капсулы послужила баллистическая капсула «РАДУГА» с парашютной системой торможения, у которой эллипс рассеивания точки посадки имеет большую полуось 125 км и малую полуось 15 км [2]. Однако эти параметры могут оказаться существенно хуже, если учитывать нестабильность аэродинамических характеристик надувного устройства, вызванную его деформацией.

В настоящее время в Российской Федерации разрабатывают подобные системы посадки, о чем свидетельствуют действующие патенты конструкций надувных тормозных устройств [5].

По мнению авторов [4], принципиальными недостатками конструкции надувного тормозного устройства являются нестабильность аэродинамических коэффициентов и динамической устойчивости спускаемого аппарата (СА). Эти недостатки могут привести к еще большему рассеиванию точки посадки, а также к разрушению КА в процессе спуска. Уменьшить величину рассеивания и повысить надежность применения космической техники можно путем реализации технологии управляемой посадки. Одним из способов управления движением СА в атмосфере планеты является изменение положения его центра масс (ЦМ). В представленной работе ЦМ смещается в результате изменения положения полезной нагрузки.

Цель работы — расчет продольных и нормальных перегрузок, возникающих при управлении движением СА в атмосфере Земли. Перегрузки вычисляются посредством расчета балансировочных углов атаки, возникающих при движении СА в атмосфере Земли. Параметры движения СА, необходимые для расчета балансировочных углов, определены методом численного интегрирования системы дифференциальных уравнений его движения [6, 7] с использованием метода Рунге — Кутты 4-го порядка. Представленные исследования являются продолжением цикла статей авторов по данной тематике [8, 9]. Кроме того, хорошо известны работы [10, 11], посвященные использованию надувных тормозных устройств при орбитальном полете для увода малых КА с орбиты, что еще раз подчеркивает актуальность проводимых исследований.

**Описание конструкции спускаемого аппарата.** В работе представлен СА, состоящий из трех составных частей с принятыми условными обозначениями: надувного тормозного устройства 1, КА, выполняющего роль полезной нагрузки 2, поворотного механизма 3 (рис. 1).



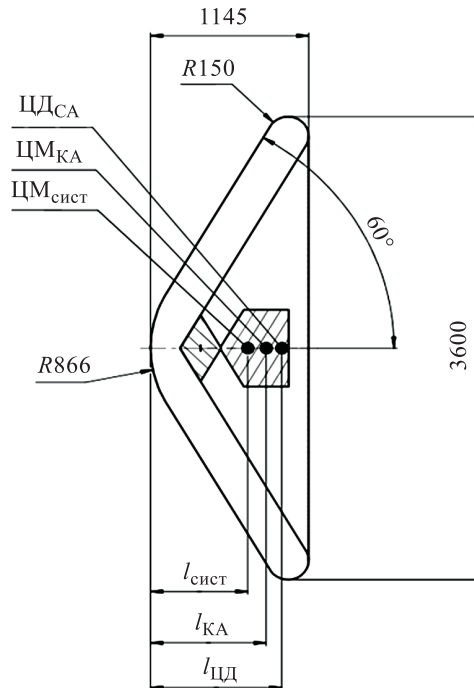
**Рис. 1.** Схема спускаемого аппарата

Смещение ЦМ при управлении движением СА происходит следующим образом: внутри надувного тормозного устройства расположен КА, являющийся полезной нагрузкой. С тормозным устройством этот КА соединен с помощью поворотного механизма, предназначенного для поворота КА вокруг точки их сопряжения. Изменение углового положения КА приводит к смещению ЦМ СА относительно продольной оси надувного тормозного устройства. Смещение центра масс приводит к повороту СА на некоторый угол атаки, в результате чего возникает нормальная сила, осуществляющая управление движением СА. Описанный способ управления позволит уменьшить величину рассеивания точки посадки, а также устранить возмущения, вызванные изменением аэродинамических коэффициентов во время движения.

Возможность реализации управления движением неосуществима из-за отсутствия информации о требуемых технических характеристиках. Для уточнения характеристик необходимо рассчитать параметры управляемого движения, для чего были решены следующие задачи:

- 1) составлена математическая модель балансирующих зависимостей;
- 2) исследованы перегрузки, действующие на СА при управляемом движении;
- 3) определены шарнирные моменты;
- 4) рассчитаны параметры траектории СА для различных условий входа в атмосферу.

Габаритные размеры исследуемого СА приведены на рис. 2.



**Рис. 2.** Габаритные размеры СА:  
ЦМ — центр масс; ЦД — центр давления

Координаты характерных точек СА, указанные на рис. 2, имеют следующие значения:

$l_{\text{сист}}$  — расстояние от носка СА до общего ЦМ надувного тормозного устройства и поворотного механизма,  $l_{\text{сист}} = 700$  мм;

$l_{\text{КА}}$  — расстояние от носка СА до ЦМ КА,  $l_{\text{КА}} = 800$  мм;

$l_{\text{ЦД}}$  — расстояние от носка СА до центра давления СА,  $l_{\text{ЦД}} = 770$  мм.

Массовые характеристики СА:

$m_{\text{СА}}$  — масса СА,  $m_{\text{СА}} = 700$  кг;

$m_{\text{КА}}$  — масса полезной нагрузки (КА),  $m_{\text{КА}} = 300$  кг.

**Математическая модель движения, необходимая для анализа перегрузок.** Анализ маневренных свойств СА проводился при допущении, что время переходного процесса при осуществлении управления отсутствует. Таким образом, исследования маневренных свойств выполнялись на основе балансирующих зависимостей. Для их получения необходимы следующие условия сбалансированного полета:

$$\sum M = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ Xl_y - Yl_x \end{pmatrix} \text{ — сумма моментов внешних сил;}$$



$\sum \bar{M} = 0$  — условия сбалансированного полета;

$$Xl_y = Yl_x, \quad (1)$$

где

$$X = C_x q S; \quad (2)$$

$$Y = C_y q S. \quad (3)$$

Здесь  $C_x$  — коэффициент продольной силы;  $C_y$  — коэффициент нормальной силы;  $l_x$ ,  $l_y$  — проекции плеча, соединяющего ЦМ и ЦД, на оси связанной системы координат (рис. 3).

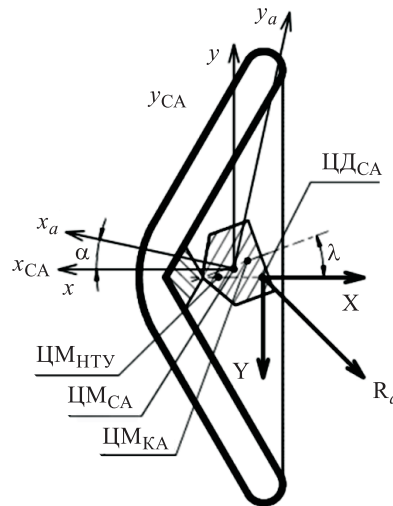


Рис. 3. Схема приложения аэродинамических сил

Подставляя в выражение (1) выражения (2) и (3), получим уравнение для расчета балансировочных зависимостей:

$$C_x l_y = C_y l_x. \quad (4)$$

В выражении (4) аэродинамические коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  являются функциями от числа Маха и угла набегающего потока, а  $l_x(\lambda)$  и  $l_y(\lambda)$  — функциями от угла поворота полезной нагрузки.

В результате решения уравнения (4) для различных чисел Маха набегающего потока получено графическое семейство зависимостей балансировочного угла атаки от угла поворота КА.

Из полученных зависимостей (рис. 4) следует, что на сверхзвуковых скоростях изменение угла атаки от угла отклонения КА близка к линейной.

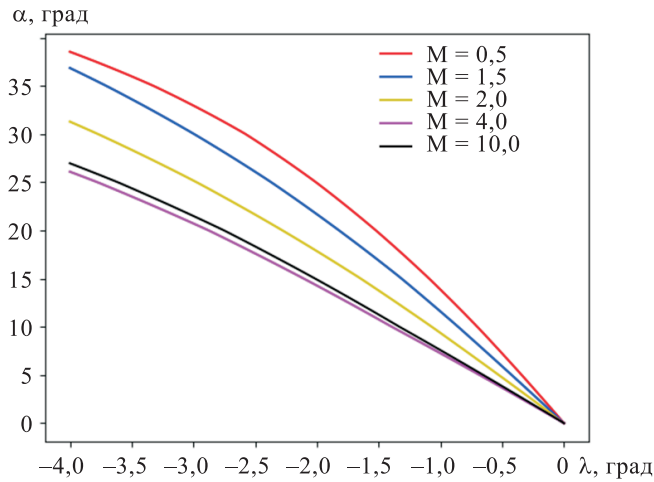


Рис. 4. Зависимости балансировочных углов атаки от угла поворота КА и числа Маха

**Исследование перегрузок, действующих на спускаемый аппарат при управляемом движении.** Для исследования нормальных перегрузок, действующих на СА при движении в атмосфере Земли, составлена система дифференциальных уравнений в скоростной системе координат [6–8]. При этом принято допущение, что деформация надувного тормозного устройства отсутствует, как и время переходного процесса при осуществлении управления. Таким образом, система дифференциальных уравнений имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = \frac{1}{m} [-X_a - g \sin(\theta - \varphi)]; \\ \dot{\theta} = \frac{1}{mV} [Y_a - g \cos(\theta - \varphi)]; \\ \dot{X}_g = V \cos(\theta - \varphi); \\ \dot{Y}_g = V \sin(\theta - \varphi); \\ \cos(\varphi) = \frac{Y_g - R}{\sqrt{X_g^2 + (Y_g - R)^2}}; \\ C_x(\alpha, M) l_y(\lambda) = C_y(\alpha, M) l_x(\lambda); \\ X = C_x q S; \\ Y = C_y q S; \\ X_a = X \cos \alpha + Y \sin \alpha; \\ Y_a = Y \sin \alpha - X \cos \alpha, \end{array} \right. \quad (5)$$

где  $\rho$  — плотность набегающего потока;  $V$  — скорость движения СА;  $m$  — масса СА;  $q = (\rho V^2)/2$  — скоростной напор;  $S$  — площадь ми-  
 деля,  $S = 3,2 \text{ м}^2$ ;  $X_g, Y_g$  — координаты СА в стартовой системе коор-  
 динат;  $R$  — средний радиус Земли,  $R = 6371110 \text{ м}$ ;  $\theta$  — угол наклона  
 вектора скорости к стартовому горизонту;  $g$  — ускорение свободного  
 падения,  $g = \mu / (R^2 + X_g^2 + Y_g^2)$ .

Угол поворота КА в процессе движения остается постоянным ( $\lambda = \text{const}$ ), с учетом аэродинамических характеристик этот угол принимают в диапазоне  $\lambda \in [-3,5^\circ; 3,5^\circ]$ .

Решение системы дифференциальных уравнений проведено для условий стандартной атмосферы по ГОСТ 4401–81 в центральном гравитационном поле Земли при следующих начальных условиях:  $V_{\text{вх}} = 7000 \text{ м/с}$ ;  $H_{\text{вх}} = 80000 \text{ м}$ ;  $\lambda, \theta_{\text{вх}}$  — варьировались для получения семейства зависимостей. Результаты решения системы уравнений движения СА представлены в виде семейства графических зависимостей  $n_y(t)$ .

Зависимости нормальных перегрузок от времени движения СА для различных углов входа представлены на рис. 5. Нормальная перегрузка рассчитана через отношение нормальной аэродинамической силы к весу СА:

$$n_y = \frac{Y_a}{mg_0},$$

где  $g_0$  — гравитационное ускорение на поверхности Земли;  $m$  — масса СА.

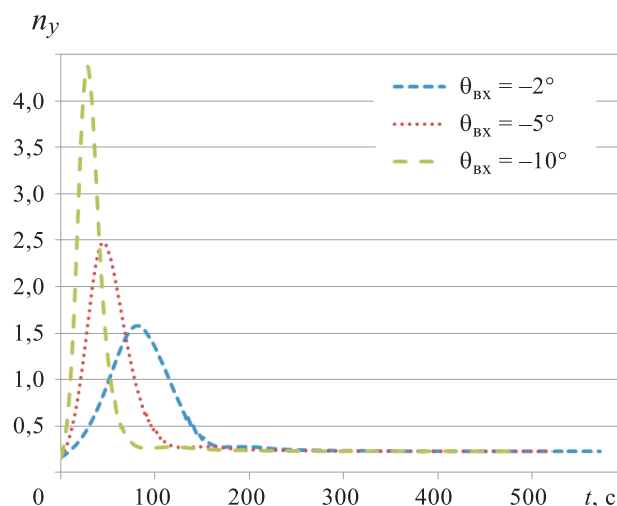


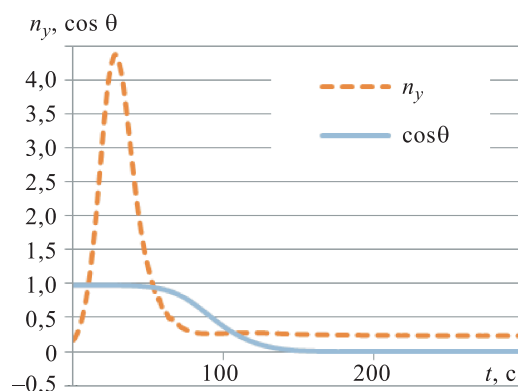
Рис. 5. Зависимости нормальной перегрузки от времени движения спускаемого аппарата в атмосфере Земли

Из анализа зависимостей следует, что при увеличении угла входа в атмосферу максимальное значение нормальной перегрузки возрастает, а время движения СА уменьшается.

По известным значениям нормальных перегрузок проведен анализ изменения радиуса кривизны траекторий движения СА с использованием следующего выражения:

$$\frac{(n_y - \cos \theta)g}{V^2} = \frac{1}{r_y} = K. \quad (6)$$

Анализ (6) показал, что радиус кривизны траектории обратно пропорционален выражению, стоящему в числителе левой дроби. Для величин, стоящих в скобках левой дроби, построена зависимость их изменения от времени движения (рис. 6). Анализ приведенных графиков показывает, что числитель левой дроби в процессе движения СА принимает нулевые значения. Следовательно, зависимость радиуса кривизны от времени движения СА имеет точки разрыва.



**Рис. 6.** Зависимости нормальной перегрузки и  $\cos \theta$  от времени движения при угле входа в атмосферу  $\theta = 10^\circ$

Таким образом, для оценки маневренных свойств использована зависимость величины, обратной радиусу кривизны, т. е. кривизны траектории движения СА, которая приведена на рис. 7.

Согласно полученным зависимостям, видно, что при различных углах входа в атмосферу значения кривизны траектории принимают одинаковые значения, смещенные по времени. Приведенные зависимости указывают на то, что максимальное значение кривизны достигается в конце участка траектории. В этой конечной точке радиус кривизны принимает минимальное значение, равное 476 м.

В работе рассмотрены нормальные к продольной оси СА составляющие ускорений. Участок траектории с отрицательным значением

кривизны, приведенный на рис. 8, указывает на преобладание гравитационного ускорения над ускорением от аэродинамических сил. Этот эффект ограничивает возможности управления СА.

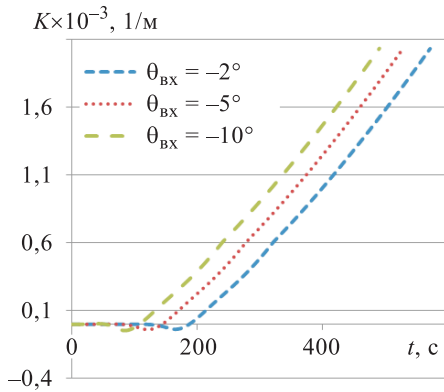


Рис. 7. Зависимости кривизны траектории от времени движения

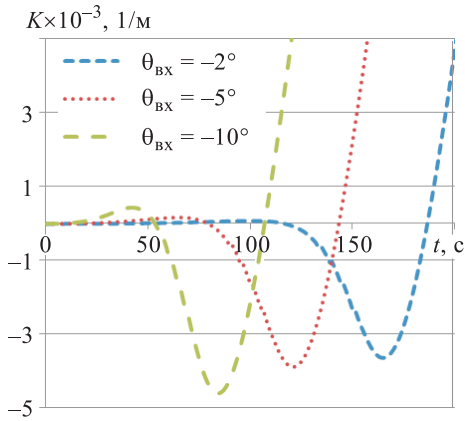


Рис. 8. Зависимости кривизны траектории от времени движения (увеличенная)

Там, где спуск не поддается управлению, перегрузки имеют большие значения в сопоставлении с участком управляемого спуска. Величина действующих на СА перегрузок, обусловленных аэродинамической силой (рис. 9), определяет величину шарнирных моментов, необходимых для удержания полезной нагрузки в заданном угловом положении.

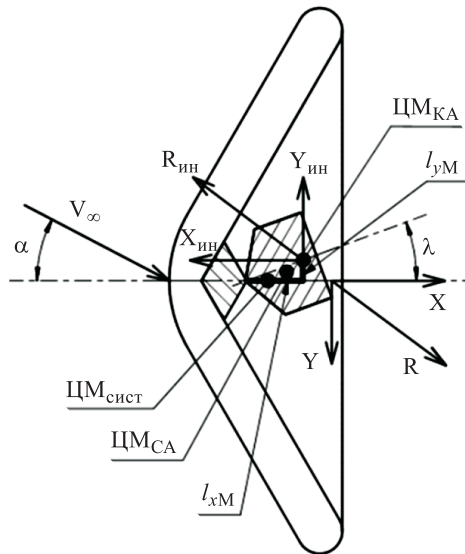


Рис. 9. Схема, поясняющая появление шарнирных моментов:  
 $X_{инн}$ ,  $Y_{инн}$  — силы инерции, действующие на КА

Численный расчет шарнирных моментов  $M_{ш}$ , возникающих при управлении ЛА, проведен для условия входа в атмосферу под углом  $10^\circ$  следующим образом:

$$M_{ш} = X_{ин}l_{xM} + Y_{ин}l_{yM}, \quad (7)$$

где  $X_{ин}$ ,  $Y_{ин}$  — силы инерции, действующие на КА;  $l_{xM}$ ,  $l_{yM}$  — плечи приложения сил инерции (см. рис. 9).

Поскольку  $X_{ин} = n_x g_0$  и  $Y_{ин} = n_y g_0$ , где  $g_0$  — ускорение свободного падения у поверхности Земли, то уравнение (7) запишем в следующем виде:

$$M_{ш} = (n_x l_{xM} + n_y l_{yM}) g_0.$$

Результаты расчета шарнирного момента для входа в атмосферу под углом  $10^\circ$  представлены на рис. 10. Анализ полученных результатов выявил, что на интервале отрицательной кривизны, соответствующей максимальным перегрузкам, поворотный механизм испытывает нагрузки, не превышающие 40 Н·м.

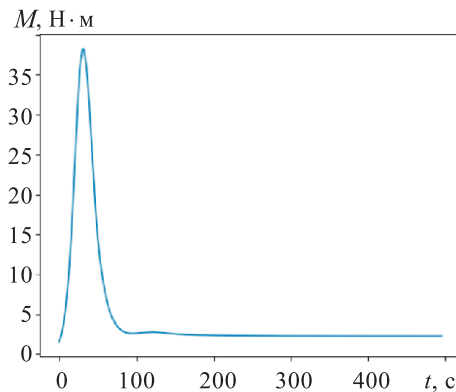


Рис. 10. Изменение величины удерживающего момента в процессе движения спускаемого аппарата

Для оценки результатов управляемости построено семейство траекторий движения СА для углов входа в атмосферу  $2^\circ$  и  $10^\circ$  и для углов отклонения КА от продольной оси 0 и  $3^\circ$ . Семейство траекторий представлено на рис. 11.

Анализ траекторий движения выявил, что управление смещает точку посадки: чем меньше угол входа, тем большую дальность полета при управлении имеет СА. Для угла входа в атмосферу  $10^\circ$  дальность полета составляет 226,6 км при нулевом угле отклонения КА и 483,4 км при отклонении КА на  $3,5^\circ$ . При движении с углом входа в атмосферу, равным  $2^\circ$ , дальность полета составляет 460,6 км для нулевого угла отклонения КА и 960 км при отклонении КА на  $3,5^\circ$ .

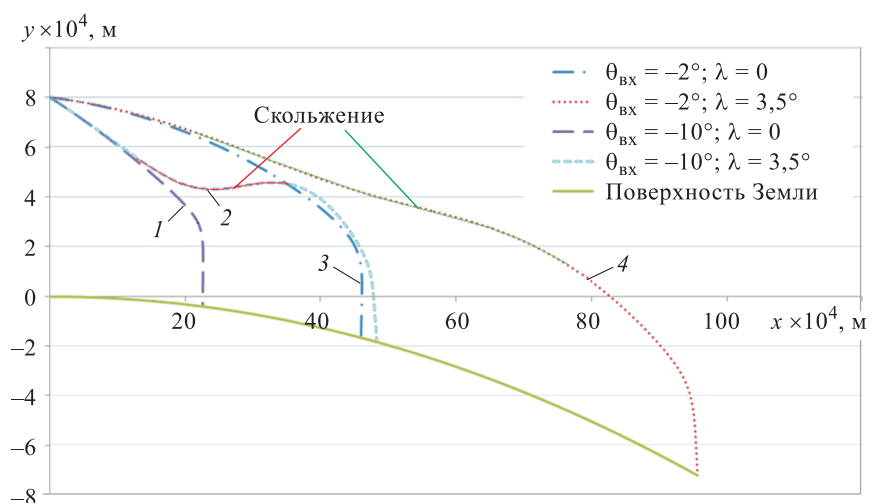


Рис. 11. Траектории движения спускаемого аппарата в атмосфере Земли при различных условиях спуска

Характерной особенностью движения СА является скольжение на участках траектории 2, 4, обусловленное динамической реакцией плотных слоев атмосферы.

Полученные результаты показывают, что рассматриваемый способ управления применим для парирования возмущений по углу входа.

**Заключение.** Проведена оценка возможности применять управление движением СА посредством изменения углового положения полезной нагрузки. Получено следующее:

- данный способ позволяет парировать возмущения вызванные отклонением угла и точки входа в атмосферу;
- для рассмотренного в работе СА величина момента, необходимого для удержания СА в заданном угловом положении, не превышает 40 Н·м при входе в атмосферу под углом 10°. Полученный результат доказывает, что возможны создание поворотного механизма и реализация предложенной конструкции СА.

Применение рассмотренного в работе способа управления в перспективе позволит компенсировать возмущения, вызванные аэродинамической асимметрией и атмосферными отклонениями, а также использовать его для повышения устойчивости движения.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами. *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*, 2012, № 2, с. 4–11.
- [2] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. *Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов — прорывная технология в ракетно-космической технике*. Химки, НПО Лавочкина, 2019.

- [3] Heilimo J., Harri A.M., Aleksashkin S.N., Koryanov V.V., Arruego I., Schmidt W., Ponomarenko A. RITD-Adapting Mars Entry, Descent and Landing System for Earth. In: *EGU General Assembly Conference Abstracts*, 2014, May, vol. 16. URL: <https://meetingorganizer.copernicus.org/EGU2014/EGU2014-5506-1.pdf> (дата обращения 10.03.2022).
- [4] *The Program to Advance Inflatable Decelerators for Atmospheric Entry (PAIDAE)*. NASA, 2009, pp. 1–8. Интернет-информация: [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov)
- [5] Финченко В.С., Кульков В.М., Фирсюк С.О., Терентьев В.В. *Возвращаемый с околоземной орбиты научно-исследовательский космический аппарат. Патент на изобретение RU 2634608 С*, 01.11.2017. Заявка № 2015155350 от 23.12.2015.
- [6] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Бином. Лаборатория знаний, 2011, 408 с.
- [7] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. *Баллистика и навигация космических аппаратов*. 2-е изд., перераб. и доп. Москва, Дрофа, 2004, 544 с.
- [8] Корянов В.В. *Динамика движения спускаемых аппаратов в атмосфере планеты*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 221, 108 с.
- [9] Корянов В.В., Кухаренко А.С. Исследование движения спускаемого аппарата в атмосфере планеты с учетом асимметрии. В кн.: *XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. В 4 т.* Москва, 2021, т. 3, с. 100.
- [10] Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Анализ конструкции устройства аэродинамического торможения спутников cubesat для увода с низких околоземных орбит. *XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. сборник тезисов. В 2 т.* Москва, 2020, т. 2, с. 280–281.
- [11] Кульков В.М., Юн С.Ук., Фирсюк С.О. Метод управления движением малых космических аппаратов с использованием надувных тормозных устройств для торможения при орбитальном полете до входа в атмосферу. *Вестник Московского авиационного института*, 2020, т. 27, № 3, с. 23–36.

Статья поступила в редакцию 11.03.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Корянов В.В., Кухаренко А.С. Оценка параметров управляемого движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством путем отклонения элементов конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2174>

**Корянов Всеволод Владимирович** — канд. техн. наук, доцент, первый заместитель заведующего кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 200 научных работ в области моделирования баллистики и динамики движения космических и спускаемых аппаратов. e-mail: [vkoryanov@bmstu.ru](mailto:vkoryanov@bmstu.ru)

**Кухаренко Андрей Сергеевич** — студент 6-го курса МГТУ им. Н.Э. Баумана, кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов». e-mail: [kuharenko-as@mail.ru](mailto:kuharenko-as@mail.ru)



## **Deflection of structural elements in estimating parameters of the controlled motion of the descent vehicle with an inflatable braking device**

© V.V. Koryanov, A.S. Kukhareenko

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*Currently, there is a constant development and improvement of space technology. One of the promising areas of space research is the delivery of a container with a payload both in an interplanetary mission and from the Earth's orbit. The cargo could include soil samples mined on the planets of the solar system, or the results of experiments in orbit. To deliver the cargo, it is necessary to ensure controlled motion of the descent vehicle in the planet's atmosphere. The paper considers the possibility of using inflatable devices for braking and controlling a spacecraft in the planet's atmosphere, as well as for perturbational control. A mathematical model of the descent vehicle motion was developed, which was used to analyze the balancing angles of attack that occur when the payload is deflected. The results obtained made it possible to determine the overloads acting on the descent vehicle during controlled motion, determine the hinge moments, and calculate the parameters of the descent vehicle trajectory for various atmospheric entry conditions. Findings of the research show the possibility of using such descent vehicles and allow us to formulate design requirements for the mechanical part of the structure.*

**Keywords:** *payload delivery, landing on the planet, motion dynamics, descent vehicle, inflatable braking device, descent vehicle motion control, mathematical modeling*

### REFERENCES

- [1] Aleksashkin S.N., Pichkhadze K.M., Finchenko V.S. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2012, no. 2, pp. 4–11.
- [2] Finchenko V.S., Pichkhadze K.M., Efanov V.V. *Naduvnye elementy v konstruktivnykh kosmicheskikh apparatov — proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Inflatable elements in spacecraft structures are a breakthrough technology in rocket and space technology]. Khimki, NPO Lavochkin Publ., 2019.
- [3] Heilimo J., Harri A.M., Aleksashkin S.N., Koryanov V.V., Arruego I., Schmidt W., Ponomarenko A. RITD-Adapting Mars Entry, Descent and Landing System for Earth. In: *EGU General Assembly Conference Abstracts*, 2014, May, vol. 16. Available at: <https://meetingorganizer.copernicus.org/EGU2014/EGU2014-5506-1.pdf> (accessed March 10, 2022).
- [4] *The Program to Advance Inflatable Decelerators for Atmospheric Entry (PAIDAE)*. NASA, 2009 pp. 1–8. Available at: [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov)
- [5] Finchenko V.S., Kulkov V.M., Firsyuk S.O., Terentev V.V. *Vozvraschaemy s okolozemnoy orbity nauchno-issledovatel'skiy kosmicheskoy apparat* [A reentry research spacecraft]. Patent RF, no. 2634608 C, 2017.
- [6] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics and guidance]. Moscow Binom. Laboratoriya znaniy Publ., 2011, 408 p.
- [7] Ivanov N.M., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft ballistics and navigation]. 2nd ed., rev. Moscow, Drofa Publ., 2004, 544 p.
- [8] Koryanov V.V. *Dinamika dvizheniya spuskaemykh apparatov v atmosfere planet* [Descent vehicles motion dynamics in the atmosphere of the planet]. Moscow, BMSTU Publ., 221, 108 p.

- [9] Koryanov V.V., Kukharenko A.S. Issledovanie dvizheniya spuskaemogo apparata v atmosfere planety s uchetom asimetrii [Study of the motion of the descent vehicle in the planet's atmosphere, with account for asymmetry]. In: *XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyaschennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayuschikhsia otechestvennykh uchenykh — pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva. Sbornik tezisov* [XLV Academic readings on astronautics dedicated to the memory of Academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of outer space exploration. Collection of abstracts]. In 4 vols., vol. 3. Moscow, 2021, p. 100.
- [10] Pichkhadze K.M., Sysoev V.K., Firsyuk S.O., Yudin A.D. Analiz konstruktssii ustroystva aerodinamicheskogo tormozheniya sputnikov cubesat dlya uvoda s nizkikh okolozemnykh orbit [Analysis of the design of the cubesat aerodynamic braking device for removal from low Earth orbits]. In: *XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyaschennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayuschikhsia otechestvennykh uchenykh — pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva. Sbornik tezisov* [XLV Academic readings on astronautics dedicated to the memory of Academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of outer space exploration. Collection of abstracts]. In 2 vols., vol. 2. Moscow, 2020, pp. 280–281.
- [11] Kulkov V.M., Yun S.Uk., Firsyuk S.O. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 23–36.

**Koryanov V.V.** (b. 1982) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2006, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, First Deputy Head of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, BMSTU; author of more than 200 scientific papers in the field of ballistics modeling and motion dynamics of space and descent vehicles. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

**Kukharenko A.S.** (b. 1999), 6<sup>th</sup> year student, Bauman Moscow State Technical University, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft e-mail: kuharenko-as@mail.ru