

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА
В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ С УЧЕТОМ АСИММЕТРИИ**

А.С. Кухаренко

kuharenko-as@mail.ru

SPIN-код: 5158-0831

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

Аннотация

Работа направлена на совершенствование технологии спуска космических аппаратов на поверхность планет покрытых атмосферой. Особенно рассмотрено спускаемого аппарата является асимметрия, обусловленная смещенным центром давления относительно продольной оси. В работе проведено моделирование движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством. Выполнено математическое моделирование процесса спуска в стационарном потоке и потоке с переменными параметрами. Исследования осуществлялись с помощью численного интегрирования дифференциальных уравнений движения. Результаты изменения угла атаки от времени приведены в виде графиков. Показано влияние демпфирования на устойчивость вращательного движения спускаемого аппарата относительно центра масс.

Ключевые слова

Спускаемый аппарат, дифференциальные уравнения, устойчивое движение, колебания, система координат, демпфирующий момент, угол атаки, вращательное движение

Поступила в редакцию 02.03.2021

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021

Введение. Одним из этапов некоторых космических исследований является посадка космического аппарата на поверхность планеты. Часть планет покрыта атмосферой, из-за которой космический аппарат при спуске подвергается тепловым воздействиям. Для защиты полезной нагрузки от тепловых воздействий космический аппарат необходимо оснащать тепловой защитой. При устойчивом движении космического аппарата относительно центра масс можно применить тепловую защиту только части поверхности космического аппарата, которая будет наиболее подвержена воздействию высоких температур. Следовательно, устойчивое движение космического аппарата в атмосфере планеты позволит уменьшить массу тепловой защиты, что служит важным критерием эффективности применения космической техники. В настоящее время такая космическая техника реализована в некоторых космических программах. Примерами таких космических программ являются ExoMars [1], In-Sight, Perseverance, Mars Science Laboratory [2].

Цель данной работы — исследование устойчивости движения спускаемого аппарата в набегающем потоке, имеющем постоянные параметры (скорость,

плотность), и в набегающем потоке, параметры которого изменяются в процессе движения.

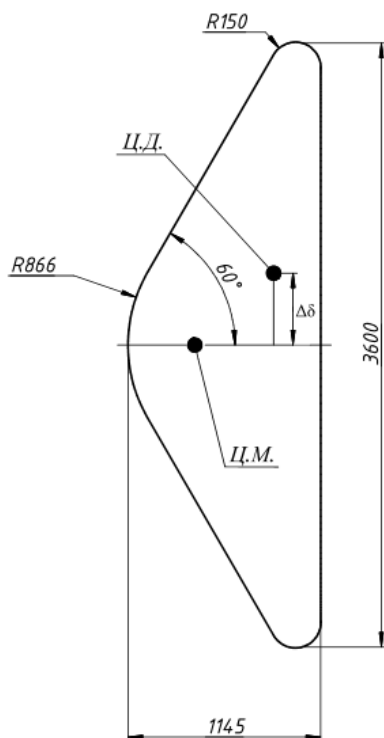


Рис. 1. Геометрические параметры спускаемого аппарата

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- разработана математическая модель вращательного и поступательного движения спускаемого аппарата;
- проведено численное интегрирование дифференциальных уравнений движения спускаемого аппарата.

Описание формы спускаемого аппарата. Спускаемый аппарат представляет собой коническое тело с углом полураствора 60° [3, с. 44]. Конус имеет сферическое затупление. Форма и размеры спускаемого аппарата, для которых проводили анализ, показаны на рис. 1. Центр давления (Ц.Д.) данного спускаемого аппарата смещен на δl перпендикулярно продольной оси, проходящей через центр масс (Ц.М.). Данное смещение может быть обусловлено неточностью при производстве спускаемого аппарата. Центр давления также изменяет свое положение в процессе движения из-за неравномерного обгорания теплозащитного покрытия.

Движение в стационарном набегающем потоке. Запишем систему дифференциальных уравнений вращательного движения относительно центра масс. Уравнение сохранения кинетического момента имеет следующий вид:

$$\frac{d^2 \alpha}{dt^2} = \frac{1}{J_z} \sum M_z, \quad (1)$$

где α — угол атаки (рис. 2); J_z — момент инерции относительно оси z , проходящей через центр масс и перпендикулярной плоскости рисунка; $\sum M_z$ — сумма моментов внешних сил относительно оси z .

В сумму $\sum M_z$ входят моменты, создаваемые внешними силами, в данном случае такой является аэродинамическая сила.

Аэродинамическую силу разложим на составляющие:

- 1) сила лобового сопротивления X ;
- 2) подъемная сила Y .

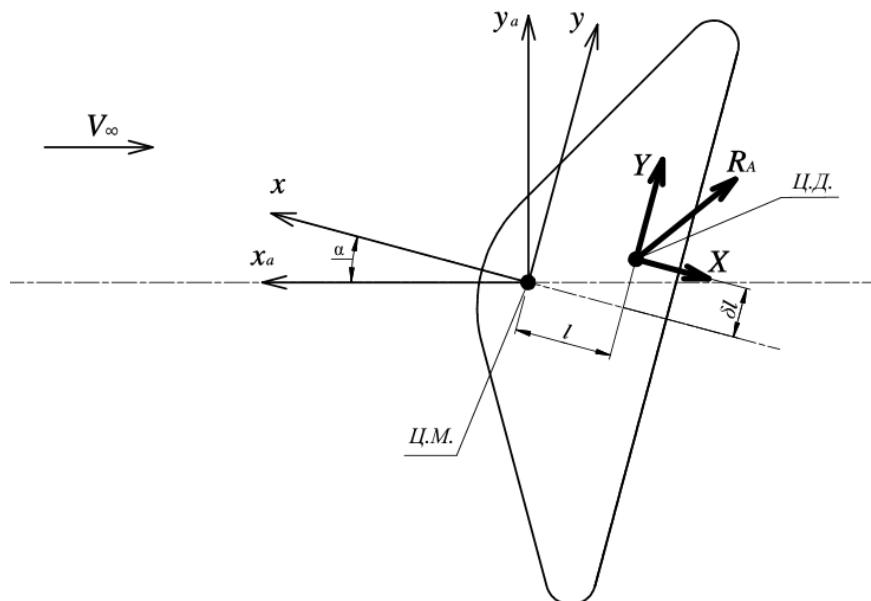


Рис. 2. Схема для составления уравнений вращательного движения относительно центра масс

Распишем моменты, которые создают эти составляющие.

Момент от силы лобового сопротивления

$$M_x = -\delta l \cdot X, \text{ где } X = C_x(\alpha) \cdot q \cdot S_M.$$

Момент от подъемной силы

$$M_y = l \cdot Y, \text{ где } Y = C_y(\alpha) \cdot q \cdot S_M.$$

Здесь q — скоростной напор $q = \rho V^2 / 2$; S_M — площадь мицеля, $S_M = \pi d_m^2 / 4$.

В результате сумма моментов

$$\sum M_z = \delta l \cdot X - l \cdot Y. \quad (2)$$

Подставив выражение (2) в выражение (1), получим

$$\frac{d^2 \alpha}{dt^2} = \frac{1}{J_z} (\delta l \cdot X - l \cdot Y). \quad (3)$$

Решив дифференциальное уравнение (3) методом Эйлера при начальных условиях $V = 1000$ м/с; $\rho = 1,225$ кг/м³; $\alpha = 0$, получим результат изменения угла атаки от времени, представленный на рис. 3.

Решив дифференциальное уравнение (3) методом Рунге — Кутты 4-го порядка при тех же начальных условиях, что и для метода Эйлера, получим результат, представленный на рис. 4.

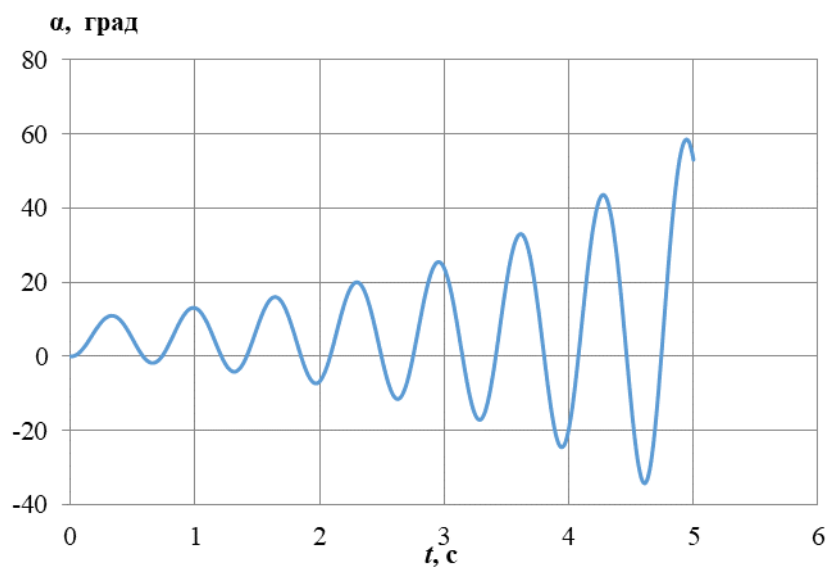


Рис. 3. Зависимость угла атаки от времени при стационарном обтекании (метод Эйлера)

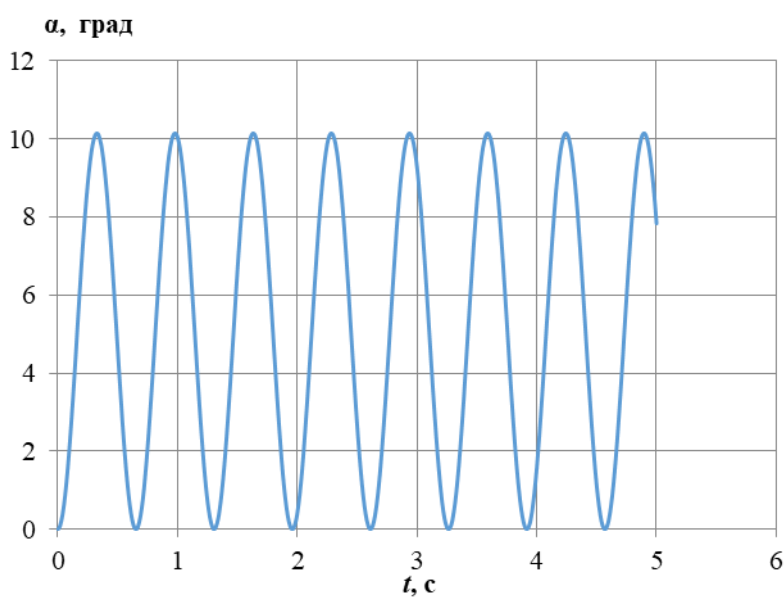


Рис. 4. Зависимость угла атаки от времени при стационарном обтекании (метод Рунге — Кутты 4-го порядка)

Из анализа рис. 3 можно сделать вывод, что при интегрировании дифференциального уравнения вращательное движение спускаемого аппарата относительно центра масс представляет собой колебательный процесс. При интегрировании методом Эйлера колебания увеличивают свою амплитуду, т. е. являются нарастающими. При интегрировании методом Рунге — Кутты 4-го по-

рядка колебания не изменяют своей амплитуды, т. е. являются гармоническими. Интегрирование дифференциальных уравнений методом Рунге — Кутты дает результат, аналогичный результату, приведенному в работе [4, с. 242] для летательного аппарата без смещения центра давления относительно продольной оси. В дальнейших расчетах использован метод Рунге — Кутты.

Поскольку спускаемый аппарат совершает колебания относительно центра масс, учтем демпфирование с целью получения затухающих колебаний.

Расчет коэффициента демпфирующего момента выполнен по формуле, приведенной в литературе [5, с. 36]:

$$\begin{aligned} \frac{-2 m_z^{\dot{\alpha}}}{k \cos \alpha} = & r^2 \cos^4 \theta \times \\ & \times \left(\frac{r}{2} - \frac{x_r}{D} \right) + \frac{1 - r^4 \cos^4 \theta}{4 \sin^2 \theta} - \frac{4 \cos \theta (1 - r^3 \cos^3 \theta)}{3 \sin \theta} \left[\frac{x_r}{D} + \frac{r(1 - \sin \theta)}{2 \sin \theta} \right] + \\ & + 2 \cos^2 \theta (1 - r^2 \cos^2 \theta) \left[\frac{x_r}{D} + \frac{r(1 - \sin \theta)}{2 \sin \theta} \right]^2, \end{aligned} \quad (4)$$

где θ — угол полураствора конуса; x_r — координата точки от носка конуса, относительно которой рассчитывается коэффициент демпфирующего момента; $k = 2$; r — отношение радиуса сферического затупления к радиусу мидела; D — диаметр мидела; α — угол атаки.

Формула (4) применима для расчета коэффициента демпфирования летательного аппарата конической формы со сферическим затуплением при сверхзвуковом набегающем потоке.

Вычислив коэффициент демпфирующего момента, рассчитаем демпфирующий момент по формуле

$$M_d = q S_M l m_z^{\dot{\alpha}} \alpha.$$

Тогда сумма моментов будет равна

$$\sum M_z = \delta^l \cdot X - l \cdot Y + M_d. \quad (5)$$

Решив дифференциальное уравнение (1) с учетом (5) при тех же начальных условиях, что и для случая без демпфирования, получим результат в виде графика изменения угла атаки от времени, который приведен на рис. 5.

Из анализа рис. 5 делаем вывод о том, что при наличии демпфирования колебательный процесс затухающий. Таким образом, при наличии демпфирования движение спускаемого аппарата устойчиво.

Движение спускаемого аппарата в атмосфере Земли. Теперь рассмотрим поведение спускаемого аппарата при спуске в атмосфере Земли. В данном случае будут учтены изменения параметров набегающего потока: скорости и его

направления, а также плотности. Для решения этой задачи составлена система дифференциальных уравнений движения центра масс спускаемого аппарата.

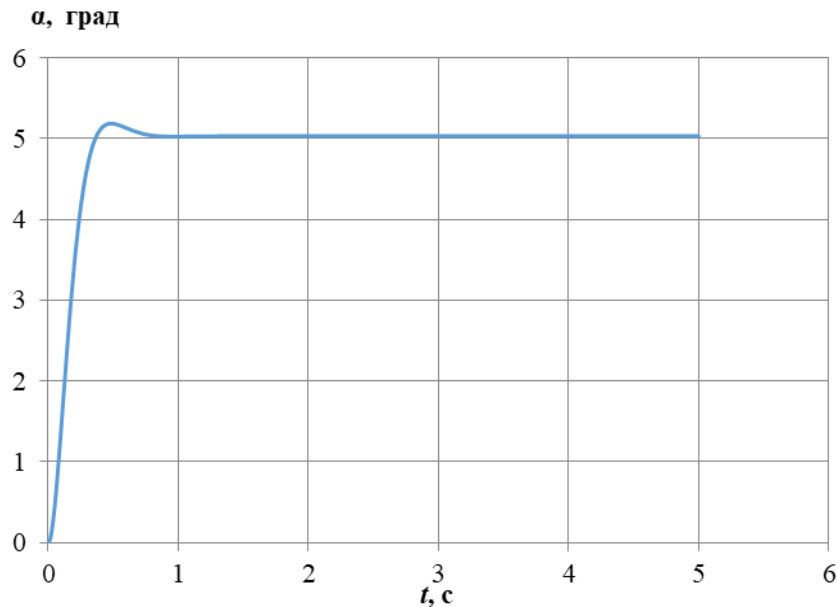


Рис. 5. Зависимость угла атаки от времени при стационарном обтекании с учетом демпфирования

Систему дифференциальных уравнений составим для случая движения спускаемого аппарата в центральном гравитационном поле Земли с параметрами атмосферы по ГОСТ 4401–81 в полярной системе координат. Полярная система координат выбрана из-за того, что движение происходит вокруг притягивающего центра, который принят за начало данной системы координат, таким образом, гравитационная сила будет направлена вдоль одной из осей данной системы координат.

Уравнения движения материальной точки в полярных координатах имеют следующий вид:

$$\begin{cases} m(\ddot{\rho} - \rho\dot{\varphi}^2) = F_p ; \\ m(\rho\ddot{\varphi} + 2\dot{\rho}\dot{\varphi}) = F_p', \end{cases} \quad (6)$$

где F_p, F_p' — проекции вектора равнодействующей на оси местного координатного базиса [6, с. 319].

На рис. 6 приведена схема движения спускаемого аппарата. Здесь введены следующие обозначения:

φ — угол поворота оси r относительно своего начального положения, которому соответствует момент входа в атмосферу;

$\dot{\varphi} = \omega$ — угловая скорость движения оси r ;

R_A — полная аэродинамическая сила;

G — ускорение, обусловленное действием гравитационного поля планеты;
 θ — угол наклона вектора скорости к местному горизонту (угол наклона траектории);

Перепишем систему дифференциальных уравнений (6) для введенных на рис. 5 обозначений:

$\rho = R$ — радиус, соединяющий центр масс Земли и центр масс спускаемого аппарата;

$\dot{\rho} = V_r$ — скорость движения вдоль оси r ;

m — масса спускаемого аппарата.

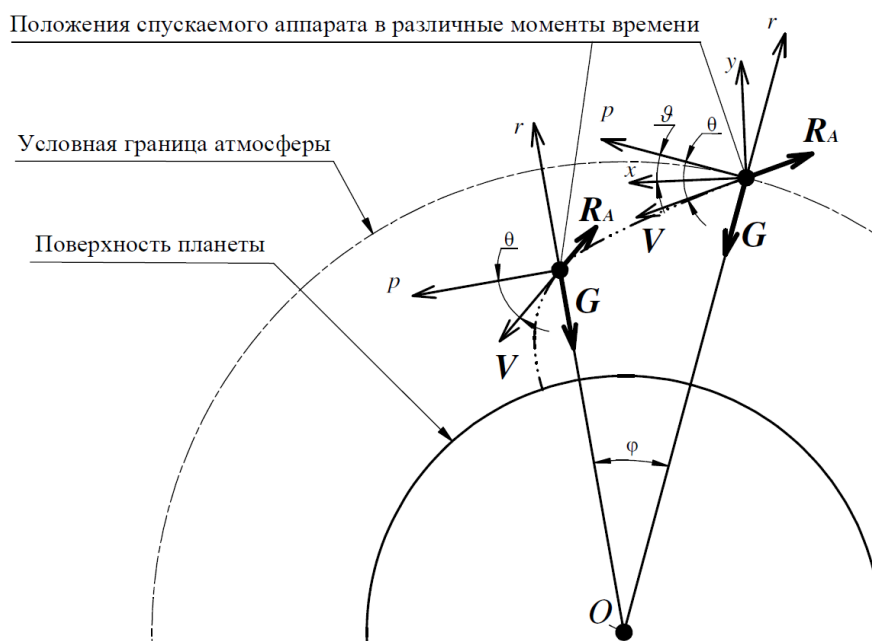


Рис. 6. Схема движения спускаемого аппарата

После подстановки введенных обозначений в систему уравнений (6) и некоторых преобразований получим систему дифференциальных уравнений движения спускаемого аппарата:

$$\begin{cases} \dot{V}_r = R\omega^2 - \left(G + \frac{X_a \sin \theta}{m} - \frac{Y_a \cos \theta}{m} \right); \\ \dot{\omega} = -\frac{X_a \cos \theta + Y_a \sin \theta}{mR} - \frac{2V_r \omega}{R}; \\ \dot{R} = V_r; \\ \dot{\varphi} = \frac{V \cos \theta}{R}, \end{cases} \quad (7)$$

где $V = V_r / \sin \theta$; $\theta = \arctg V_r / R\dot{\varphi}$.

Положение осей полярной системы координат изменяется с течением времени, поэтому запишем уравнение вращательного движения относительно положения осей, соответствующего моменту входа спускаемого аппарата в атмосферу. Для этого введем угол тангажа ϑ (см. рис. 6), тогда уравнение вращательного движения перепишем следующим образом:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z = \frac{1}{J_z} \sum M_c, \\ \dot{\vartheta} = \omega_z; \end{cases} \quad (8)$$

Угол атаки можно найти из соотношения $\alpha = \vartheta - (\theta - \varphi)$.

Решим систему дифференциальных уравнений (7) совместно с системой уравнений (8) при наличии демпфирующего момента и следующих начальных условиях: $V_0 = 7000$ м/с; $\theta_0 = -40^\circ$; $H_0 = 80\,000$ м; $\alpha_0 = 0$. Получим результат в виде графика изменения угла атаки от времени, который приведен на рис. 7.

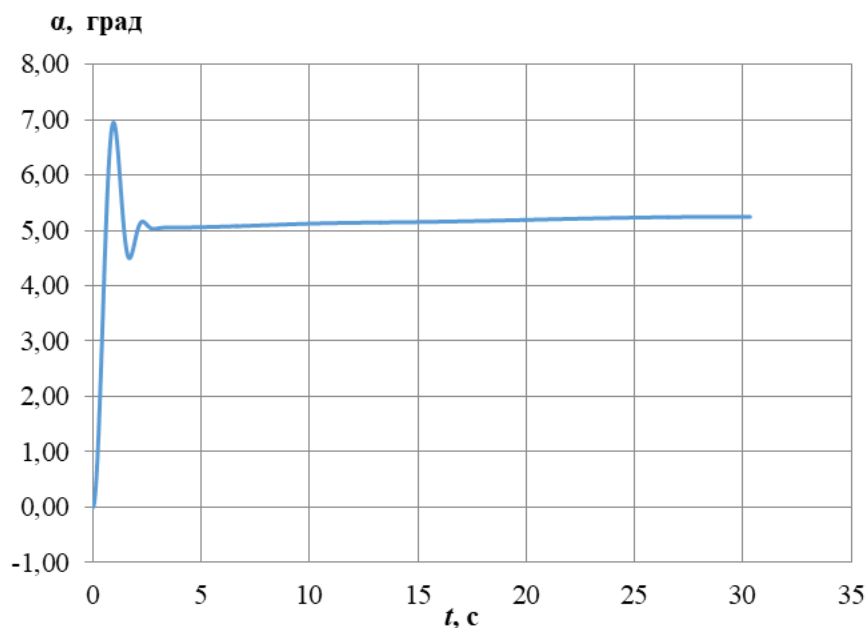


Рис. 7. Зависимость угла атаки от времени в потоке с изменяющимися параметрами

Как видно на графике, аппарат совершает колебания продольной оси с максимальным отклонением 7° . После переходного режима (в установившемся режиме) аппарат продолжает устойчивое движение под углом атаки к набегающему потоку 5° . Такой характер движения позволяет ограничить площадь теплового воздействия. Для равномерного нагрева теплозащитного покрытия предполагается вращение спускаемого аппарата вокруг продольной оси с угловой скоростью $30^\circ/\text{с}$.

Для обеспечения вращения спускаемого аппарата будем перемещать его центр давления в направлении, перпендикулярном продольной оси, по синусоидальному закону $\delta^l \sin \omega_{вп}$ (рис. 8).

Таким образом, мгновенное отклонение центра давления относительно продольной оси будет иметь следующее значение:

$$\Delta^l = \delta^l \cdot \sin \omega_{вп} \quad (9)$$

Подставив уравнение (9) в уравнение для нахождения момента $M_x = -\delta^l \cdot X$ вместо δ^l и решив дифференциальное уравнение вращательного движения относительно центра масс совместно с системой дифференциальных уравнений движения центра масс, получим график изменения угла атаки от времени, представленный на рис. 9.

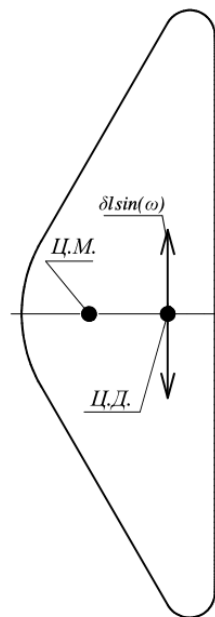


Рис. 8. Схема перемещения центра давления спускаемого аппарата

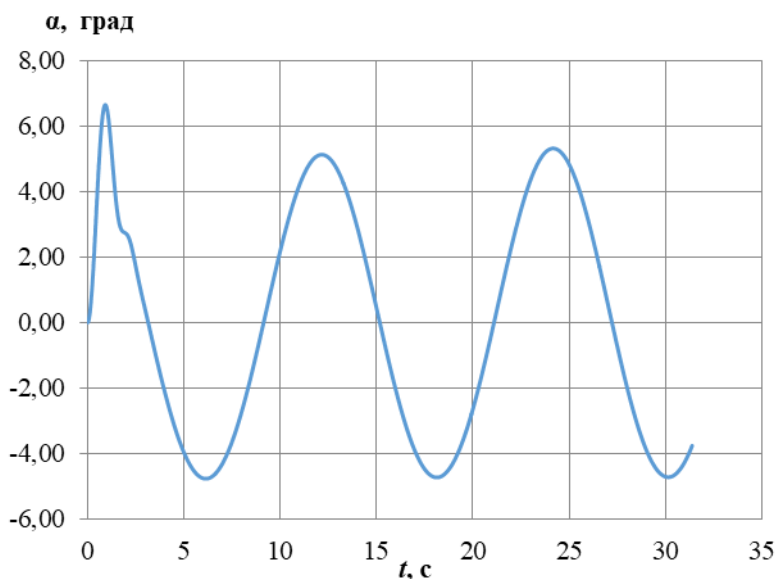


Рис. 9. Зависимость угла атаки от времени при закручивании спускаемого аппарата

На графике видно, что закручивание спускаемого аппарата вокруг продольной оси привело к незначительному уменьшению диапазона изменения угла атаки.

Выводы. В работе исследована устойчивость движения спускаемого аппарата при различных параметрах набегающего потока. В результате исследования получены следующие результаты:

– в стационарном набегающем потоке спускаемый аппарат совершает гармонические колебания (с амплитудой 10°) относительно центра масс без учета демпфирования и затухающие с его учетом;

– при движении в потоке с изменяющимися параметрами спускаемый аппарат устойчив при наличии демпфирования (диапазон изменения угла атаки составил 7°);

– закручивание спускаемого аппарата вокруг продольной оси с угловой скоростью $30^\circ/\text{с}$ дает незначительное уменьшение диапазона изменения угла атаки.

Таким образом, в работе показано, что спускаемый аппарат рассмотренной конструкции будет устойчиво двигаться в атмосфере при условии наличия демпфирования.

Литература

- [1] Robotic exploration of mars: веб-сайт. URL: <https://exploration.esa.int/> (дата обращения: 15.02.2021).
- [2] Mars exploration program: веб-сайт. URL: <https://mars.nasa.gov/> (дата обращения: 15.02.2021).
- [3] Финченко В.С., Пичхадзе К. М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической техники. Химки, НПО Лавочкина, 2019.
- [4] Дмитриевский А.А., ред. Движение ракет. М., Воениздат, 1968.
- [5] Липницкий Ю.М., ред. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М., Физматлит, 2003.
- [6] Кильчевский Н.А. Курс теоретической механики. Т. 1. Кинематика, статика, динамика точки. М., Наука, 1977.
- [7] 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, с. 39–46.

Кухаренко Андрей Сергеевич — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Корянов Всеволод Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кухаренко А.С. Исследование движения спускаемого аппарата в атмосфере планеты с учетом асимметрии. *Политехнический молодежный журнал*, 2021, № 04(57). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2021-04-691>

INVESTIGATION OF THE MOVEMENT OF THE DESCENT VEHICLE IN THE PLANET'S ATMOSPHERE TAKING INTO ACCOUNT THE ASYMMETRY

A.S. Kukhareenko

kuhareenko-as@mail.ru

SPIN-code: 5158-0831

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The work is aimed at improving the technology of spacecraft descent to the surface of planets covered with atmosphere. A feature of the considered descent vehicle is the asymmetry caused by the displaced center of pressure relative to the longitudinal axis. The work simulates the movement of the descent vehicle with an inflatable braking device. Mathematical modeling of the descent process in a stationary flow and a flow with variable parameters has been carried out. The studies were carried out using the numerical integration of the differential motion equations. The results of changes in the angle of attack versus time are shown in the form of graphs. The influence of damping on the stability of the rotational motion of the descent vehicle relative to the center of mass is shown.

Keywords

Descent vehicle, differential equations, stable motion, oscillations, coordinate system, damping moment, angle of attack, rotational motion

Received 02.03.2021

© Bauman Moscow State Technical University, 2021

References

- [1] Robotic exploration of mars: website. URL: <https://exploration.esa.int/> (accessed: 15.02.2021).
- [2] Mars exploration program: website. URL: <https://mars.nasa.gov/> (accessed: 15.02.2021).
- [3] Finchenko V.S., Pichkhadze K. Moscow, Efanov V.V. Naduvnye elementy v konstruktsiyakh kosmicheskikh apparatov – proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoy tekhniki [Inflatable elements in spacecraft constructions – groundbreaking technology in space-rocket technics]. Khimki, NPO Lavochkina Publ., 2019 (in Russ.).
- [4] Dmitrievskiy A.A., ed. Dvizhenie raket [Motion of rockets]. Moscow, Voenizdat Publ., 1968 (in Russ.).
- [5] Lipnitskiy Yu.M., ed. Nestatsionarnaya aerodinamika ballisticheskogo poleta [Nonsteady aerodynamics of ballistic flight]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2003 (in Russ.).
- [6] Kil'chevskiy N.A. Kurs teoreticheskoy mekhaniki. T. 1. Kinematika, statika, dinamika tochki [Course of theoretical mechanics. Vol. 1. Kinematics, statics, dynamics of a point]. Moscow, Nauka Publ., 1977 (in Russ.).
- [7] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V. Method for studying dynamics of angular motion of descent spacecraft with inflatable brake device. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2012, no. 3, pp. 39–46 (in Russ.).

Kukharenko A.S. — Student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Koryanov V.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Kukharenko A.S. Investigation of the movement of the descent vehicle in the planet's atmosphere taking into account the asymmetry. *Politekhicheskiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2021, no. 04(57). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2021-04-691.html> (in Russ.).