

Моделирование динамики движения спускаемого аппарата на заключительном этапе посадки

© В.В. Корянов

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

При проектировании перспективных космических аппаратов и миссий по исследованию планет Солнечной системы необходима предварительная отработка всех важных систем, влияющих на успех выполнения космической миссии. Среди остальных систем, отвечающих за функционирование космического аппарата, необходимо выделить систему посадки. Этап посадки является важным и сложным, так как сопровождается большими перегрузками и силами, действующими на спускаемый космический аппарат и имеющими скачкообразный характер, влияние которых может оказывать критическое воздействие на конструкцию спускаемого аппарата. Необходимо отдельно исследовать момент подхода к поверхности и движение в грунте при посадке спускаемого аппарата. Исследования проводились для разных начальных условий подхода к поверхности. В результате были получены значения возникающих перегрузок, действующих на спускаемый аппарат. Данные, представленные в результате моделирования, позволяют сделать вывод о наиболее опасных вариантах посадки, которые следует учитывать для успешного выполнения будущих миссий.

Ключевые слова: посадка на планету, динамика движения, спускаемый аппарат, математическое моделирование, программное обеспечение, перегрузка, силовое воздействие, конструкция

Введение. Стремительное развитие космической отрасли приводит к необходимости постоянного развития проектируемых космических аппаратов. Применение космических технологий прочно и основательно входит во все сферы деятельности человека. Можно говорить о наращивании программы фундаментальных исследований — создании миссий полета к другим планетам Солнечной системы, позволяющих сделать выводы об образовании Земли и других планет. Необходимо отметить значительное увеличение применения космических технологий в прикладном назначении — это услуги навигации, связи, цифрового телевидения, дистанционного зондирования Земли, изучение земных процессов из космоса и т. д. Все это делает необходимым увеличение запусков в космос, постепенное снижение стоимости запусков при сохранении высокого качества космической техники. Целесообразно учитывать все перечисленные факторы при разработке новых космических аппаратов с применением инновационных решений.

Проектирование новых космических миссий невозможно представить без надежной системы посадки спускаемых аппаратов

(СА) [1, 2]. Одним из важнейших этапов выполнения космической миссии является движение спускаемого аппарата при посадке на поверхность планеты. Этот этап характеризуется наличием большого количества быстропротекающих процессов. Необходимо снизить скорость от огромных значений в начале спуска до приемлемых скоростей при посадке. На данном этапе возникает целый ряд вопросов, которые требуется исследовать и решить:

- динамика движения СА;
- конструкция СА;
- аэродинамическая компоновка СА и т. д.

На различных этапах движения при посадке исследуют множество параметров — перегрузки и силы, возникающие при спуске, скорость движения, нагрев конструкции и т. д. Таким образом, проводят анализ всех этапов движения, чтобы убедиться в успешном завершении миссии [3–5].

Цель настоящей статьи — рассмотреть на заключительном этапе посадки СА методику моделирования динамики движения аппарата (подход к поверхности и касание поверхности) и провести численные исследования динамики движения аппарата в случае жесткой посадки. Используя уравнения пространственного движения для СА, которые были разработаны для предыдущих этапов спуска в атмосфере, можно рассчитать динамику пространственного движения аппарата в грунте, принимая за условия окружающей среды характеристики грунта и его способность оказывать силовое воздействие на СА. Для заключительного этапа характерны огромные молниеносные скачки основных силовых параметров, характеризующих движение в грунте и имеющих огромные значения. Эти воздействия могут иметь разрушительный характер и оказывать пагубное влияние на СА, что приведет к срыву успешного выполнения миссии. Поэтому особенно важно исследовать данный этап посадки, для этого необходимо использовать современные численные методы моделирования быстропротекающих процессов и программные комплексы, которые позволят качественно провести такие исследования [6, 7]. Требования к такому вновь создаваемому или уже существующему программному обеспечению достаточно высоки, так как моделируемые процессы очень скоротечны.

В настоящей статье рассматривается движение СА на заключительном этапе спуска в атмосфере — при контакте с поверхностью [8]. Спускаемый аппарат представляет собой прототип спускаемого аппарата, используемого при проектировании миссии «Экзо-Марс-2020» (ExoMars-2020), но без парашютного отсека, и предполагается вариант жесткой посадки без применения парашюта [9, 10]. Динамика движения СА оценивается и анализируется с помощью

современного цифрового программного обеспечения «Универсальный механизм» (Universal Mechanism) [11]. Используя полученные данные, разработчики СА и миссий смогут выбрать оптимальные параметры посадки, рассчитанные в соответствии с характеристиками аппарата и окружающей среды [12].

Обзор исследований зарубежных авторов показывает следующее. Авторы статьи [13] описывают разработку испытательного стенда по оптимизации имитируемых траекторий и динамики спуска и посадки. Исследования [14, 15] посвящены выбору места посадки и описанию рельефа этого места. Сравниваются перспективные разрабатываемые системы, обеспечивающие посадку СА на сложный рельеф с уже существующими системами, которые были предложены ранее. Однако в этих работах не рассматривается заключительный этап посадки космического аппарата — момент подхода и движение в грунте. Таким образом, анализ статей, опубликованных за рубежом, и рассмотренных в них исследований подтверждает актуальность темы настоящей статьи и проводимых в ней исследований.

Модель спускаемого аппарата, используемая для моделирования. Спускаемый аппарат конструктивно может быть представлен в виде системы двух абсолютно твердых тел:

- корпуса СА;
- контейнера с полезной нагрузкой внутри него.

Полезная нагрузка связана с корпусом СА с помощью пассивной демпфирующей системы, это означает, что она не изолирована и не защищена от вибраций, которые могут поступать от корпуса при ударе. Модель СА, оформленная с помощью программного комплекса, показана на рис. 1.

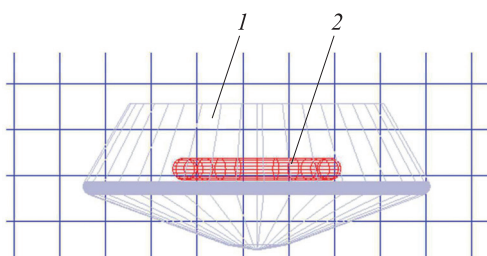


Рис. 1. Модель спускаемого аппарата и его полезная нагрузка:

1 — корпус спускаемого аппарата; 2 — контейнер с полезной нагрузкой

Полезная нагрузка моделируется как тороид (см. рис. 1), который движется внутри СА, поэтому положение центра масс всей системы изменяется в зависимости от его положения.

Математическое описание моделируемого процесса. Спускаемый аппарат и полезная нагрузка представлены на рис. 2 с соответствующими системами координат. Корпус СА (без контейнера с полезной нагрузкой) имеет центр масс, расположенный в точке O , центр масс контейнера с полезной нагрузкой — в точке P .

Положение центра масс контейнера с полезной нагрузкой изменяется со временем, и, следовательно, положение центра масс системы, состоящей из корпуса и контейнера с полезной нагрузкой (точка C) также изменяется. Предполагается наличие шести степеней свободы в относительном движении контейнера с полезной нагрузкой.

Все рассматриваемые в работе системы координат являются прямоугольными правыми. Задействовано три системы координат (рис. 2).

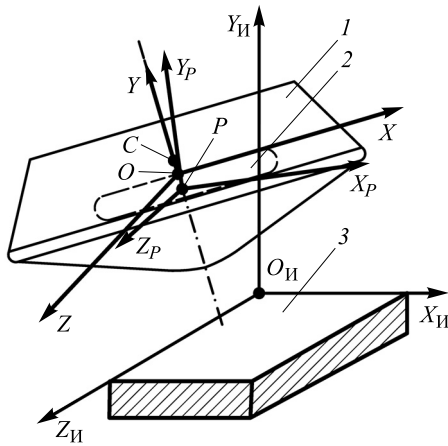


Рис. 2. Системы координат, используемые при моделировании:
 1 — корпус спускаемого аппарата;
 2 — контейнер с полезной нагрузкой;
 3 — посадочная площадка

В инерциальной системе координат $O_I X_I Y_I Z_I$ (см. рис. 2) начало координат O_I находится на поверхности планеты. Оси ориентированы следующим образом: $O_I X_I$ направлена в плоскости местного горизонта и является местной горизонтальной осью; $O_I Y_I$ — местная вертикальная ось, направленная по нормали к плоскости местного горизонта вверх; $O_I Z_I$ дополняет систему до правой.

Система координат $OXYZ$ жестко связана с твердым недеформируемым корпусом СА. Начало координат O совпадает с центром масс корпуса СА. Ось OY направлена по продольной оси к хвостовой части; OX расположена в поперечном направлении относительно корпуса СА; OZ дополняет систему до правой. В этой системе координат рассматривается относительное движение контейнера.

«Контейнерная» система координат $O_P X_P Y_P Z_P$ жестко соединена с контейнером с полезной нагрузкой. Начало координат P совпадает с центром масс контейнера. Ось $O_P Y_P$ направлена по продольной оси контейнера к хвостовой части СА; $O_P X_P$ расположена в поперечном направлении относительно корпуса СА; $O_P Z_P$ дополняет систему координат до правой.

Пространственное движение твердого тела в преграде описывается уравнениями, в общем случае представляющими следующее:

уравнение движения центра масс системы

$$m\bar{a}_C = \bar{P}; \quad (1)$$

ускорение центра масс системы

$$\bar{a}_C = \bar{a}_O + \bar{\Omega} \times \bar{r}_C + \bar{\omega} \times (\bar{\omega} \times \bar{r}_C) + \bar{a}_{Cr} + 2\bar{\omega} \times \bar{V}_{Cr}; \quad (2)$$

уравнение вращательного движения системы

$$\frac{d\bar{K}_O}{dt} = m(\bar{V}_C \times \bar{V}_O) + \bar{M}; \quad (3)$$

уравнение относительного движения контейнера

$$m_P \bar{a}_{Pr} = \bar{F} - m_P \bar{a}_{Pe} - m_P \bar{a}_{PC}; \quad (4)$$

уравнение вращательного движения контейнера

$$\frac{d\bar{K}_P}{dt} = \bar{M}_P. \quad (5)$$

Здесь m — масса системы; \bar{a}_C — ускорение центра масс системы; \bar{P} — главный вектор сил сопротивления со стороны преграды и силы тяжести; в системе координат $O_i X_i Y_i Z_i$: \bar{a}_O — ускорение точки O ; $\bar{\Omega}$ — угловое ускорение корпуса; $\bar{\omega}$ — угловая скорость корпуса; в системе $OXYZ$: \bar{r}_C — радиус-вектор точки C ; \bar{a}_{Cr} — относительное ускорение точки C ; \bar{V}_{Cr} — относительная скорость этой же точки; \bar{K}_O — кинетический момент системы относительно центра O ; \bar{M} — главный момент всех внешних сил относительно центра O ; \bar{V}_C — вектор скорости центра масс системы; \bar{V}_O — вектор скорости полюса; m_P — масса подвижного контейнера; \bar{a}_{Pr} — относительное ускорение центра масс контейнера (точка P); \bar{F} — равнодействующая всех сил, действующих на контейнер; \bar{a}_{Pe} — переносное ускорение точки P ; \bar{a}_{PC} — кориолисово ускорение точки P ; \bar{K}_P — кинетический момент контейнера относительно центра P ; \bar{M}_P — главный момент сил сопротивления со стороны амортизации на подвижный контейнер.

Рассмотрим ниже динамические и кинематические дифференциальные уравнения поступательного и вращательного движения СА

с учетом перемещения полезного груза. Уравнения (1)–(5) проецируются на оси системы координат $OXYZ$. Вместе с кинематическими уравнениями Эйлера и уравнениями, определяющими переход между системами координат $OXYZ$ и $O_{II}X_{II}Y_{II}Z_{II}$, они образуют систему уравнений, необходимую для получения параметров движения спускаемого аппарата при взаимодействии с поверхностью посадки (6)–(12):

кинематические уравнения Эйлера

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma) / \cos \vartheta; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_Y \sin \gamma + \omega_Z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \omega_X - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma);\end{aligned}\tag{6}$$

кинематические уравнения Эйлера для контейнера

$$\begin{aligned}\dot{\psi}_P &= (\omega_{YP} \cos \gamma_P - \omega_{ZP} \sin \gamma_P) / \cos \vartheta_P; \\ \dot{\vartheta}_P &= \omega_{YP} \sin \gamma_P + \omega_{ZP} \cos \gamma_P; \\ \dot{\gamma}_P &= \omega_{XP} - \operatorname{tg} \vartheta_P (\omega_{YP} \cos \gamma_P - \omega_{ZP} \sin \gamma_P);\end{aligned}\tag{7}$$

переход от связанной системы координат к неподвижной

$$\begin{aligned}\dot{X}_O &= V_{OX} \cos \vartheta \cos \psi + V_{OY} (-\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi) + \\ &+ V_{OZ} (\sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi); \\ \dot{Y}_O &= V_{OX} \sin \vartheta + V_{OY} \cos \gamma \cos \vartheta + V_{OZ} (-\sin \gamma \cos \vartheta); \\ \dot{Z}_O &= V_{OX} (-\cos \vartheta \sin \psi) + V_{OY} (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi) + \\ &+ V_{OZ} (-\sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi);\end{aligned}\tag{8}$$

уравнения движения центра масс системы

$$\begin{aligned}& m(\dot{V}_{OX} + \omega_Y V_{OX} - \omega_Z V_{OY}) - \\ & - m_P \left[(\omega_Y^2 + \omega_Z^2) X_P + (\dot{\omega}_Z - \omega_X \omega_Y) Y_P - \right. \\ & \left. - (\dot{\omega}_Y + \omega_X \omega_Z) Z_P - 2(\omega_Y V_{PrZ} - \omega_Z V_{PrY}) - \dot{V}_{PrX} \right] = G_X + P_X; \\ & m(\dot{V}_{OY} + \omega_Z V_{OX} - \omega_X V_{OZ}) + \\ & + m_P \left[(\dot{\omega}_Z + \omega_X \omega_Y) X_P - (\omega_Z^2 + \omega_X^2) Y_P - \right. \\ & \left. - (\dot{\omega}_X + \omega_Y \omega_Z) Z_P + 2(\omega_Z V_{PrX} - \omega_X V_{PrZ}) - \dot{V}_{PrY} \right] = G_Y + P_Y;\end{aligned}\tag{9}$$

$$m(\dot{V}_{OZ} + \omega_X V_{OY} - \omega_Y V_{OX}) - \\ - m_P [(\dot{\omega}_Y - \omega_X \omega_Z) X_P + (\dot{\omega}_X + \omega_Y \omega_Z) Y_P + \\ + (\omega_X^2 + \omega_Y^2) Z_P + 2(\omega_X V_{PrY} - \omega_Y V_{PrX}) + \dot{V}_{PrZ}] = G_Z + P_Z;$$

уравнения вращательного движения корпуса

$$\begin{aligned} & \left[I_X + I_X^P + m_P (Y_P^2 + Z_P^2) \right] \dot{\omega}_X = \\ & = M_X + m_P [(\omega_Z X_P - \omega_X Z_P + V_{PrY}) V_{OZ} - \\ & - (\omega_X Y_P - \omega_Y X_P + V_{PrZ}) V_{OY} - 2\omega_X (V_{PrY} Y_P + V_{PrZ} Z_P)] - \\ & - \left[I_Z + I_Z^P + I_Y - I_Y^P + m_P (Y_P^2 - Z_P^2) \right] \omega_Y \omega_Z; \\ & \left[I_Y + I_Y^P + m_P (X_P^2 + Z_P^2) \right] \dot{\omega}_Y = \\ & = M_Y + m_P [(\omega_X Y_P - \omega_Y X_P + V_{PrZ}) V_{OX} - \\ & - (\omega_Y Z_P - \omega_Z Y_P + V_{PrX}) V_{OZ} - 2\omega_Y (V_{PrX} X_P + V_{PrZ} Z_P)] - \\ & - \left[I_X + I_X^P - I_Z - I_Z^P + m_P (Z_P^2 - X_P^2) \right] \omega_X \omega_Z; \\ & \left[I_Z + I_Z^P + m_P (Y_P^2 + X_P^2) \right] \dot{\omega}_Z = \\ & = M_Z + m_P [(\omega_Y Z_P - \omega_Z Y_P + V_{PrX}) V_{OY} - \\ & - (\omega_Z X_P - \omega_X Z_P + V_{PrY}) V_{OX} - 2\omega_Z (V_{PrX} X_P + V_{PrY} Y_P)] - \\ & - \left[I_Y + I_Y^P - I_X - I_X^P + m_P (X_P^2 - Y_P^2) \right] \omega_X \omega_Y; \end{aligned} \quad (10)$$

уравнения движения контейнера с полезной нагрузкой

$$m_P \dot{V}_{PrX} = F_X - m_P [\dot{V}_{OX} + \omega_Y V_{OZ} - \omega_Z V_{OY} - \\ - (\omega_Y^2 + \omega_Z^2) X_P - (\dot{\omega}_Z - \omega_Y \omega_Z) Y_P + \\ + (\dot{\omega}_Y + \omega_X \omega_Z) Z_P + 2(\omega_Z V_{PrX} - \omega_X V_{PrZ})]; \\ \dot{X}_P = V_{PrX};$$

$$\begin{aligned}
 m_P \dot{V}_{PrY} &= F_Y - m_P \left[\dot{V}_{OY} + \omega_Z V_{OX} - \omega_X V_{OZ} + \right. \\
 &\quad \left. + (\dot{\omega}_Z + \omega_X \omega_Y) X_P - (\omega_Z^2 + \omega_X^2) Y_P - \right. \\
 &\quad \left. - (\dot{\omega}_X - \omega_Y \omega_Z) Z_P + 2(\omega_Z V_{PrX} - \omega_X V_{PrZ}) \right]; \\
 \dot{Y}_P &= V_{PrY}; \\
 m_P \dot{V}_{PrZ} &= F_Z - m_P \left[\dot{V}_{OZ} + \omega_X V_{OY} - \omega_Y V_{OX} - \right. \\
 &\quad \left. - (\dot{\omega}_Y - \omega_X \omega_Z) X_P + (\dot{\omega}_X + \omega_Y \omega_Z) Y_P - \right. \\
 &\quad \left. - (\omega_X^2 + \omega_Y^2) Z_P + 2(\omega_X V_{PrY} - \omega_Y V_{PrX}) \right]; \\
 \dot{Z}_P &= V_{PrZ};
 \end{aligned} \tag{11}$$

уравнения вращательного движения контейнера с полезной нагрузкой

$$\begin{aligned}
 I_X^P \dot{\omega}_{XP} + (I_Z^P - I_Y^P) \omega_{YP} \omega_{ZP} &= M_{XP}; \\
 I_Y^P \dot{\omega}_{YP} + (I_X^P - I_Z^P) \omega_{XP} \omega_{ZP} &= M_{YP}; \\
 I_Z^P \dot{\omega}_{ZP} + (I_Y^P - I_X^P) \omega_{XP} \omega_{YP} &= M_{ZP}.
 \end{aligned} \tag{12}$$

В уравнениях (6)–(12): ψ, ϑ, γ — углы рыскания, тангажа и крена корпуса СА соответственно; $\psi_P, \vartheta_P, \gamma_P$ — углы рыскания, тангажа и крена для контейнера с полезной нагрузки соответственно; X_O, Y_O, Z_O — координаты точки O в системе координат $O_{И}X_{И}Y_{И}Z_{И}$; X_P, Y_P, Z_P — координаты точки P в системе координат $OXYZ$; (V_{OX}, V_{OY}, V_{OZ}) — проекции вектора \vec{V}_O на оси $OXYZ$; $(\omega_X, \omega_Y, \omega_Z)$ — угловая скорость корпуса; $(\omega_{XP}, \omega_{YP}, \omega_{ZP})$ — угловая скорость контейнера; (X_P, Y_P, Z_P) — радиус-вектор точки P ; $(V_{PrX}, V_{PrY}, V_{PrZ})$ — вектор относительной скорости точки P относительно корпуса; I_X, I_Y, I_Z — моменты инерции корпуса относительно осей $OXYZ$; I_X^P, I_Y^P, I_Z^P — моменты инерции подвижного контейнера относительно осей системы, связанной с центром масс контейнера P .

Уравнения (6)–(12) являются полной системой уравнений для описания движения спускаемого аппарата при взаимодействии с поверхностью посадки.

Математическая модель силового воздействия грунта при жесткой посадке спускаемого аппарата. Для того чтобы опреде-

лить значения сил и моментов сопротивления (необходимых для решения динамической системы уравнений движения спускаемого аппарата) в каждый момент времени, сначала необходимо знать распределение нормального σ_n и касательного σ_τ удельного сопротивления на поверхности проникающего тела:

$$\sigma_n = AV_n^2 + BV_n + C; \quad (13)$$

$$\sigma_\tau = \mu\sigma_n. \quad (14)$$

Здесь A , B и C — коэффициенты, характеризующие свойства грунта оказывать силовое воздействие; μ — коэффициент трения грунта.

При вычислении силовых факторов на боковой поверхности тела, которая при проникании взаимодействует с инерционно расширяющейся средой, приводимой в движение лобовой частью, скорость движения среды в окрестности рассматриваемых точек боковой поверхности учитывается через V_n в указанной ниже зависимости:

$$V_n = (\bar{V} - \bar{V}_e)\bar{n},$$

где \bar{V} — скорость рассматриваемой точки тела на элементарной площадке контактной поверхности; \bar{V}_e — скорость инерционно расширяющейся среды в окрестности рассматриваемой точки; \bar{n} — вектор внешней нормали к боковой поверхности тела в рассматриваемой точке.

Формулы (13) и (14) с другими значениями коэффициентов A , B , C , μ применяются для определения силовых факторов при контакте контейнера с амортизатором. Сила сопротивления и ее момент определяются из следующих уравнений:

$$\bar{P} = -\sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i,$$

$$\bar{M} = -\sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} \bar{\rho}_i (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i,$$

спроецированных на оси связанной системы координат, где i — индекс, показывающий, на какой характерной поверхности тела (сферической, цилиндрической и т. п.) определяются силовые факторы; S_{ki} — часть i -й поверхности, находящейся в контакте с преградой; \bar{n}_i — единичный вектор нормали; $\bar{\tau}_i$ — единичный вектор каса-

тельной к поверхности; dS_i — элементарная площадка на i -й поверхности; $\bar{\rho}_i$ — радиус-вектор рассматриваемой точки тела в связанной системе координат. Выражения для \bar{n}_i , dS_i , $\bar{\rho}_i$ целиком определяются геометрией тела и для каждой поверхности записываются по-своему.

Моделирование посадки спускаемого аппарата с применением специального программного обеспечения. В качестве средства моделирования было выбрано программное обеспечение «Универсальный механизм» (Universal Mechanism). Это программное обеспечение позволяет моделировать кинематику и динамику плоских и пространственных механических систем, представляя их как систему твердых тел, соединенных различными кинематическими связями и силовыми элементами [11].

В рассматриваемом в качестве примера случае посадка моделируется при горизонтальной скорости ветра 13 м/с и вертикальной скорости движения спускаемого аппарата 35 м/с в условиях Земли ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$) и Марса ($g = 3,73 \text{ м/с}^2$) для двух разных типов грунта: жесткого и мягкого. Свойства грунта, заключающиеся в противостоянии воздействию спускаемого аппарата, задаются с помощью четырех коэффициентов из формул (13), (14). Дальнейшее моделирование выполняется для различных отклонений продольной оси СА и посадочной площадки (рис. 3). Продольная ось аппарата может отклоняться от местной вертикальной оси на угол от 0 до 20° , в то время как посадочная площадка может иметь угол отклонения от -20 до 20° .

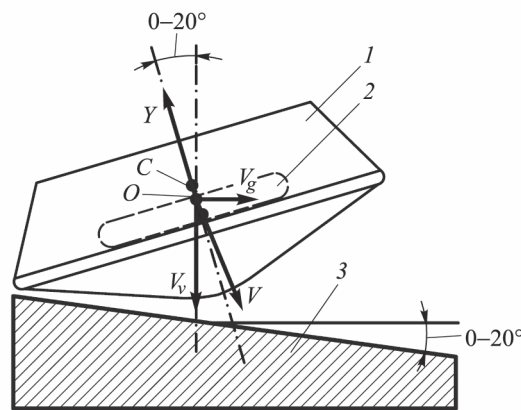


Рис. 3. Исходные параметры моделирования движения спускаемого аппарата на заключительном этапе посадки:

1 — корпус спускаемого аппарата; 2 — контейнер с полезной нагрузкой; 3 — посадочная площадка

Далее на рис. 4–5 показаны изменения перегрузки от времени в зависимости от угла отклонения посадочной площадки и углов отклонения продольной оси спускаемого аппарата 5° для различных типов грунта. Угол наклона посадочной площадки принимался в расчетах и показан на графиках: -20° ; -15° ; -10° ; -5° ; 0 ; 5° ; 10° ; 15° ; 20° (см. рис. 4–5).

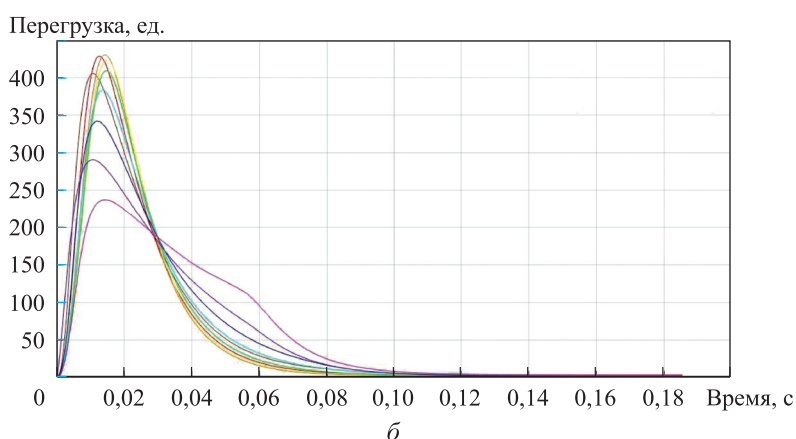
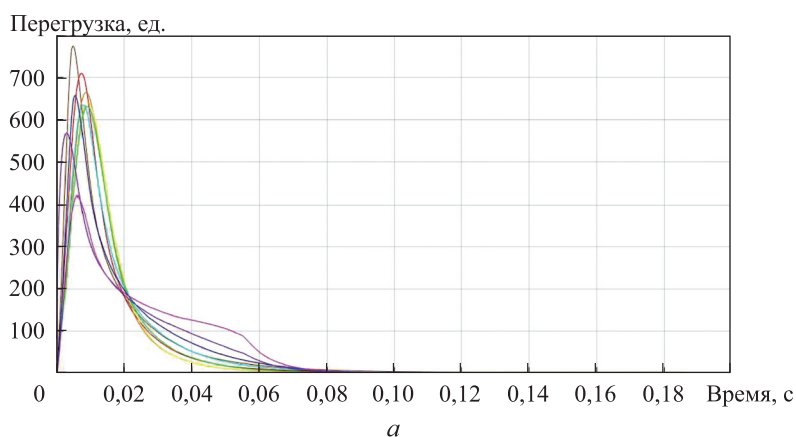


Рис. 4. Перегрузки для различных наклонов посадочной площадки при наклоне продольной оси спускаемого аппарата 5° для мягкого грунта в условиях Марса: *a* — действующие на спускаемый аппарат; *б* — действующие на контейнер с полезной нагрузкой; — -20° ; — -15° ; — -10° ; — -5° ; — 0 ; — 5° ; — 10° ; — 15° ; — 20°

При сравнении графиков важно учитывать максимальное значение перегрузки и время, необходимое для достижения минимального значения [8]. Кроме того, следует анализировать характер кривой на графике:

- число пиков, которые может иметь кривая;
- продолжительность каждого пика и т. д.

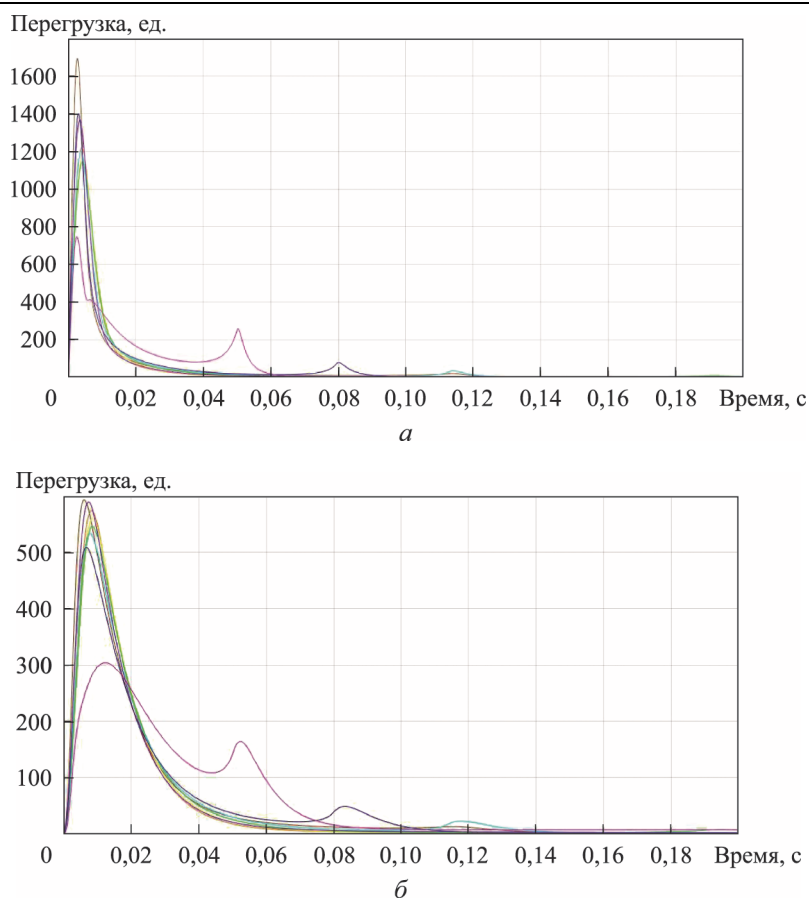


Рис. 5. Перегрузки для различных наклонов посадочной площадки при наклоне продольной оси спускаемого аппарата 5° для жесткого грунта в условиях Марса: *a* — действующие на спускаемый аппарат; *б* — действующие на контейнер с полезной нагрузкой; — 20° ; — 15° ; — 10° ; — 5° ; — 0° ; — 5° ; — 10° ; — 15° ; — 20°

Сравнение результатов моделирования посадки спускаемого аппарата в условиях Марса в зависимости от типа грунта. Максимальное значение перегрузки на спускаемом аппарате для посадки на мягкий грунт в условиях Марса получается при моделировании наклона посадочной площадки 20° (рис. 4, *a*). Наиболее скоротечный по времени вариант будет при моделировании случая наклона посадочной площадки 0° , 5° , 10° .

Однако максимальное значение перегрузки для контейнера с полезной нагрузкой достигается при моделировании наклона посадочной площадки посадки 10° (рис. 4, *б*). Поэтому наиболее предпочтительным является вариант посадки при наклоне площадки 5° . На рис. 4, *a* и *б* видно, что вторые пики являются более плавными на графике для контейнера с полезной нагрузкой.

Анализируя посадку на жесткий грунт, можно отметить, что максимальное значение перегрузки на спускаемом аппарате наблюдается при моделировании наклона площадки посадки 20° (рис. 5, *a*). Наиболее скоротечный по времени вариант будет при моделировании случая наклона площадки посадки 15 , 10 и -15° . Аналогичные результаты получаются для контейнера с полезной нагрузкой (рис. 5, *б*). Однако в этом случае при моделировании наклона площадки посадки -20° можно заметить только два пика вместо трех.

Сравнивая данные на рис. 4 и 5, можно заметить, что разница между максимальными значениями перегрузки для СА и контейнера с полезной нагрузкой больше при посадке на жесткий грунт, чем на мягкий. Для таких случаев меньший процент перегрузки, испытываемой СА, переносится на контейнер с полезной нагрузкой. Поскольку максимальное значение перегрузки более чем в два раза больше для посадки на твердый грунт, чем для посадки на мягкий грунт, перегрузка, передаваемая на контейнер с полезной нагрузкой, больше для посадки на твердый грунт, потому что этот тип поверхностей поглощает меньше энергии.

Сравнение результатов моделирования посадки спускаемого аппарата и контейнера с полезной нагрузкой для наклона продольной оси 0 и наклона площадки посадки 15° . Обычно, когда угол между продольной осью спускаемого аппарата и посадочной площадкой превышает 10° , наблюдается неустойчивый вариант, и СА совершает отскок от площадки посадки. Рассмотрим в качестве примера моделирование посадки СА без наклона продольной оси СА (см. рис. 1) и наклоном посадочной площадки 15° . На рис. 6, 7 видно, насколько важен тип грунта при изучении устойчивости движения СА для случая, когда наклоны продольной оси и посадочной площадки значительно различаются.

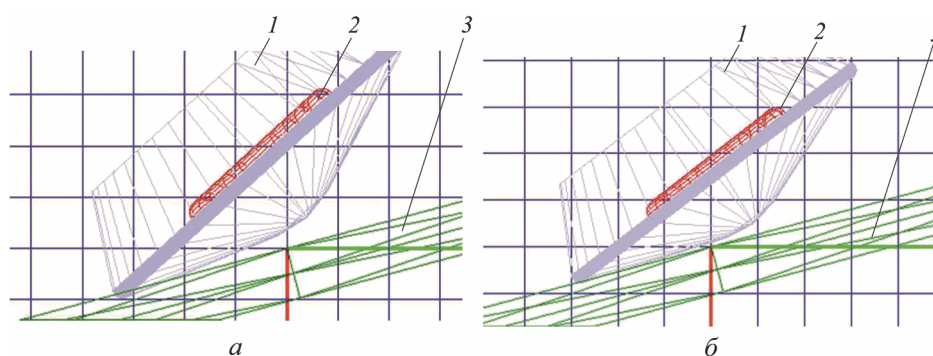


Рис. 6. Посадка при отклонении посадочной площадки 15° в условиях Земли при отсутствии отклонения продольной оси спускаемого аппарата:
a — мягкий грунт; *б* — жесткий грунт; 1 — корпус спускаемого аппарата; 2 — контейнер с полезной нагрузкой; 3 — посадочная площадка

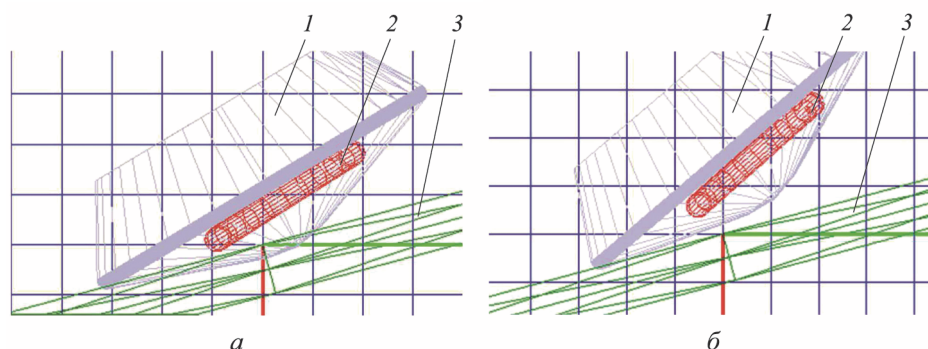


Рис. 7. Посадка при отклонении посадочной площадки 15° в условиях Марса при отсутствии отклонения продольной оси спускаемого аппарата:
a — мягкий грунт; *б* — жесткий грунт; 1 — корпус спускаемого аппарата; 2 — контейнер с полезной нагрузкой; 3 — посадочная площадка

Проведенное моделирование показывает, что разница между наклоном продольной оси и наклоном посадочной площадки оказывает значительное влияние на устойчивость движения СА на заключительном этапе посадки.

Заключение. В результате выполнения работы можно отметить.

1. Разработана методика моделирования динамики движения СА на заключительном этапе для случая жесткой посадки. Для этого составлена математическая модель, описывающая данный процесс, и составлена модель физического взаимодействия со спускаемым аппаратом.

2. Разработана компьютерная реализация моделирования динамики движения СА на основе составленной математической модели с применением специального программного обеспечения.

3. С помощью разработанной компьютерной реализации проведено моделирование динамики движения СА на заключительном этапе для случая жесткой посадки при различных вариантах начальных условий подхода к поверхности и различных типах грунта.

На основе проведенного моделирования можно сделать следующие выводы.

1. Наклон площадки посадки и тип грунта оказывают значительное влияние на динамику посадки СА. Кроме того, отклонение продольной оси аппарата также оказывает влияние на процесс посадки.

2. При посадке на жесткий грунт возникают более высокие значения перегрузок, чем при посадке на мягкий грунт, что оказывает влияние на контейнер с полезной нагрузкой. Однако перегрузки, возникающие при посадке на жесткий грунт, менее продолжительны по времени по сравнению с перегрузками, возникающими при посадке на мягкий грунт.

3. Чем больше разница между отклонением продольной оси СА и углом наклона посадочной площадки, тем более неустойчивой становится посадка. Кроме того, более вероятно, что второй и третий пики появляются на кривых перегрузки для углов наклона посадочной площадки, которые значительно отличаются от угла наклона продольной оси спускаемого аппарата.

По итогам выполнения работы можно сформулировать некоторые рекомендации.

1. Перегрузки как с высокими максимальными, так и со средними повторяющимися значениями, которые могут воздействовать на СА при посадке при определенных условиях, способны выдержать не все аппараты. Некоторые СА могут быть подготовлены к высоким максимальным значениям перегрузок, но не к средним повторяющимся значениям перегрузок, или наоборот.

2. В любом из этих случаев СА должен иметь систему управления, способную либо адаптировать отклонения продольной оси спускаемого аппарата к более приемлемым с учетом угла отклонения посадочной площадки, либо изменить начальные условия траектории движения спускаемого аппарата, чтобы посадить его на более подходящую поверхность в соответствии со структурными характеристиками спускаемого аппарата.

3. Для того чтобы обеспечить успех миссии, проектировщикам рекомендуется учитывать приведенные результаты исследования при выборе наиболее подходящего угла отклонения продольной оси СА или наиболее подходящих материалов и конструкций СА и контейнера с полезной нагрузкой.

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 имени С.А. Лавочкина*, 2012, № 2, с. 4–11.
- [2] Heilimo J., Harri A.M., Aleksashkin S.N., Koryanov V.V., Arruego I., Schmidt W. [et al]. 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 23.04.2020).
- [3] Финченко В.С., Иванов А.А., Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Предварительные результаты расчетных и экспериментальных исследований основных параметров аэротермодинамики десантного модуля проекта «Экзо-Марс». *Вестник ФГУП НПО имени С.А. Лавочкина*, 2014, № 2, с. 65–75.
- [4] Ferri F., Karatekin Ö., Lewis S.R., Forget F., Aboudan A., Colombatti G. [et al]. Exomars atmospheric mars entry and landing investigations and analysis (amelia). *Space Science Reviews*, 2019, vol. 215 (1), p. 8.
- [5] Golomazov M.M., Finchenko V.S. Aerodynamic design of a descent vehicle in the Martian atmosphere under the ExoMars project. *Solar System Research*, 2014, vol. 48 (7), pp. 541–548.

- [6] Koryanov V.V., Huanyu S. Analysis of emerging disturbing factors on the descent vehicle with inflatable mechanical devices during the descent stage. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019. Art. 012031.
- [7] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P. Analysis of the influence of small asymmetries on the occurrence of progressive self-rotation of a space landing vehicle. *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2018*, vol. 12, pp. 8962–8965.
- [8] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P., Griselin H., Danhe C. Analysis of the dynamics of movement landing vehicle with an inflatable braking device on final stage of trajectory. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, October, vol. 630, no. 1, p. 012005. IOP Publishing.
- [9] ESA. Promising Progress for ExoMars Parachutes. *Science & Exploration*, 2019. URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/ExoMars/Promising_progress_for_ExoMars_parachutes (дата обращения 15.04.2020).
- [10] David L. Europe and Russia Have ExoMars Parachute Problems. It Could Threaten the 2020 Mars Launch. *SPACE.com* URL: <https://www.space.com/exomars-rover-parachute-test-problems.html> (дата обращения 15.04.2020).
- [11] Official web-site of the program package “Universal Mechanism”. URL: <http://www.universalmechanism.com/en/pages/index.php?id=1#> (дата обращения 15.04.2020).
- [12] Braeunig R.A. Martian Atmosphere. *Rocket and Space Technology*. URL: <http://www.braeunig.us/space/atmmars.htm> (дата обращения 15.04.2020).
- [13] Striepe S.A., Way D.W., Dwyer A.M. Balaram J. Mars science laboratory simulations for entry, descent, and landing. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, vol. 43 (2), pp. 311–323.
- [14] Grant M.J., Steinfeldt B.A., Braun R.D. Barton G.H. Smart divert: a new Mars robotic entry, descent, and landing architecture. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47 (3), pp. 385–393.
- [15] Feetham L., Aouf N., Dubois-Matra O. Bourdarias C. Image datasets for autonomous planetary landing algorithm development. In: *2016 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, 2016, July, pp. 627–637.

Статья поступила в редакцию 12.03.2020.

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Корянов В.В. Моделирование динамики движения спускаемого аппарата на заключительном этапе посадки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-6-1989>

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Simulation of landing vehicle dynamic motion in the final stage of landing

© V.V. Koryanov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

When designing promising spacecrafts and missions to explore the planets of the Solar system, preliminary testing of all the important systems affecting the success of the space mission is necessary. Among the other systems responsible for the functioning of the spacecraft, it is necessary to distinguish the landing system. The landing stage is important and complex, since this stage is accompanied by large overloads and forces of the stick-slip nature acting on the spacecraft, their effect can be critical for the spacecraft structure. When landing the descent vehicle, it is necessary to study separately the moment of approach to the surface and the movement in the ground. The purpose of this article is to describe the methodology for modeling the motion dynamics at the final stage of movement and perform numerical studies of the descent vehicle motion dynamics at the final stage of movement in the case of a hard landing. Studies were conducted for different initial conditions of approach to the surface. As a result, the values of the arising overloads acting on the descent vehicle were obtained. The data provided by the simulation allow making conclusions about the most dangerous landing options that should be considered for the successful completion of future missions.

Keywords: *landing on a planet, motion dynamics, lander, mathematical modeling, software, overload, force effect, structure*

REFERENCES

- [1] Aleksashkin S.N., Pichkhadze K.M., Finchenko V.S. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”. Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2012, no. 2, pp. 4–11.
- [2] 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, vol. 16. Available at: <https://meetingorganizer.copernicus.org/EGU2014/EGU2014-5506-1.pdf> (accessed April 23, 2020).
- [3] Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I., Mordvinkin A.S. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”. Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2014, no. 2, pp. 65–75.
- [4] Ferri F., Karatekin Ö., Lewis S.R., Forget F., Aboudan A., Colombatti G., Harri A.M. *Space Science Reviews*, 2019, vol. 215, no. 1, p. 8.
- [5] Golomazov M.M., Finchenko V.S. *Solar System Research*, 2014, vol. 48, no. 7, pp. 541–548.
- [6] Koryanov V.V., Huanyu S. Analysis of emerging disturbing factors on the descent vehicle with inflatable mechanical devices during the descent stage. *Proceedings of the IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. IOP Publ., 2019, pp. 012031.
- [7] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P. Analysis of the influence of small asymmetries on the occurrence of progressive self-rotation of a space landing vehicle. *Proceedings of the International Astronautical Congress*, IAC Publ., 2018, vol. 12, pp. 8962–8965.

- [8] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P., Griselin H., Danhe C. Analysis of the dynamics of movement landing vehicle with an inflatable braking device on final stage of trajectory. *Proceedings of the IOP Conference. Series: Materials Science and Engineering*, IOP Publ., 2019, vol. 630, no. 1, pp. 012005.
- [9] ESA. Promising Progress for ExoMars Parachutes. *Science & Exploration*. 2019. Available at: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/ExoMars/Promising_progress_for_ExoMars_parachutes (accessed April 15, 2020).
- [10] David L. Europe and Russia Have ExoMars Parachute Problems. It Could Threaten the 2020 Mars Launch. *SPACE.com* 2019. Available at: <https://www.space.com/exomars-rover-parachute-test-problems.html> (accessed April 15, 2020).
- [11] Universal Mechanism. *Home Page*. 2019. Available at: <http://www.universalmechanism.com/en/pages/index.php?id=1#> (accessed April 15, 2020).
- [12] Braeunig R.A. Martian Atmosphere. *Rocket and Space Technology*, 2019. Available at: <http://www.braeunig.us/space/atmmars.htm> (accessed April 15, 2020).
- [13] Striepe S.A., Way D.W., Dwyer A.M., Balaram J. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, vol. 43, no. 2, pp. 311–323.
- [14] Grant M.J., Steinfeldt B.A., Braun R.D., Barton G.H. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47, no. 3, pp. 385–393.
- [15] Feetham L., Aouf N., Dubois-Matra O., Bourdarias C. Image datasets for autonomous planetary landing algorithm development. *Proceedings of the 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE 2016)*. IEEE Publ., 2016, pp. 627–637.

Koryanov V.V. (b. 1982) graduated from Bauman Moscow State Technical University, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, First Deputy Head of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 120 research publications in the field of ballistics simulation and motion dynamics of spacecraft and descent vehicles. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru