

Моделирование посадки космического аппарата на Луну в системах виртуального окружения*

Е. В. Страшнов, И. Н. Мироненко, Л. А. Финагин

Федеральное государственное учреждение "Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук", г. Москва, Россия

Аннотация. В работе рассматривается моделирование заключительных этапов посадки космического аппарата на Луну в системах виртуального окружения. Для решения этой задачи предлагаются методы и алгоритмы синтеза оптимального управления реактивными двигателями лунного аппарата с реализацией критериев быстродействия и минимального расхода топлива. Разработанное управление основано на обратной связи по показаниям виртуальных датчиков и позволяет реализовать переориентацию, торможение и мягкую посадку спускаемого аппарата. Апробация предложенных в статье методов и подходов проводилась в созданном нами программном комплексе системы виртуального окружения на примере моделирования посадки виртуальной модели космического аппарата Луна-25 в автоматическом режиме и показала их адекватность и эффективность.

Ключевые слова: космический аппарат, Луна, мягкая посадка, реактивный двигатель, оптимальное управление, моделирование, система виртуального окружения.

DOI 10.14357/20718632220408

Введение

В начале XXI века многие страны запустили космические программы по исследованию и освоению Луны с помощью автоматических и пилотируемых космических аппаратов (КА). Причиной этому послужило множество факторов, среди которых выделяется потенциальная добыча внеземных ресурсов, а также исследование льда в полярных регионах Луны. Российская лунная программа включает серию планируемых полетов, первый из которых начнется с запуска автоматического зонда Луна-25 [1]. Основная научная задача данного проекта

состоит в отработке технологии мягкой посадки КА в районе Южного полюса Луны [2]. При этом, сама посадка включает несколько этапов, куда входит основное торможение, вертикализация, свободное падение, прецизионное торможение и заключительный спуск с касанием поверхности Луны, при котором вертикальная скорость КА снижена до 1-3 м/с, а его горизонтальная скорость составляет не более 1 м/с [3].

Для реализации посадки КА на Луну требуется разработка системы управления реактивными двигателями, которые являются исполнительными устройствами КА. Однако тестирование подобных систем управления в

* Работа выполнена в рамках государственного задания ФГУ ФНИЦ ИИИСИ РАН «Проведение фундаментальных научных исследований (47 ГП)» по теме № FNEF-2022-0012 «Системы виртуального окружения: технологии, методы и алгоритмы математического моделирования и визуализации. 0580-2022-0012».

земных условиях с целью проверки технологии мягкой посадки КА невозможна из-за присутствия на Земле атмосферы и различия ее гравитационной составляющей по сравнению с Луной. Поэтому актуальным направлением исследований является моделирование процесса посадки КА с применением систем виртуального окружения. В последние годы подобные системы активно используются для создания тренажеров, предназначенных для обучения космонавтов. Широкое распространение получили аппаратные решения [4] лаборатории виртуальной реальности НАСА (Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства) для подготовки космонавтов к выходу в открытый космос. В свою очередь, авторами статьи [5] был разработан симулятор, который предназначен для обучения космонавтов навыкам пилотирования КА, с применением графического интерфейса, позволяющего повысить уровень погружения оператора в виртуальную среду.

В области создания методов и алгоритмов управления посадкой КА на Луну в настоящее время ведутся активные исследования. В работах [6, 7] были предложены решения для реализации спуска КА на заключительном этапе его посадки от точки зависания до касания поверхности Луны. Полученные в этих работах результаты обеспечивают мягкую посадку КА с минимальным расходом топлива. Однако в общем случае посадка КА на Луну также включает этапы основного и прецизионного торможения КА. Поэтому для посадки зонда Луна-25 был разработан терминальный алгоритм [3] с прогнозированием траекторий, который не требует знания фактической тяги двигателя и обеспечивает практически минимальный расход топлива. Для посадки китайского зонда Chang'E-5 были предложены решения [8], согласно которым управление КА осуществляется на основе инерционных датчиков, а также изображений с камер, что позволяет более точно выбрать местоположение посадки в обход препятствий. Расчет оптимальной траектории спуска лунного модуля с ее визуализацией в трехмерной среде с применением игрового движка Godot приводится в публикации [9]. В свою очередь, проблема синтеза оптимального управления посадкой КА на этапе

прецизионного торможения рассматривается в работах [10-13]. Идея заключается в формировании программы управления углом тангажа КА с целью обнуления его вертикальной и горизонтальной скорости. Несмотря на хороший уровень проработки многих важных аспектов в рассматриваемой области, применению систем виртуального окружения для моделирования посадки КА на Луну не уделено достаточного внимания.

В данной работе предлагаются методы и алгоритмы синтеза оптимального управления для реализации посадки виртуальной модели КА на Луну. Предлагаемые решения основаны на том, что управление КА формируется в виде обратной связи по показаниям виртуальных датчиков и обеспечивает переориентацию, торможение и мягкую посадку КА на поверхность Луны. При этом, для реализации торможения КА получен оптимальный по расходу топлива закон управления, в котором задействовано соотношение, связывающее угол тангажа с координатами и скоростями КА. Апробация предложенных в статье методов и подходов была проведена в разработанном нами программном комплексе системы виртуального окружения VirSim [14], которая показала их адекватность и эффективность.

1. Математическая модель движения КА

Рассмотрим КА, схематичное изображение которого показано на Рис. 1. Для моделирования процесса посадки КА на Луну введем локальную систему координат (ЛСК) $SXYZ$, жестко связанную с корпусом КА, в которой точка S является его центром масс, и мировую систему координат (МСК) $Oxyz$, расположенную в предполагаемом месте посадки. Положение КА в пространстве задается с помощью радиус-вектора $\mathbf{r} = \mathbf{OS} = (x, y, z)^T$, а его ориентация тремя углами Эйлера с последовательностью ZYX , где сначала выполняется поворот вокруг оси Z ЛСК на угол ψ (рысканье), затем вокруг оси Y на угол θ (крен), и, наконец, вокруг оси X на угол ϕ (тангаж). Матрица $\mathbf{R}$ перехода из ЛСК в МСК вычисляется через введенные углы Эйлера следующим образом

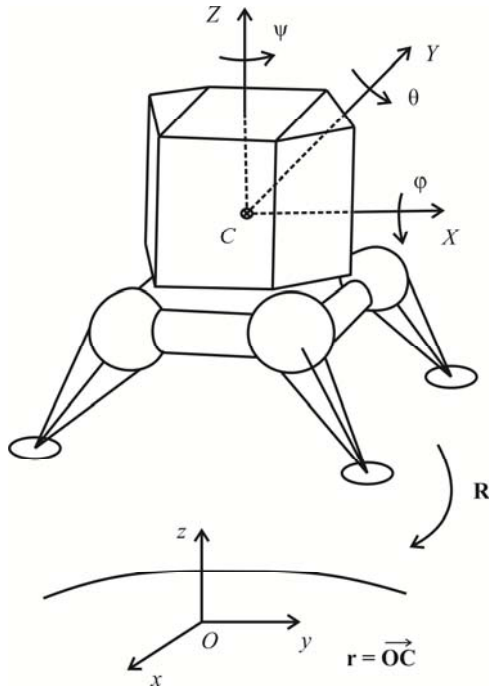


Рис. 1. Схематичное изображение КА

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\theta + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\theta + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\theta + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где используются обозначения $c_\alpha = \cos(\alpha)$, $s_\alpha = \sin(\alpha)$, $\alpha \in \{\phi, \theta, \psi\}$.

Движение КА осуществляется под действием реактивных двигателей, которые создают суммарную тягу $\mathbf{F}$, направленную вдоль оси Z ЛСК. В этом случае динамика поступательного движения КА в однородном поле тяжести Луны описывается с помощью дифференциальных уравнений в форме второго закона Ньютона:

$$m\dot{\mathbf{v}} = m\mathbf{g}_l + \mathbf{R}\mathbf{F}, \quad (2)$$

где m – масса КА, $\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} = (v_x, v_y, v_z)^T$ – его линейная скорость в МСК, $\mathbf{g}_l = (0, 0, -g_l)^T$, g_l – ускорение свободного падения на Луне, $\mathbf{F} = (0, 0, F)^T$, $F = \beta F_{\text{ном}}$ – величина суммарной силы тяги от всех реактивных двигателей, β – коэффициент дросселирования двигателей, $F_{\text{ном}}$ – номинальное значение сил тяги двигателей.

В общем случае во время работы двигателей также необходимо учитывать изменение массы

КА. Тогда соотношения (2) дополняются дифференциальным уравнением

$$\dot{m} = -\beta k_{\text{ном}}, \quad (3)$$

где $k_{\text{ном}}$ – номинальный расход топлива реактивных двигателей.

Вращательное движение КА описывается с помощью кинематических уравнений Эйлера [15], которые связывают углы Эйлера с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$, заданной в ЛСК КА:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \cdot \tan \theta & \cos \phi \cdot \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\theta \neq \pi/2,$$

а также динамических уравнений Эйлера

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x &= (I_y - I_z) \omega_y \omega_z + \tau_\phi; \\ I_y \dot{\omega}_y &= (I_z - I_x) \omega_x \omega_z + \tau_\theta; \\ I_z \dot{\omega}_z &= (I_x - I_y) \omega_x \omega_y + \tau_\psi, \end{aligned} \quad (5)$$

где I_x , I_y и I_z – главные моменты инерции КА; τ_ϕ , τ_θ и τ_ψ – моменты, создаваемые посредством тяг реактивных двигателей ориентации и стабилизации, которые работают в непрерывном и импульсном режиме.

Таким образом, математическая модель движения КА при посадке на Луну описывается с помощью дифференциальных уравнений (2) – (5), в которых F , τ_ϕ , τ_θ и τ_ψ являются управляющими переменными.

2. Управление ориентацией КА

В процессе выполнения посадки КА требуется обеспечить его вертикальное положение (задача вертикализации), а также погасить горизонтальную скорость посредством поворота вокруг оси тангажа. Рассматриваемая задача заключается в том, что требуется перевести КА с ориентацией, задаваемой углами Эйлера, из $(\phi_0, \theta_0, \psi_0)$ в $(\phi_f, \theta_f, \psi_f)$. Для вертикального положения КА должно быть $\phi_f = \theta_f = 0$. Так как время полета КА ограничено, то необходимо выполнять эти действия за минимально возможное время. В рамках теории оптимального управления это приводит к задаче быстродействия.

В качестве примера рассмотрим разворот КА вокруг оси тангажа от угла φ_0 к 0. Этот поворот осуществляется двигателями ориентации, которые создают суммарный момент $\tau_\varphi = u\tau_\varphi^{\max}$, где $|u| \leq 1$ – управляющий параметр. Если начальные угловые скорости КА малы, то уравнения (4) и (5) для поворота КА вокруг оси X преобразуются к виду

$$\dot{\varphi} = \omega_X, \quad \dot{\omega}_X = u\tau_\varphi^{\max} / I_X, \quad (6)$$

где $\varphi(0) = \varphi_0$, $\varphi(T) = 0$, $\omega_X(0) = \omega_X(T) = 0$, T – время выполнения поворота.

Задача быстрогодействия заключается в поиске оптимального управления $|u| \leq 1$, которое обеспечи-

чит минимум функционала $\Phi[u] = T = \int_0^T dt$. Для решения этой задачи воспользуемся принципом максимума Понтрягина [16]. Тогда для (6) получим, что функция Гамильтона H примет вид

$$H = -1 + \lambda_1 \omega_X + \lambda_2 u \tau_\varphi^{\max} / I_X,$$

где λ_1 и λ_2 – сопряженные функции, которые удовлетворяют дифференциальным уравнениям

$$\dot{\lambda}_1 = -\frac{\partial H}{\partial \varphi} = 0, \quad \dot{\lambda}_2 = -\frac{\partial H}{\partial \omega_X} = -\lambda_1.$$

Решая эти уравнения, получим, что $\lambda_1(t) = C_1$, $\lambda_2(t) = -C_1 t + C_2$, где C_1 и C_2 – константы. Согласно принципу максимума Понтрягина, управление $u(t) = \text{sgn } \lambda_2(t)$ обеспечивает максимум функции H и является оптимальным по быстродействию. Так как функция $\lambda_2(t)$ является линейной по времени, то на отрезке $t \in [0, T]$ она меняет свой знак только один раз. Это означает, что управление $u(t)$ на этом отрезке имеет лишь одну точку переключения между двумя состояниями ± 1 .

При $u(t) \equiv 1$ решением (6) на фазовой плоскости будут уравнения вида $\varphi - \varphi_0 = \frac{I_X \omega_X^2}{2\tau_\varphi^{\max}}$. В

случае $u(t) \equiv -1$ получим, что $\varphi - \varphi_0 = -\frac{I_X \omega_X^2}{2\tau_\varphi^{\max}}$.

На Рис. 2 показан фазовый портрет управления вокруг оси тангажа, где область I соответствует траекториям вида 1 с управлением $u = -1$, а

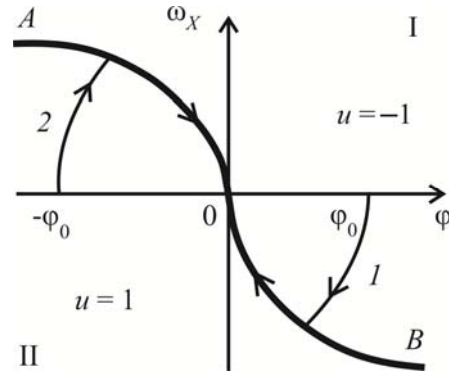


Рис. 2. Фазовый портрет (φ, ω_X)

область II – траекториям вида 2 с управлением $u = 1$. На фазовой плоскости кривая AB является линией переключения между двумя состояниями. Отсюда получим, что управление ориентацией вокруг оси тангажа осуществляется по закону

$$u(\varphi, \omega_X) = \begin{cases} 1, & \varphi + \frac{I_X \omega_X^2}{2\tau_\varphi^{\max}} \text{sgn } \omega_X < 0; \\ -1, & \varphi + \frac{I_X \omega_X^2}{2\tau_\varphi^{\max}} \text{sgn } \omega_X > 0. \end{cases}$$

В общем случае задача переориентирования КА вокруг оси тангажа состоит в его повороте на угол φ_f с закруткой до угловой скорости $\omega_{X,f}$. Тогда оптимальное управление примет вид

$$u(\varphi, \omega_X) = \begin{cases} 1, & \varphi - \varphi_f + \frac{I_X}{2\tau_\varphi^{\max}} (\omega_X^2 - \omega_{X,f}^2) \text{sgn } \omega_X < 0; \\ -1, & \varphi - \varphi_f + \frac{I_X}{2\tau_\varphi^{\max}} (\omega_X^2 - \omega_{X,f}^2) \text{sgn } \omega_X > 0. \end{cases} \quad (7)$$

Закон управления вида (7) представляет собой нелинейное реле с обратной связью по углу φ и угловой скорости ω_X . Синтез управления ориентацией вокруг других осей (крен и рысканье) осуществляется аналогичным образом.

3. Управление движением КА при посадке на Луну

Задача посадки КА на Луну заключается в том, что требуется обеспечить минимально

возможные значения вертикальной и горизонтальной скорости при контакте его опор с поверхностью Луны. Здесь мы рассматриваем синтез управления движением КА оптимально по расходу топлива на этапах прецизионного торможения и вертикальной посадки. Обозначая ускорения как $\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{a} = (a_x, a_y, a_z)^T$, умножим (2) на $\mathbf{R}^T$ вида (1). После преобразований для случая $\theta = 0$ получим уравнения

$$a_x \cos \psi + a_y \sin \psi = 0; \quad (8)$$

$$a_x \sin \psi - a_y \cos \psi = \tan \varphi (a_z + g_l). \quad (9)$$

Из уравнения (8) верно, что $\tan \psi = -a_x / a_y$.

Без ограничения общности мы можем выбрать так МСК, что движение КА осуществляется только вдоль оси x МСК. Тогда будет выполнено $a_y = 0$, $\psi = -\pi/2$, $\cos \psi = 0$, $\sin \psi = -1$, а уравнение (9) преобразуется к виду

$$\tan \varphi = -\frac{a_x}{a_z + g_l}. \quad (10)$$

В дальнейшем соотношение (10) используется для синтеза управления горизонтальным движением КА посредством изменения угла тангажа φ . Для $\theta = 0$ и $\psi = -\pi/2$ из (1)-(3), (6) получим следующие дифференциальные уравнения

$$\begin{aligned} \dot{x} &= v_x, \quad \dot{v}_x = -u_1 F_{\text{ном}} \sin \varphi / m; \\ \dot{z} &= v_z, \quad \dot{v}_z = -g_l + u_1 F_{\text{ном}} \cos \varphi / m; \\ \dot{m} &= -u_1 k_{\text{ном}}; \\ \dot{\varphi} &= \omega_x, \quad \dot{\omega}_x = u_2 \tau_{\text{max}} / I_x, \end{aligned} \quad (11)$$

где $u_1 = \beta$ и u_2 – управляющие параметры. При этом $u_1 \in \{u : u = 0 \wedge \beta_{\min} \leq u \leq \beta_{\max}\}$, $|u_2| \leq 1$.

Задача оптимального управления заключается в том, что требуется найти u_1 и u_2 , обеспечивающие минимум функционала $J[u_1, u_2] = m_0 - m(t_f)$ и заданные краевые условия для уравнений (15): $x(0) = -l$, $v_x(0) = v_{x,0}$, $z(0) = h_1$, $v_z(0) = v_{z,0}$, $m(0) = m_0$, $\varphi(0) = 0$, $\omega_x(0) = 0$, $x(t_f) = 0$, $v_x(t_f) = 0$, $z(t_f) = h_2$, $v_z(t_f) = 0$, $\varphi(t_f) = 0$, $\omega_x(t_f) = 0$, где t_f – время торможения КА, l – горизонтальное отклонение от места посадки, h_1 и h_2 – начальная и конеч-

ная высота, $v_{x,0}$ и $v_{z,0}$ – начальные значения горизонтальной и вертикальной скорости КА.

Для решения этой задачи воспользуемся принципом максимума Понтрягина. Тогда функция Гамильтона H для (11) после преобразований примет вид

$$H = H_p u_1 + \lambda_7 u_2 \tau_{\text{max}} / I_x + \lambda_1 v_x + \lambda_3 v_z - \lambda_4 g_l + \lambda_6 \omega_x,$$

где $H_p = F_{\text{ном}} \sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_4^2} \cos(\varphi - \varphi^*) / m - \lambda_5 k_{\text{ном}}$;

λ_i , $i = \overline{1, 7}$ – сопряженные переменные, а угол φ^* определяется как

$$\tan \varphi^* = -\frac{\lambda_2}{\lambda_4}. \quad (12)$$

Так как функция Гамильтона H линейно зависит от управляющих переменных u_1 и u_2 , то, согласно принципу максимума Понтрягина, оптимальное управление имеет вид

$$u_1(t) = \begin{cases} \beta_{\min}, & H_p(t) < 0 \\ \beta_{\max}, & H_p(t) > 0 \end{cases}; \quad u_2(t) = \text{sgn } \lambda_7(t).$$

Максимум функции H_p достигается при $\varphi = \varphi^*$. Решая сопряженную систему, получим, что $\lambda_2 = C_1 - C_2 t$ и $\lambda_4 = C_3 - C_4 t$, а из (12) будет верно, что $\tan \varphi^* = \frac{-C_1 + C_2 t}{C_3 - C_4 t}$, где C_j , $j = \overline{1, 4}$ – константы. Отсюда в качестве упрощения мы рассмотрим линейный закон изменения угла тангажа φ^* , что соответствует режиму работы с выключенными двигателями ориентации. Если продифференцировать H_p по времени t , то можно показать [10], что оптимальное управление $u_1(t)$ содержит не более двух переключений.

В связи с вышеизложенным, предлагаемый алгоритм управления на этапе прецизионного торможения КА состоит из нескольких этапов. Сначала осуществляется поворот КА на угол φ^* с закруткой до угловой скорости ω_x^* посредством управления u_2 , вычисляемого как (7) с $\varphi_f = \varphi^*$ и $\omega_{x,f} = \omega_x^*$. При этом на данном этапе реализуется закон управления с максимально возможной тягой, то есть $u_1 = \beta_{\max}$.

Для вычисления φ^* нами предлагается подход, в котором ускорения КА задаются в виде обратной связи по положению и скорости:

$$a_x = -k_1 x - k_2 v_x, \quad a_z = -k_3(z - h_2) - k_4 v_z,$$

где k_i , $i = \overline{1,4}$ – задаваемые коэффициенты обратной связи.

Тогда из уравнения (10) получим, что иско-
мый угол φ^* вычисляется как

$$\varphi^* = \arctan\left(\frac{k_1 x + k_2 v_x}{-k_3(z - h_2) - k_4 v_z + g_l}\right). \quad (13)$$

В свою очередь угловая скорость ω_x^* определяется из условий $\varphi(t_f) = 0$ и $v_x(t_f) = 0$. Первое означает, что должно быть выполнено $\varphi(t_f) = \varphi^* + \omega_x^* t_f = 0$. Отсюда получим $t_f = -\varphi^* / \omega_x^*$. Так как мы рассматриваем малый поворот, то в окрестности угла $\varphi(t_f)$ будет верно $\sin \varphi(t) \approx \varphi(t) = \varphi^* + \omega_x^* t$. На этом этапе оптимальным является закон управления с пониженной тягой, то есть $u_1 = \beta_{\min}$, что после подстановки в (11) приводит к дифференциальному уравнению $\dot{v}_x = -\beta_{\min} F_{\text{ном}} (\varphi^* + \omega_x^* t) / m$. Интегрируя это уравнение и подставляя $v_x(t_f) = 0$, получим

$$\omega_x^* = -\frac{\beta_{\min} F_{\text{ном}} (\varphi^*)^2}{2m v_{x,0}}. \quad (14)$$

Отметим, что при выводе данного соотношения было принято допущение, что при пониженной тяге масса КА меняется незначительно. Вращение КА по инерции с отключенными двигателями ориентации ($u_2 = 0$) выполняется до тех пор, пока полностью не погасится его горизонтальная скорость. После этого двигатель торможения отключается, то есть $u_1 = 0$, и включением двигателей ориентации реализуется вертикализация КА посредством управления u_2 по закону (7) с $\varphi_f = 0$ и $\omega_{x,f} = 0$.

В итоге получим, что закон управления для торможения горизонтальной скорости КА примет вид

$$u_1^h = \begin{cases} \beta_{\max}, & \omega_x \neq \omega_x^*, \varphi \neq \varphi^*, |v_x| > v_\varepsilon \\ \beta_{\min}, & \omega_x = \omega_x^*, |v_x| > v_\varepsilon \\ 0, & |v_x| \leq v_\varepsilon \end{cases}, \quad (15)$$

где v_ε – допустимая горизонтальная скорость КА для его мягкой посадки.

На последнем этапе реализуется гашение вертикальной скорости КА, которое включает свободное падение и заключительное торможение перед посадкой с максимальной тягой. Из уравнений (11) при $\varphi = 0$ после преобразований получим, что

$$\frac{dz}{dv_z} = \frac{v_z}{u_1 F_{\text{ном}} / m - g_l}.$$

Интегрирование этого уравнения при $u_1 = 0$ и $u_1 = \beta_{\max}$ приводит к тому, что закон управления вертикальным торможением КА примет вид

$$u_1^v = \begin{cases} 0, & z \geq h_p \\ \beta_{\max}, & h_f \leq z < h_p \end{cases}, \quad (16)$$

где $h_p = h_f + \frac{mg_l(h_s - h_f)}{\beta_{\max} F_{\text{ном}}} + \frac{m(v_{z,s}^2 - v_{z,f}^2)}{2\beta_{\max} F_{\text{ном}}}$ – высота переключения, h_s – высота перед началом торможения, h_f – высота заключительного этапа посадки, $v_{z,s}$ – скорость КА перед началом торможения, $v_{z,f}$ – допустимая вертикальная скорость КА для его мягкой посадки.

После достижения высоты h_f включаются двигатели мягкой посадки (ДМП), суммарная тяга которых компенсирует силу тяжести Луны. Закон управления мягкой посадкой КА для поддержания вертикальной скорости $v_{z,f}$ примет вид

$$u_1^f = \begin{cases} \beta_{\min}, & v_z \geq v_{z,f} + \Delta v \\ \beta_{\text{ном}}, & |v_z - v_{z,f}| < \Delta v \\ \beta_{\max}, & v_z \leq v_{z,f} - \Delta v \end{cases}, \quad (17)$$

где $\beta_{\text{ном}}$ – номинальное значение коэффициента дросселирования ДМП, Δv – задаваемая скорость.

Таким образом, предлагаемое управление движением КА состоит из участков торможения его горизонтальной скорости с поворотом по тангажу, свободного падения, торможения его вертикальной скорости и заключительного

этапа мягкой посадки. Отметим, что построенное управление формируется в виде обратной связи по показаниям датчиков линейной и угловой скоростей КА, ориентации и дальномеров, измеряющих высоту.

4. Результаты моделирования

Предложенные в статье методы и алгоритмы управления КА были реализованы в виде программных модулей для системы виртуального окружения VirSim [14], которая была разработана нами в ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН. Ее структура показана на Рис. 3. Система виртуального окружения содержит три основные группы компонентов: цифровые визуальные модели (ЦВМ), программный комплекс и функциональную схему управления. Созданные нами в системе компьютерного моделирования 3ds Max ЦВМ включают высокодетализированную трехмерную сцену участка поверхности Луны сложного рельефа, содержащую кратеры и камни, и виртуальную модель КА Луна-25. Кроме геометрии и текстур также рассматривается динамическая модель КА, с помощью которой задаются массо-инерционные параметры, реактивные двигатели, датчики и т.д.

Программный комплекс является собственной разработкой, не использующей сторонних решений. Он включает три подсистемы, задачами которых являются реализация управления виртуальными объектами, моделирование их динамики и визуализация виртуальной среды.

Подсистемы функционируют в виде отдельных процессов, которые контролируются общей оболочкой. Оболочка также обеспечивает передачу большинства данных между ними по специальным протоколам. В подсистеме управления выполняется синтез управляющих сигналов, согласно созданной в специальном редакторе функциональной схеме, описывающей логику управления КА. Для расчета функциональной схемы используются показания датчиков положения, ориентации, угловой скорости, касания и дальномеров, которые задействованы в виртуальной модели КА. Сгенерированные управляющие сигналы передаются в подсистему динамики, которая вычисляет новые положения и ориентации объектов виртуальной среды, а также определяет и обрабатывает коллизии между ними. После этого в подсистеме визуализации выполняется рендеринг изображения виртуального пространства с моделированием реалистичной светотеневой обстановки на многоядерном графическом процессоре (GPU) в масштабе реального времени, т.е. с частотой смены кадров не менее 25 раз в секунду.

Моделирование посадки КА начинается примерно на высоте 2 км сразу после этапа основного торможения. В Табл. 1 указаны основные параметры перед началом моделирования, где аббревиатура ДК означает двигатель коррекции, ДМП – двигатель мягкой посадки, ДМТ – двигатель малой тяги. Согласно [3],

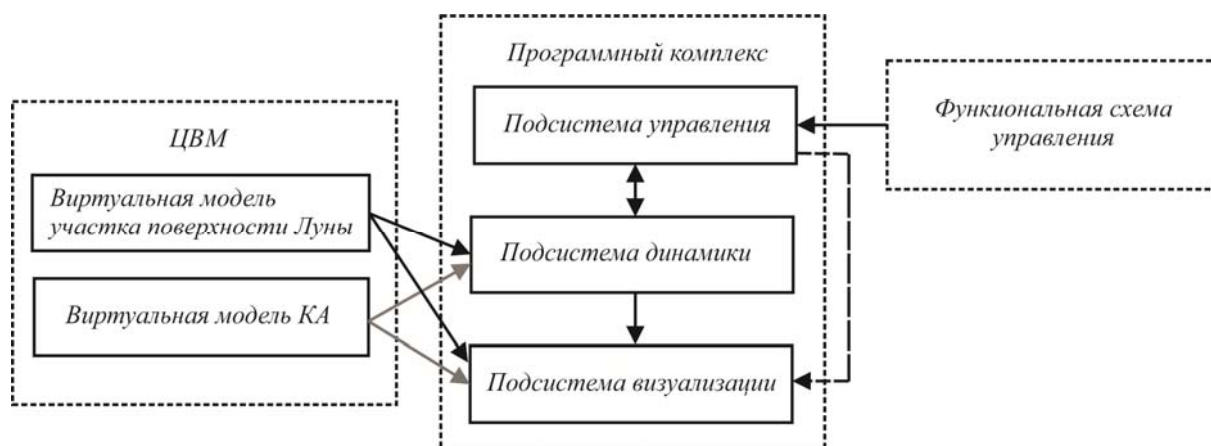


Рис. 3. Структура системы виртуального окружения

Табл. 1. Параметры моделирования

Параметр	Значение	Размерность	Параметр	Значение	Размерность
m_0	750	кг	$\tau_{\varphi}^{\max} = \tau_{\theta}^{\max}$	82.32	Н * м
$I_X = I_Y$	425	кг * м ²	$\tau_{\psi}^{\max}$	13.97	Н * м
I_Z	450	кг * м ²	$v_{x,0}$	11	м / с
$F_{\text{ном}}$ (ДК)	440 ± 40	кгс	$v_{z,0}$	8	м / с
$F_{\text{ном}}$ (ДМП1,2)	60 ± 6	кгс	l	584	м
$F_{\text{ном}}$ (ДМТ1-8)	0.6	кгс	h_1	700	м
$F_{\text{ном}}$ (ДМТ9-12)	5	кгс	h_2	100	м
g_l	1.62	м / с ²	h_f	60	м
L_X	77.5	см	$v_{z,f}$	-1.5	м / с
L_Y	91	см	Δv	0.5	м / с

после основного торможения КА имеет начальную горизонтальную скорость порядка 11 м/с, вертикальную 8 м/с и угловые скорости вдоль осей, которые не превышают 5°/с. Процесс моделирования посадки КА на Луну следующий. На первом этапе осуществляется свободное падение КА с гашением угловой скорости в импульсном режиме работы ДМТ и его вертикализацией (7) с поворотом по каналу рысканья на угол $\psi = -\pi/2$. Второй этап состоит в прецизионном торможении КА и начинается при достижении высоты h_1 . Для этого включается ДК, а КА поворачивается на угол φ^* (13) с закруткой до угловой скорости ω_x^* (14). Торможение горизонтальной скорости

КА осуществляется с помощью управления (15). При реализации поворота были выбраны следующие коэффициенты обратной связи: $k_1 = k_3 = 0.01$, $k_2 = 1.1$, $k_4 = 1$. После гашения горизонтальной скорости ДК отключается и выполняется вертикализация КА. Затем на основе управления (16) осуществляется торможение вертикальной скорости КА. Изменения скоростей КА от времени на этапе прецизионного торможения показаны на Рис. 4. На последнем этапе при достижении высоты h_f выполняется мягкая посадка КА (Рис. 5) путем включения двух двигателей ДМП с реализацией управления (17) для поддержания допустимой вертикальной скорости.

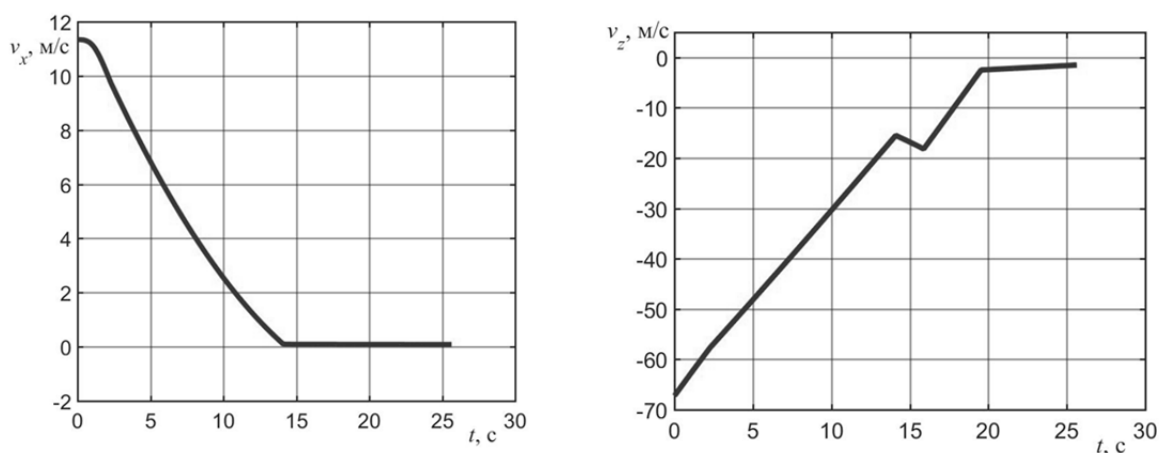


Рис. 4. Графики зависимостей скоростей КА на этапе прецизионного торможения

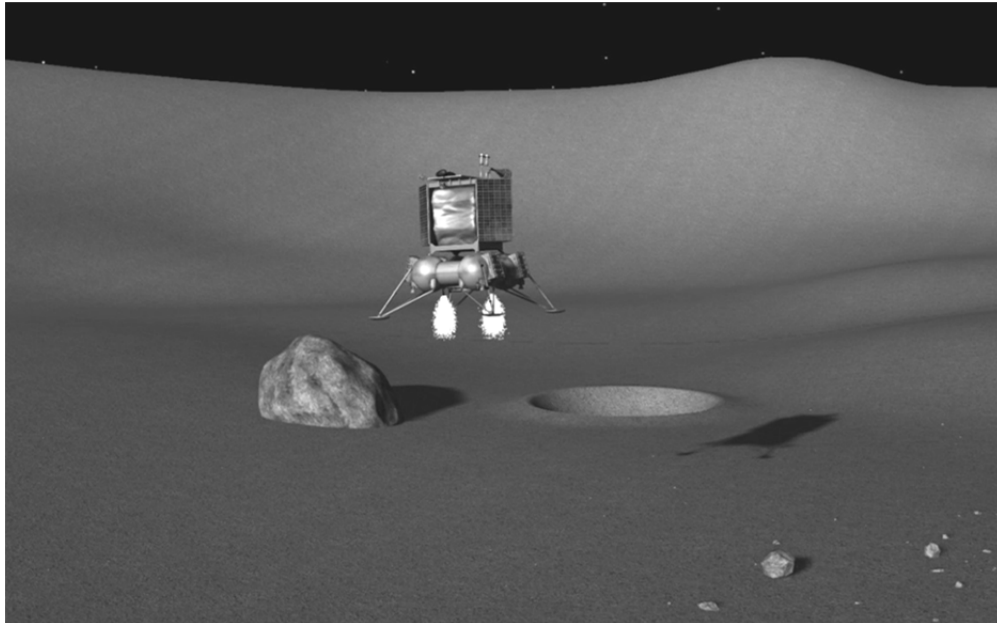


Рис. 5. Заключительный этап посадки виртуальной модели КА на Луну

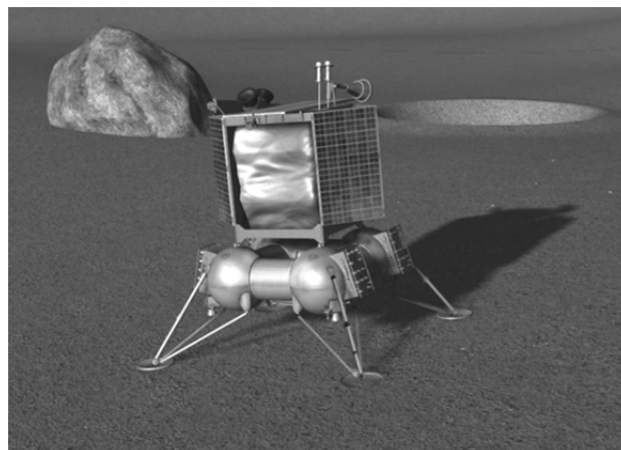


Рис. 6. Результат посадки виртуальной модели КА на Луну

При соприкосновении с поверхностью срабатывают датчики касания и ДМП отключаются.

По итогам моделирования в системе виртуального окружения VirSim было получено, что $\varphi^* \approx 12.64$ градуса, $\omega_x^* \approx -0.009$ рад/с, $v_{z,s} \approx -20$ м/с, $h_p \approx 108$ м. Суммарный расход топлива составил порядка 35 кг. Общее время посадки КА не превысило 80 с. Согласно предложенному алгоритму управления, виртуальная модель КА приземлилась на поверхность Луны с наклоном $\varphi = 2.19^\circ$ и $\theta = -2.87^\circ$ на расстоя-

нии порядка 10 метров от предполагаемого места посадки (Рис. 6). Таким образом, результаты моделирования показывают, что разработанные в статье методы и алгоритмы управления КА позволяют реализовать его посадку на Луну с приемлемой точностью.

Заключение

В данной статье предложены методы и алгоритмы синтеза оптимального управления КА по быстродействию и расходу топлива в рамках

решения задачи моделирования посадки КА на Луну в системах виртуального окружения. Преимуществом предлагаемых решений является реализация управления КА в виде обратной связи по показаниям виртуальных датчиков, что позволяет моделировать посадку КА при различных задаваемых параметрах и условиях. Значимость полученных в работе результатов состоит в возможности их использования для реализации имитационно-тренажерных комплексов, предназначенных для обучения космонавтов навыкам посадки на Луну посредством визуальной информации и виртуальных моделей. В дальнейшем предполагается развитие предложенных методов и подходов для управления КА с реализацией его зависаний для выбора более точного места посадки.

Литература

1. Казмерчук П.В. и др. Космический аппарат «Луна-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО имени Лавочкина, 2016, 34(4):9-19.
2. Дьячкова М.В., Литвак М.Л., Митрофанов И.Г., Санин А.Б. Выбор мест посадки космического аппарата Луна-25 в окрестности Южного полюса Луны // Астрономический вестник, 2017, 51(3):204-215.
3. Жуков Б.И. и др. Управление движением космического аппарата при посадке на поверхность Луны // Вестник НПО имени Лавочкина, 2021, 54(4):22-30.
4. Garcia A.D., Schlueter J., Paddock E. Training astronauts using hardware-in-the-loop simulations and virtual reality // AIAA SciTech Forum, Orlando, FL, 2020.
5. Bruguera M.B., Ilk V., Ruber S., Ewald R. Use of virtual reality for astronaut training in future space missions – spacecraft piloting for the Lunar Orbital Platform – Gateway (LOP-G) // 70th International Astronautics Congress, Washington D.C., 2019.
6. Петрищев В.Ф. Энергосберегающий алгоритм автоматического управления тягой двигателя на заключительном участке мягкой посадки на Луну // Мехатроника, автоматизация, управление, 2019, 20(3):180-188.
7. Gazzola F., Marchini E.M. The moon lander optimal control problem revisited // Mathematics in Engineering, 2020, 3(5):1-14.
8. Zhang H., Li J., Wang Z., Guan Y. Guidance navigation and control for Chang'E-5 powered descent // Space: Science & Technology, 2021, 1-15.
9. Filo J. Lunar landing simulation. Bachelor's thesis. Brno University of Technology, Faculty of Information Technology, Brno, 2019.
10. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. 2-е изд. М.: Бином, Лаборатория знаний, 2013, 407 с.
11. Cassalino L. Fuel-optimal lander trajectory for lunar soft-precision landing, Master's Degree Thesis, 2020-2021.
12. Локтева Е.С. Оптимальное управление маневром космического аппарата для осуществления мягкой посадки на поверхность Луны // Наука без границ, 2018, 22(5):105-117.
13. Хуан Ичун. Оптимальное управление маневром лунного аппарата на выбранную точку мягкой посадки между зависаниями // Труды МАИ, 2016, 90:1-19.
14. Михайлюк М.В., Мальцев А.В., Тимохин П.Ю., Страшнов Е.В., Крючков Б.И., Усов В.М. Система виртуального окружения VirSim для имитационно-тренажерных комплексов подготовки космонавтов // Пилотируемые полеты в космос, 2020, 37(4):72-95.
15. Дронг В.И., Дубинин В.В., Ильин М.М. и др. Курс теоретической механики: Учебник для вузов. Под общ. ред. К.С. Колесникова. 3-е изд., стереотип. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 736 с.
16. Болтянский В.Г. Математические методы оптимального управления. 2-е изд., переработанное и дополненное. М.: Наука, Главная редакция физ.-мат. литературы, 1969, 408 с.

Страшнов Евгений Владимирович. Федеральное государственное учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН), г. Москва. Научный сотрудник. Количество печатных работ: 55. Область научных интересов: вычислительная динамика, системы виртуального окружения, компьютерная графика. E-mail: strashnov_ev@mail.ru

Мироненко Ирина Николаевна. Федеральное государственное учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН), г. Москва. Научный сотрудник. Количество печатных работ: 12. Область научных интересов: системы визуализации, информатика, компьютерная графика. E-mail: mironenko_in@mail.ru

Финагин Леонид Алексеевич. Федеральное государственное учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН), г. Москва. Научный сотрудник. Количество печатных работ: 15. Область научных интересов: виртуальное моделирование, информатика, компьютерная графика. E-mail: antifin@mail.ru

Simulation of Spacecraft Landing on the Moon in Virtual Environment Systems

E. V. Strashnov, I. N. Mironenko, L. A. Finagin

Federal State Institution "Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences", Moscow, Russia

Abstract. The paper considers the simulation of final phases spacecraft landing on the Moon in virtual environment systems. To solve this task, methods and algorithms are proposed for the optimal control of lunar module jet engines with the implementation of speed performance and minimum fuel consumption. The developed control is based on virtual sensors feedback and makes it possible to implement reorientation, deceleration and soft landing of spacecraft. Approbation of proposed methods and approaches in this paper was carried out in our software package of virtual environment system on the example of virtual model Luna-25 spacecraft landing simulation in automatic mode and showed their adequacy and effectiveness.

Keywords: spacecraft, Moon, soft landing, jet engine, optimal control, simulation, virtual environment system.

DOI 10.14357/20718632220408

References

1. Kazmerchuk, P.V., and others. 2016. Kosmicheskij apparat «Luna-25» – osnova novyh issledovanij Luny [«LUNA-25» spacecraft – the basis of the new lunar exploration]. Vestnik NPO imeni Lavochkina [Bulletin of NPO named after Lavochkin]. 34(4):9-19.
2. D'jachkova, M.V., M.L. Litvak, I.G. Mitrofanov, and A.B. Sanin. 2017. Vybór mest posadki kosmicheskogo apparata Luna-25 v okrestnosti Juzhnogo poljusa Luny [Selection of landing sites for the Luna-25 spacecraft in the vicinity of the South Pole Moon]. Astronomicheskij vestnik [Astronomic bulletin]. 51(3):204-215.
3. Jukov, B.I., and others. 2021. Upravlenie dvizheniem kosmicheskogo apparata pri posadke na poverhnost' Luny [Spacecraft motion control during the Moon surface landing stage]. Vestnik NPO imeni Lavochkina [Bulletin of NPO named after Lavochkin]. 54(4):22-30.
4. Garcia A.D., J. Schlueter, and E. Paddock. 2020. Training astronauts using hardware-in-the-loop simulations and virtual reality. AIAA SciTech Forum, Orlando, FL.
5. Bruguera M.B., V. Ilk, S. Ruber, and R. Ewald. 2019. Use of virtual reality for astronaut training in future space missions – spacecraft piloting for the Lunar Orbital Platform – Gateway (LOP-G). 70th International Astronautics Congress, Washington D.C.
6. Petrishchev V.F. 2019. Jenergosberegajushhij algoritm avtomaticheskogo upravlenija tjagov dvigatelja na zakljuchitel'nom uchastke mjagkoj posadki na Lunu [Power-efficient algorithm of controlling the engine thrust at the final phase of soft Moon landing] Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie. 20(3):180-188.
7. Gazzola F., E.M. Marchini. 2020. The moon lander optimal control problem revisited. Mathematics in Engineering. 3(5):1-14.
8. Zhang H., J. Li, Z. Wang, and Y. Guan. 2021. Guidance navigation and control for Chang'E-5 powered descent. Space: Science & Technology. 1-15.
9. Filo J. 2019. Lunar landing simulation. Bachelor's thesis. Brno University of Technology, Faculty of Information Technology, Brno.
10. Sikharulidze, Yu.G. 2013. Ballistika i navedenie letatel'nyh apparatov [Ballistics and guidance of aircraft]. 2nd ed. Moscow: Binom, Knowledge Laboratory. 407 p.
11. Cassalino L. 2020-2021. Fuel-optimal lander trajectory for lunar soft-precision landing, Master's Degree Thesis.
12. Lokteva, E.S. 2018. Optimal'noe upravlenie manevrom kosmicheskogo apparata dlja osushhestvlenija mjagkoj posadki na poverhnost' Luny [Optimal control maneuver of a spacecraft to implement a soft landing on the lunar surface]. Nauka bez granic [Science without borders]. 22(5):105-117.
13. Huan Ichun. 2016. Optimal'noe upravlenie manevrom lunnogo apparata na vybrannuju tochku mjagkoj posadki mezhdú zavisanimijami [Optimal control of the maneuver of the lunar lander to the selected soft landing point between hoverings]. Trudy MAI [Proceedings of the MAI]. 90:1-19.
14. Mihaylyuk, M.V., A.V. Maltcev, P.Ju. Timokhin, E.V. Strashnov, B.I. Krjuchkov, and V.M. Usov. 2020. Sistema virtual'nogo okruzenija VirSim dlja imitacionno-trenazhernyh kompleksov podgotovki kosmonavtov [The VirSim virtual environment system for the simulation complexes of cosmonaut training]. Pilotiruemye polety v kosmos [Manned space flights]. 37(4):72-95.
15. Drong, V.I., V.V. Dubinin, M.M. Il'in, and others. 2005. Kurs teoreticheskoy mehaniki: Uchebnik dlja vuzov [Course in Theoretical Mechanics: Textbook for Universities]. Under total ed. K.S. Kolesnikov. 3rd ed., stereotype. Moscow: Publishing house of BMSTU. 736 p.

16. Boltjanskij V.G. 1969. Matematicheskie metody optimal'nogo upravlenija [Mathematical methods of optimal control]. 2nd ed., revised and supplemented. Moscow: Science. 408 p.

Strashnov E. V. Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences”, 36/1 Nakhimovskiy Av., Moscow, 117218, Russia, e-mail: strashnov_evg@mail.ru

Mironenko I. N. Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences”, 36/1 Nakhimovskiy Av., Moscow, 117218, Russia, e-mail: mironenko_in@mail.ru

Finagin L. A. Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences”, 36/1 Nakhimovskiy Av., Moscow, 117218, Russia, e-mail: antifin@mail.ru