

В. Ф. Петрищев, д-р техн. наук, вед. научн. сотр., mail@samspace.ru,
АО "Ракетно-космический центр "Прогресс", г. Самара

Энергосберегающий алгоритм автоматического управления тягой двигателя на заключительном участке мягкой посадки на Луну

Обсуждается энергосберегающий алгоритм управления тягой посадочного двигателя на заключительном этапе посадки космического аппарата (КА) от заданной точки зависания до точки касания поверхности Луны. Возможность применения энергосберегающего алгоритма, изначально не предназначенного для решения терминальных задач управления, можно объяснить наличием в структуре алгоритма вспомогательной системы, которая обеспечивает достижение заданных параметров движения за заданное время. В предлагаемом алгоритме на заключительном участке мягкой посадки на Луну КА рассматривается в виде материальной точки, движущейся под действием силы притяжения Луны и противоположно ей направленной по вертикали силы тяги посадочного двигателя. Предполагается, что на всем интервале движения для формирования силы тяги двигателя проводятся измерения вертикальной скорости с использованием доплеровского измерителя скорости и измерения высоты с использованием многолучевого прибора радиовертикали-высотомера. При проведении расчетов параметров движения КА в соответствии с изложенным алгоритмом в условиях действия гравитационного поля Луны на завершающем участке соприкосновения КА с ее поверхностью возможно некоторое перерегулирование, которое недопустимо. Для исключения перерегулирования используется известный подход: движение рассматривается при условии отсутствия гравитационного поля Луны. В этом случае управление будет происходить без перерегулирования, но для получения фактической тяги двигателя к вырабатываемому алгоритмом сигналу управления необходимо на каждом шаге управления добавлять силу, противоположную направлению действия силы притяжения КА Луной. Проведено математическое моделирование работы алгоритма. Результаты моделирования подтвердили правомерность изложенной постановки задачи и позволили найти границу применимости алгоритма: для исключения варианта реверсирования тяги посадочного двигателя начальная высота зависания КА должна быть меньше 647 м. Алгоритм может быть также применен для управления автоматической посадкой самолета с вертикальным взлетом и посадкой.

Ключевые слова: вспомогательная система, заданная система, мягкая посадка, энергосберегающий алгоритм

Введение

Задача автоматической мягкой посадки космического аппарата на поверхность Луны является актуальной в связи с запланированными сроками запуска на Луну российских космических аппаратов: "Луна-25" — в 2019 г., "Луна -26" — в 2021 г., "Луна-27" — в 2023 г., "Луна-28" — в 2025 г. [1]. В России накоплен большой опыт в разработке методов, средств и технической реализации мягкой автоматической посадки на поверхность Луны космических объектов. Пройденный путь от ставшей легендой "Луны-9" до создаваемой в настоящее время "Луны-25" подтверждает, что проблема автоматической мягкой посадки на поверхность Луны в целом решена как с подлетной траектории, так и с орбиты искусственного спутника Луны [2].

Вместе с тем, большой процент неудачно завершившихся миссий по проекту мягкой автоматической посадки на поверхность Луны (из 24 запусков с целью осуществить мягкую посадку 10 не выполнили задачу не по вине аппаратов, 14 достигли поверхности Луны, но только 8 из них осуществили мягкую посадку и выполнили свои задачи) побуждает исследователей искать новые пути решения задачи.

Так, в работе [3] предложен режим посадки космического аппарата (КА) от момента начала схода с круговой орбиты искусственного спутника Луны до касания поверхности Луны с постоянной тяговооруженностью тормозной двигательной установки. В работе [3] показано, что такой режим является наиболее выгодным по критерию требуемых относительных затрат топлива. В работе [4] получено аналитическое решение задачи терминального наведения КА

в заданную точку окололунного пространства (точку зависания над точкой посадки) при постоянном тормозном ускорении, на основании которого предложен аналитический алгоритм терминального управления пространственным движением КА, совершающего посадку на поверхность Луны. Предлагаемое в работе аналитическое решение отличается вычислительной простотой. При этом важнейшим остается вопрос об алгоритме управления на завершающем участке посадки от точки зависания до точки касания поверхности Луны.

В настоящей работе разработан энергосберегающий алгоритм управления тягой посадочного двигателя на заключительном этапе посадки КА от заданной точки зависания до точки касания поверхности Луны.

Здесь требуется сделать некоторое пояснение. Как известно [5], при разработке энергосберегающего алгоритма не ставилась задача использования его для решения терминальных задач. При формулировании постановки задачи ставился лишь вопрос о достижении заданной системой начала координат за неограниченное время. Однако практическое использование энергосберегающего алгоритма показало его способность выполнять задачу за фиксированное время. Эту способность можно объяснить возможностью выбора переходной матрицы вспомогательной системы. Вспомогательная система является ведущей по отношению к заданной ведомой системе и обеспечивает в заданное время достижение заданных значений параметров движения. Поэтому на практике всегда можно указать время завершения переходного процесса при наличии значений допустимых погрешностей решения задачи.

Пример успешного применения энергосберегающего алгоритма для решения терминальной задачи автоматического управления посадкой пассажирского самолета приведен в работах [6, 7].

Энергосберегающий алгоритм для управления мягкой посадкой КА на поверхность Луны работает в режиме с обратной связью и требует применения посадочного двигателя с регулируемой тягой. Предполагается, что на основании пульсирующего двигателя, упомянутого в работе [3], или других принципов может быть создан двигатель с достаточной по величине управляемой тягой в широком диапазоне ее дросселирования. Естественно ожидать, что удельный импульс тяги такого двигателя будет

ниже удельного импульса тормозного ракетного двигателя постоянной тяги. Однако с этим обстоятельством в некоторых случаях можно смириться, учитывая возможность применения энергосберегающего алгоритма управления, его высокое качество терминального управления и ограниченность временного интервала движения на заключительном этапе посадки на поверхность Луны.

В предлагаемом алгоритме на заключительном участке посадки на Луну КА рассматривается в виде материальной точки, движущейся под действием силы притяжения Луны и противоположно ей направленной по вертикали силы тяги двигателя. Предполагается, что на всем интервале движения для формирования силы тяги двигателя проводятся измерения вертикальной скорости с использованием доплеровского измерителя скорости и измерения высоты с использованием многолучевого прибора радиовертикали-высотомера [8].

Результаты моделирования разработанного алгоритма позволили подтвердить правомерность изложенной постановки задачи и найти границу его применимости в задаче управления мягкой автоматической посадкой на поверхность Луны.

Алгоритм может быть также применен для управления автоматической посадкой самолета с вертикальным взлетом и посадкой.

Ниже приводится краткое описание разработанного автором энергосберегающего алгоритма управления.

Краткое описание энергосберегающего алгоритма управления

Пусть задана линейная по состоянию и управлению дискретная полностью управляемая система:

$$X_{i+1} = A_i X_i + B_i U_i, \quad i = 0, 1, 2, 3, \dots,$$

где $X_i \in R^n$ — вектор состояния системы в n -мерном евклидовом пространстве в момент времени, соответствующий номеру шага i ; $U_i \in R^r$ — вектор управлений в r -мерном евклидовом пространстве в тот же момент времени; A_i — матрица состояния системы имеет размерность $n \times n$ и зависит от X_i ; B_i — матрица управлений имеет размерность $n \times r$ и зависит от X_i . Пусть также известно начальное состояние системы: $X_0 \neq 0$.

Требуется найти такой регулятор, вырабатывающий последовательность управлений $U_0, U_1, U_2, \dots, U_i, U_{i+1}, \dots$, на значение которых не наложены ограничения, переводящую систему из произвольного начального состояния в заданное конечное состояние (начало координат) $X = 0$ за неограниченное число шагов и при этом минимизирует заданный ниже показатель качества системы.

Пусть в нашем распоряжении имеется линейная по состоянию и управлению система, уравнение движения которой нам также известно:

$$\xi_{i+1} = C_i \xi_i + D_i U_i,$$

где $\xi_i \in R^n$ — вектор состояния системы также принадлежит n -мерному евклидову пространству. Матрицы C_i и D_i имеют размерности матриц A_i и B_i соответственно и в общем случае могут зависеть от ξ_i . Назовем эту систему вспомогательной. Вспомогательная система управляется тем же вектором U_i , что и заданная система. Кроме того, потребуем, чтобы начальное состояние вспомогательной системы совпадало с начальным состоянием заданной системы: $\xi_0 = X_0$.

От матрицы C_i требуется, чтобы невозмущенное движение вспомогательной системы было асимптотически устойчиво в целом. Порядок выбора матрицы C_i изложен в работе [5], $D_i = -B_i$.

В целом вспомогательная система обеспечивает формирование программы движения заданной системы.

Закон управления с обратной связью выбирается в линейной форме:

$$U_{i+1} = U_i + P_{i+1}(\tilde{X}_{i+1} - \xi_{i+1}),$$

т. е. управление на текущем шаге определяется в виде алгебраической суммы управления на предыдущем шаге и взвешенной разности векторов состояния заданной и вспомогательной систем на текущем шаге. Здесь P_{i+1} — весовая матрица, оптимальным образом взвешивающая разность между векторами состояний заданной и вспомогательной систем. Вектор состояния заданной системы определяется в результате измерений:

$$\tilde{X}_i = X_i + e_i,$$

где X_i — истинное значение вектора состояния; e_i — вектор случайных аддитивных погрешностей измерений типа дискретного белого шума.

По определению вводится ковариационная матрица управления на текущем шаге управления (математическое ожидание от произведения вектора управления на его транспонированное значение на один и тот же момент времени):

$$K_{U,i+1} = M(U_{i+1}U_{i+1}^T).$$

Здесь верхний индекс T означает операцию транспонирования.

Критерием (показателем) качества, как следует из названия алгоритма, является минимум энергозатрат на управление на каждом шаге. Определяется он через след ковариационной матрицы управления (сумму квадратов ее диагональных элементов), являющийся функцией весовой матрицы:

$$\mathfrak{J}(i) = M(U_{i+1}^T U_{i+1}) = \text{Tr}[K_{U,i+1}(P_{i+1})] \rightarrow \min,$$

где $\text{Tr}[\dots]$ — операция вычисления следа ковариационной матрицы управления $K_{U,i+1}$.

При такой постановке вспомогательная система играет роль ведущей системы, а заданная система — ведомой, следующей за ведущей.

Решение приведенной оптимизационной задачи приводит к оптимальному выражению для весовой матрицы

$$P_{i+1} = -K_{U,i}(B_i - D_i)^T [A_i K_{X,i} A_i^T + C_i K_{\xi,i} C_i^T + (B_i - D_i) K_{U,i} (B_i - D_i)^T + K_e]^{-1}$$

и для ковариационной матрицы управления

$$K_{U,i+1} = [P_{i+1}(B_i - D_i) + E] K_{U,i}$$

на каждом интервале управления. Здесь

$$K_{\xi,i} = M(\xi_i \xi_i^T); K_e = M(e_i e_i^T); K_{X,i} = M(X_i X_i^T)$$

— ковариационные матрицы состояний заданной и вспомогательной систем, характеризующие дисперсии текущих отклонений состояний от поставленной цели движения, и ковариационная матрица погрешностей измерений. Их значения должны задаваться при проведении расчетов.

Разработка оптимального энергосберегающего алгоритма управления на заключительном этапе мягкой посадки КА на Луну

Движение КА на участке спуска от точки зависания на заданной высоте с нулевой вертикальной скоростью в дискретной форме можно описать с использованием двумерного вектора состояния в виде дискретной системы:

$$X_{i+1} = A_i X_i + B_i U_i, \quad (1)$$

где

$$X_i = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix}_i; \quad A_i = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ -g\Delta t/X_1 & 1 \end{bmatrix}_i; \quad B_i = \begin{bmatrix} \Delta t^2/2m \\ \Delta t/m \end{bmatrix}_i.$$

Здесь $X_{1,i}$ — высота, отсчитываемая от точки посадки; $X_{2,i}$ — вертикальная скорость движения; m_i — масса КА; U_i — сила тяги двигателя на i -м интервале (шаге) управления; $g = 1,62 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения у поверхности Луны; $\Delta t = 0,1 \text{ с}$ — шаг дискретности работы системы управления.

В соответствии с рекомендациями работы [5] вспомогательную систему выберем в виде

$$\xi_{i+1} = C_i \xi_i + D_i U_i, \quad (2)$$

где

$$\xi_i = \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \end{bmatrix}_i; \quad C_i = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ C_{21} & 1 + C_{22} \end{bmatrix}_i; \quad D_i = - \begin{bmatrix} \Delta t^2/2m \\ \Delta t/m \end{bmatrix}_i.$$

Примем $\xi_{1,0} = X_{1,0}$, $\xi_{2,0} = X_{2,0}$,

$$\begin{aligned} C_{21,i} &= -0,0005 \cdot (1 + 0,05i); \\ C_{22,i} &= -0,1 \cdot (1 + 0,001i). \end{aligned} \quad (3)$$

В соответствии с методологией построения энергосберегающего алгоритма закон управления имеет вид

$$U_{i+1} = U_i + P_{i+1} [\tilde{X}_{i+1} - \xi_{i+1}]. \quad (4)$$

Здесь

$$\begin{aligned} P_{i+1} &= -K_{U,i} (B_i - D_i)^T [A_i K_{X,i} A_i^T + C_i K_{\xi,i} C_i^T + \\ &+ (B_i - D_i) K_{U,i} (B_i - D_i)^T + K_e]^{-1} \end{aligned}$$

— оптимальное выражение для весовой матрицы. Показатель степени (-1) обозначает операцию обращения матрицы. Матрицы $K_{U,i}$, $K_{X,i}$, $K_{\xi,i}$, K_e — ковариационные матрицы, соответ-

ственно, управления, состояния заданной и вспомогательной систем и постоянная матрица погрешностей измерений.

Вектор состояния заданной системы с волнистой чертой в соотношении (4)

$$\tilde{X}_{i+1} = X_{i+1} + e_{i+1}$$

обозначает результат измерений параметров движения центра масс КА, зашумленных случайными погрешностями измерений типа дискретного белого шума. На каждом шаге управления проводится измерение текущих координат центра масс КА (высоты и скорости), расчет весовой матрицы и силы тяги двигателя, а также уточнение ковариационной функции управления в соответствии с формулой

$$K_{U,i+1} = [P_{i+1} (B_i - D_i) + 1] K_{U,i}.$$

Кроме того, на каждом шаге управления необходимо учитывать уменьшение массы КА m_i за счет работы посадочного двигателя.

При проведении расчетов параметров движения заданной системы в соответствии с изложенным алгоритмом в условиях действия гравитационного поля Луны на завершающем участке в момент соприкосновения КА с поверхностью Луны возможно некоторое перерегулирование (изменение направления тяги двигателя на противоположное), подобное имевшему место в задаче коррекции плоскостных параметров геостационарного КА [9], которое в данном случае недопустимо.

Для исключения перерегулирования несколько изменим постановку задачи управления, для чего положим, что движение на рассматриваемом участке происходит при условии отсутствия гравитационного поля Луны. Иными словами, будем полагать, что перемещение КА из точки зависания в точку касания Луны выполняется при нулевом гравитационном ускорении, а именно при равенстве $g = 0$ в соотношении (1).

В этом случае управление будет происходить без перерегулирования, но для получения истинной (фактической) тяги двигателя к получаемому сигналу управления необходимо на каждом шаге управления добавлять силу, противоположную направлению действия силы притяжения КА Луной gm_i . Этот прием не нов. Он применен, например, в работе [10, стр. 353].

Результаты математического моделирования задачи

Для моделирования задачи приняты следующие значения параметров:

- начальная высота точки зависания КА над поверхностью Луны равна 500 м;
- начальная вертикальная скорость равна нулю;
- начальная масса КА равна 680 кг;
- удельный импульс тяги посадочного двигателя примерно вдвое меньше удельного импульса тяги тормозного двигателя и равен 200 с;
- длительность заключительного участка равна 100 с;
- начальная ковариационная функция управления равна $K_{U,0} = 6,4 \cdot 10^7 \text{ Н}^2$;
- ковариационные матрицы состояния заданной $K_{X,i}$ и вспомогательной $K_{\xi,i}$ систем в соотношении (4) постоянны и равны диагональным матрицам размерности 2×2 с равными диагональными элементами 1 м^2 и $0,0025 \text{ м}^2/\text{с}^2$ соответственно;

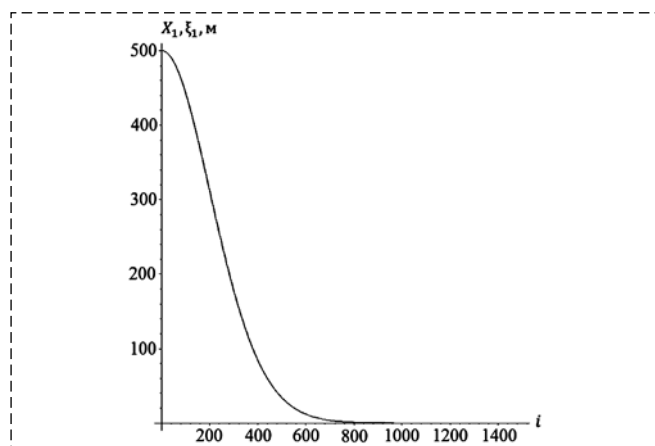


Рис. 1. График изменения параметров X_1 и ξ_1
Fig. 1. Variation of the parameters X_1 and ξ_1

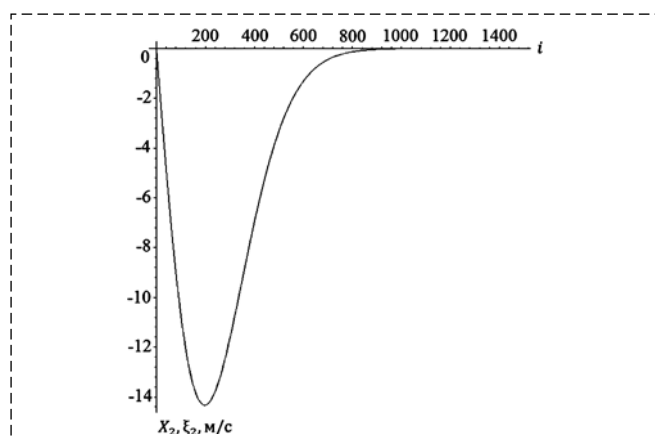


Рис. 2. График изменения параметров X_2 и ξ_2
Fig. 2. Variation of the parameters X_2 and ξ_2

- ковариационная матрица погрешностей измерений высоты и скорости принята также постоянной диагональной матрицей размерности 2×2 с диагональными элементами 1 м^2 и $0,01 \text{ м}^2/\text{с}^2$ соответственно, являющихся дисперсиями погрешностей измерений.

Результаты моделирования движения заданной и вспомогательной систем приведены на рис. 1, 2. На рис. 1 показаны совпадающие графики изменения во времени фактической и программной высот полета, на рис. 2 — также совпадающие графики изменения фактической и программной скоростей движения КА. Совпадение графиков подтверждается некоторым утолщением линий. Расчеты показывают, что на 80-й секунде движения (при $i = 800$) высота не превышает 1,0 м, скорость не превышает 0,15 м/с.

На рис. 3 приведен график изменения силы тяги U двигателя, выработанной законом управления без учета гравитационного потенциала Луны при начальном значении тяги

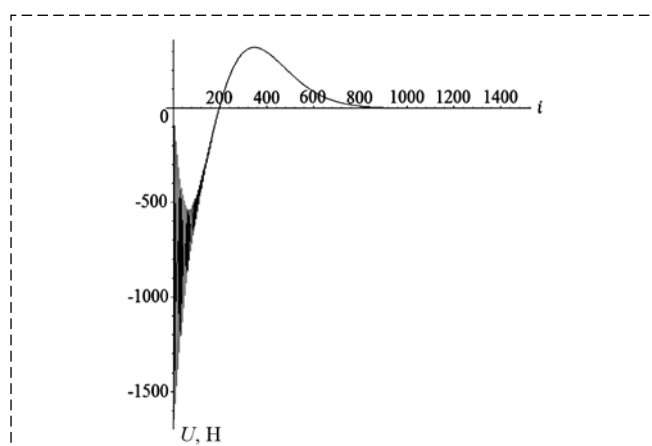


Рис. 3. График изменения силы тяги U при $U_0 = 0$
Fig. 3. Variation of the thrust U at $U_0 = 0$

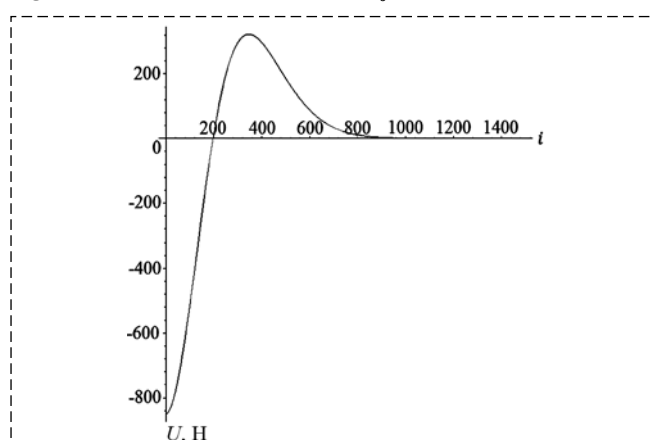


Рис. 4. График изменения силы тяги U при $U_0 = -850 \text{ Н}$
Fig. 4. Variation of the thrust U at $U_0 = -850 \text{ Н}$

$U_0 = 0$. На начальном участке замечен колебательный процесс, связанный с заданием нулевой начальной силы тяги и поиском оптимального ее значения в ходе процесса управления. После того, как оптимальное значение силы тяги найдено, колебательность исчезает. Для подтверждения этого утверждения на рис. 4 приведен график изменения силы тяги в варианте моделирования задачи с заданным начальным ее значением $U_0 = -850$ Н. Как видим, колебательность полностью исчезла. Отметим, что этот процесс адаптации управления свойственен энергосберегающему алгоритму [5], если начальное управление выбирается равным нулю.

На рис. 5 приведен график фактической тяги двигателя с учетом составляющей gm_i , компенсирующей гравитационное поле Луны. Отметим, что график начинается с тяги 250 Н и заканчивается тягой, компенсирующей в момент касания Луны ускорение ее притяжения.

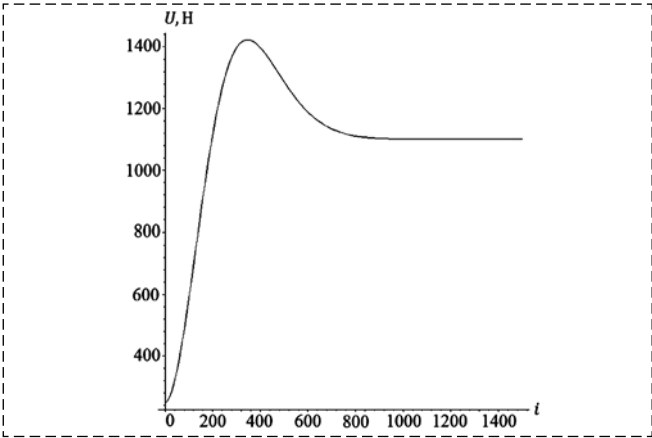


Рис. 5. График изменения фактической силы тяги U
Fig. 5. Variation of actual engine thrust U

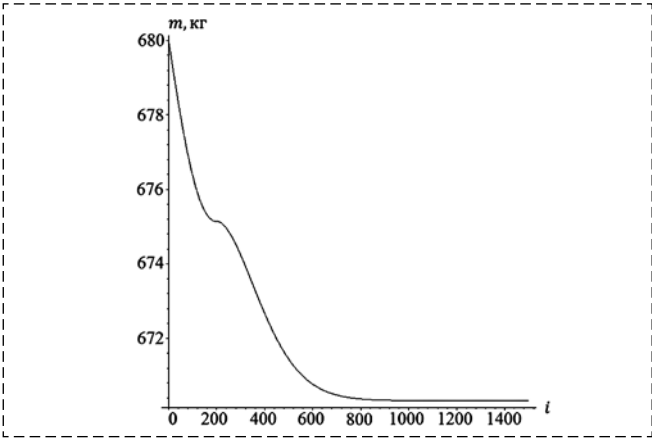


Рис. 6. График изменения массы m
Fig. 6. Variation of the mass m

На рис. 6 приведен график изменения массы КА, рассчитанной алгоритмом без учета расхода рабочего тела на компенсацию влияния гравитационного поля Луны на процесс посадки. На рис. 7 приведен график фактического уменьшения массы КА с учетом расхода рабочего тела на компенсацию влияния гравитационного поля Луны. Расход рабочего тела на посадку по истечении 100 с (при $i = 1000$) составит 55 кг.

На рис. 8 изображен график нарастания затрат характеристической скорости КА, необходимой для обеспечения посадки.

Поскольку мягкая посадка должна заканчиваться при достижении параметрами движения КА некоторых допустимых величин, нет необходимости выключения посадочного двигателя после истечения 100 с. Выключение может быть проведено раньше при достижении значений допустимых величин.

Начальное положительное значение силы тяги на рис. 5, равное 250 Н, указывает на воз-

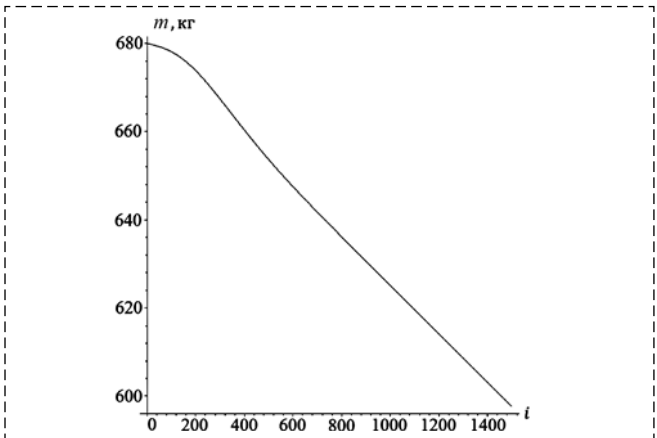


Рис. 7. График изменения массы КА m
Fig. 7. Variation of the satellite mass m

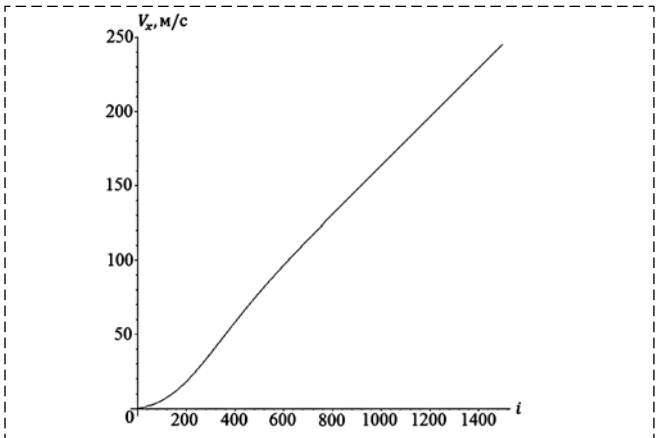


Рис. 8. График нарастания затрат характеристической скорости V_x
Fig. 8. Variation of the characteristic velocity V_x

возможность реализации предельного варианта посадки, в котором начальное значение фактической силы тяги будет равно нулю. При этом отрицательное значение недопустимо, поскольку оно потребовало бы реверсирования направления тяги двигателя в процессе посадки.

В результате несложных расчетов можно определить, что предельный вариант работы ал-

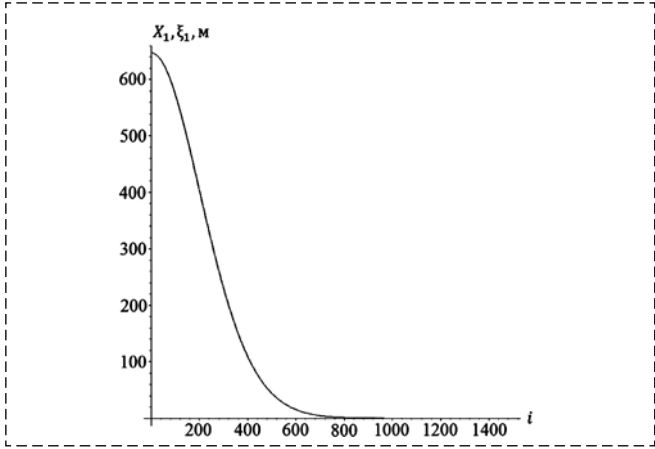


Рис. 9. График изменения параметров X_1 и ξ_1
 Fig. 9. Variation of the parameters X_1 and ξ_1

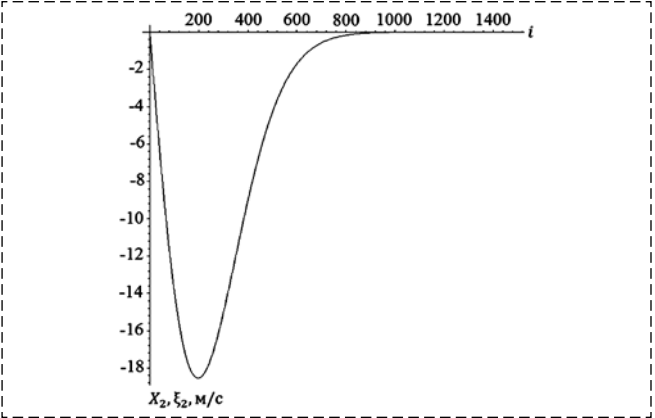


Рис. 10. График изменения параметров X_2 и ξ_2
 Fig. 10. Variation of the parameters X_2 and ξ_2

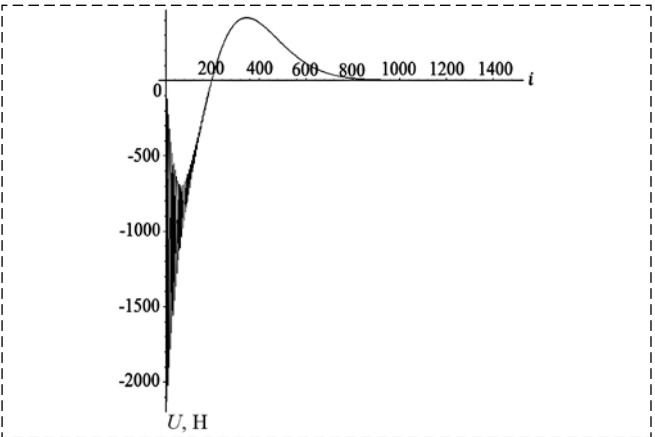


Рис. 11. График изменения силы тяги U при $U_0 = 0$
 Fig. 11. Variation of the thrust U at $U_0 = 0$

горитма соответствует начальной высоте точки зависания, равной 647 м. Результаты моделирования этого варианта с начальной высотой 647 м приведены на рис. 9—16. Эти графики приведены для сравнения с графиками на рис. 1—8.

Рис. 12 еще раз подтверждает, что при принятии начальной силы тяги двигателя, равной -1100 Н, процесс выработки тяги на

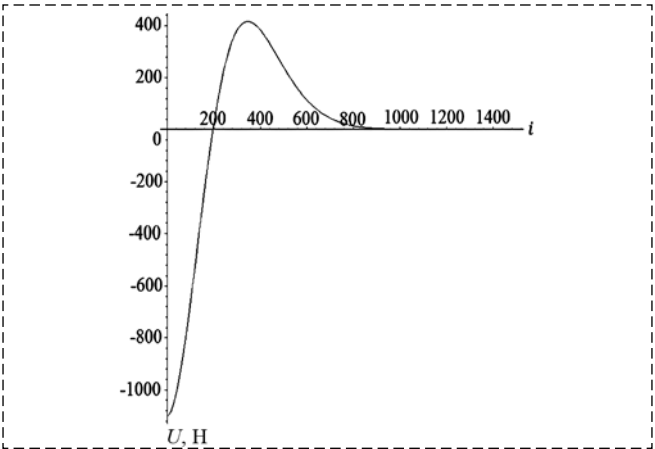


Рис. 12. График изменения силы тяги U при $U_0 = -1100$ Н
 Fig. 12. Variation of the thrust U at $U_0 = -1100$ N

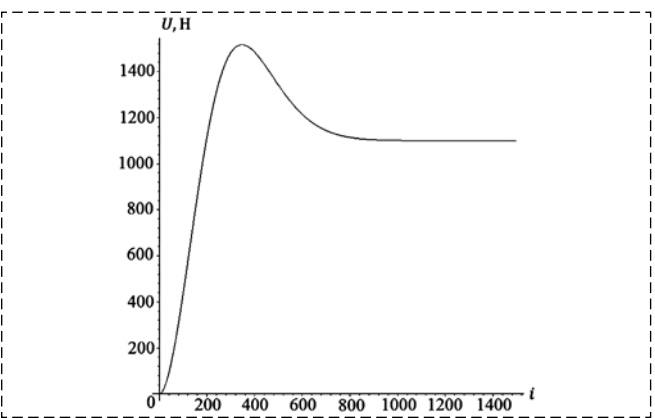


Рис. 13. График изменения фактической силы тяги U
 Fig. 13. Variation of the actual engine thrust U

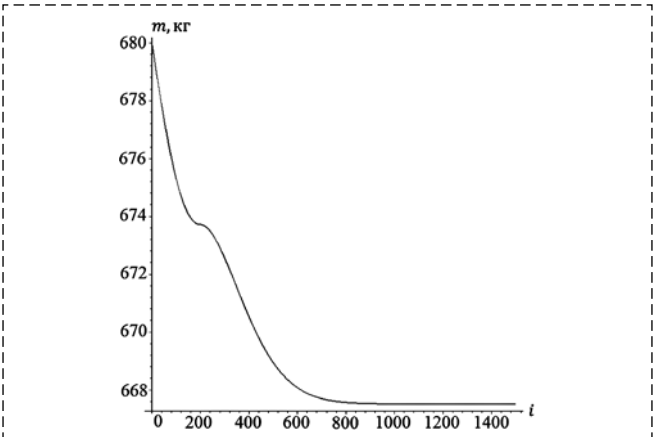


Рис. 14. График изменения массы m
 Fig. 14. Variation of the mass m

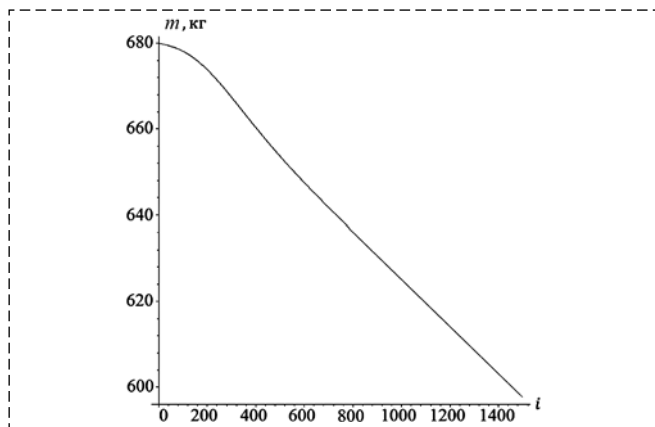


Рис. 15. График изменения массы КА m
Fig. 15. Variation of the satellite mass m

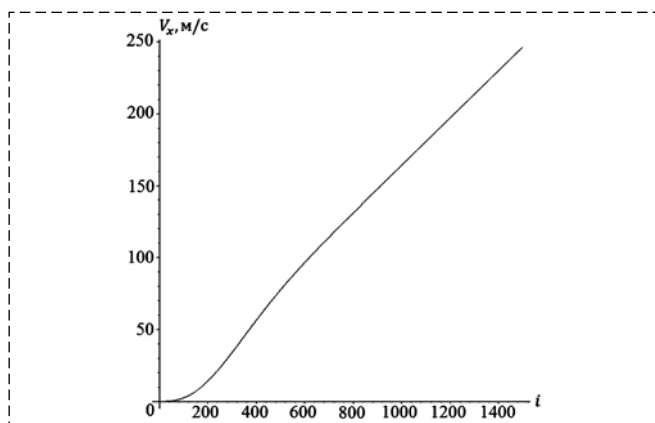


Рис. 16. График нарастания затрат характеристической скорости V_x
Fig. 16. Variation of the characteristic velocity V_x

начальном этапе, приведенный на рис. 10, перестает быть колебательным. Из рис. 13 также следует, что в предельном варианте начальная тяга двигателя равна нулю. При посадке с высоты более 647 м потребуются иная логика управления тягой двигателя: задержка на некоторое время включения тормозного двигателя, затем уменьшение набранной за это время скорости до нуля в целях формирования точки зависания на высоте менее 647 м.

По результатам моделирования установлен один важный факт. Для исключения колебательного процесса управления тягой двигателя путем выбора начальной силы тяги необходимо учитывать, что частная производная от начальной силы тяги двигателя по высоте постоянна и равна $-1,7$ Н/м, а частная производная от начальной силы тяги двигателя по массе КА также постоянна и равна $-1,62$ Н/кг.

Как видим, результаты моделирования алгоритма подтвердили возможность его использования для решения терминальной задачи.

Заключение

Разработан энергосберегающий алгоритм управления применительно к задаче мягкой автоматической посадки КА на Луну на заключительном участке от точки зависания до соприкосновения с поверхностью Луны. Алгоритм использует посадочный двигатель регулируемой тяги. Для исключения перерегулирования при управлении использован известный прием расчета параметров управления в условиях отсутствия гравитационного поля Луны, а для определения истинного значения силы тяги двигателя к вычисляемому на каждом шаге работы алгоритма сигналу управления добавляется с противоположным знаком сила притяжения Луны для компенсации последней. Проведена оценка затрат рабочего тела и затрат характеристической скорости на заключительном участке мягкой посадки. Установлено, что решение задачи мягкой посадки возможно за одно включение двигателя при высоте точки зависания над поверхностью Луны менее 647 м. При этом условии исключается необходимость реверсирования направления тяги двигателя.

Список литературы

1. URL: www.gia.ru. Российская лунная программа.
2. Черток Б. Е. Ракеты и люди. Кн. 2. М.: Машиностроение, 1999. 285 с.
3. Сапрыкин О. А., Соболевский В. Г., Фролов Р. С. Баллистическое решение задачи мягкой посадки космического аппарата на поверхность Луны при его спуске с круговой орбиты искусственного спутника // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1 (74). С. 50–58.
4. Фомичев А. В., Ли Е. К. Аналитический алгоритм терминального управления пространственным движением КА при посадке на поверхность Луны // Мехатроника, автоматизация, управление, 2017. Т. 18, № 6. С. 423–431.
5. Петрищев В. Ф. Энергосберегающее управление объектами ракетно-космической техники // Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017, 140 с.
6. Петрищев В. Ф. Энергосберегающий алгоритм автоматического управления принудительной посадкой пассажирского самолета. Часть I // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 11. С. 725–733.
7. Петрищев В. Ф. Энергосберегающий алгоритм автоматического управления принудительной посадкой пассажирского самолета. Часть II // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 12. С. 788–796.
8. Егоров В. В. Доплеровские радары посадки космических аппаратов на Луну и планеты Солнечной системы // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2012. Т. 9, № 2. С. 145–151.
9. Петрищев В. Ф. Энергосберегающее управление плоскостными параметрами геостационарного космического аппарата с помощью двигателей малой регулируемой тяги // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18, № 12. С. 855–862.
10. Рязиграев А. П. Основы управления полетом космических аппаратов: учеб. пособие для вузов. М.: Машиностроение, 1990. 476 с.

Power-Efficient Algorithm of Controlling the Engine Thrust at the Final Phase of Soft Moon Landing

V. F. Petrishchev, mail@samspace.ru,

Progress Space-Rocket Centre JSC, Samara, 443122, Russian Federation

Corresponding author: Petrishchev Vladimir F., D. Sc., Leading Researcher, Progress Space-Rocket Centre JSC, Samara, Russian Federation, Professor of Department of Theoretical Mechanics, Korolev Research University of Samara, 443086, Russian Federation e-mail: mail@samspace.ru

Accepted July 07, 2018

Abstract

The theme is topical because of the ongoing Russian lunar program. Four more launches of Luna-25 to Luna-28 are planned for the next several years. Only in 8 out of 14 cases, the soft Moon landing was provided. This fact prompts researchers to seek after new ways of solving this problem. The article deals with a power-efficient control algorithm that controls landing engine thrust at the final phase of spacecraft landing from a given hovering point to the point of contact with the Moon's surface. Initially not supposed to be used for solution of terminal control tasks, the power-efficient algorithm can be applied here, which can be explained by availability of an auxiliary system in it that provides reaching specified motion parameters within a specified period. At the final phase of soft Moon landing, the proposed algorithm treats the spacecraft as a material point that moves by the attractive force of the Moon and the opposite vertical force of the landing engine thrust. It is supposed that to form the thrust the vertical velocity is measured by a Doppler velocimeter and the altitude by a multibeam vertical-building radio altimeter, throughout the whole motion interval. When calculating the parameters of spacecraft motion under the conditions of the Moon's gravitational field at the final phase of spacecraft contact with the Moon's surface by the mentioned algorithm, there is a possibility of some overcorrection, which is inadmissible. To exclude it, a well-known approach is used when the motion is considered on the assumption of absence of the Moon's gravitational field. In this case the control will be implemented without overcorrection, but to obtain the actual engine thrust it is necessary to add the force opposite to the direction of the Moon's attraction force, acting upon the spacecraft, to the algorithm-generated signal at every control step. The author has mathematically modeled the algorithm. The results of modeling proved the appropriateness of the problem statement and allow finding the boundary of the algorithm applicability: to exclude reversing of the landing engine thrust the initial spacecraft hovering altitude should be less than 647 m. The algorithm can also be used for controlling automatic landing of vertical takeoff aircraft.

Keywords: auxiliary system, given system, soft landing, power-efficient algorithm

For citation:

Petrishchev V. F. Power-Efficient Algorithm of Controlling the Engine Thrust at the Final Phase of Soft Moon Landing, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no. 3, pp. 180—188.

DOI: 10.17587/mau.20.180-188

References

1. Available at: www.ria.ru. Rossiyskaya Lunnaya Programma (The Russian Lunar Program).
2. Chertok B. Ye. *Rakety i Ludi* (Rockets and People), Moscow, Mashinostroyeniye, 1999, vol. 2, 285 p. (in Russian).
3. Saprykin O. A., Sobolevsky V. G., Frolov R. S. *Ballisticheskoye Reshenie Zadachi M'agkoy Posadki Kosmicheskogo Apparata na Poverkhnost' Luny pri Yego Spuske s Krugovoy Orbity Ick-usstvennogo Sputnika* (Ballistic Solution of the Task of Soft Landing onto the Moon's Surface of a Spacecraft Descending from a Circular Orbit), *Kosmonaftika i Raketoostroyeniye*, 2014, no. 1 (74), pp. 50—58 (in Russian).
4. Fomichev A. V., Li Ye. K. *Analiticheski Algoritm Terminal'nogo Upravleniya Prostranstvennym Dvizheniem KA pri Posadke na Poverkhnost' Luny* (Analytic Algorithm of Terminal Spacecraft Motion Control during Landing onto the Surface of the Moon), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 6, pp. 423—431 (in Russian).
5. Petrishchev V. F. *Energosberegayushchee Upravlenie Obyektami Raketno-Kosmicheskoi Tekhniki* [Power-Efficient Control of Space-Rocket Hardware], Samara, Publishing house of SamNTs RAN, 2017, 140 p. (in Russian).
6. Petrishchev V. F. *Energosberegayushchiy Algoritm Avtomaticheskogo Upravleniya Prinuditel'noy Posadkoy Paccazhirskogo Samolyota. Chast I* (Energy-saving algorithm of automatic of compulsory passenger carrier landing. Section I), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 11, pp. 725—733 (in Russian).
7. Petrishchev V. F. *Energosberegayushchiy Algoritm Avtomaticheskogo Upravleniya Prinuditel'noy Posadkoy Paccazhirskogo Samolyota. Chast II* (Energysaving algorithm of automatic of compulsory passenger carrier landing. Section II), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 12, pp. 788—796 (in Russian).
8. Yegorov V. V. *Doplerovskie Radary Posadki Kosmicheskikh Apparotov na Lunu i Planety Solnechnoy Sistemy* (Doppler Radars for Landing Spacecraft onto the Moon and Planets of the Solar System), *Sovremennyye problem distantsionnogo zondirovaniya zemli iz kosmosa*, 2012, vol. 9, no. 2, pp. 145—151 (in Russian).
9. Petrishchev V. F. *Energosberegayushchee Upravlenie Ploskostnymi Parametrami Geostatsionarnogo Kosmicheskogo Apparata s Pomoshchyu Dvigatelay Maloy Reguliruemoy T'agi* (Power-Efficient Control of Planar Characteristics of a Geostationary Spacecraft Using Controllable Thrusters), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 12, pp. 855—862 (in Russian).
10. Razygrayev A. P. *Osnovy Upravleniya Polyotom Kosmicheskikh Apparotov* (The Fundamentals of Spacecraft Flight Control), Moscow, Mashinostroyeniye, 1990, 476 p. (in Russian).