

## АЛГОРИТМ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СПУСКЕ С ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЫ

© 2022 г. Б. И. Жуков<sup>1</sup>, В. Н. Лихачев<sup>1</sup>, Ю. Г. Сихарулидзе<sup>1</sup>, \*

<sup>1</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша, Москва, Россия

\*e-mail: sikh@kiam1.rssi.ru

Поступила в редакцию 03.03.2022 г.

После доработки 12.04.2022 г.

Принята к публикации 04.05.2022 г.

Рассматривается задача безопасной посадки космического аппарата, имеющего комбинированную двигательную установку, с окололунной орбиты в заданное место на поверхности Луны. Безопасность посадки обеспечивается выполнением ограничений на параметры движения в момент прилунения, а также возможностью горизонтального перемещения аппарата относительно поверхности Луны для коррекции места посадки с учетом величины уклона, отсутствия крупных камней и глубоких ям. В алгоритме управления спуском используется решение модельной задачи “свободное падение-торможение”. Для коррекции места прилунения применяется алгоритм пропорционального наведения. Осуществляется адаптация к фактической величине кажущегося ускорения. Статистическими испытаниями показана работоспособность алгоритма, получена оценка точности приведения и расхода топлива с учетом всех ограничений на работу двигательной установки при выполнении условий безопасного прилунения.

DOI: 10.31857/S0023420622050089

### ВВЕДЕНИЕ

Исследуется задача посадки КА с предпосадочной эллиптической окололунной орбиты 18 × 100 км в заданную точку на поверхности Луны. Рассматриваемый в качестве примера КА имеет характеристики, подобные [1]. Его двигательная установка является комбинированной. Она состоит из основного корректирующего и тормозного двигателя (КТД) с номинальной тягой  $P_{\text{КТД}} = 440$  кгс, четырех двигателей мягкой посадки (ДМП) с тягой по  $P_{\text{ДМП}} = 60$  кгс каждый, а также двенадцати двигателей малой тяги (ДМТ), которые используются, в основном, для управления ориентацией КА. Тяга КТД регулируется в пределах  $\pm 40$  кгс, а тяга ДМП “регулируется” от нулевого до максимального значения за счет изменения коэффициента заполнения импульса, т.е. длительности включения двигателя на шаге коррекции управления, равном 1 с. На работу КТД и ДМП наложены определенные ограничения. В том числе по минимальному и максимальному времени непрерывной работы, минимальной паузе между двумя включениями, максимальному числу включений и суммарному времени работы. Одновременно с КТД могут работать только два ДМП. Топливо для КТД и для ДМП + ДМТ находится в разных баках.

При посадке навигационная система КА использует бесплатформенный инерциальный блок (БИБ), доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД), а также систему высокоточной и безопасной посадки (СВБП). БИБ на основе измерений линейных ускорений и компонент вектора угловой скорости формирует текущий вектор состояния с учетом заданных начальных условий. Вектор состояния включает три координаты и три составляющие вектора скорости, а также три угла и три составляющие вектора угловой скорости. ДИСД работает, когда КА принимает почти вертикальное положение (допустимое отклонение в пределах 20°) и высота КА над поверхностью не превышает 4500 м. Измеренные посредством ДИСД высота КА и его скорость относительно поверхности Луны используются для корректировки информации БИБ. СВБП сначала работает на окололунной орбите в режиме абсолютной навигации и передает в систему управления КА селенографические координаты, высоту полета над заданным радиусом поверхности Луны, три составляющие скорости перемещения относительно центра притяжения Луны, информацию об углах ориентации и компонентах вектора угловой скорости. На участке спуска СВБП выполняет сканирование поверхности Луны для выбора безопасного места прилунения. После первого сканирования с высоты менее 1300 м СВБП определяет уклон

подстилающей поверхности, после второго сканирования с высоты менее 300 м СВБП “различает” камни/ямы высотой/глубиной 0.3 м.

Предпосадочная эллиптическая орбита формируется в селеноцентрической системе координат так, чтобы ее перицентр оказался на широте заданной точки прилунения. Требуемая долгота точки прилунения обеспечивается выбором упрежденной точки прицеливания на широте посадки. Упрежденная точка выбирается с учетом движения КА на предпосадочной орбите, номинального времени спуска и вращения Луны. На широте точки прилунения линейная скорость за счет вращения Луны составляет 1.3 м/с. Для КА на околополярной орбите эта скорость относительно Луны (с обратным знаком) является боковой. Требуемая точность прилунения (без учета выполнения горизонтальных маневров с посадкой на выбранную площадку) составляет 3 км.

Траектория посадки имеет два участка: основное торможение (ОТ), когда горизонтальная и вертикальная скорости КА гасятся до нуля, и прецизионное торможение (ПТ) при спуске на поверхность Луны. На участке ОТ, где расходится основная масса топлива, применяется терминальное квазиоптимальное управление с адаптацией к фактическим условиям движения, целью которого является минимизация продольного промаха. Алгоритм управления на участке ОТ описан в [1–3]. На участке ПТ, где расход топлива почти на порядок меньше, главным требованием является обеспечение безопасного прилунения. Для управления движением КА от точки схода с предпосадочной эллиптической орбиты до точки прилунения, т.е. для участков ОТ и ПТ, разработан терминальный алгоритм управления посадкой (ТАУП), учитывающий специфику каждого участка.

Точка схода КА с предпосадочной эллиптической орбиты (начало участка ОТ) находится перед перицентром на таком угловом расстоянии, чтобы в момент обнуления горизонтальной и вертикальной скоростей (конец участка ОТ) КА оказался над упрежденной точкой прицеливания. После завершения участка ОТ выполняется вертикализация, т.е. в процессе свободного падения продольная ось КА совмещается с местной вертикалью.

Конечная прицельная высота участка ОТ зависит от результатов предварительного тестирования СВБП, которое проводится на окололунной орбите. В случае подтвержденной работоспособности СВБП прицельная высота конца участка ОТ равна 2000 м, и спуск планируется с двумя дополнительными маневрами (маневрами уклонения) для выведения КА на безопасную площадку посадки. Если СВБП не работоспособна, то прицельная высота конца участка ОТ равна 2650 м. В этом случае спуск планируется без маневров уклонения. В обоих случаях горизонтальная и вер-

тикальная составляющие скорости в конце ОТ задаются нулевыми (допустимый разброс  $\pm 10$  м/с).

В случае посадки без СВБП после вертикализации КА должен быть приведен на высоту порядка 40 м со скоростью снижения 2.3 м/с и нулевой горизонтальной скоростью относительно поверхности Луны, а затем спускаться с постоянной скоростью до контакта с ее поверхностью. Известно, что оптимальным по расходу топлива решением задачи приведения КА из некоторого начального состояния (высота  $h_0$ , скорость  $V_0$ ) в заданное конечное (высота  $h_T$ , скорость  $V_T$ ) является маневр “свободное падение-торможение” (СПТ).

При выполнении посадки с использованием СВБП такая задача решается 3 раза: для обеспечения условий первого и второго сканирования поверхности Луны посредством СВБП, а также для выведения КА на заключительный участок спуска с постоянной скоростью. Отсюда возникла целесообразность предварительного рассмотрения модельной задачи и анализа свойств ее решения для последующего использования в алгоритме управления движением КА на участке повторного торможения.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим модельную задачу о свободном вертикальном падении КА с начальной высоты  $h_0$  при начальной скорости снижения  $V_0$  и последующим торможением для выхода на заданную высоту  $h_T$  с заданной скоростью снижения  $V_T$  (маневр СПТ). Для обеспечения двух заданных конечных параметров движения, высоты и скорости снижения, имеются два параметра управления, высота включения тормозной двигательной установки  $h_{\text{вкл}}$  (конец участка свободного падения) и время ее работы  $T$ . Величина избыточного тормозного ускорения

$$W = P/m - g_{\text{л}} \quad (1)$$

задана. Здесь  $P$  – тяга тормозной двигательной установки,  $m$  – масса КА (в модельной задаче постоянна),  $g_{\text{л}} = 1.63$  м/с<sup>2</sup> – гравитационное ускорение на поверхности Луны. В модельной задаче принято  $W = \text{const}$ , т.е. движение КА является либо равноускоренным (на участке свободного падения  $P = 0$ ), либо равнозамедленным (на участке торможения  $P > 0$  и  $W > 0$ ). Допущение  $W = \text{const}$  при расчете маневров СПТ справедливо с точностью порядка 0.5–1.0%.

Для анализа этой задачи удобно использовать фазовую плоскость “скорость снижения  $V$  – высота  $h$ ” (рис. 1), рассмотренную в [4]. На этом рисунке схематично показаны фазовые траектории  $h(V)$  участков свободного падения и торможения для фиксированных значений избыточного ускорения  $W$  при  $V_T = V_0 = 0$ . Высота включения  $h_{\text{вкл}}$

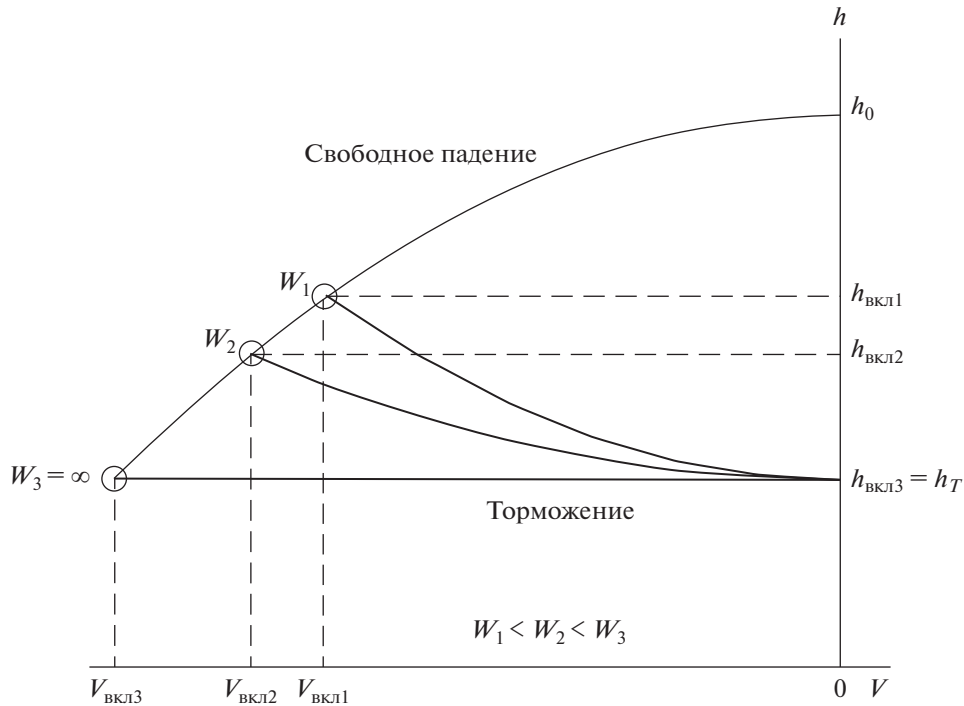


Рис. 1. Схема маневра “свободное падение-торможение”.

зависит от  $W$ : чем больше величина избыточного ускорения  $W$ , тем меньше высота, т.е. при  $W_1 < W_2 < W_3$  имеем  $h_{вкл1} > h_{вкл2} > h_{вкл3}$ . В гипотетическом случае, когда  $W_3 = \infty$ , следует  $h_{вкл} = h_T$ . При этом время работы тормозной двигательной установки  $T = 0$  (импульсное торможение), а расход топлива минимален, т.е. схема спуска СПТ является оптимальной по расходу топлива.

Вычислим время включения тормозной двигательной установки  $t_{вкл}$ , которое является определяющим для маневра СПТ. Движение КА на участке свободного падения  $0 \leq t \leq t_{вкл}$  описывается уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -g_L, \\ V(t) &= V_0 - g_L t, \\ h(t) &= h_0 + V_0 t - g_L t^2 / 2. \end{aligned} \tag{2}$$

Здесь символом  $\dot{V}$  обозначена производная скорости  $V$  по времени  $t$ . Время отсчитывается от начала участка свободного падения. В момент включения двигательной установки  $t_{вкл}$  (т.е. в конце участка свободного падения) имеем:

$$\begin{aligned} V_{вкл} &= V(t_{вкл}) = V_0 - g_L t_{вкл}, \\ h_{вкл} &= h(t_{вкл}) = h_0 + V_0 t_{вкл} - g_L t_{вкл}^2 / 2. \end{aligned} \tag{3}$$

Исключая из системы (2) время, получим уравнение параболы свободного падения ( $0 \leq h \leq h_{вкл}$ ):

$$h = h_0 + \frac{V_0^2 - V^2}{2g_L}. \tag{4}$$

Движение КА на участке торможения описывается уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{V} &= W, \\ V(t) &= V_{вкл} + Wt, \\ h(t) &= h_{вкл} + V_{вкл} t + Wt^2 / 2. \end{aligned}$$

Здесь время  $t$  отсчитывается от начала участка торможения ( $0 \leq t \leq T$ ). По аналогии с (4) получим уравнение параболы торможения ( $h_{вкл} \leq h \leq h_T$ ):

$$h = h_{вкл} - \frac{V_{вкл}^2 - V^2}{2W}. \tag{5}$$

С учетом заданных конечных условий имеем в конце торможения:

$$\begin{aligned} V(T) &= V_T = V_{вкл} + WT_a, \\ h(T) &= h_T = h_{вкл} + V_{вкл} T_a + W/2. \end{aligned}$$

Здесь  $T_a$  – длительность активного участка (т.е. участка торможения).

Из соотношения (5) для конечного момента участка торможения, когда  $h = h_T$  и  $V = V_T$ , с учетом соотношений (3) можно получить квадратное уравнение относительно времени включения  $t_{вкл}$ , т.е. длительности участка свободного падения:

$$\begin{aligned} g_L(g_L + W)t_{вкл}^2 - 2V_0(g_L + W)t_{вкл} - \\ - (V_T^2 - V_0^2) - 2W(h_0 - h_T) = 0. \end{aligned} \tag{6}$$

**Таблица 1.** Использование КТД и ДМП для маневров СПТ

Двигательная установка	СПТ-1		СПТ-2		СПТ-3	
	$T, c$	$m_{\text{топ}}, \text{кг}$	$T, c$	$m_{\text{топ}}, \text{кг}$	$T, c$	$m_{\text{топ}}, \text{кг}$
КТД	8.0	11.1	9.1	12.6	2.8*	3.9
ДМП	29.1	17.5	39.2	23.5	10.2	5.1

\* Минимальная допустимая длительность работы КТД равна 5 с.

Решение уравнения (6) определяет время свободного падения  $t_{\text{вкл}}$ :

$$t_{\text{вкл}} = \frac{V_0}{g_{\text{л}}} + \frac{1}{g_{\text{л}}} \sqrt{\frac{1}{W + g_{\text{л}}} \left\{ V_0^2 W + g_{\text{л}} \left[ V_T^2 + 2W(h_0 - h_T) \right] \right\}}, \quad (7)$$

(физический смысл имеет только знак “+” перед корнем).

В частном случае при нулевой начальной и конечной скоростях  $V_T = V_0 = 0$  имеем:

$$t_{\text{вкл}} = \sqrt{\frac{2W(h_0 - h_T)}{g_{\text{л}}(W + g_{\text{л}})}}.$$

Формула (7) с учетом условия  $t_{\text{вкл}} \geq 0$  позволяет получить ограничение на величину избыточного ускорения (1) с учетом заданных краевых условий по высоте и скорости:

$$W \geq \frac{V_0^2 - V_T^2}{2(h_0 - h_T)}. \quad (8)$$

Анализ фазовой плоскости (рис. 1) и ограничения (8) приводит к следующим выводам. С уменьшением перепада высот  $h_0 - h_T$  потребное избыточное ускорение  $W$  увеличивается. В предельном случае при  $h_T \rightarrow h_0$  имеем  $W \rightarrow \infty$ . Для маневра СПТ избыточное ускорение должно удовлетворять условию  $W \geq 0$ . Если  $W = 0$ , то выполняется условие  $V_T = V_0$  независимо от перепада высот  $h_0 - h_T$ , и спуск КА происходит с постоянной скоростью снижения  $V = V_0$ .

### АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ НА УЧАСТКЕ ПРЕЦИЗИОННОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Проведенные предварительно статистические испытания алгоритма управления на участке ПТ при спуске с использованием СВБП позволили оценить средние параметры движения КА при выполнении маневров СПТ, в том числе его среднюю начальную массу  $m_0$ , среднюю высоту  $h_0$  и среднюю скорость снижения  $V_0$  перед каждым маневром, а также среднюю конечную массу  $m_T$ , заданную (целевую) конечную высоту  $h_T$  и заданную скорость снижения  $V_T$  в конечной точке маневра:

маневр СПТ-1

$$m_{01} = 908 \text{ кг}, \quad h_{01} = 1883 \text{ м}, \quad V_{01} = -19 \text{ м/с}, \\ m_{T1} = 896 \text{ кг}, \quad h_{T1} = 1350 \text{ м}, \quad V_{T1} = -12 \text{ м/с};$$

маневр СПТ-2

$$m_{02} = 862 \text{ кг}, \quad h_{02} = 805 \text{ м}, \quad V_{02} = -2.3 \text{ м/с}, \\ m_{T2} = 850 \text{ кг}, \quad h_{T2} = 310 \text{ м}, \quad V_{T2} = -2 \text{ м/с};$$

маневр СПТ-3

$$m_{03} = 816 \text{ кг}, \quad h_{03} = 92 \text{ м}, \quad V_{03} = -1.7 \text{ м/с}, \\ m_{T3} = 810 \text{ кг}, \quad h_{T3} = 35 \text{ м}, \quad V_{T3} = -2.3 \text{ м/с}.$$

Здесь цифры в индексе соответствуют номеру маневра.

Ограничение (8) для маневров СПТ-1, СПТ-2 и СПТ-3 принимает значения:

$$W_1 0.214 \text{ м/с}^2, W_2 0.004 \text{ м/с}^2, W_3 - 0.017 \text{ м/с}^2.$$

КТД с тягой 440 кгс создает избыточное ускорение  $W_{\text{КТД}} \geq 3.124 \text{ м/с}^2$ . Поэтому с учетом ограничения (8) КТД можно использовать для выполнения любого маневра СПТ.

Четыре ДМП, два из которых работают в режиме полной тяги, а два других в режиме половинной тяги, обеспечивают суммарную тягу 180 кгс и создают избыточное ускорение  $W_{\text{ДМП}} \geq 0.315 \text{ м/с}^2$ . Согласно ограничению (8) их также можно использовать для выполнения всех маневров СПТ.

В табл. 1 даны предварительные оценки длительности включения и расхода топлива в модельной задаче при выполнении маневров СПТ с использованием КТД (тягой 440 кгс) или четырех ДМП (суммарная тяга 180 кгс).

Из приведенных данных следует, что из-за ограничения по минимальной длительности работы КТД (5 с) этот двигатель нельзя использовать для выполнения маневра СПТ-3. Четыре ДМП могут быть использованы для выполнения

всех маневров СПТ, но время их работы при выполнении маневра СПТ-1 может достигать 30–40 с, что составляет 15–20% от суммарного допустимого времени работы каждого ДМП. Это довольно существенно с учетом их работы до момента исполнения СПТ-1.

На основе проведенного анализа принято следующее: маневр СПТ-1 выполняется посредством КТД с тягой 440 кгс и регулированием ее в пределах  $\pm 40$  кгс, в необходимых случаях дополнительно включаются два ДМП с “регулированием” средней тяги посредством включения-выключения. Маневры СПТ-2 и СПТ-3 выполняются с помощью четырех ДМП с суммарной тягой 180 кгс, причем два ДМП работают на полной тяге, а другие два ДМП – на 50% тяги, что обеспечивает возможность ее регулирования в пределах  $\pm 60$  кгс.

Если посадка КА осуществляется без использования СВБП, то на участке ПТ выполняется только один маневр СПТ. Из предварительных статистических испытаний получены следующие средние параметры этого маневра:

$$m_0 = 910 \text{ кг}, \quad h_0 = 2312 \text{ м}, \quad V_0 = -20 \text{ м/с};$$

$$m_T = 852 \text{ кг}.$$

Целевые параметры в точке окончания маневра:  $h_T = 40 \text{ м}$ ,  $V_T = -2.3 \text{ м/с}$ .

Для такого маневра можно использовать только КТД с тягой 440 кгс. При этом время работы двигателя порядка 23 с, а расход топлива около 32 кг. Использование ДМП недопустимо, так как их время работы превысит 100 с.

В зависимости от работоспособности СВБП выбранная заранее площадка прилунения может не меняться в процессе спуска (посадка без использования СВБП) или корректироваться в некоторых пределах с использованием информации СВБП для уточнения степени безопасности ее поверхности (величины уклона и наличия крупных камней/ям). Безопасность прилунения КА обеспечивается также применением программного (“жесткого”) управления с фиксированными значениями прицельной высоты и скорости в конце маневров СПТ.

Для получения качественной информации СВБП в ходе сканирования необходимо обеспечить постоянную вертикальную ориентацию КА с точностью  $3^\circ$ , свободное падение (могут включаться только двигатели стабилизации) с начальной скоростью снижения не больше 12 м/с для первого сканирования и не больше 2 м/с для второго сканирования (горизонтальная скорость должна быть меньше 2 м/с).

В алгоритме управления движением КА на участке ПТ используется решение рассмотренной ранее модельной задачи. Как отмечалось, на этом участке выполняются три маневра типа СПТ. Пер-

вый и второй маневры (СПТ-1 и СПТ-2) создают условия для сканирования поверхности Луны посредством СВБП с целью уточнения места безопасной посадки КА. Третий маневр (СПТ-3) обеспечивает условия “мягкого” прилунения.

После СПТ-1 и СПТ-2 в необходимых случаях КА выполняет маневры для коррекции места безопасного прилунения (маневры уклонения). Алгоритм маневра уклонения описан ниже.

В результате маневра СПТ-1 КА выходит на высоту порядка 1300 м со скоростью снижения около  $-12 \text{ м/с}$  и начинает свободное падение в течение 6 с, а СВБП сканирует поверхность Луны для выбора площадки размером  $20 \times 20 \text{ м}$  с уклоном меньше  $15^\circ$ . Обработка результатов сканирования занимает 9 с.

Если по результатам сканирования найдется площадка, которая имеет уклон не более  $15^\circ$  с центром на расстоянии до 3-х метров от подспутниковой точки КА, то первый маневр уклонения не выполняется. При обнаружении подходящей площадки на расстоянии от 3-х до 100 м от подспутниковой точки выполняется первый маневр уклонения для совмещения подспутниковой точки с центром выбранной площадки. Если будет обнаружено несколько таких площадок, то в качестве цели выбирается ближайшая. В случае отсутствия площадки с уклоном меньше  $15^\circ$  выбирается площадка с минимальным уклоном. Максимальное время первого маневра уклонения равно 37 с (на максимальную дальность 100 м). Минимальное время маневра уклонения для условной нулевой дальности принято равным 15 с (при дальности до 3-х метров маневр уклонения не выполняется). Для промежуточных дальностей от 3-х до 100 м время маневра определяется как квадратичная функция от дальности (с вершиной параболы на дальности 100 м).

Маневр СПТ-2 необходим для обеспечения условий второго сканирования поверхности Луны посредством СВБП с высоты меньше 300 м, когда можно различить камни/ямы высотой/глубиной до 0.3 м. Время сканирования 6 с, время обработки кадра 15 с. По результатам второго сканирования выбирается площадка размером  $20 \times 20 \text{ м}$ , центр которой находится на расстоянии до 20 м от текущей подспутниковой точки. Логика выбора площадки прилунения и второй маневр уклонения аналогичны первому. Заданная точность приведения КА к центру выбранной площадки при первом и втором маневрах уклонения составляет 3 м. Эта величина ограничивает минимальные дальности при выполнении обоих маневров (зона нечувствительности).

Перед заключительным этапом спуска выполняется маневр СПТ-3. КА выводится на высоту порядка 30 м со скоростью снижения  $-2.3 \text{ м/с}$ . С этой высоты поддерживается постоянная ско-

рость снижения КА и обеспечивается “мягкое” прилунение.

Номинальная фазовая траектория положена в основу программы спуска. “Жесткость” траектории обеспечивается фиксацией высот  $h_T$  и скоростей снижения  $V_T$  в конечных точках маневров СПТ-1, СПТ-2 и СПТ-3:

$$\begin{aligned} h_{T1} &= 1350 \text{ м}, \quad V_{T1} = -12 \text{ м/с}; \\ h_{T2} &= 310 \text{ м}, \quad V_{T2} = -2 \text{ м/с}; \\ h_{T3} &= 35 \text{ м}, \quad V_{T3} = -2.3 \text{ м/с}. \end{aligned} \quad (9)$$

По существу (9) задают терминальные условия для выхода на высоты сканирования посредством СВБП и для выполнения безопасного прилунения.

Вычисленное по формуле (7) время включения тормозной двигательной установки  $t_{\text{вкл}}$  (время  $t$  отсчитывается от начала участка свободного падения) используется алгоритмом управления для формирования команды на включение двигателей торможения. Для СПТ-1 это КТД, для СПТ-2, 3 это ДМП. При этом для СПТ-1 учитывается запаздывание выхода тяги КТД на номинальную величину 440 кгс (2.4 с). Программная скорость спуска по параболе торможения формируется в зависимости от текущей навигационной высоты по конечным параметрам движения  $h_T$  и  $V_T$ :

$$V_{\text{прог}}(h) = -\sqrt{V_T^2 + 2(h - h_T)W_1}. \quad (10)$$

Здесь  $h$  – текущая навигационная высота,  $W_1$  – избыточное ускорение КА при первом торможении, уточняемое с помощью алгоритма адаптации, который описан в следующем разделе. Величина  $W_1$  уточняется на каждом такте управления (1 с).

При маневрах СПТ-1 и СПТ-2 точность отслеживания программной скорости (10) в процессе торможения составляет  $\pm 1$  м/с. Регулируется скорость снижения путем изменения тяги тормозного двигателя. Программы спуска для маневров СПТ-2 и СПТ-3 формируются аналогично СПТ-1. На последнем участке спуска с постоянной скоростью ( $-2.3$  м/с) требуемая точность выдерживания заданной скорости составляет  $\pm 0.3$  м/с.

### АЛГОРИТМ АДАПТАЦИИ

Средняя тяга КТД равна 440 кгс при допуске  $\pm 20$  кгс, а допуск на массу составляет  $\pm 20$  кг. Из статистических испытаний получена средняя масса КА в конце участка ОТ:  $\sim 910$  кг. Отсюда можно оценить пределы возможного изменения избыточного ускорения  $W$  (разность между кажущимся ускорением и гравитационным ускорением Луны) в конце участка ОТ. Максимальное избыточное ускорение имеет место при максимальной тяге

и минимальной массе, а минимальное – при минимальной тяге и максимальной массе. От среднего избыточного ускорения различие может достигать  $\pm 10\%$ . Поэтому величину  $W$  в формуле (7) для расчета маневров СПТ необходимо уточнять.

Алгоритм адаптации использует измерения кажущегося ускорения КА в конце ОТ. Величина суммарной тяги двигательной установки  $P_{\Sigma 0}$  и масса КА  $m_0$  в конце ОТ точно не известны, но их отношение, т.е. фактическое кажущееся ускорение в конце ОТ

$$W_{0\text{каж}} = P_{\Sigma 0}/m_0,$$

по измерениям БИБ известно достаточно точно. На участке ОТ для торможения используются КТД и ДМП. В конце ОТ известен угол отклонения привода регулятора тяги КТД и соответствующая ему величина тяги (по тарировочной дроссельной характеристике двигателя). Поэтому можно оценить изменение тяги КТД ( $\Delta P_{\text{КТД}}$ ) при переводе регулятора тяги в положение, соответствующее средней величине тяги (440 кгс). Для работающих дополнительно ДМП на участке ОТ в конце этого участка известен режим их работы (коэффициент заполнения импульса), что позволяет оценить их среднюю тягу ( $P_{\text{ДМП}}$ ) по номинальной характеристике.

Маневр СПТ-1 выполняется посредством КТД со средней номинальной тягой 440 кгс. При этом масса КА по сравнению с концом ОТ уменьшается на величину расхода топлива при работе двигателей стабилизации  $\Delta m_{\text{топ}}$ , т.е. начальная масса КА при выполнении маневра СПТ-1 будет  $m_1 = m_0 - \Delta m_{\text{топ}}$ . Тяга двигательной установки уменьшится на  $\Delta P = \Delta P_{\text{КТД}} + \Delta P_{\text{ДМП}}$ , т.е. тяга будет  $P_1 = P_{\Sigma 0} - \Delta P$ . Здесь  $\Delta P_{\text{ДМП}}$  учитывает изменение коэффициента заполнения импульса (обнуление) для ДМП при переходе от ОТ к ПТ.

Для расчета адаптированного избыточного ускорения при выполнении маневра СПТ-1 используется формула

$$W_1 = W_{0\text{каж}}(1 - \Delta P/P_{\Sigma 0})(1 + \Delta m_{\text{топ}}/m_0) - 1.63 \text{ м/с}^2,$$

или с точностью до малых первого порядка

$$W_1 = W_{0\text{каж}}(1 - \Delta P/P_{\Sigma 0} + \Delta m_{\text{топ}}/m_0) - 1.63 \text{ м/с}^2.$$

Здесь  $\Delta P$  – номинальное уменьшение суммарной тяги двигательной установки,  $P_{\Sigma 0}$  – номинальная суммарная тяга в конце ОТ,  $\Delta m_{\text{топ}}$  – расход топлива на стабилизацию КА от конца ОТ до начала маневра СПТ-1 (по номинальному секунднему расходу топлива),  $m_0$  – масса КА в конце ОТ (по статистике).

При выполнении маневров СПТ-2 и СПТ-3 посредством ДМП с суммарной тягой 180 кгс расчет избыточного кажущегося ускорения  $W$  в фор-

муле, аналогичной (1), выполняется по номинальной средней тяге ДМП с учетом значения коэффициента заполнения импульса. Расход топлива в промежутке между маневрами, на маневры уклонения и в процессе торможения вычисляется по номинальному секундному расходу двигателей с учетом времени их работы.

Адаптация к фактическому избыточному ускорению повышает точность выполнения маневров СПТ и способствует безопасному прилунению.

### АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ МАНЕВРАХ УКЛОНЕНИЯ

На участке ПТ управление движением КА осуществляется по двум каналам: вертикальному и горизонтальному. Вертикальный канал реализует маневры СПТ посредством включения двигателей торможения (КТД или ДМП) с отслеживанием программной скорости (10) на участках торможения путем изменения тяги. На маневрах уклонения также выполняется управление вертикальной скоростью с целью обеспечения “невзлета” КА (т.е. сохранения отрицательной вертикальной скорости) в момент окончания маневра. Горизонтальный канал реализует маневры уклонения за счет отклонения вектора тяги двигателя на некоторый угол от вертикали. Маневр уклонения выполняется одновременно в продольном (канал тангажа) и боковом (канал рыскания) направлениях. При отклонении от вертикали на угол  $\varphi$  появляется горизонтальная составляющая тяги в направлении маневра ( $P\sin\varphi$ ), которая ограничена максимальным допустимым углом  $\varphi = 20^\circ$  из условий функционирования ДИСД. В случае отклонения КА на максимальный угол избыточное тормозное ускорение (1), которое действует в вертикальном канале, уменьшается (на  $\sim 37\%$  при использовании ДМП с суммарной тягой 180 кгс).

Маневры уклонения рассматриваются в посадочной инерциальной системе координат (ПСК) с началом  $O$  в центре масс Луны. Оси  $Ox_{ПСК}$  и  $Oy_{ПСК}$  лежат в плоскости предпосадочной эллиптической орбиты, причем ось  $Ox_{ПСК}$  направлена против движения КА, а ось  $Oy_{ПСК}$  — по радиус-вектору упрежденной точки прицеливания. Ось  $Oz_{ПСК}$  дополняет систему координат до правой. Связанная система координат (ССК) с началом  $S$  в центре масс КА после участков ОТ и вертикализации ориентирована следующим образом: ось  $Sx$  сонаправлена с осью  $Oy_{ПСК}$ , ось  $Sy$  сонаправлена с осью  $Ox_{ПСК}$ , а ось  $Sz$  направлена против оси  $Oz_{ПСК}$ .

Для выполнения маневра уклонения используется алгоритм пропорционального наведения, суть которого заключается в следующем. Пусть  $X_0$  и  $Z_0$  — начальные координаты КА в ПСК, а  $V_{x0}$  и  $V_{z0}$  — компоненты начальной горизонтальной скорости. Прицельная точка Ц (цель) в горизон-

тальной плоскости для маневра уклонения имеет координаты:

$$\begin{aligned} X_{ц} &= X_0 + \Delta X, \\ Z_{ц} &= Z_0 + \Delta Z + V_{zл} t_m. \end{aligned}$$

Здесь  $\Delta X$ ,  $\Delta Z$  — продольная и боковая составляющие координат центра выбранной площадки относительно начального положения КА,  $V_{zл} = -1.3$  м/с — скорость на широте посадки вследствие вращения Луны (предпосадочная орбита близка к полярной),  $t_m$  — прогнозируемое время маневра. Для текущих координат КА ( $X$ ,  $Z$ ) и прицельных координат ( $X_{ц}$ ,  $Z_{ц}$ ) определяются программные скорости ( $V_{хпр}$ ,  $V_{zпр}$ ), пропорциональные их разности:

$$\begin{aligned} V_{хпр} &= k_1 [X - (X_0 + \Delta X)], \\ V_{zпр} &= k_1 [Z - (Z_0 + \Delta Z + V_{zл} \Delta t)]. \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь коэффициент  $k_1 = -0.1$  с<sup>-1</sup>,  $\Delta t$  — время от начала маневра уклонения.

Программные скорости (11) позволяют вычислить командные углы крена  $\theta_k$  и рыскания  $\psi_k$  для выполнения маневров в продольном и боковом направлениях:

$$\begin{aligned} \theta_k &= k_2 (V_x - V_{хпр}), \\ \psi_k &= k_2 (V_z - V_{zпр}), \end{aligned} \quad (12)$$

где коэффициент  $k_2 = 7$  град/(м/с), а  $V_x$ ,  $V_z$  — компоненты текущей скорости.

Командные углы (12) реализуются системой управления КА в процессе выполнения первого и второго маневров уклонения. В качестве примера на рис. 2 показано изменение программной и фактической скоростей при выполнении первого маневра уклонения на 100 м в продольном направлении. Небольшое перерегулирование в конце может быть устранено посредством изменения в конце маневра коэффициента усиления в формуле (12) для  $\theta_k$ . Рис. 3 иллюстрирует изменение командных углов тангажа и рыскания, а рис. 4 — изменение продольной координаты в процессе этого маневра.

После первого и второго маневров уклонения с целью уменьшения промаха, который всегда имеет место после выполнения маневров, на активных участках СПТ-2 и СПТ-3 осуществляется дополнительное “подтягивание” к точке прицеливания (к центру выбранной для прилунения площадки). “Подтягивание” основано на тех же соотношениях (11) и (12), что и сами маневры уклонения.

### СТАТИСТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ АЛГОРИТМА

Проверка эффективности терминального алгоритма управления посадкой (ТАУП) проводи-

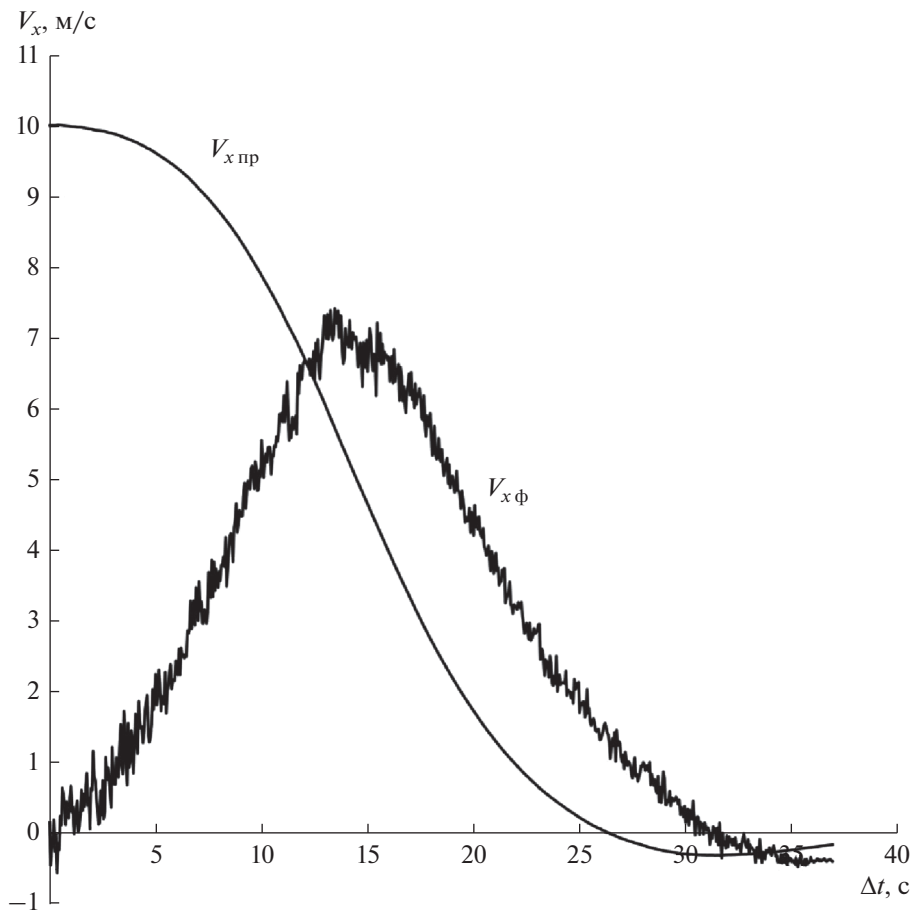


Рис. 2. Программная и текущая продольная скорости (продольный маневр уклонения на 100 м).

лась на комплексной модели возмущений, включающей следующие составляющие:

- 1) отклонение массы КА, моментов инерции и положения центра масс от номинальных величин,
- 2) отклонение тяг и удельных тяг двигателей от номинальных величин, а также эксцентриситет и перекос тяги,
- 3) ошибки начального вектора состояния,
- 4) ошибки навигационных измерений.

Принято, что ошибки массы и координаты центра масс, а также тяги и удельной тяги имеют равномерное распределение в заданных пределах, а остальные ошибки имеют нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием и заданным среднеквадратичным отклонением.

Величины обоих маневров уклонения формируются случайным образом по двум координатам при их равномерном распределении с учетом ограничений по дальности.

Рассматриваемые варианты совокупных действующих возмущений и маневров, формируются с помощью датчика псевдослучайных чисел однозначно по номеру варианта. Размерность

псевдослучайного вектора равна числу возмущающих факторов, отдельные компоненты которого имеют соответствующее распределение. В каждом случае выполняются (или не выполняются) свои маневры уклонения. Это позволяет при необходимости детально анализировать “плохие” варианты и соответственно корректировать алгоритм управления для их устранения. Итоговая статистика получена расчетом 500 возмущенных траекторий отдельно для посадки с использованием СВБП (табл. 2) и без СВБП (табл. 3). В этих таблицах приняты следующие обозначения для конечных параметров движения в момент прилунения:  $t_k$  — время от начала спуска до прилунения,  $m_k$  — конечная масса КА,  $m_{\text{гор}}$  — расход топлива от начала спуска до прилунения (отдельно для КТД, ДМП+ДМТ и суммарный расход),  $V_r$  — вертикальная скорость,  $V_{\text{гор}}$  — горизонтальная скорость,  $\varphi$  — угол продольной оси КА с вертикалью,  $x, z$  — промахи в продольном и боковом направлениях относительно выбранной точки прилунения,  $r = \sqrt{x^2 + z^2}$ , время работы КТД, а также времена работы включаемых попарно ДМП 1, 2 и



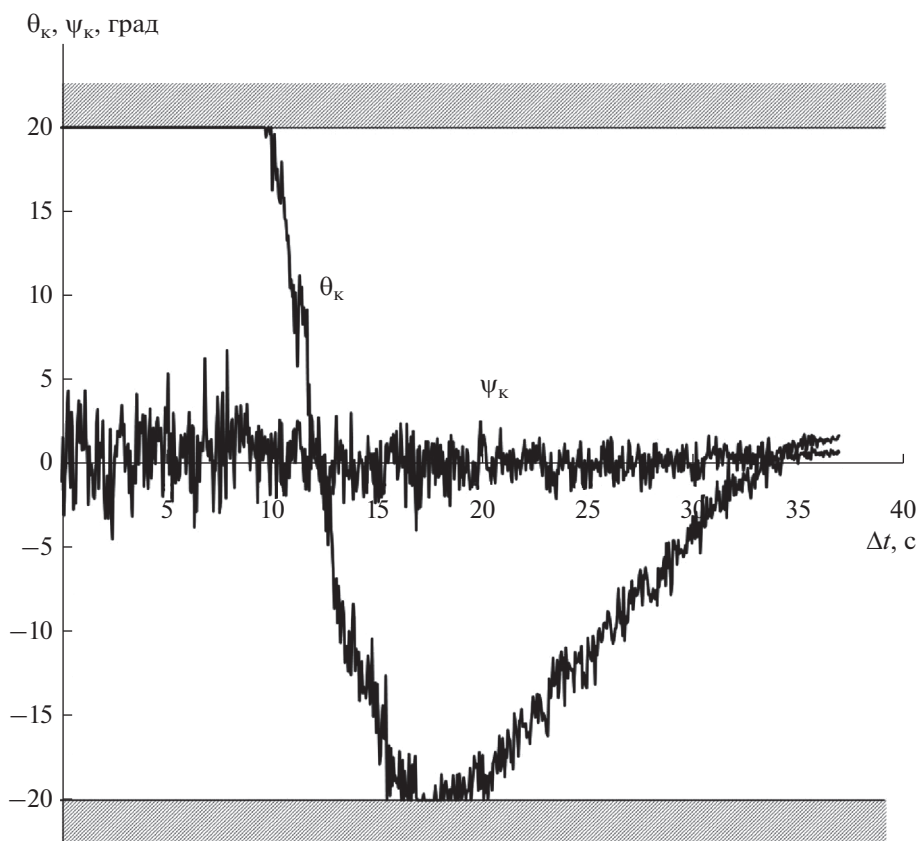


Рис. 3. Командные значения углов тангажа и рыскания (продольный маневр уклонения на 100 м).

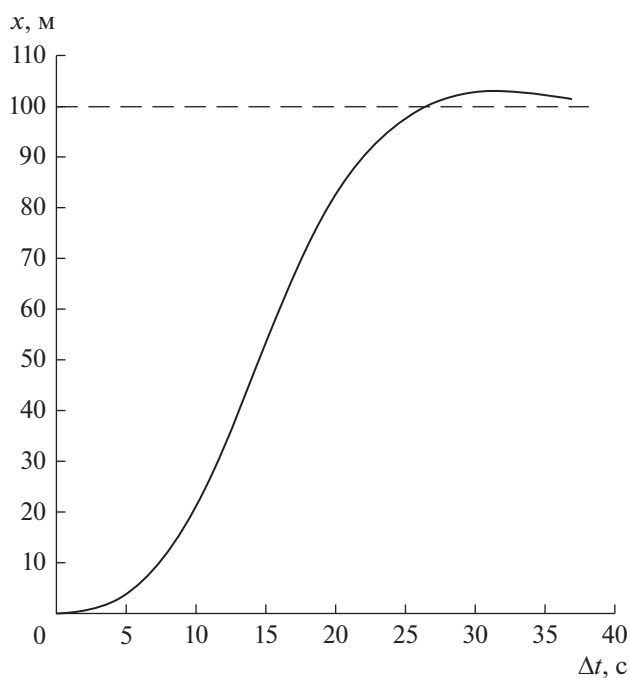


Рис. 4. Изменение продольной координаты (продольный маневр уклонения на 100 м).

ДМП 3, 4. МО означает математическое ожидание,  $\sigma$  — среднее квадратичное отклонение,  $\min$  — минимальная величина,  $\text{var. min}$  показывает номер варианта возмущенной траектории, на которой достигается минимальная величина,  $\text{max}$  — максимальная величина,  $\text{var. max}$  показывает номер варианта возмущенной траектории, на которой достигается максимальная величина,

Статистические испытания ТАУП на участке прецизионного торможения показали его работоспособность при посадке с СВБП и без СВБП. При использовании СВБП посадка осуществляется в выбираемом районе Луны, а промах относительно центра уточненной площадки прилунения не превышает 2 м, величина скорости прилунения меньше 2.8 м/с, горизонтальная скорость не превышает 0.1 м/с, угол с вертикалью меньше 1.5°. Расход топлива из баков КТД и баков ДМП + ДМТ находится в допустимых пределах. На рис. 5 показаны координаты точек прилунения при посадке с СВБП. Начало посадочной системы координат совпадает со скорректированной точкой посадки (центром выбранной площадки).

При посадке без СВБП промах относительно выбранной точки прилунения не превышает 2200 м,

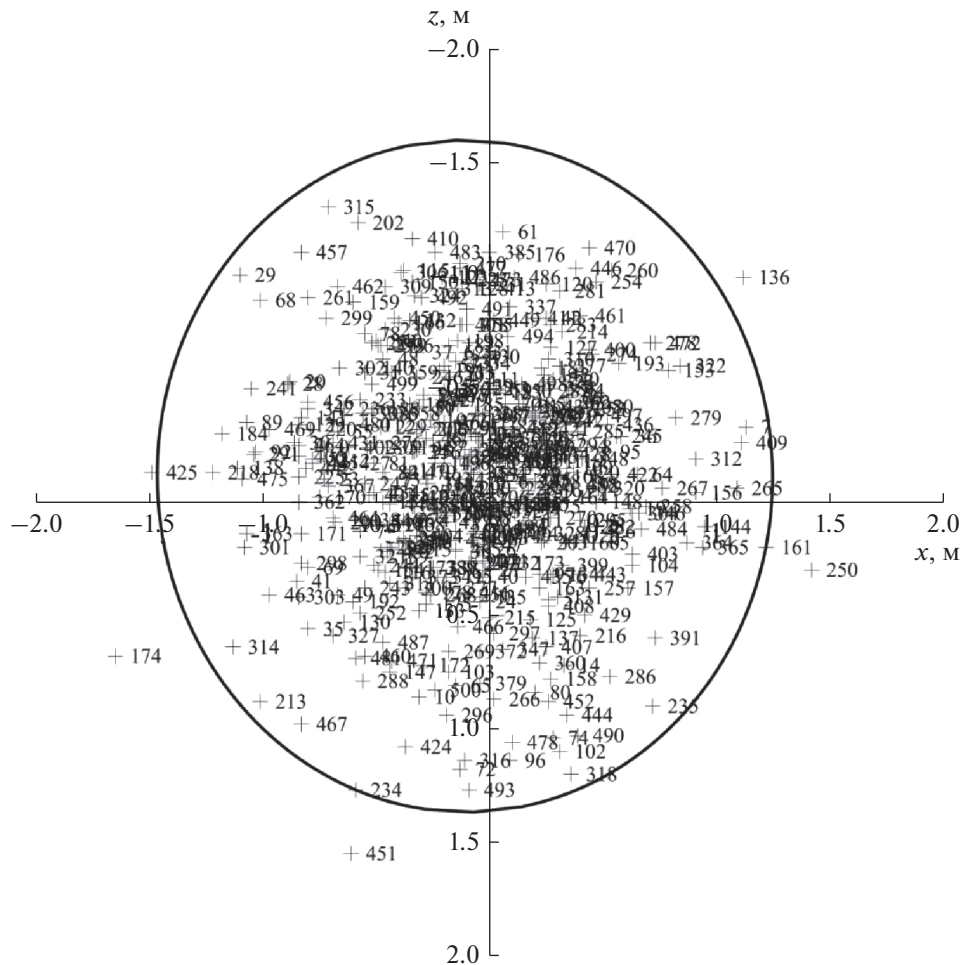


Рис. 5. Конечные точки прилунения при посадке с СВБП.

величина скорости прилунения порядка 2.3 м/с, горизонтальная скорость не превышает 0.2 м/с, угол с вертикалью меньше 1°. Все ограничения по запасу топлива и по допустимому времени работы двигателей выполняются. На рис. 6 даны координаты точек прилунения при посадке без СВБП. Начало посадочной системы координат совпадает с заданной априори точкой посадки.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана вторая часть комплексного терминального алгоритма управления посадкой – ТАУП для участка прецизионного торможения. Первая часть алгоритма для участка основного торможения изложена в ранних публикациях авторов. КА имеет комбинированную двигательную установку, включающую основной двигатель

Таблица 2. Результаты статистических испытаний 500 возмущенных траекторий спуска с использованием СВБП

Параметры	$t_k, c$	$m_k, кг$	$m_{топ}, кг$			$V_r, м/с$	$V_{гор}, м/с$	$\phi, град$	Промаях, м			Время работы, с		
			КТД	ДМП + ДМТ	$\Sigma$				x	z	r	КТД	ДМП1,2	ДМП3,4
МО	612.7	796.2	593.8	250.13	843.9	-2.3	0.03	0.49	-0.1	-0.1	0.6	432.9	213.6	212.4
СКО	13.0	8.2	9.5	10.65	7.3	0.2	0.02	0.25	0.5	0.5	0.33	8.1	13.4	13.2
min	564.4	775.5	570.5	217.36	812.4	-2.7	0.00	0.01	-1.7	-1.3	0.03	420.8	179.9	179.7
Var. min	248	252	464	289	423	58	69	237	174	315	275	156	389	289
max	647.2	830.8	612.9	277.35	860.2	-1.9	0.11	1.27	1.4	1.6	1.8	454.6	246.6	245.5
Var. max	268	248	134	464	213	76	418	218	250	451	174	261	261	261

Номинальная начальная высота конца участка ОТ равна 2000 м.

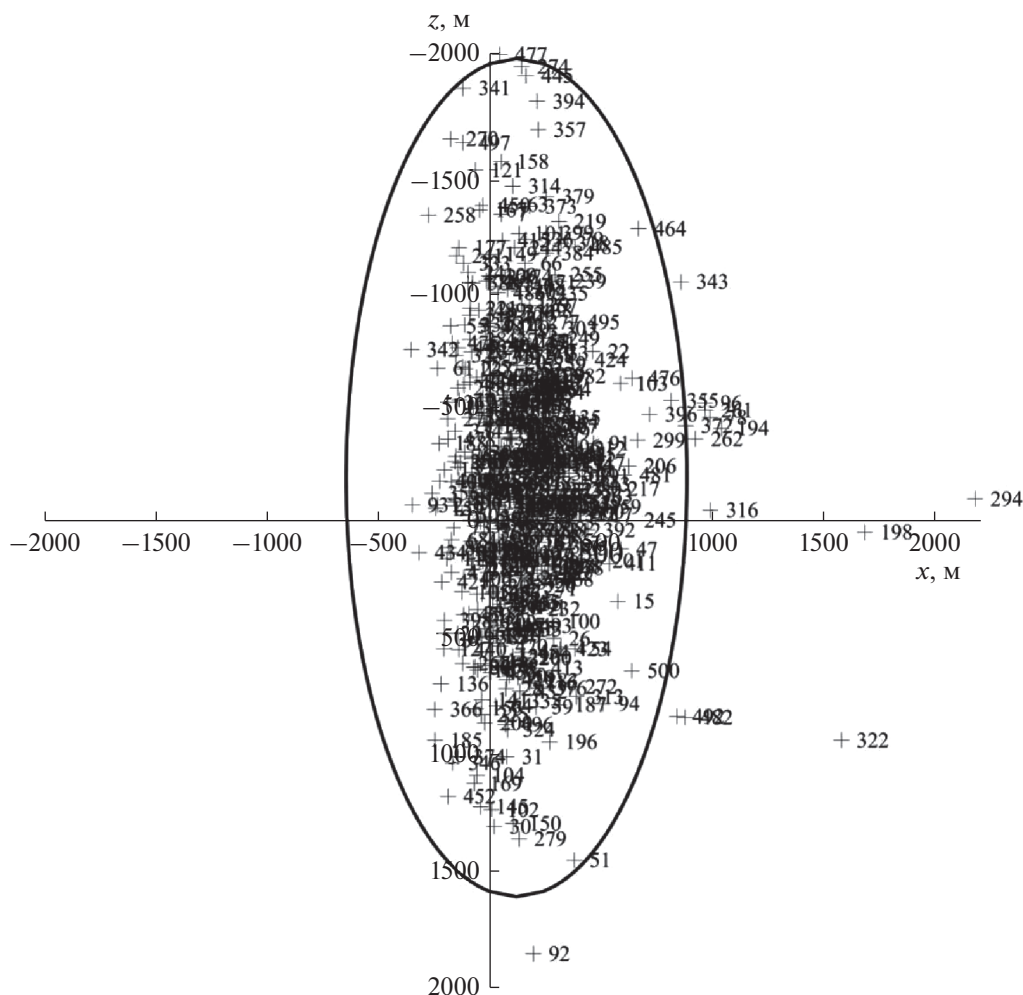


Рис. 6. Конечные точки прилунения при посадке без СВБП.

с регулируемой тягой в пределах  $\pm 10\%$ , четыре дополнительных двигателя мягкой посадки, средняя тяга которых “регулируется” посредством включения-выключения (изменением коэффициента заполнения импульса на интервале 1 с), и

двигателей стабилизации с малой тягой. Безопасность посадки обеспечивается возможностью коррекции места прилунения для избегания участков с большим уклоном и наличием больших камней/глубоких ям, а также применением

Таблица 3. Результаты статистических испытаний 500 возмущенных траекторий спуска без СВБП

Параметры	$t_k$ , с	$m_k$ , кг	$m_{\text{топ}}$ , кг			$V_r$ , м/с	$V_{\text{гор}}$ , м/с	$\varphi$ , град	Промах, м			Время работы, с		
			КТД	ДМП + ДМТ	$\Sigma$				x	z	r	КТД	ДМП1,2	ДМП3,4
МО	509.7	864.0	611.8	164.3	776.1	-2.3	0.06	0.39	121	-181	565	446.7	132.2	131.0
СКО	12.0	6.3	10.0	8.8	5.4	0.2	0.03	0.18	255	597	385	8.1	12.3	12.2
min	473.0	844.6	584.4	148.3	758.7	-2.7	0.01	0.01	-352	-1993	25	426.3	107.0	106.3
Var. min	284	283	198	268	315	25	15	242	342	477	301	284	268	268
max	543.9	882.6	631.9	186.8	790.1	-1.8	0.19	0.99	2181	1855	2183	469.3	166.0	163.0
Var. max	348	284	83	198	267	292	96	446	294	92	294	294	294	294

Номинальная начальная высота конца участка ОТ равна 2650 м.

“жесткой” траектории спуска. ТАУП обеспечивает приемлемую точность прилунения, расход топлива в пределах располагаемого запаса и выполнение заданных ограничений на режимы работы двигателей. ТАУП тестирован статистическими испытаниями на возмущенных траекториях с использованием комплексной модели полного движения КА (центра масс и относительно центра масс), с учетом работы автономной навигационной системы и совокупной модели действующих возмущений.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жуков Б.И., Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г. и др. Управление на этапе основного торможения при посадке на Луну космического аппарата с комбинированной двигательной установкой // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 1. С. 115–125.
2. Жуков Б.И., Зайко Ю.К., Лихачев В.Н. и др. Адаптивный терминальный алгоритм наведения для посадки на Луну // Вестник НПО им. С.А.Лавочкина. 2012. № 4. С. 92–102.
3. Жуков Б.И., Зайко Ю.К., Лихачев В.Н. и др. Робастный алгоритм наведения для посадки на Луну // Космич. исслед. 2013. Т. 51. № 6. С. 511–524. (Cosmic Research. P. 465–477).
4. Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П. Заключительные этапы торможения и методика расчета параметров управления движением КА, совершающего мягкую посадку на Луну // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 3–10.