

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ КА ПРИ СПУСКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

А.С. НОВОСЕЛОВ, ФГУП ЦНИИмаш

novoselov_artem@live.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

В статье приводится исследование управления движением перспективного космического аппарата (КА) при посадке на Луну, когда отклонения параметров движения от программных значений являются управляющими сигналами для коррекции реального движения. Определяется облик системы управления и навигации на участке посадки, представлены алгоритмы системы управления автоматического КА, приведены предварительные результаты моделирования управляемого движения по разработанным алгоритмам. Программное движение КА при организации посадки для своего определения требует многопараметрической многоступенчатой оптимизации. При этом в качестве оптимизируемых параметров выступают параметры переходной орбиты, тяга двигателя торможения, массовые характеристики конструкции, состав измерительных средств системы управления. Программа посадки состоит из двух участков:

- участок торможения, на котором производилось торможение КА от орбитальной скорости порядка 1700 м/с до 10 м/с;

- участок прецизионного движения, на котором производилось свободное падение КА после выключения двигателя торможения, а затем его повторное включение и собственно посадка.

Рассматривается управление КА на этапе торможения (сход с орбиты Луны в точке перигентра и торможение до высоты над поверхностью 2000 м) и решаются следующие задачи:

- выбор программной траектории;
- исследование управляемого движения КА на участке второго торможения относительно программной траектории методом математического моделирования.

Представлены алгоритмы и программы для оптимизации программных траекторий КА, осуществляющего спуск на Луну. Рассчитана программная траектория управляемого движения КА на участке спуска. Разработаны алгоритмы и программы для исследования управляемого движения КА на участке спуска. Проведено исследование точностных и динамических характеристик системы управления КА на участке спуска при заданных разбросах на параметры изделия и начальные условия.

Ключевые слова: система управления, управляемое движение КА, оптимизация программы движения КА.

Основные требования к системе управления мягкой посадкой на Луну перспективных КА

Мягкая посадка на поверхность небесного тела – это перемещение космического аппарата (КА) с падающей траектории или с некоторой орбиты его искусственного спутника на поверхность этого тела. При этом в момент контакта с поверхностью скорость движения КА должна быть снижена до допустимых достаточно малых значений. Ориентация КА должна быть такой, чтобы после контакта посадочного устройства и последующих за ним ударных перегрузок КА сохранил устойчивое положение, которое обеспечивает дальнейшее функционирование КА или его полезной нагрузки. Также важным параметром для большинства КА является разброс места посадки от заданной точки на поверхности планеты. Особенностью посадки на Луну является отсутствие атмосферы. Поэтому торможение и мягкая посадка на

Луну могут осуществляться только с использованием активного метода управления с помощью тормозной двигательной установки посадочного аппарата [2, 3].

Для перспективных КА, предназначенных для исследования Луны, в том числе и пилотируемых, требуется обеспечить следующие параметры движения КА на момент касания поверхности планеты:

- продольная скорость $V_{\text{прод}}$ – 2–3 м/сек;
- боковая скорость $V_{\text{бок}}$ – 1,5 м/сек;
- отклонение продольной оси от местной вертикали – не более 10 град;
- разброс места посадки на поверхности Луны – от ± 20 км до 100 м в зависимости от целей экспедиции.

Посадка на поверхность Луны может осуществляться с падающей траектории или с орбиты ИСЛ. В данном случае рассматривается следующая схема полета: КА выводится на перелетную траекторию, при подлете к Луне выдается тормозной импульс, переводящий КА на эллиптическую орбиту

ИСЛ с перицентром 18 км (первое торможение). Затем в перицентре ИСЛ начинает выдаваться второй тормозной импульс (второе торможение) для осуществления спуска. На расстоянии 2000 м от поверхности и относительной скорости порядка 10 м/с тормозной двигатель выключается и начинается участок прецизионного торможения [5, 6].

Торможение осуществляется с использованием тормозной двигательной установки.

В состав системы управления и навигации на участке посадки должны входить:

- бесплатформенная навигационная система в составе блока гироскопов, блока акселерометров и вычислителя;
- лазерный высотомер-вертиконт;
- доплеровский измеритель скорости и дальности;
- система выбора места посадки.

Система управления угловым движением должна осуществлять требуемую ориентацию КА на всех участках спуска и мягкой посадки, в том числе обеспечивать отработку программы изменения тангажа. В состав системы управления угловым движением обычно входят гироскопические измерители вектора угловой скорости, входящие в БИНС, и оптические датчики для начальной выставки и определения уходов БИНС. В качестве исполнительных органов системы обычно используются реактивные двигатели ориентации и стабилизации [4, 7].

В данной работе рассматривается управление КА на этапе торможения, сход с орбиты Луны в точке перицентра и торможение до высоты над поверхностью 2000 м и решаются следующие задачи:

1. Выбор программной траектории.
2. Исследование управляемого движения КА на участке второго торможения относительно программной траектории методом математического моделирования.
3. Определение требований к командно-измерительным приборам СУ.

Выбор параметров программной траектории на участке второго торможения

При расчете программной траектории примем следующие допущения:

- будем рассматривать движение абсолютно жесткого КА в плоскости;
- гравитационное поле Луны будем считать центральным [1];
- углы отклонения связанной системы координат КА по рысканью примем равными нулю;
- величину тяги двигателя примем постоянной.

Введем посадочную систему координат (ПСК), у которой ось ОХ направлена от центра Луны на КА в точке включения двигателей торможения. Ось ОУ направлена по полету перпендикулярно оси ОХ. Ось ОZ дополняет систему координат до правой.

Для анализа возможных траекторий первого участка спуска была поставлена краевая задача выбора программы изменения угла тангажа

$$\tan = \tan_0 + \tan_T \cdot t, \quad (1)$$

где $\tan_0$ – начальное значение программного угла тангажа,

$\tan_T$ – скорость изменения программного угла тангажа.

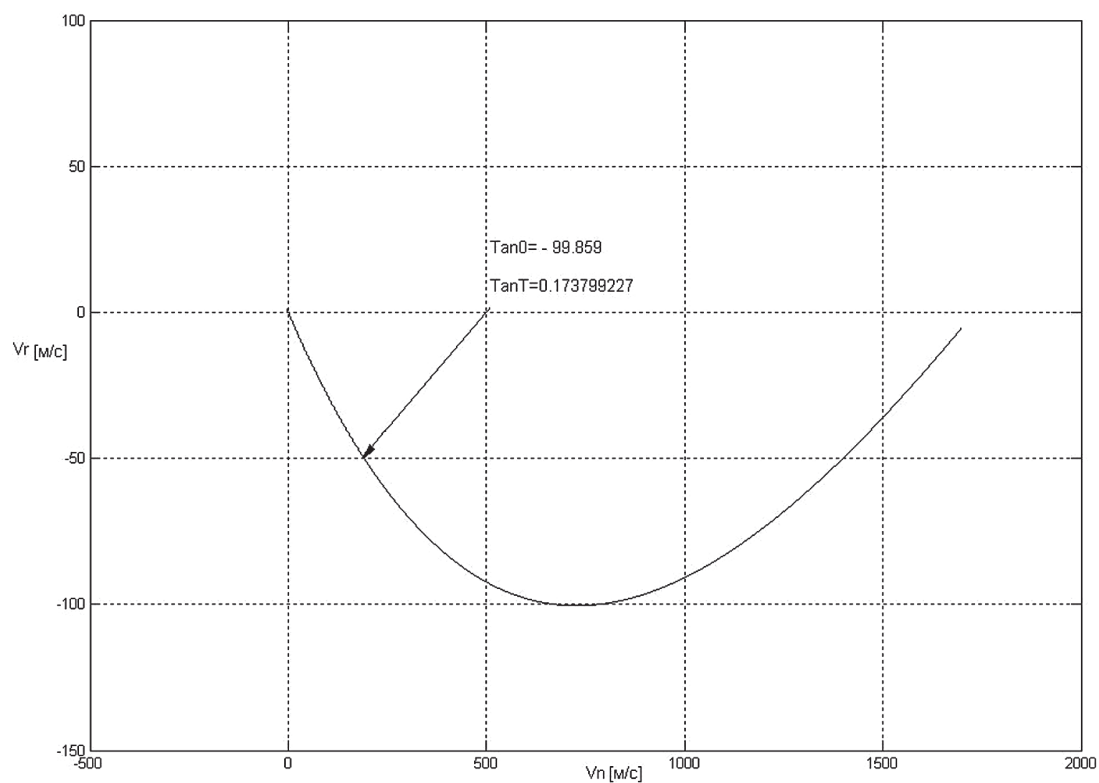
Решение краевой задачи считалось выполненным, когда при торможении КА с постоянной тягой Р из точки предпосадочной орбиты с заданной высотой перицентра и заданной аномалией КА завершал торможение на заданной высоте H_k при остаточной конечной скорости перемещения V_k .

Для выбора параметров программы изменения угла тангажа были приняты следующие требования:

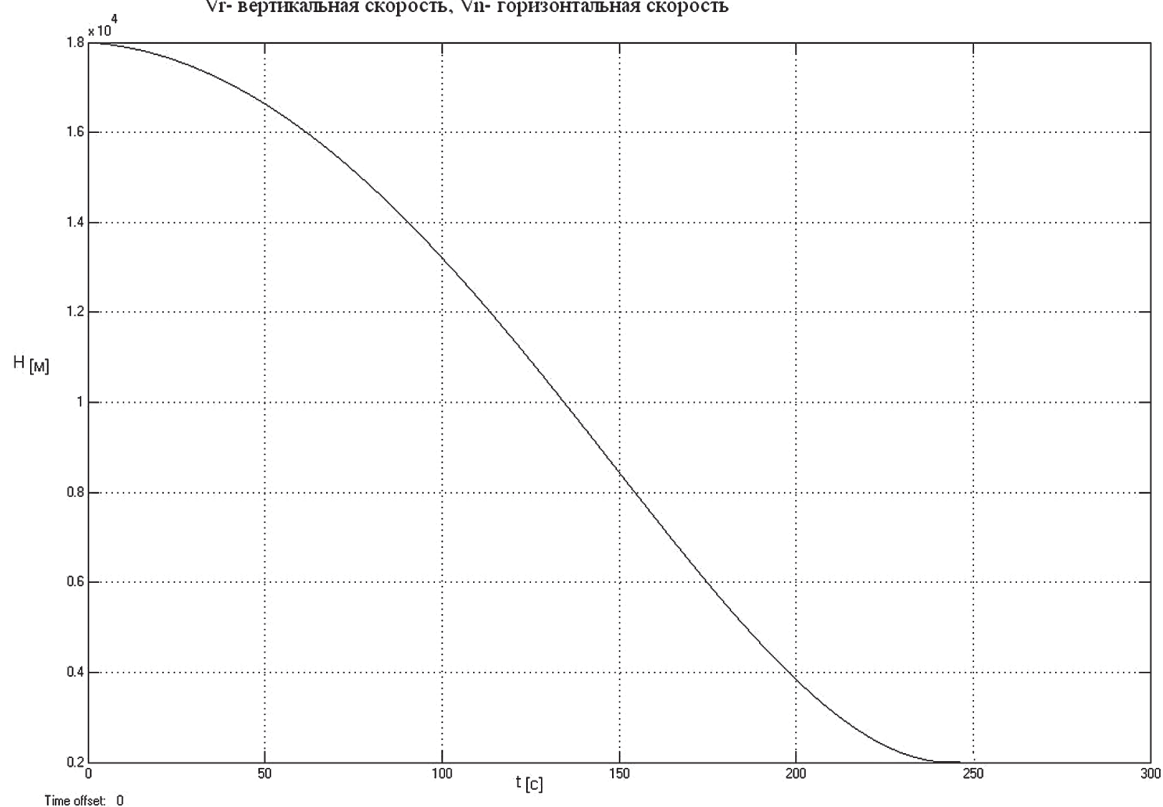
- предпосадочная орбита должна быть сформирована с высотой перицентра 18 км и высотой апоцентра 100 км;
- начальная точка спуска находится в перицентре;
- высота окончания второго торможения 2000 м;
- конечная скорость КА в этот момент 10 м/с.

Результаты моделирования опорной траектории

Методом математического моделирования (перебором реализаций) была выбрана опорная траектория и закон изменения угла



Изменение вертикальной и горизонтальной скорости в процессе торможения.
 V_r - вертикальная скорость, V_n - горизонтальная скорость



Изменение высоты КА при движении по опорной траектории

Рис. 1. Изменение вертикальной и горизонтальной скорости в процессе торможения. V_r – вертикальная скорость, V_n – горизонтальная скорость. Изменение высоты КА при движении по опорной траектории

Fig. 1. Changes in vertical and horizontal velocity during braking. V_r – vertical velocity, V_n – horizontal velocity. The change of the height of the spacecraft during the motion over the reference trajectory

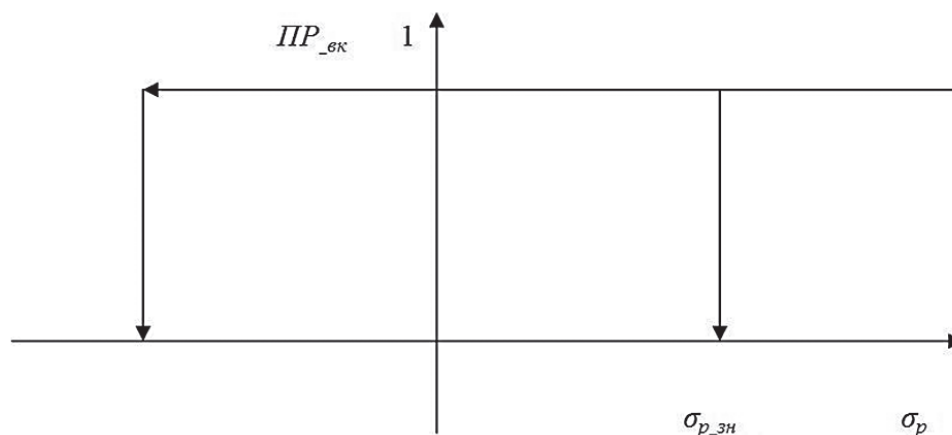


Рис. 2. Релейная функция управления
Fig. 2. Relay Control Function

тангажа КА, обеспечивающего движение по опорной траектории:

- начальный угол тангажа равен -99.859° ($-1,7429$ радиан);
- скорость склонения равна $0,173799227$ град/сек.

В конце этапа торможения горизонтальная скорость равна 0, вертикальная скорость равна $-3,8 \cdot 10^{-5}$ м/с.

Высота на начало этапа 18 000 метров. Высота на момент завершения этапа торможения 2002,5 метра. [8–10]

На рис.1 приведено изменение вертикальной и горизонтальной скорости КА при невозмущенном движении по опорной траектории и представлено изменение высоты КА при движении по опорной траектории.

Алгоритмы управления на этапе торможения

Будем считать, что тормозная двигательная установка состоит из центрального и четырех периферийных двигателей.

Команда на включение двигателей торможения и начало второго торможения выдается в момент достижения бортовым временем заданного значения $t_{вк}$. Управление тягой 4 периферийных двигателей торможения осуществляется на основе разности

$$\sigma_p = V_{xar_pr} - V_{xar_sch} \quad (2)$$

В процессе выполнения торможения центральный двигатель и два периферийных двигателя постоянно включены. Два других периферийных двигателя включаются или

выключаются с помощью релейной функции управления, вид которой можно записать в виде двухпозиционного релейного звена с гистерезисом.

V_{xar_pr} – программное значение характеристической скорости, задаваемое в Полетном задании как функция времени;

V_{xar_sch} – вычисленное по информации БИБ бортовой машиной текущее значение характеристической скорости;

σ_p – управляющий сигнал по тяге;

$ПР_{вк}$ – признак включения/выключения двух периферийных двигателей;

$ПР_{вк} = 0$ команда на выключение двигателей;

$ПР_{вк} = 1$ команда на включение двигателей;

$\sigma_{p_зн}$ – величина зоны нечувствительности по отклонению характеристической скорости от программного значения;

Управление углом ориентации вектора тяги в канале тангажа осуществляется в соответствии с алгоритмом: управляющий сигнал управления двигателями стабилизации формируется следующим образом

$$\sigma_v = v_{np} - v_{счисл} \quad (3)$$

где $v_{счисл}$ – вычисленное по информации БИБ бортовой машиной текущий угол отклонения продольной оси КА от оси ОХ посадочной системы координат;

v_{np} – программное значение угла тангажа, которое состоит из трех составляющих

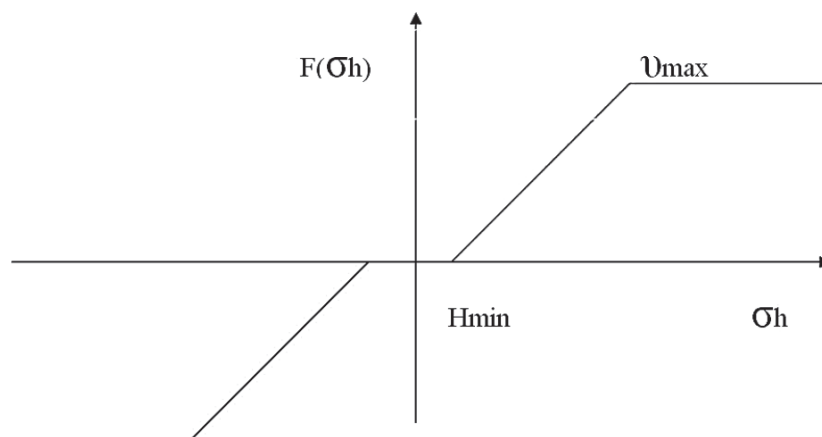


Рис. 3. Функция управления высотой
Fig. 3. The function of height control

$$v_{np} = v_0 + v_{f0(t_{вк}-t)} + F(\sigma h), \quad (4)$$

где v_0 – начальное значение программы изменения угла тангажа;

v_{f0} – скорость склонения тангажа;

$F(\sigma h)$ – функция управления высотой, вид которой представляет собой линейную функцию с зоной нечувствительности и ограничением, вид которой представлен на рис. 3.

$$\sigma h = k_n (H_{np} - H_{изм}), \quad (5)$$

где H_{min} – величина зоны нечувствительности по высоте;

v_{max} – максимальное отклонение от программы угла тангажа для управления высотой полета;

k_n – коэффициент усиления по высоте.

Включение/выключение двигателей стабилизации формируется с помощью релейной функции управления, вид которой можно записать в виде трехпозиционного релейного звена.

Результаты исследований движения КА относительно программной траектории

Основной задачей проведенного исследования было определение точностных и динамических характеристик системы управления, обеспечивающей мягкую посадку на Луну. Управление осуществлялось относительно ранее выбранной опорной траектории.

На рис. 4 представлены результаты в виде графиков, полученные при моделировании системы управления движением КА, на участке торможения. При моделировании были использованы модели реальных прибо-

ров и учтены следующие возмущающие факторы:

- δ_{x1} – погрешность установки акселерометра относительно связной оси КА ОХ1;
- ΔK – погрешность масштабного коэффициента акселерометра;
- W_0 – погрешность «нулевого» сигнала акселерометров;
- δ_{H1} – погрешность установки высотомера относительно связной оси КА ОХ1;
- ΔH – погрешность масштабного коэффициента высотомера;
- ΔK_d – погрешность масштабного коэффициента датчика угловых скоростей (ДУС);
- δ – погрешность установки ДУС относительно связной оси КА ОХ1;
- W_0 – погрешность «нулевого» сигнала ДУС.

На момент завершения этапа торможения горизонтальная скорость КА равна 0, вертикальная скорость равна – 1,81 м/с.

Начальная высота 18 000 м. Высота на момент завершения этапа торможения 1944,7 м [8–10].

Затем, для того чтобы определить влияние параметров на систему управления, было проведено моделирование с разбросом начальных условий, разбросом параметров КА и разбросом параметров системы управления.

К разбросам параметров КА относятся:

- разброс массы КА (δm);
- разброс удельной тяги ($\delta R_{уд}$).

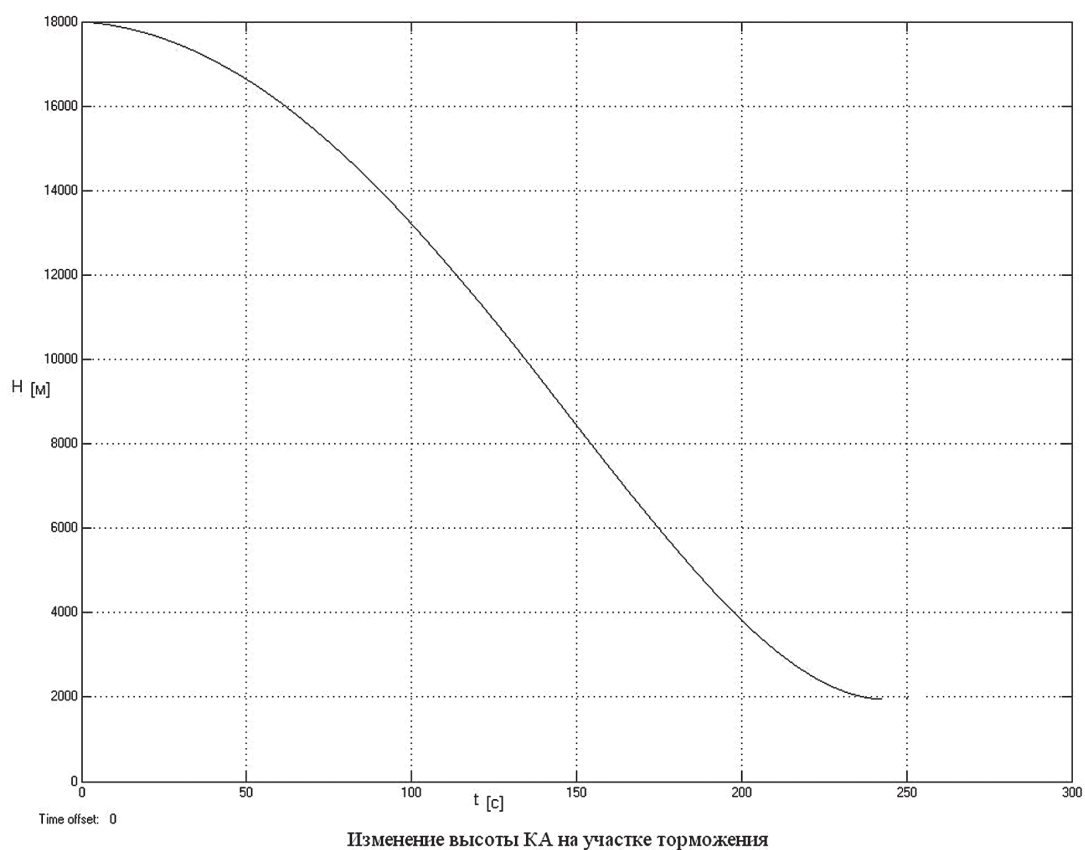
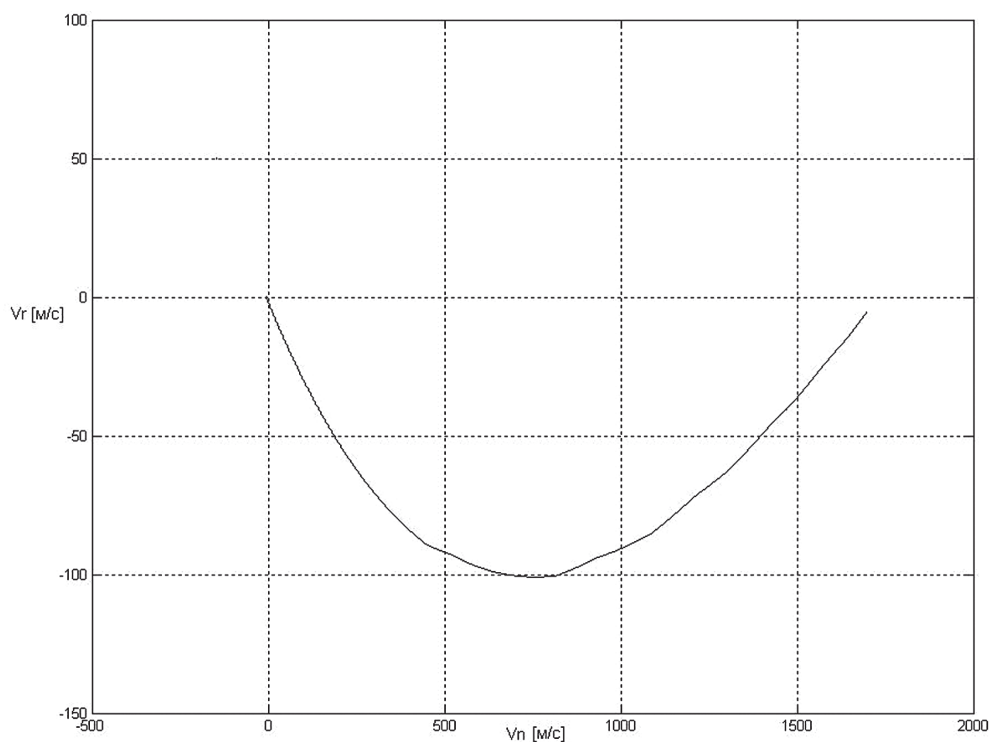


Рис. 4. Изменение вертикальной и горизонтальной скорости модели КА в процессе торможения и изменение высоты КА на участке торможения

Fig. 4. The measurement of vertical and horizontal velocity of a spacecraft model during braking and measurement of height of spacecraft at the braking phase

Т а б л и ц а

**Исходные данные по возмущающим факторам (ВФ) и их влиянию
на точность системы управления**
Initial data on the disturbing factors (DF) and their impact on the accuracy of the control system

№ № п\п	Обозначение ВФ и величина			Отклонение по высоте в метрах от опорной траектории		Отклонение по скорости в м/с от опорной траектории	
	Обознач.	Величина		знак ВФ «+»	знак ВФ «-»	знак ВФ «+»	знак ВФ «-»
1	δm	5	%	50,9	-147,85	16,22	-18,82
2	δR_{ud}	5	сек.	-103,5	27,5	-0,735	-1,65
3	δV_{x0}	0.01	м/сек	-27,9	-21,8	-0,727	-0,705
4	δV_{y0}	5	м/сек	-42,1	0,282	-36,85	-2,5
5	δH_0	50	м	32,47	9,5	0,47	-1,7
6	δ_{x1}	40	угл.сек	-57,78	-57,78	-1,81	-1,81
7	ΔK	0,05	%	-57,79	-57,78	-1,81	-1,81
8	$\dot{W}_0$	0,003	м/с ²	-57,78	-57,78	-1,81	-1,81
9	δ_{H1}	1	град.	142,3	142,12	1,825	1,825
10	ΔH	0.001	%	-90,66	-53,56	-1,88	-2,11
11	ΔK_d	0,0005	%	-71,02	-48,85	-2,6	-1,5965
12	δ	40	угл.сек	-26,37	-26,32	-0,998	-0,998
13	W_0	1	°/час	-53,36	-37,38	-2,8117	-1,167

К разбросам начальных условий:

– погрешность начальной скорости

КА по оси ОХ (δV_{x0});

– погрешность начальной скорости

КА по оси ОУ (δV_{y0});

– погрешность знания начальной высоты (δH_0);

К разбросам параметров системы управления относятся погрешности:

– установки акселерометра относительно связной оси КА ОХ1;

– масштабного коэффициента акселерометра,

– «нулевого» сигнала акселерометров;

– установки высотомера относительно связной оси КА ОХ1;

– масштабного коэффициента высотомера;

– масштабного коэффициента ДУС;

– установки ДУС относительно связной оси КА ОХ1;

– «нулевого» сигнала ДУС.

Было просчитано отклонение по высоте и по скорости от опорной траек-

тории. Результаты приведены в таблице [8–10].

Из таблицы видно, что на точность системы управления на участке торможения наибольшее влияние оказывают погрешности разброса массы КА и погрешности измерительной части системы – высотомера.

Моделирование управляемого движения с разработанными алгоритмами показало, что при выбранном составе системы управления и заданных разбросах параметров КА и начальных условий движения может быть обеспечена точность в конце основного участка торможения 200 м по положению и 10 м/с по скорости.

Библиографический список

1. Солодов, А.В. Инженерный справочник по космической технике. Издание 2-е, переработанное и дополненное / А.В. Солодов. – М.: Военное изд-во мин-ва обороны СССР. – 1977.
2. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. – 407 с.
3. Разыграев, А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: учеб. пос. для вузов / А.П. Разыграев. – М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.

4. Бровкин, А.Г. Бортовые системы управления космическими аппаратами: учеб. пос. / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, и др. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.
5. Кинг-Хили, Д. Теория орбит искусственных спутников в атмосфере / Д. Кинг-Хили. – М.: Мир, 1966. – 191 с.
6. Красовский, Н.Н. Теория управления движением / Н.Н. Красовский. – М.: Наука, 1968.
7. Решетнев, М.Ф. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев, А.А. Лебедев, В.А. Бартенев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 336 с.
8. Дьяконов, В.П. Matlab 6.5 SP1/7 + Simulink5/6. Основы применения / В.П. Дьяконов // Серия «Библиотека профессионала». – М.: СОЛОН-Пресс, 2005. – 800 с.
9. Дьяконов, В.П. Simulink 5/6/7: Самоучитель / В.П. Дьяконов. – М.: ДМК-Пресс, 2008. – 784 с.
10. Кетков, Ю.Л. MATLAB 7: программирование, численные методы / Ю.Л. Кетков, А.Ю. Кетков. С.-Пб.: БХВ-Петербург, 2005.

RESEARCH AND DEVELOPMENT OF SPACECRAFT CONTROLLED MOTION ALGORITHMS DURING THE DESCENT TO THE MOON SURFACE

Novoselov A.S., FSUE TsNIIMash

novoselov_artem@live.ru

Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The article presents a study of motion control of a perspective spacecraft (SC) while its landing on the moon, when the deviations of motion parameters from program values are the control signals for the correction of the real motion. The shape of the navigation and control system at the landing phase is determined, the algorithms of the control system of automatic spacecraft are presented, preliminary results of controlled movement modeling based on the algorithms worked out are presented. Program motion of spacecraft during the organization of landing requires a complex multi-parameter optimization for its definition. At the same time as the optimized parameters there are: transfer orbit parameters, the thrust of the braking engine, mass characteristics of the structure, the composition of measuring devices of the control system. The landing program consists of two phases:

- Braking phase, which included the braking of the SC from the orbital velocity of about 1700 m / s to 10 m / s;
- Precision motion phase, which included the freefall of the SC after stopping the braking engine, and then its re-start and the actual landing.

We consider the control of spacecraft at the braking phase (the descent from the Moon orbit at the periapsis and braking up to the height of 2000 m above the surface) and the following tasks are being solved:

- the choice of the programmed trajectory;
- The research of the controlled spacecraft motion at the phase of the second braking by means of mathematical modeling, regarding the programmed trajectory.

The algorithms and programs to optimize the program trajectories of a spacecraft which performs the descent to the Moon have been presented. The program trajectory of a spacecraft controlled motion at the descent phase has been calculated. The algorithms and programs for the research of a spacecraft controlled motion at the descent phase have been worked out. The study of accuracy and dynamic characteristics of a spacecraft control system at the descent phase with the given spread in the parameters of the product and in the initial conditions has been carried out.

Keywords: control system, the controlled movement of spacecraft, spacecraft movement optimization program.

References

1. Solodov A.V. *Inzhenernyy spravochnik po kosmicheskoy tekhnike* [Engineering Handbook on Space Technology]. Moscow: Military Publishing House of the Ministry of Defence. 1977.
2. Sikharulidze Yu.G. *Balistika i navedenie letatel'nykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow: BINOM. Knowledge Laboratory, 2011. 407 p.
3. Razygraev A.P. *Osnovy upravleniya poletom kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of flight control of spacecraft]. Moscow: Machinery, 1990. 480 p.
4. Brovkin A.G., Burdygov B.G., i dr. *Bortovye sistemy upravleniya kosmicheskimi apparatami* [The onboard systems of space vehicles: Textbook]. Moscow: Publishing House of MAI-PRINT, 2010. 304 p.
5. King-Khili D. *Teoriya orbit iskusstvennykh sputnikov v atmosfere* [Theory of orbits of artificial satellites in the atmosphere]. Moscow: Mir, 1966. 191 p.
6. Krasovskiy H.H. *Teoriya upravleniya dvizheniem* [The theory of motion control]. Moscow: Nauka, 1968.
7. Reshetnev M.F., Lebedev A.A., Bartenev V.A. *Upravlenie i navigatsiya iskusstvennykh sputnikov Zemli na okolostrukovnykh orbitakh* [Control and navigation of satellites on circular orbits]. Moscow: Engineering, 1988. 336 p.
8. D'yakonov V. P. *Matlab 6.5 SP1/7 + Simulink5/6. Osnovy primeneniya. Seriya «Biblioteka professionala»* [Matlab 6.5 SP1 / 7 + Simulink5 / 6. Fundamentals of application. Series "library professional"]. Moscow: SOLON-Press, 2005. 800 p.
9. D'yakonov V.P. *Simulink 5/6/7: Samouchitel'* [Simulink 5/6/7: Teach]. Moscow: DМК-Press, 2008. 784 p.
10. Ketkov Yu. L., Ketkov A. Yu. *MATLAB 7: programmirovaniye, chislennyye metody* [MATLAB 7: programming, numerical methods]. BHV-Petersburg Publishing House, 2005.