

## **ОПИСАНИЕ ПРОЦЕССА ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ АТМОСФЕРЫ НА СПУТНИК ЮПИТЕРА КАЛЛИСТО**

*Т.В. Старостина*

*студент гр. 1607-240501D*

*г.о. Самара, Самарский университет*

*Научный руководитель:*

*О.Л. Старинова*

*Заведующий кафедрой динамики полёта и систем управления*

*г.о. Самара, Самарский университет*

### **Введение**

Юпитер — пятая и самая большая планета в Солнечной системе. Одним из спутников Юпитера является Каллисто. Он второй по величине среди всех естественных спутников планеты и, по мнению специалистов NASA, [1] является одним из самых перспективных объектов Солнечной системы для колонизации. Это объясняется удалённостью Каллисто от Юпитера, что обеспечивает его геологическую стабильность. Орбита Каллисто является почти круговой (эксцентриситет 0,0074) и лежит за пределами радиационных поясов Юпитера (большая полуось 1882700 км) [2], что также является благоприятным фактором с точки зрения колонизации. Каллисто находится в синхронном вращении с Юпитером, то есть одно из полушарий всегда обращено к Юпитеру, что создаёт благоприятные условия для наблюдения планеты. Спутник имеет форму шара и по своим массовым характеристикам очень схож с Луной. Совсем недавно учёные предположили, что на поверхности Каллисто, возможно, есть солевой океан, который может лежать под ледовой корой, однако поверхность Каллисто тёмная, скорее всего, загрязнена пылью и

различными примесями. На поверхности огромное количество кратеров, а также большое количество водяного пара. Температура на спутнике может повышаться до 150 К, но быстро понижается после захода Солнца. Также стоит отметить, что до сих пор не осуществлялась посадка ни на один из спутников Юпитера.

Целью данного исследования является разработка универсального математического комплекса для расчёта посадки космического аппарата (КА) на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами при условии реализации баллистической схемы перелёта с использованием гравитационного манёвра Земля-Земля для подлёта к орбите Юпитера [3].

#### **Математическая модель управляемого движения**

Выбранная баллистическая схема миссии в целом предполагает, что исследовательский КА, после прибытия на орбиту Каллисто, будет разделён на орбитальный и два спускаемых аппарата (СА). Основной, орбитальный модуль, будет использоваться для передачи информации на Землю, а также для картографирования поверхности и изучения пространства вблизи Каллисто, два идентичных спускаемых аппарата предназначены для спуска на поверхность с целью проведения исследований непосредственно на поверхности.

Пусть спускаемый аппарат разделяется на верхний отсек с научной и обслуживающей аппаратурой и нижний отсек с двигательной установкой и заполненными баками. Двигательная установка (ДУ) суммарной тягой  $P = 80 \text{ Н}$  включает в себя четыре двигателя с тягой  $20 \text{ Н}$  каждый со скоростью истечения рабочего тела  $c = 2865 \text{ м/с}$ . В соответствии с задачами миссии определена масса научных приборов посадочного модуля, составившая 6,47 кг. Общая масса запрограммированного СА – 40 кг.

Для посадки с круговой орбиты требуются два импульса двигательной установки. Первый импульс от  $t_0 = 0$  до  $t_1$  уменьшает орбитальную скорость, и космический аппарат совершает гравитационный разворот, то есть переходит от горизонтального полета (относительно поверхности Каллисто) к вертикальному спуску. Второй импульс от  $t_1 + t_2$  до  $t_1 + t_2 + t_3$  обеспечивает высоту и скорости полета равными нулю, то есть мягкую посадку. В течение времени от  $t_1$  до  $t_1 + t_2$  двигатель космического аппарата выключен.

Таким образом, нам нужно определить три времени включения двигателя, чтобы выполнить три условия мягкой посадки для высоты  $h$ , скорости  $V$  и угла траектории полета в момент конечного времени  $t_1 + t_2 + t_3$ :

$$\begin{aligned}h(t_1 + t_2 + t_3) &= 0, \\V(t_1 + t_2 + t_3) &= 0, \\ \theta(t_1 + t_2 + t_3) &= -\frac{\pi}{2}.\end{aligned}\tag{1}$$

Движение спускаемого аппарата рассматривается при следующих допущениях:

1. На спускаемый аппарат действуют только сила тяжести и сила тяги двигательной установки;
2. Гравитационное поле Каллисто считается однородным, гравитационный параметр  $\mu_{Cal} = 7.17487 \cdot 10^{12} \text{ м}^3/\text{с}^2$  [3];
3. Каллисто - это сфера с радиусом  $R_{Cal} = 2410.3 \text{ км}$  [3];
4. Влияние атмосферы Каллисто не учитывается на этапе гравитационного разворота. На этапе вертикальной посадки мы

рассчитали плотность атмосферы Каллисто в соответствии с данными работы [4].

На этапе гравитационного разворота рассматривается движение спускаемого аппарата в плоскости орбиты ожидания в соответствующей системе координат:

$$\begin{aligned}\frac{dh}{dt} &= V \sin \theta, \\ \frac{dL}{dt} &= V \cos \theta \frac{R_{Cal}}{R_{Cal} + h}, \\ \frac{dV}{dt} &= -\frac{P}{m_0 - \frac{P}{c} t} - \frac{\mu_{Cal}}{(R_{Cal} + h)^2} \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= -\frac{\mu_{Cal}}{(R_{Cal} + h)^2} \cos \theta + \frac{V \cos \theta}{R_{Cal} + h}.\end{aligned}\tag{2}$$

Здесь  $h$  - высота спускаемого аппарата над поверхностью,  $L$  - дальность полета;  $V$  - скорость;  $\theta$  - угол траектории полета;  $P$  и  $c$  - тяга и скорость выхлопа, соответствующие спускаемому аппарату,  $m_0$  - начальная масса спускаемого аппарата.

Метод гравитационного разворота является простейшим методом управления, при котором система управления ориентирует вектор тяги двигателя относительно вектора скорости. В то же время расход топлива близок к минимальному. В конце участка торможения скорость космического аппарата стремится к нулю, а ориентация продольной оси космического аппарата из-за действия гравитационного ускорения переходит в вертикальное положение.

После выполнения этих условий начинается этап вертикальной посадки. Уравнения движения космического аппарата на вертикальной посадочной ступени имеют следующий вид.

$$\frac{dh}{dt} = -V,$$

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{P\delta}{m_1 - \frac{P}{c}\delta t} + \frac{\mu_{Cal}}{(R_{Cal} + h)^2} - \sigma \frac{\rho(h)V^2}{2}. \quad (3)$$

Здесь  $m_1$  - масса СА в конце этапа гравитационного разворота,  $\delta$  - функция включения выключения двигателей СА,  $\delta = 1$  на втором участке вертикального спуска, когда двигатель включен.

Минимальный расход топлива на этапе вертикального спуска обеспечивается однократным включением двигательной установки. Траектория вертикального спуска начинается с пассивного участка, где космический аппарат разгоняется под действием силы тяжести, и активного участка, где торможение происходит под воздействием тяги двигательной установки. При отсутствии атмосферы продолжительность пассивной и активной секций может быть рассчитана аналитически, как решение двух уравнений.

$$V_1 + \frac{\mu_{Cal}}{R_{Cal}^2}(t_2 + t_3) + c \ln\left(1 - \frac{P}{c \cdot m_1} t_3\right) = 0,$$

$$h_1 - V_1(t_2 + t_3) - \frac{\mu_{Cal}}{2R_{Cal}^2}(t_2 + t_3)^2 -$$

$$-\frac{c^2 m_1}{P} \left( \left( \frac{P}{c \cdot m_1} t_3 - 1 \right) \left( \ln\left(1 - \frac{P}{c \cdot m_1} t_3\right) - 1 \right) - 1 \right) = 0. \quad (4)$$

Здесь  $h_1$  - высота и  $V_1$  - скорость СА в конце участка гравитационного разворота,  $t_1$  - длительность пассивного вертикального движения,  $t_2$  - длительность активного вертикального движения

Однако, если мы примем во внимание влияние слабой атмосферы Каллисто, следует уточнить продолжительность периодов включения-выключения двигателей. Это уточнение не может быть выполнено аналитически, мы решили задачу определения двух управляющих параметров - и одновременного выполнения двух оставшихся граничных условий. При этом в качестве начальных приближений использовались значения, полученные по формулам (4).

#### Результаты моделирования

Разработан универсальный программный комплекс для расчёта посадки космического аппарата (КА) на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами при условии реализации баллистической схемы перелёта с использованием гравитационного манёвра Земля-Земля для подлёта к орбите Юпитера

Участок гравитационного разворота рассчитывался для следующих начальных условий: высота орбиты  $h = 700$  км, скорость СА равна круговой скорости  $V = 1.519$  км/с, начальный угол наклона траектории  $\theta = -0.1$  град. Длительность гравитационного разворота составила 610.4 с, результаты моделирования представлены на рисунке 1.

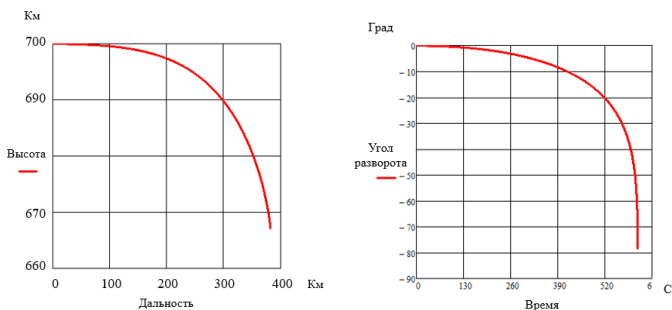


Рисунок 1 – Траектория движения (а) и изменение угла наклона траектории (б) на участке гравитационного разворота

В процессе выполнения гравитационного разворота высота СА снижается до  $h_1=667.1$  км, а скорость достигает  $V_1=0.257$  м/с. На выполнение манёвра расходуется 17.047 кг рабочего тела ДУ, то есть масса СА составляет  $m_1=22.953$  кг. Эти данные являются начальными условиями для этапа вертикального спуска.

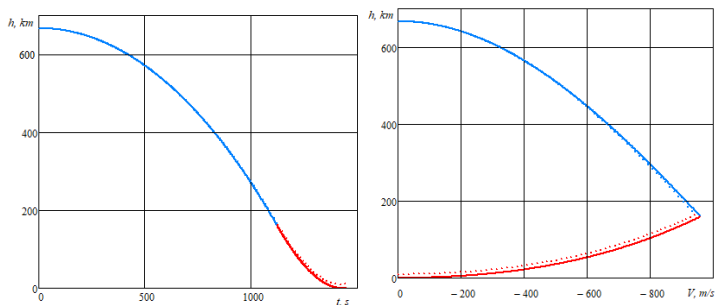


Рисунок 2 - График зависимости высоты от времени (а) и высоты от скорости (б) на участке вертикального спуска

Принимая во внимание эти начальные условия начальной приблизительной продолжительности пассивного и активного вертикального перемещения, результирующие решения системы

уравнений (4) составляют 869,1 с и 332,5 с. После уточнения, с учетом торможения в атмосфере Каллисто, продолжительность отрезков составила 1124,2 с и 322,6 с.

На рисунке 2 показаны результаты моделирования участка вертикального спуска. На обоих рисунках синей линией показана пассивная траектория, красной линией показана зона торможения перед посадкой. На рисунке 2(а) показана зависимость высоты графиков от времени для двух случаев. Пунктирная линия соответствует условию спуска с учетом атмосферы Каллисто, а сплошная линия без учета атмосферы.

На рисунке 2(б) показаны графики зависимости высоты от скорости для двух случаев. Хотя длины секций немного изменились, можно отметить, что если бы коррекция не была проведена, условия мягкой посадки не были бы соблюдены. Кроме того, максимальная скорость спускаемого аппарата на траектории снизилась с 1056 м/с до 987 м/с. После вертикального спуска масса космического аппарата составит 13,64 кг. Для осуществления всего спуска потребовалось 26,36 кг рабочей жидкости.

### **Заключение**

В статье рассматривалась посадка космического аппарата на спутник Юпитера Каллисто с учетом слабой атмосферы Каллисто, которая обладает заметным аэродинамическим сопротивлением, что влияет на параметры управления процессом мягкой посадки. Доказано, что параметры спуска, полученные без учета атмосферы, не могут соответствовать всем требованиям мягкой посадки. В результате исследований был разработан математический комплекс для расчета посадки космического аппарата на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами, и был оценен минимум,



необходимый для мягкой посадки космического аппарата с заданной массой на спутник.

**Список источников:**

1. Troutman, Patrick A.; Bethke, Kristen; Stillwagen, Fred; Caldwell, Darrell L. Jr.; Manvi, Ram; Strickland, Chris; Krizan, Shawn A. Revolutionary Concepts for Human Outer Planet Exploration (HOPE) // American Institute of Physics Conference Proceedings: journal.— 2003. — 28 January (vol. 654). — P. 821—828.
2. Planetary Satellite Mean Orbital Parameters. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. Archived on August 22, 2011.
3. T.V. Starostina, V.V. Kovalev “Ballistic analysis of the spacecraft's interplanetary flight to the Jupiter –Callisto satellite with landing”, Youth and the future of aviation and cosmonautics, Moscow: 2022, pp. 123–124