

УДК 629.78

Исследование динамики углового движения спускаемого аппарата-зонда на внеатмосферном участке траектории

05, май 2012

Степченко Е.А., Королев Е.А.

*Студент,
кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Корянов В.В.,
к.т.н., доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

МГТУ им. Н.Э. Баумана
bauman@bmstu.ru

Введение. В течение нескольких десятилетий перед учеными стоит научная задача исследования планеты Марс. Существовало несколько марсианских программ, целью которых было запустить на планету спускаемые аппараты с научной аппаратурой, и доставить ценную информацию о Марсе на Землю. По мнению ведущих российских и зарубежных ученых, среди очередных задач в предстоящих исследованиях Марса одной из наиболее актуальных является проведение исследований глубинной структуры тела планеты. Для этого требуется пронаблюдать распространение в теле Марса естественных или искусственных колебаний грунта, и измерить тепловой поток из недр в различных районах Марса [1].

Такой спускаемый аппарат-зонд представляет собой автономный спускаемый аппарат (СА), оборудованный системами и устройствами, обеспечивающими его отделение от орбитального блока, внедрения в породу, проведение научных исследований и передачу информации на орбитальный аппарат для ее ретрансляции на Землю.

Использование таких СА-зондов открывает новую возможность осуществить доставку научных приборов на Марс, в том числе и в такие районы планеты, которые из-за сложности рельефа или малой несущей способности грунта не пригодны для мягкой посадки космических аппаратов. Именно это делает их незаменимыми для исследования многих районов Марса, обеспечивая возможность постановки наблюдений, которые требуют проведения измерений на больших глубинах или изоляции прибора от метеоусловий и плотного контакта датчика с грунтом. Кроме получения телевизионных изображений поверхности Марса, такие аппараты позволяют определить элементный состав пород, содержание воды в марсианской породе и исследовать магнитные поля и магнитные свойства Марса.

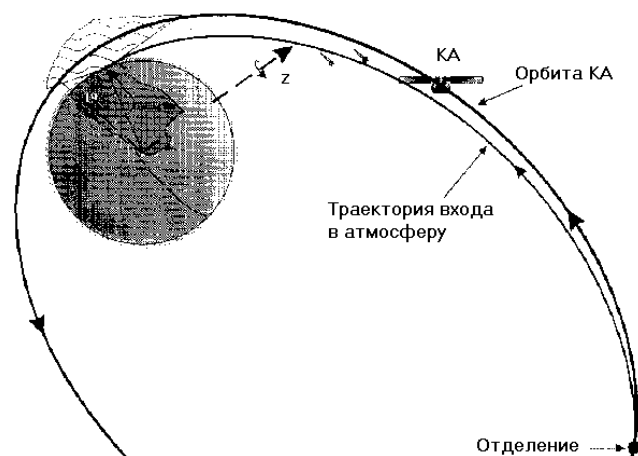


Рис. 1. Схема спуска зонда

Схема спуска зонда предполагает его отделение в направлении движения орбитального блока пружинным толкателем в районе апоцентра орбиты, включение через заданное время тормозных двигателей, раскрытие надувного тормозного устройства и попадание в верхние слои атмосферы Марса. Отделение зонда от космического аппарата и автономный полет начинается за 3-5 суток до подлета к Марсу, в результате чего зонды переходят на попадающую траекторию, обеспечивающую их внедрение в заданных районах Марса (рис. 1). По достижении атмосферы зонды сначала с помощью жесткого конуса, а затем надувного тормозного устройства совершают аэродинамическое торможение до заданной скорости и внедряются в грунт Марса. Перед входом в атмосферу производится отстрел крышки с твердотопливными двигателями и наполнением газом НТУ. Торможение в атмосфере производится с помощью надувной оболочки. Более подробно схема спуска представлена на рисунке 2.

При соударении с поверхностью срабатывает система амортизации. В момент внедрения зонда в грунт по сигналу от конечного датчика на носу с помощью пироболтов происходит разделение двух его частей – внедряемой и хвостовой. Внедряемая часть зонда с научной и служебной аппаратурой проникает в грунт на глубину 5-6 м, а хвостовая часть с остальной аппаратурой остается на поверхности. После внедрения зонда начинаются научные исследования.

В процессе движения возникает сложное пространственное угловое движение, наличие которого в большинстве случаев затрудняет выполнение маневров, и выполнение задачи в целом, поэтому необходим анализ возмущающих факторов, которые могут вносить серьезные изменения на динамику углового движения.

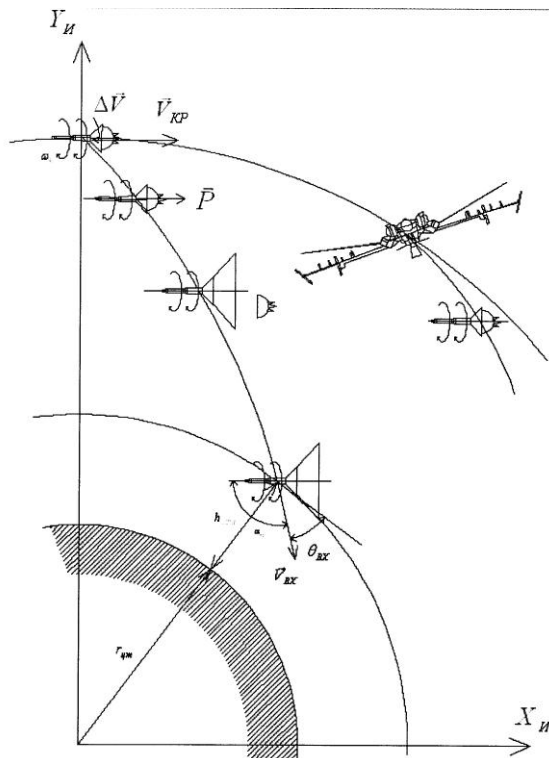


Рис 2. Спуск на внеатмосферном участке траектории

Цель работы. Целью данной работы является анализ динамики углового движения СА-зонда при подлете к планете.

Для достижения поставленной цели предполагается сделать следующее:

1. Провести анализ существующих конструкций аппарата;
2. Составить математическую модель пространственного движения СА;
3. Выполнить компьютерную реализацию данной математической модели для численного моделирования;
4. Сделать выводы по результатам проделанной работы.

Математическая модель [2]. Движение СА на внеатмосферном участке имеет ряд особенностей. Прежде всего, это отсутствие аэродинамических сил, обусловленных наличием атмосферы.

При составлении математической модели полагаем, что зонд является твердым телом с неизменяемым в процессе движения центром масс и главных осей инерции. В процессе формирования модели используются некоторые допущения: атмосфера Марса не учитывается, массу и тензор инерции зонда считаем постоянными. Будем считать $J_{yz} = J_{zy} = 0$, т.к. практически имеет место асимметрия разворота главных осей инерции относительно продольной оси зонда. Кроме того, примем $J_{xy} = J_{yx}$ и $J_{xz} = J_{zx}$ [3].

Динамические уравнения поступательного движения записываются на оси декартовой СК OXYZ, начало которой помещается в номинальном центре масс, а направление осей совпадает с направлениями главных осей инерции симметричного аппарата:

$$m \left(\frac{d}{dt} \bar{V} + \bar{\omega} \times \bar{V} \right) = \bar{P}_1 + \bar{P}_2$$

где $\bar{P}_1 = (P_{1x}, P_{1y}, P_{1z})$, $\bar{P}_2 = (P_{2x}, P_{2y}, P_{2z})$ – проекции тяги тормозных двигателей на оси связанной СК;

$\bar{V} = (V_x, V_y, V_z)$ – проекции вектора скорости на оси связанной СК;
 $\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ – проекции вектора угловой скорости на оси связанной СК;
 m – масса.

Кинематические уравнения поступательного движения. Движение рассматривается в инерциальной системе координат $OX_k Y_k Z_k$, начало отсчета которой находится в центре планеты Марс.

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} x_k \\ y_k \\ z_k \end{pmatrix} = \bar{V}_k = A_{k1} \bar{V},$$

Где $\bar{V}_k = (V_{xk}, V_{yk}, V_{zk})$ – проекции вектора скорости на оси инерциальной СК;
 A_{k1} – матрица перехода от связанной СК к инерциальной СК.

Динамические уравнения вращательного движения в проекциях на оси связанной СК:

$$\frac{d}{dt} \bar{K} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \bar{M}$$

где $\bar{K} = \bar{J} \times \bar{\omega}$ – вектор кинетического момента;

$$\bar{J} = \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{pmatrix} \text{ – тензор инерции СА;}$$

$\bar{M} = (M_x, M_y, M_z)$ – проекции момента сил.

Кинематические уравнения вращательного движения. Угловое положение зонда относительно системы координат $OX_k Y_k Z_k$ выражается при помощи единичного кватерниона $(\rho, \lambda, \mu, \nu)$ (т.н. параметры Родриго-Гамильтона).

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \rho &= \frac{1}{2} (-\omega_x \lambda - \omega_y \mu - \omega_z \nu) & \frac{d}{dt} \mu &= \frac{1}{2} (+\omega_x \nu + \omega_y \rho - \omega_z \lambda) \\ \frac{d}{dt} \lambda &= \frac{1}{2} (+\omega_x \rho - \omega_y \nu + \omega_z \mu) & \frac{d}{dt} \nu &= \frac{1}{2} (-\omega_x \mu + \omega_y \lambda + \omega_z \rho) \end{aligned}$$

Вышеупомянутая матрица перехода A_{k1} выражается через кватернион следующим образом:

$$A_{k1} = \begin{pmatrix} \rho^2 + \lambda^2 - \mu^2 - \nu^2 & 2(\lambda\mu - \rho\nu) & 2(\rho\mu + \lambda\nu) \\ 2(\rho\nu + \lambda\mu) & \rho^2 - \lambda^2 + \mu^2 - \nu^2 & 2(\mu\nu - \rho\lambda) \\ 2(\lambda\nu - \rho\mu) & 2(\rho\lambda + \mu\nu) & \rho^2 - \lambda^2 - \mu^2 + \nu^2 \end{pmatrix}$$

Начальное угловое положение зонда задается сферическими углами Эйлера. Единичный кватернион выражается из них следующим образом:

$$\begin{aligned} \rho &= \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \\ \lambda &= \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} + \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \\ \mu &= \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} + \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \\ \nu &= \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \end{aligned}$$

На основе данной математической модели было разработано программное обеспечение, позволяющее определить влияние раскрытия тормозной юбки на угловое движение зонда. Данное программное обеспечение было написано на языке программирования высокого уровня C++ в программной среде Microsoft Visual Studio.

Выводы. На основе сформированной математической модели разработана программа расчетов динамики движения ЛА после его отделения от орбитального блока.

Список литературы.

1. Баллистика и навигация космических аппаратов: Учебник для вузов / Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.: ил.
2. Внешняя баллистика: Учебник для студентов втузов / А. А. Дмитриевский, Л. Н. Лысенко, С. С. Богодистов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. Машиностроение, 1991. – 640 с.: ил.
3. *Костров А.В.* Движение асимметричных баллистических аппаратов. – М. Машиностроение, 1984