МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК

Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

УДК 623.54:623.451.08

Моделирование движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством в атмосфере Земли и Марса

Топорков А.Г., студент Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»

> Корянов В.В., к.т.н., доцент Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана kafsm3@sm.bmstu.ru

Спуск в атмосфере и посадка аппаратов на поверхность любой планеты являются одной из наиболее сложных и ответственных операций [1].

Надувные тормозные устройства можно отнести к системам аэродинамического торможения орбитальных космических аппаратов в слоях атмосфер планет и посадки на поверхности планет без применения реактивных систем торможения.

Надувное тормозное устройство представляет собой замкнутую герметичную оболочку или ряд оболочек, образующих заданную форму после заполнения их газом (рис.1,2).



Рис. 1. НТУ в сложенном состоянии

Эта оболочка состыковывается с предназначенным для спуска в атмосфере объектом [2].

При старте НТУ находится под обтекателем ракетоносителя в сложенном в компактный объём положении (см.рис.1). А непосредственно перед этапом

аэродинамического торможения, разворачивается в рабочее положение (рис. 2,а). А также НТУ может быть выполнено двухкаскадным (рис.2,б). Первый каскад – это основное НТУ (ОНТУ) с теплозащитным покрытием, которое служит для уменьшения скорости входа в атмосферу до дозвуковой, второй каскад – это дополнительно НТУ (ДНТУ), которое раскрывается в атмосфере для обеспечения приемлемой посадочной скорости.



Рис.2. Спускаемый аппарат с двухкаскадным надувным тормозным устройством: а) развёрнут первый каскад НТУ (основное НТУ); б) развёрнут второй каскад НТУ (дополнительное НТУ);

К настоящему времени существует несколько проектов, которые основаны на использовании технологии НТУ. Одними из таких проектов являются:

- 1. MetNet (Meteorological Network) разработка малой метеорологической станции (MMC) для посадки на поверхность Марса.
- IRVE (Inflatable Reentry Vehicle Experiment) разработка надувного щита IRVE-3 для защиты космического корабля от высокого давления и температуры в момент возвращения корабля на Землю [3].

Малая метеорологическая станция предназначена для посадки на поверхность Марса с целью проведения мониторинга состояния атмосферы в точке посадки в течение одного марсианского года. Предположительно, ММС может стать базовым элементом глобальной сети долгоживущих мини-метеостанций, которая позволит наблюдать за динамикой изменения параметров атмосферы Марса в течение длительного времени.

ММС является спускаемым аппаратом, выполненным с использованием технологии надувных тормозных устройств. На участках траектории с разреженной атмосферой ММС работает с наполненным основным надувным тормозным устройством (ОНТУ). При дозвуковых скоростях задействуется дополнительное надувное тормозное устройство (ДНТУ) и происходит отделение аэродинамического экрана [4,5].

На основании выше сказанного в качестве моделирования спуска в атмосфере аппарата с НТУ было выбрано два варианта:

- 1. Спуск аппарата в атмосфере Марса.
- 2. Спуск аппарата в Атмосфере Земли.

Схема спуска аппарата с НТУ в атмосфере приведена на рис.3.



Рис. 3. Схема спуска аппарата в атмосфере [4]

Процесс спуска аппарата в атмосфере можно условно разбить на два участка:

- участок аэродинамического торможения;
- участок предпосадочного торможения.

На первом участке торможение аппарата осуществляется при помощи основного надувного тормозного устройства конической формы (см.рис.3). На этом участке происходит основное снижение скорости аппарата до дозвуковой в конце участка. При этом аппарат подвергается воздействию значительной продольной перегрузки и скоростного напора и высокой тепловой нагрузке.

Участок предпосадочного торможения начинается с момента ввода дополнительного НТУ и заканчивается посадкой аппарата на поверхность (см.рис.3). На этом участке осуществляется окончательное торможение аппарата до посадочной скорости.

Ввод ДНТУ и отделение ОНТУ происходит при числах Маха≤0,8 (при дозвуковой скорости). Это сделано для того, чтобы задаться функциональной безопасность ДНТУ,

которая может быть обеспечена только при соблюдении определённых режимов спуска аппарата в атмосфере.

Математическая модель движения. Уравнения движения центра масс аппарата в планетоцентрической системе координат имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V_x \\ \frac{dy}{dt} = V_y \\ \frac{dz}{dt} = V_z \end{cases}$$
,(1)

$$\left(\frac{dV_x}{dt} = \frac{F_x}{m} + g_x\right)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{F_y}{m} + g_y$$

$$\frac{dV_z}{dt} = \frac{F_z}{m} + g_z$$
(2)

где F_x, F_y, F_z – проекции суммы внешних сил на оси инерциальной системы координат; g_x, g_y, g_z – проекции ускорения силы тяжести на оси инерциальной системы координат; V_x, V_y, V_z – проекции скорости на оси инерциальной системы координат;

Уравнения углового движения аппарата вокруг центра масс в связанной системе координат:

$$\begin{cases} I_{xx} \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} = \sum M_x - (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z - \\ -I_{xy}\omega_x\omega_z + I_{xz}\omega_x\omega_y - I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) \end{cases}$$

$$I_{yy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{yz} \frac{d\omega_z}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} = \sum M_y - (I_{xx} - I_{zz})\omega_x\omega_z - \\ -I_{yz}\omega_x\omega_y + I_{xy}\omega_y\omega_z - I_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) \end{cases}$$

$$I_{zz} \frac{d\omega_z}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_x}{dt} - I_{yz} \frac{d\omega_y}{dt} = \sum M_z - (I_{yy} - I_{xx})\omega_x\omega_y - \\ -I_{xz}\omega_y\omega_z + I_{yz}\omega_y\omega_z - I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) \end{cases}$$
(3)

Молодежный научно-технический вестник ФС77-51038

где ωx , ωy , ωz – проекции угловой скорости на связанные оси CA;

Jxx, Jyy, Jzz, Jxy, Jxz, Jyz – тензор инерции CA;

Mx, My, Mz – проекции аэродинамического момента на оси связанной системы координат.

Численно интегрируя системы уравнений (1), (2), можно получить изменение параметров движения X, Y, Z, Vx, Vy, Vz по времени полета, то есть траекторию аппарата, а также ориентацию его связанных осей в пространстве. В качестве начальных условий должен использоваться вектор состояния аппарата на начальный момент времени.

Решение системы нелинейных дифференциальных уравнений (1), (2), (3) было получено методом численного интегрирования, а именно методом Кутты-Мерсона.

Моделирование движения спускаемого аппарата. Программный комплекс для расчёта движения спускаемого аппарата в атмосфере Земли и Марса, написан в визуальной среде разработки программного обеспечения C++ на языке C++ Builder 2010. Моделирование проводилось для следующих условий входа в атмосферу Земли и Марса:

- Высота входа Н=120 км;
- относительная скорость входа $V_{BX} = 5200 \text{ м/c};$
- относительный угол входа в атмосферу θ вх = -3°;
- масса на входе в атмосферу 20 кг.

Стабилизация на внеатмосферном участке траектории осуществляется с помощью закрутки аппарата относительно продольной оси:

- w_x=60 град/с.

В процессе моделирования рассчитывалась – относительная скорость спускаемого аппарата (СА) $\vec{V}_{om} = \vec{V}_{abs} + \vec{V}_{atm} + \vec{V}_{s}$;

- \vec{V}_{e} вектор скорости ветра;
- $\vec{V}_{atm} = \vec{R} \times \vec{W}_{3}$ скорость вращения атмосферы;
- \vec{R} радиус-вектор, направленный от центра планеты к центру масс СА;
- \vec{W}_3 угловая скорость вращения планеты.

Результаты. Результаты расчётов представлены графическими зависимостями (рис.4-12). Для примера будут показаны результаты только для случая моделирования движения спускаемого аппарата в атмосфере Земли.



Рис. 4. Изменение высоты от времени спуска



Рис. 5. Изменение скорости от времени спуска



Рис.6. Изменение траекторного угла от времени спуска



Рис. 7. Изменение скоростного напора от времени спуска



Рис. 8. Изменение продольной перегрузки от времени спуска



Рис. 9. Изменение угловой скорости вдоль оси Х от времени спуска



Рис. 10. Изменение угловой скорости вдоль оси У от времени спуска



Рис. 11. Изменение угловой скорости вдоль оси Z от времени спуска



Рис. 12. Годограф оси Х от времени спуска

Выводы. Видно, что при заданных начальных условиях спускаемый аппарат испытывает приемлемые продольные перегрузки (см.рис.8). Вращение аппарата относительно осей Y,Z прекращается после некоторого времени после введения ДНТУ. Угловая скорость ω_x к окончанию спуска принимает значение ~87 град/. Однако если знать ближайшую резонансную кривую, то можно судить об устойчивости. Предположим, что ω_x не пересекает резонансную кривую, то можно сказать, что при закрутке с угловой скоростью 60 град/с на входе в атмосферу, аппарат сохраняет устойчивость на всей траектории полета.

Получен годограф изменения положения продольной оси X от времени (см.рис.12). Если задаться максимально допустимым значением отклонения продольной оси от заданного направления, то можно оценить устойчивость аппарата и определить условия опрокидывания.

Список литературы

- 1. Топорков А.Г., Корянов В.В. К.Э. Циолковский и механика космического полета //
- 2. Исследование динамики движения спускаемого аппарата в атмосфере Венеры: Тез. докл. XLVII научных чтений памяти им. К.Э.Циолковского. Москва, 2012. С. 183-184.
- 3. Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Принципы проектирования
- 4. спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами// www.vestnik.laspace.ru: журнал «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина.2012.URL. http://vestnik.laspace.ru/pdf/5-2012.pdf (дата обращения: 02.03.2013).
- 5. Dr. Neil Cheatwood. IRVE-3 Data Download//www.nasa.gov: National Aeronautics and

6. Space Administration.2012.URL.http://www.nasa.gov/offices/oct/home/feature_irve3.html (дата обращения: 05.03.2013).