## МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК

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

## УДК 629.78

## Расчёт движения спускаемого аппарата в атмосфере Марса до момента ввода парашютной системы

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

> Научный руководитель: Корянов В.В., к.т.н, доцент Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана <u>kafsm3@bmstu.ru</u>

ВВЕДЕНИЕ. Если рассмотреть историю освоения Марса автоматическими космическими аппаратами (КА), то можно заметить, что скорость спускаемого аппарата (СА), которая уменьшается на этапе аэродинамического спуска в атмосфере Марса лежит в диапазоне от 120 до 500 м/с. Данное значение скорости прямым образом зависит от угла входа в атмосферу, скорости входа, размеров миделя и массы СА. Таким образом, для различных СА значение скорости после этапа аэродинамического спуска будет разным. Но даже скорость в 120 м/с слишком высока, значит перегрузки, которые возникают в процессе посадки не позволят успешно посадить аппарат на поверхность Марса, а также научная аппаратура и бортовые системы не будут работать штатно. Поэтому требуется принятие специальных мер по организации дальнейшего торможения СА. Для этой цели в СА, спускаемых в атмосфере Марса, в большинстве случаев используются парашютные системы (ПС). Основные требования к парашютной системе – это необходимость раскрытия парашюта при определенных значениях скоростного напора и запас высоты над поверхностью планеты для осуществления торможения с заданным ускорением. При этом должно обеспечиваться такое число Маха, при котором нагрузки на составляющие бы элементы парашютной системы удовлетворяли заданным прочностным характеристикам. Поэтому существуют различные алгоритмы, которые реализуют правильную выдачу сигнала на отстрел крышки приборного отсека СА и ввод вытяжного парашюта.

Также одно из важных условий, которое должно соблюдаться и в момент срабатывания ПС – это необходимая ориентация СА, характеризующаяся пространственным углом атаки, который должен лежать в заданных пределах.

До момента ввода ПС спускаемый аппарат движется с вращением относительно продольной оси. Возму

аются, щённое движение вращающегося вокруг продольной оси СА может значительно изменять величины параметров пространственного углового движения [1]. Для СА, спускаемых в атмосфере Марса на неуправляемом участке одним из наиболее важных возмущающих факторов служит наличие малых асимметрий, которые способны вызывать сложные динамические явления, такие как колебательно-вращательные резонансы. В результате резонансных явлений статически устойчивый СА может оказаться динамически неустойчивым [2].

Асимметрии СА рассматрив как возмущения массово-инерционных и геометрических характеристик. Это такие возмущения, как: боковое смещение центра масс от продольной оси симметрии, угловое отклонение главных осей инерции относительно осей и плоскостей геометрической симметрии и аэродинамическая асимметрия, а именно отклонение аэродинамической формы СА от номинальной.

В данной работе исследуется динамика пространственного движения неуправляемого спускаемого аппарата, вращающегося вокруг продольной оси, с учётом влияния бокового смещения центра масс с продольной оси симметрии и аэродинамических асимметрий, в условиях возникновения параметрического резонанса.

Моделирование движения осуществляется до момента ввода парашютной системы.

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ.** Математическая модель пространственного движения была уже ранее рассмотрена в работе [3]. С учётом влияния асимметрий динамические уравнения движения СА вокруг центра масс на оси связанной системы координат могут быть представлены в следующем виде

где  $I_x, I_y, I_z$  – главные центральные моменты инерции,  $I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$  – центробежные моменты инерции,  $M_x, M_y, M_z$  – проекции момента аэродинамических сил и дополнительных моментов, обусловленных боковым смещением центра масс,

несовпадением главных осей инерции СА относительно связанных осей и аэродинамической асимметрией

$$\overline{M} = \overline{M}_{\rm ct} + \overline{M}_{\rm gem} + \overline{M}_{\rm u.m} + \overline{M}_{\rm a.u.}$$
(2)

где

 $\bar{M}_{\rm er}$  – аэродинамический стабилизирующий момент в проекциях на оси связанной системы координат;

*M*<sub>лем</sub> – аэродинамический демпфирующий момент;

 $\bar{M}_{_{\rm ILM}}$  – аэродинамический момент от бокового смещения реального центра масс от продольной оси СА;

*M*<sub>а.н.</sub> – момент от малой аэродинамической асимметрии внешней формы.

$$\begin{split} \dot{\omega}_{x} &= \frac{1}{I_{x}} [M_{x} - (I_{z} - I_{y})\omega_{y}\omega_{z} + I_{xy}(\dot{\omega}_{y} - \omega_{x}\omega_{z}) \\ &+ I_{xx}(\dot{\omega}_{z} + \omega_{x}\omega_{y}) - I_{yz}(\omega_{z}^{2} - \omega_{y}^{2})], \\ \omega_{y} &= \frac{1}{I_{y}} M_{y} - I_{x} - I_{z} \omega_{x}\omega_{z} + I_{xy} \omega_{x} + \omega_{y}\omega_{z} \\ \dot{\omega}_{z} &= \frac{1}{I_{z}} [M_{z} - (I_{y} - I_{x})\omega_{y}\omega_{x} + I_{xz}(\dot{\omega}_{x} - \omega_{y}\omega_{z}) \\ &+ I_{yz}(\dot{\omega}_{y} + \omega_{x}\omega_{z}) - I_{xy}(\omega_{y}^{2} - \omega_{x}^{2})], \end{split}$$
(3)  
$$\begin{split} M_{x} &= qsI[m_{x_{o}} - m_{x}^{\omega_{x}} \frac{l}{V}\omega_{x} + C_{y} \frac{\Delta z}{l} - C_{z} \frac{\Delta y}{l}] \\ M_{y} &= qsI[m_{y_{o}} + m_{s}(\alpha_{s})\sin\varphi_{s} - m_{y}^{\omega_{y}} \frac{l}{V}\omega_{y} + C_{x} \frac{\Delta z}{l}] \\ M_{z} &= qsI[m_{z_{o}} + m_{s}(\alpha_{s})\cos\varphi_{s} - m_{z}^{\omega_{z}} \frac{l}{V}\omega_{z} - C_{x} \frac{\Delta y}{l}]. \end{split}$$

где

 $m_x^{\omega_x}, m_y^{\omega_y}, m_z^{\omega_z}$  – коэффициенты моментов аэродинамического демпфирования;  $\Delta y, \Delta z$  – координаты бокового смещения реального центра масс от продольной оси CA;  $m_{x_o}, m_{y_o}, m_{z_o}$  – коэффициенты моментов аэродинамической асимметрии по соответствующим осям;

 $C_{{}_x}...m_{{}_z}$  – аэродинамические коэффициенты сил и моментов;

*l* – диаметр СА.

http://sntbul.bmstu.ru/doc/710666.html

Условие возникновения параметрического резонанса: равенство угловой скорости вращения СА относительно продольной оси и частоты поперечных собственных колебаний СА.

Частота поперечных собственных колебаний по углу тангажа [4]

$$\omega_{rez} = \sqrt{\frac{sl \left| m_z^{\alpha} \right| q}{I_z - I_x}} \tag{4}$$

**ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС.** Программа разработана в виде MDI (Multiple document interface) приложения, которое написано в визуальной среде разработки программного обеспечения C++ на языке C++ Builder 2010. Главное окно программно-алгоритмического комплекса представлено на рис. 1.

ПАК	
Файл Сценарий Парашютная система ДМП Расчёт Тепловые потоки Редактирование Он	кно Помощь
D 😅 🖩   % 🖻 🖷   🖷 🚍 🔟	
Солнечная система — Зелля — Марс — Венера — Космический аппарат — Слутник — Слутник — Слутник — Слутник — Слутический — Фобос-Грунт — Аполон — МетNet — Комаrs — MSL — Phoenix — MER-8 — MER-8 — МЕR-8 — МЕR-8	Модель ветра   Нонинальная   Загрузить   а/д характерстики   АЦ.АЕКО   Элементы   Улементы   Улементы   Улементы   Улементы   Улементы   Улементы   Улементы   Улементы   О.00000   (град/с]   Их   60   (град)   (град)   (град)

Рис. 1. Главное окно прграммно-алгоритмического комплекса

*Входные данные.* Для проведения расчета пространственного движения спускаемого аппарата при движении в атмосфере планеты формируются блок исходных данных, который включает в себя:

.DAT – файл сценария ;

.АТМ – файл задания профиля атмосферы;

.AERO – файл задания аэродинамических характеристик СА;

.WIND – файл задания профиля ветра.

Выходные данные. Результаты расчета записываются в файлы:

.XLSX – файл результата расчёта;

.LOG – лог-файл процесса расчёта.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ.** Для моделирования спуска в атмосфере Марса был использован СА с надувным тормозным устройством [3].

Спуск осуществлялся при следующих начальных условиях:

- высота входа 120 км;
- скорость входа 4600 м/с;
- траекторный угол входа -14,9 градусов;
- масса аппарата 22 кг;
- диаметр миделя 1 м.

**РЕЗУЛЬТАТЫ.** Результаты, полученные в ходе моделирования при номинальном движении представлены на рис. 2 - 6. Под номинальным движением будем понимать, такое движение при котором:

 $\Delta y = 0,001 \text{ [M]}.$   $\Delta z = 0,001 \text{ [M]}.$   $my_0 = 0,001$  $mz_0 = 0,001$ 



Рис. 2. Изменение углового положения CA: TETA – траекторный угол; ALPHA\_PR – пространственный угол атаки; ALPHA – угол атаки



Рис. 3. Изменение параметров движения: ALPHA\_PR – пространственный угол атаки, Q –

Молодежный научно-технический вестник ФС77-51038, ISSN 2307-0609

напор, n – перегрузка



Рис. 4. Графики изменения проекций угловых скоростей СА



Рис. 5. Графики изменения угловой скорости вращения относительно продольной оси СА (W\_x) и резонансной частоты (W\_rez)



Рис. 6. Графики изменения угловой скорости вращения относительно продольной оси СА (W\_x), резонансной частоты (W\_rez) и пространственного угла атаки (Alpha\_pr)

В соответствии с рис. 5 и рис. 6 выберем промежуток времени (от 30 до 40 секунд). Будем исследовать изменение максимального значения пространственного угла атаки от влияния аэродинамических асимметрий и влияние бокового смещения центра масс относительно продольной оси СА в этом промежутки времени.

*Влияние аэродинамических асимметрий*. Рассматривается влияние аэродинамических асимметрий при неизменном положении центра масс:

 $\Delta y = 0,001$  [m].

 $\Delta z = 0,001$  [m].

Результаты, полученные в ходе моделирования, представлены в таблице 1 и рис. 7. В таблице 1  $\alpha_{nn}$  измеряется в градусах.

Таблица 1

$m_{z0} = 0,005$		$m_{z0} = 0,010$		$m_{z0} = 0,015$		$m_{z0} = 0,020$		$m_{z0} = 0,025$		$m_{z0} = 0,030$	
$m_{y0}$	$\alpha_{_{np}}$										
0,005	22,41	0,005	24,80	0,005	27,77	0,005	31,35	0,005	35,79	0,005	41,78
0,010	26,52	0,010	28,67	0,010	31,47	0,010	35,15	0,010	39,74	0,010	47,42
0,015	31,31	0,015	33,35	0,015	36,27	0,015	39,90	0,015	44,04	0,015	53,13
0,020	37,41	0,020	39,31	0,020	42,01	0,020	45,16	0,020	52,41	0,020	58,59
0,025	44,54	0,025	45,87	0,025	48,89	0,025	50,25	0,025	59,06	0,025	63,20
0,030	52,70	0,030	52,07	0,030	58,05	0,030	61,22	0,030	64,13	0,030	66,55

Результаты расчёта при аэродинамических асимметриях



Рис. 7. График изменения пространственного угла атаки при различных аэродинамических асимметриях

Влияние бокового смещения центра масс относительно продольной оси СА. Рассматривается влияние бокового смещения центра масс относительно продольной оси СА. Аэродинамические асимметрии:

 $my_0 = 0,001$ 

 $mz_0 = 0,001$ 

Результаты, полученные в ходе моделирования, представлены в таблице 2 и рис. 8. В таблице 2  $\alpha_{np}$  измеряется в градусах.

Таблица 2

$\Delta z = 0,005$		$\Delta z = 0,010$		$\Delta z = 0,015$		$\Delta z = 0,020$		$\Delta z = 0,025$		$\Delta z = 0,030$	
$\Delta y$	$\alpha_{np}$										
0,005	17,03	0,005	16,29	0,005	16,25	0,005	16,89	0,005	18,34	0,005	20,74
0,010	20,73	0,010	19,26	0,010	19,33	0,010	20,03	0,010	21,54	0,010	23,96
0,015	24,84	0,015	22,78	0,015	22,87	0,015	23,68	0,015	25,19	0,015	27,55
0,020	27,81	0,020	27,00	0,020	27,04	0,020	27,84	0,020	29,38	0,020	31,70
0,025	32,88	0,025	31,94	0,025	31,97	0,025	31,43	0,025	32,10	0,025	36,61
0,030	39,26	0,030	38,14	0,030	37,98	0,030	36,15	0,030	40,10	0,030	42,11

Результаты расчёта при боковом смещении центра масс относительно продольной оси СА



Рис. 8. График изменения пространственного угла атаки при различных боковых смещениях центра масс относительно продольной оси СА

**ВЫВОДЫ.** В результате выполнения работы разработана физико-математическая модель процесса спуска аппарата в атмосфере с учётом бокового смещения центра масс от продольной оси симметрии и аэродинамической асимметрии.

Разработан программно-алгоритмический комплекс решения уравнений, описывающих процесс спуска, с выводом результатов в отдельные файлы, с которыми можно потом работать в дальнейшем при анализе результатов расчета.

Результаты тестирования реализованного алгоритма дают основание говорить, что данный алгоритм может служить достаточно эффективным инструментом оценивания движения СА в условиях прогнозируемого возникновения явления параметрического резонанса на стадии математического моделирования.

Такое моделирование на стадии проектирования СА даёт основание для внесения соответствующих изменений, совершенствующих конструкцию СА и улучшающих его массо-инерционные характеристики.

Как показывает рис. 7 асимметрия внешней формы СА приводит к значительным дополнительным величинам аэродинамического коэффициента момента, что прямым образом влияет на величину пространственного угла атаки.

После прохождения момента равенства резонансной частоты и угловой скорости вращения СА относительно продольной оси при наличии конструктивных асимметрий начинается увеличение пространственного угла атаки. В этот момент также возрастает величина скоростного напора, что определяет увеличение поперечной нагрузки на СА. Дополнительные асимметрии в сочетании с конструктивными асимметриями вызывают резкое увеличение пространственного угла атаки.

## Список литературы

- 1. Казаковцев В.П. Динамика углового движения боеприпаса в условиях возникновения явления параметрического резонанса // Известия РАРАН. 2004. № 1 (38). С. 22 25.
- Топорков А.Г. Моделирование движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством в атмосфере Земли и Марса // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 4. Режим доступа: http://sntbul.bmstu.ru/doc/606175.html (дата обращения 14.05.2014).
- 3. Лысенко Л.Н., Надер Альхаф М. Модифицированный фильтр Калмана для оценивания движения боеприпасов в условиях прогнозируемого возникновения явления параметрического резонанса // Известия РАРАН. 2004. № 1 (38). С. 13 – 21.
- 4. Топорков А.Г., Корянов В.В. Моделирование движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством в атмосфере Земли // XLVIII Научные Чтения памяти К.Э. Циолковского (Калуга, 17–19 сентября 2013 г.): тез. докл. Калуга, 2013. С. 123-125.