

УДК 629.785

ТОРМОЖЕНИЕ В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ ДЛЯ ПЕРЕХОДА НА ЕЁ ОРБИТУ

*Зо Мин Тун, аспирант
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Корянов В.В. , к.т.н., доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*

*Консультант по русскому языку: Хван С.Х. старший преподаватель
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
kafsm3@sm.bmstu.ru*

Полеты к другим планетам в настоящий момент – существующая реальность. Ограниченные запасы топлива и жёсткие требования к массово-геометрическим характеристикам аппаратов приводят к необходимости решать задачу оптимального перехода между орбитами. При использовании метода торможения в атмосфере появляется возможность оптимизировать затраты топлива и ресурсов на межпланетный переход. Таким образом, тема моделирования перехода на орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере является актуальной.

Для дальнейшего исследования будем рассматривать переход на орбиту Марса. Марс – четвёртая по удалённости от Солнца и седьмая по размерам планета Солнечной системы [1, 2].

В представленной статье была сформирована математическая модель движения космического аппарата(КА) на участке движения в атмосфере планеты [3, 4].

Математическая модель движения на атмосферном участке

Для проведения моделирования движения КА используем упрощённые уравнения плоского движения [5]:

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{dV}{dt} &= -S_{\delta} q - g \sin \theta \\
 \frac{d\varnothing}{dt} &= \frac{V \cos \theta}{R+h} \\
 \frac{d\theta}{dt} &= S_{\delta} \frac{q}{V} k - \frac{g \cos \theta}{V} + \dot{\varnothing} \\
 \frac{dh}{dt} &= V \cos \theta
 \end{aligned} \right\} (1)$$

где:

V —скорость движения КА;

t — время;

S_{δ} —площадь мишени;

ρ —плотность атмосферы;

g —ускорение свободного падения;

θ —угол наклона траектории;

r —расстояние от центра планеты до центра масс КА;

k —значение аэродинамического качества;

h —высота полета;

q —скоростной поток;

ρ_0 —плотность атмосферы на поверхности Марса;

m —масса КА.

$$q = \frac{\rho}{2V^2}$$

На рис. 1. показана схема прохода атмосферного участка. Видно что, точка 1 - точка входа в атмосферу, высота перигея - $h_{\min}$ и точка 2 – точка выхода из атмосферы.

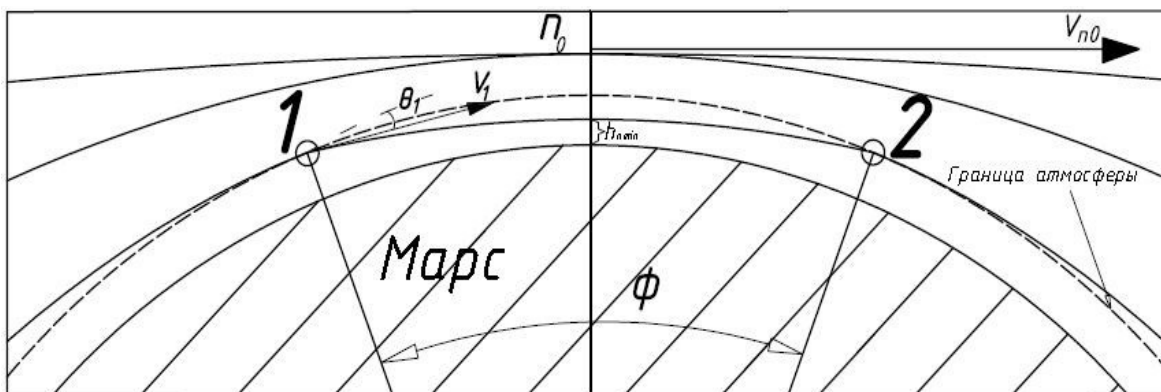


Рис. 1. Схема прохода атмосферного участка.

Для разработки программного обеспечения была использована стандартная процедура численного интегрирования методом Рунге–Кутты 4–го порядка с реализацией на языке C++.

С использованием разработанной программы проведено численное моделирование на компьютере.

Результаты расчета.

Полученные результаты показаны в таблице 1 и 2. Для расчета был взят аппарат с коэффициентом аэродинамического качества (k).

Таблица 1

Результаты моделирования движения КА в атмосфере при высоте 80км и $k=0,2$

t (с)	V(м/с)	Φ (рад)	θ (рад)	H (м)
0.00	4512.70	0.000000	-0.167552	200000.0
0.25	4512.84	0.000309	-0.167423	199811.9
0.50	4512.98	0.000618	-0.167295	199624.0
0.75	4513.11	0.000927	-0.167166	199436.2
1.00	4513.25	0.001236	-0.167038	199248.5
627.00	4435.52	0.803655	0.163331	199296.1
627.25	4435.38	0.803959	0.163451	199476.5
627.50	4435.25	0.804263	0.163571	199657.0
627.75	4435.11	0.804567	0.163691	199837.6
628.00	4434.98	0.804871	0.163811	200018.4

В таблице 1. $k=0,2$, в точке 1 определяем эти параметры с шагом 0,25 секунд. КА будет в точке 2 через 625 секунд, то есть 2512-ый шаг – интегрирование после входа в атмосферу.

Таблица 2

Результаты моделирования движения КА в атмосфере при высоте 80км и $k=0,6$

t (с)	V(м/с)	Φ (рад)	θ (рад)	H (м)
0.00	4512.70	0.000000	-0.167552	200000.0
0.25	4512.84	0.000309	-0.167423	199811.9
0.50	4512.98	0.000618	-0.167295	199624.0
0.75	4513.11	0.000927	-0.167166	199436.2
617.00	4440.04	0.790958	0.164093	199625.2
617.25	4439.90	0.791262	0.164214	199806.6
617.50	4439.77	0.791566	0.164334	199988.1
617.75	4439.63	0.791870	0.164455	200169.7

В таблице 2. $k=0,6$, КА будет в точке 2 через 617,75 секунд, то есть 2471-ый шаг после входа в атмосферу. Там видно, что чем выше значение k , тем меньше затраченное время на переход от эллиптической к круговой орбите с учетом торможения в атмосфере Марса.

На рис. 2. показана зависимость скорости в точке выхода из атмосферы от высоты перицентра: чем меньше высота, тем меньше скорость в точке выхода.

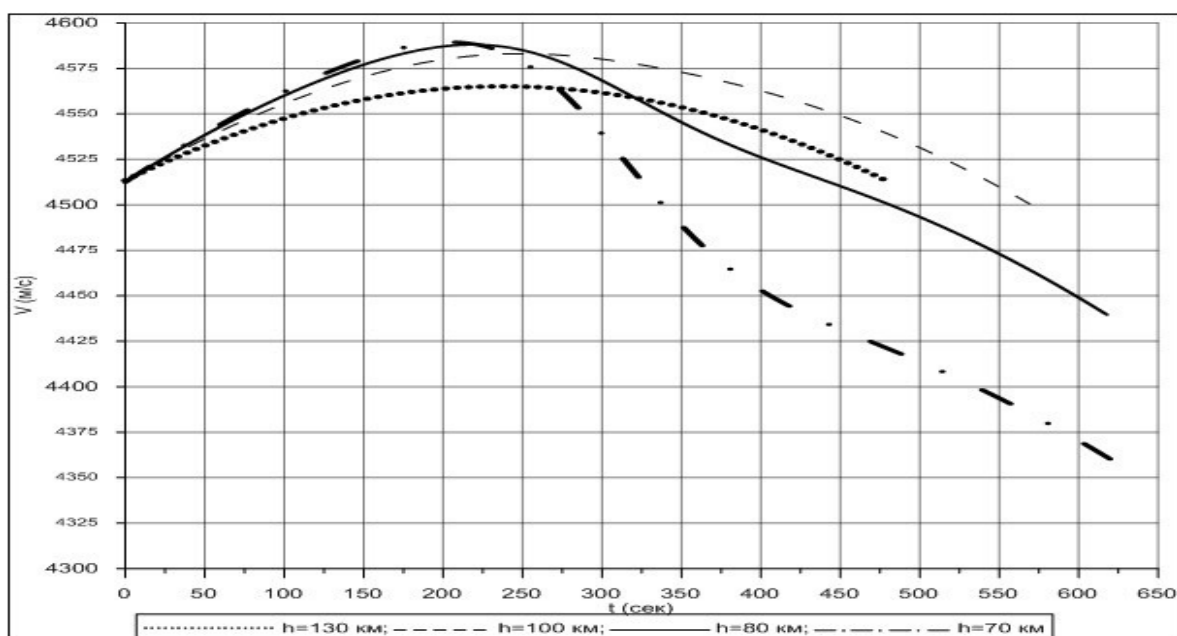


Рис. 2. Зависимости скорости движения КА по времени от высоты полётов 130; 100; 80 и 70 км со значением аэродинамического качества 0,6

Вывод

Для расчета был взят аппарат с коэффициентом аэродинамического качества (k). Были произведены его вариации – $k=0.2; 0.3; 0.4; 0.6$. Проведенные исследования показали, что чем выше значение k , тем меньше затраченное время на переход от эллиптической к круговой орбите. Также установлена зависимость скорости в точке выхода из атмосферы от высоты перигея: чем меньше высота, тем меньше скорость в точке выхода.

Список литературы

1. Mars Exploration Program. Базовая страница исследовательских программ по Марсу. - <http://mars.jpl.nasa.gov> (дата обращения: 18.02.2012).
2. Иванов А.И., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М., Машиностроение, 1986. 295 с.
3. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета. Проблемы оптимизации. М., Наука, 1975. 702 с.
4. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. Внешняя баллистика. М., Машиностроение, 1991. 640 с.