

6. Yu, B.S. Stability and ground experiments of a spinning triangular tethered satellite formation on a low earth orbit / B.S. Yu, Z. Huang, L.L. Geng, D.P. Jin // *Aerospace Science and Technology*. – 2019. – Vol. 92. – P. 595–604.

7. Zhai, G. Deployment strategies for planar multi-tethered satellite formation / G. Zhai, F. Su, J. Zhang, B. Liang // *Aerospace Science and Technology*. – 2017. – Vol. 71. – P. 475–484.

8. Alary, D. Dynamics of multi-tethered pyramidal satellite formation/ D. Alary, K. Andreev, P. Boyko, E. Ivanova, D. Pritykin, V. Sidorenko, C. Tourneur, D. Yarotsky // *Acta Astronautica*. – 2015. – Vol. 117. – P. 222–230.

9. Tragesser, S. G. Orbital design of earth-oriented tethered satellite formations / S. G. Tragesser, A. Tuncay // *The Journal of the Astronautical Sciences*. – 2005. – Vol. 53. – №1. – P. 51–64.

УДК 531.36, 629.7

Старинова О.Л., Шарипова А.Р., Марченко А.Д.

МЕЖПЛАНЕТНЫЙ ПЕРЕЛЁТ ЗЕМЛЯ-ВЕНЕРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МАНЁВРА

Введение. Исследования Венеры занимают важное место в программе изучения и освоения космического пространства. В связи с тем, что Венеру сложно изучать с Земли с помощью наземной аппаратуры, планета довольно интенсивно исследуется с помощью космических аппаратов (КА) и автоматических межпланетных станций (АМС) [1].

Эффективность миссии к Венере может быть повышена за счёт использования аэродинамического манёвра для формирования заданной круговой орбиты. В данной работе рассматривается перелёт исследовательского космического аппарата к Венере по следующей баллистической схеме: КА выводится из сферы действия Земли с помощью разгонного блока и совершает гелиоцентрический перелёт за счёт собственного двигателя, при входе в сферу действия Венеры КА приближается к планете, входит в плотные слои атмосферы и тормозится. Собственный двигатель космического аппарата включается для формирования задан-

ной круговой орбиты. В работе сравнивается эффективность данной баллистической схемы с традиционной с использованием маршевых двигателей космического аппарата.

Математическая модель движения КА. Гелиоцентрическое движение рассчитывается по методу кусочно-конической аппроксимации [2]. Для определения траектории перелёта решается уравнение Ламберта [3] в первом приближении.

Движение КА в атмосфере Венеры описывается следующими уравнениями в траекторной системе координат:

$$\dot{V} = -g_0 \frac{\rho V^2}{2p_x} - g \sin \theta, \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = k_{эф} g_0 \frac{\rho V}{2p_x} + \left(\frac{V}{R} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta, \quad (2)$$

$$\dot{h} = V \sin \theta, \quad (3)$$

$$\dot{L} = V \cos \theta. \quad (4)$$

Здесь V – модуль скорости КА; θ – угол наклона траектории; h – высота КА; L – дальность полёта; $g = \frac{g_0 R_{pl}^2}{(R_{pl} + h)^2}$ – ускорение свободного падения; g_0 – ускорение свободного падения на поверхности планеты; $\rho = \rho_0 \exp(-\beta h)$ – плотность атмосферы на высоте h ; ρ_0 – плотность атмосферы на поверхности планеты; β – коэффициент; p_x – баллистический коэффициент КА; R_{pl} – радиус планеты; $k_{эф}$ – эффективное аэродинамическое качество КА.

Начальные условия движения следующие:

$$V(0) = V_0, \quad \theta(0) = \theta_0, \quad h(0) = h_{амм}, \quad L(0) = 0. \quad (5)$$

Требовалось, чтобы суммарный импульс скорости для выведения на рабочую орбиту КА, после выполнения аэродинамического манёвра был минимальным. Кроме того, накладывались дополнительные условия на безопасную высоту полёта и максимальную перегрузку, действующую на КА.

Моделирование движения. Мы рассматривали КА с массой в момент входа в сферу действия Венеры $m_0 = 633,7$ кг. Считалось, что на КА установлен двигатель с удельным импульсом тяги двигателей $I = 347$ с и суммарной тягой марше-

вых двигателей $P = 414$ Н. Моделирование движения в атмосфере прекращается в трёх случаях: 1) аппарат вылетел за пределы атмосферы; 2) перегрузка превысила допустимое значение; 3) КА погрузился ниже безопасной высоты.

После проведения моделирования было установлено, что траектория, удовлетворяющая всем условиям, обеспечивается углом входа $\theta = -8,4$ град. На рис. 1, 2 представлены результаты моделирования движения КА в атмосфере Венеры для этого угла входа.

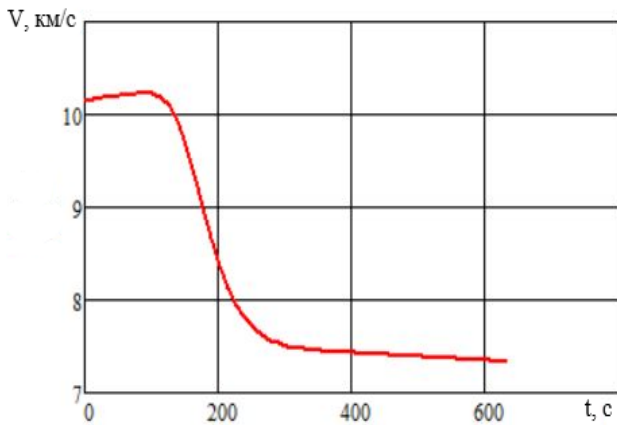


Рис. 1. Изменение скорости КА при выполнении аэродинамического манёвра

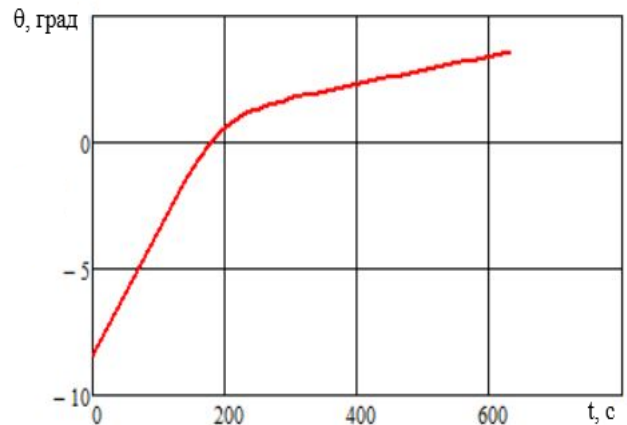


Рис. 2. Изменение угла наклона траектории

Рассмотрим расчёт характеристической скорости для последующих после аэродинамического торможения манёвров (рис. 3).

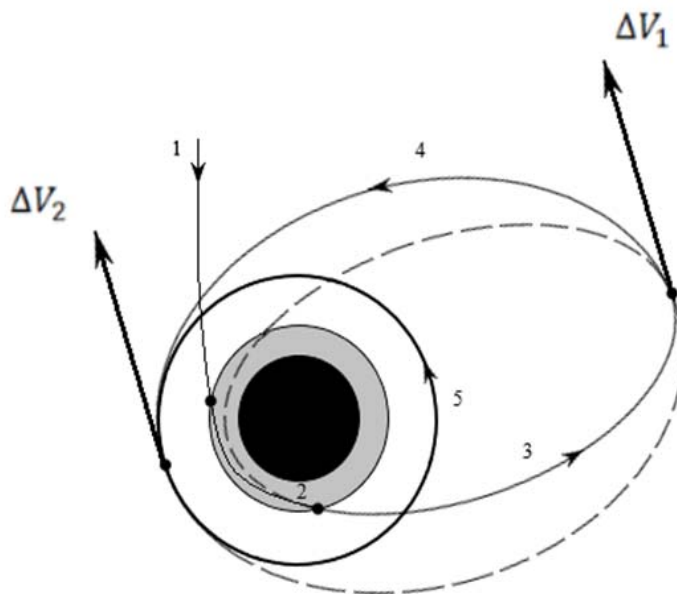


Рис. 3 – Расчёт характеристической скорости после аэродинамического манёвра

КА входит в атмосферу по гиперболической траектории (1). После манёвра в атмосфере (2) он выходит на незамкнутую (с перицентром ниже условной границы атмосферы) орбиту (3). Импульс скорости ΔV_1 , прилагаемый в апоцентре, поднимает перицентр орбиты до нужной высоты $h_{ОРБ}$ (после импульса КА движется по участку 4). При достижении перицентра второй импульс ΔV_2 опускает апоцентр до высоты $h_{ОРБ}$, после чего КА оказывается на требуемой круговой орбите 5. Искомая характеристическая скорость определяется как сумма первого и второго импульсов:

$$V_{ХАР} = \Delta V_1 + \Delta V_2 \quad (6)$$

Величины импульсов ΔV_1 и ΔV_2 можно рассчитать по Кеплеровой теории. Пусть V и θ – скорость и угол наклона траектории КА при вылете из атмосферы. Эксцентриситет e_3 , параметр p_3 , радиус апоцентра $r_{\alpha,3}$ и скорость КА в апоцентре $V_{\alpha,3}$ для участка 3 определяются по следующим формулам:

$$e_3 = \sqrt{1 + \frac{r_{АТМ} V^2 \cos^2 \theta}{\mu} \left(\frac{r_{АТМ} V^2}{\mu} - 2 \right)}, \quad p_3 = \frac{r_{АТМ}^2 V^2 \cos^2 \theta}{\mu}, \quad (7)$$

$$r_{\alpha,3} = \frac{p_3}{1 - e_3}, \quad V_{\alpha,3} = \sqrt{\frac{\mu}{p_3} (1 - e_3)},$$

где μ – гравитационный параметр Венеры, $r_{АТМ} = R_{ПЛ} + h_{АТМ}$ – радиус вектор КА при вылете из атмосферы.

Скорость $V_{\alpha,4}$ аппарата в апоцентре для участка 4 определяют на основе его радиусов перицентра $r_{\pi,4} = r_5 = R_{ПЛ} + h_{ОРБ}$ и апоцентра $r_{\alpha,4} = r_{\alpha,3}$:

$$V_{\alpha,4} = \sqrt{\frac{2\mu r_5}{r_{\alpha,4}(r_{\alpha,4} + r_5)}}. \quad (8)$$

Двигательная установка должна компенсировать разность между скоростями $V_{\alpha,4}$ и $V_{\alpha,3}$, поэтому $\Delta V_1 = V_{\alpha,4} - V_{\alpha,3}$. Аналогично импульс ΔV_2 должен компенсировать разность между скоростью $V_{\pi,4} = \sqrt{\frac{2\mu r_{\alpha,4}}{r_5(r_{\alpha,4} + r_5)}}$ в перицентре участка 4 и орбитальной скоростью $V_5 = \sqrt{\frac{\mu}{r_5}}$ на требуемой круговой орбите: $\Delta V_2 = V_{\pi,4} - V_5$. Масса топлива, потребного на выполнение этого манёвра будет равна $m_t = 37,2$ кг.

Если выполнять манёвр формирования рабочей орбиты относительно Венеры с помощью маршевых двигателей КА, то масса израсходованного топлива будет равна $m_t = 317,5$ кг. То есть аэродинамический манёвр позволяет сэкономить 280,3 кг топлива. На эту величину можно увеличить массу полезной нагрузки космического аппарата.

Библиографический список

1. Засова, Л.В. Строение атмосферы Венеры от поверхности до 100 км / Л.В. Засова [и др.] // Космические исследования. – 2006. – Т. 44. – №4. – С. 381–400.
2. Белоконов, В.М. Траектории полётов к Луне и межпланетные траектории: Конспект лекций / Куйбыш. авиац. ин-т, Куйбышев, 1989. – 31 с.
3. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, ГРФМЛ, 1982. – 352 с.