

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ МАЛОГО СПУТНИКА
ПРИ РАЗВЕРТЫВАНИИ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА
В ФОРМЕ ПАРАБОЛОИДА НА БОРТУ**

Солнечный парус (СП) – это технология, которая использует давление солнечного света для приведения в движение космического аппарата (КА) и заменяет двигательную установку. NASA, JAXA и РОСКОСМОС были первыми космическими агентствами, которые провели эксперименты по использованию солнечных парусов на практике [1, 2]. В статье [3] рассматривается процесс обеспечения заданной ориентации малого КА с СП в форме конической поверхности, который совершает вращательное движение относительно своего центра масс (ЦМ), находясь на круговой гелиоцентрической орбите. Целью работы является численное моделирование процесса обеспечения заданной ориентации КА при развёртывании СП. При этом анализируются следующие характеристики движения КА относительно ЦМ: угловые скорости и направляющие косинусы углов ориентации.

Смещение центра масс СП относительно оси z при развёртывании паруса приводит к изменению положения ЦМ системы КА–СП. По этой причине мы размещаем начало системы координат $Oxyz$ (СК) в ЦМ всей системы (рис. 1).

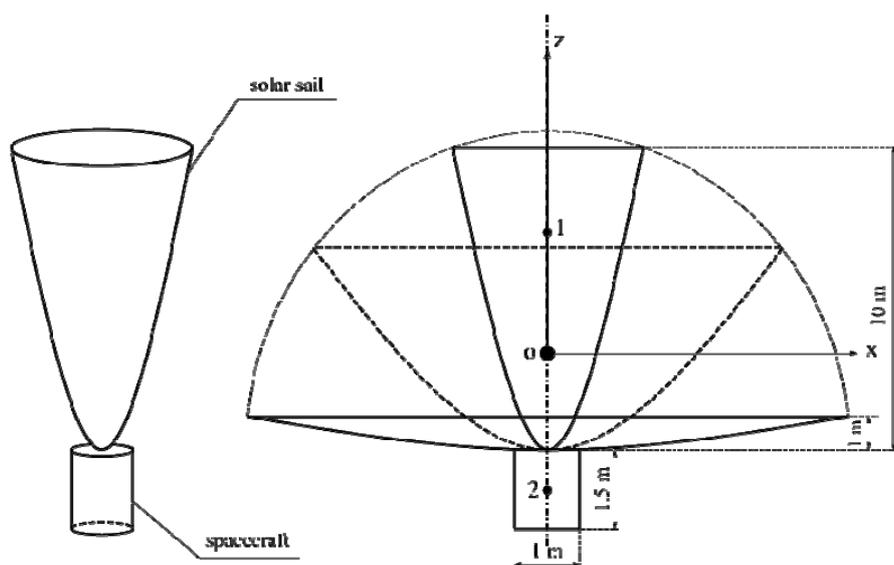


Рис. 1. Схема КАСП: 1 – центр масс СП в начальный момент развёртывания;
2 – центр масс цилиндрического модуля

Точка O на рис. 1 показывает начальное положение центра масс всей системы в момент начала развёртывания. Применяя классический явный четырёх-этапный метод Рунге-Кутты находим искомые численные решения, характеризующие движение КА с СП относительно ЦМ, рассматривая совместно: динамические уравнения Эйлера (1), определяющие угловую скорость КА, и дифференциальные уравнения (2), определяющие направляющие косинусы при начальных условиях (3):

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\Omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\Omega_z\Omega_y &= 3 \frac{\mu}{R^3} (I_z - I_y)\gamma_2\gamma_3, \\ I_y \frac{d\Omega_y}{dt} + (I_x - I_z)\Omega_z\Omega_x &= 3 \frac{\mu}{R^3} (I_x - I_z)\gamma_3\gamma_1, \\ I_z \frac{d\Omega_z}{dt} &= 0, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\gamma_1}{dt} &= \gamma_2\Omega_z - \gamma_3\Omega_y, \\ \frac{d\gamma_2}{dt} &= \gamma_3\Omega_x - \gamma_1\Omega_z, \\ \frac{d\gamma_3}{dt} &= \gamma_1\Omega_y - \gamma_2\Omega_x, \end{aligned} \quad (2)$$

$$h_0 = 10 \text{ м}, \quad \Omega_{x_0} = 0,001 \text{ с}^{-1}, \quad \Omega_{y_0} = 0,001 \text{ с}^{-1}, \quad \Omega_{z_0} = 5;10;15 \text{ с}^{-1}, \quad \gamma_{1_0} = 0, \quad \gamma_{2_0} = 0, \quad \gamma_{3_0} = 1. \quad (3)$$

где I_x, I_y, I_z – главные центральные осевые моменты инерции КА с СП, $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ – составляющие угловой скорости КА с СП, $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$ – направляющие косинусы оси Z , $\mu = 1,329 \cdot 10^{11} \text{ км}^3 \text{ с}^{-2}$ – гравитационная постоянная Солнца, $R = 10^{12} \text{ км}$ – радиус круговой гелиоцентрической орбиты. Осевые моменты инерции КА с СП при развёртывании паруса вычисляем следующим образом [7-10]:

$$\begin{aligned} I_x &= \frac{1}{12} M(3r'^2 + H^2) + M^2 D + \frac{mh(t)}{6} \left(\frac{(x^2 + y^2)}{z} + \frac{h(t)}{3} \right) + m^2 d, \\ I_y &= \frac{1}{12} M(3r'^2 + H^2) + M^2 D + \frac{mh(t)}{6} \left(\frac{(x^2 + y^2)}{z} + \frac{h(t)}{3} \right) + m^2 d, \\ I_z &= \frac{1}{2} Mr'^2 + \frac{mh(t)}{3} \left(\frac{x^2 + y^2}{z} \right), \end{aligned} \quad (4)$$

где $m = 10 \text{ кг}$ – масса СП, $M = 290 \text{ кг}$ – масса цилиндрического модуля КА, $r' = 0,5 \text{ м}$ и $H = 1,5 \text{ м}$ – радиус и высота цилиндрического КА. Пусть непрерывная линейная функция от времени t вида $h(t) = h_0 - t$ описывает изменение длины СП при его

развёртывании. На рис. 2-4 представлены графики, демонстрирующие изменение переменных системы (1)-(2) при развёртывании СП.

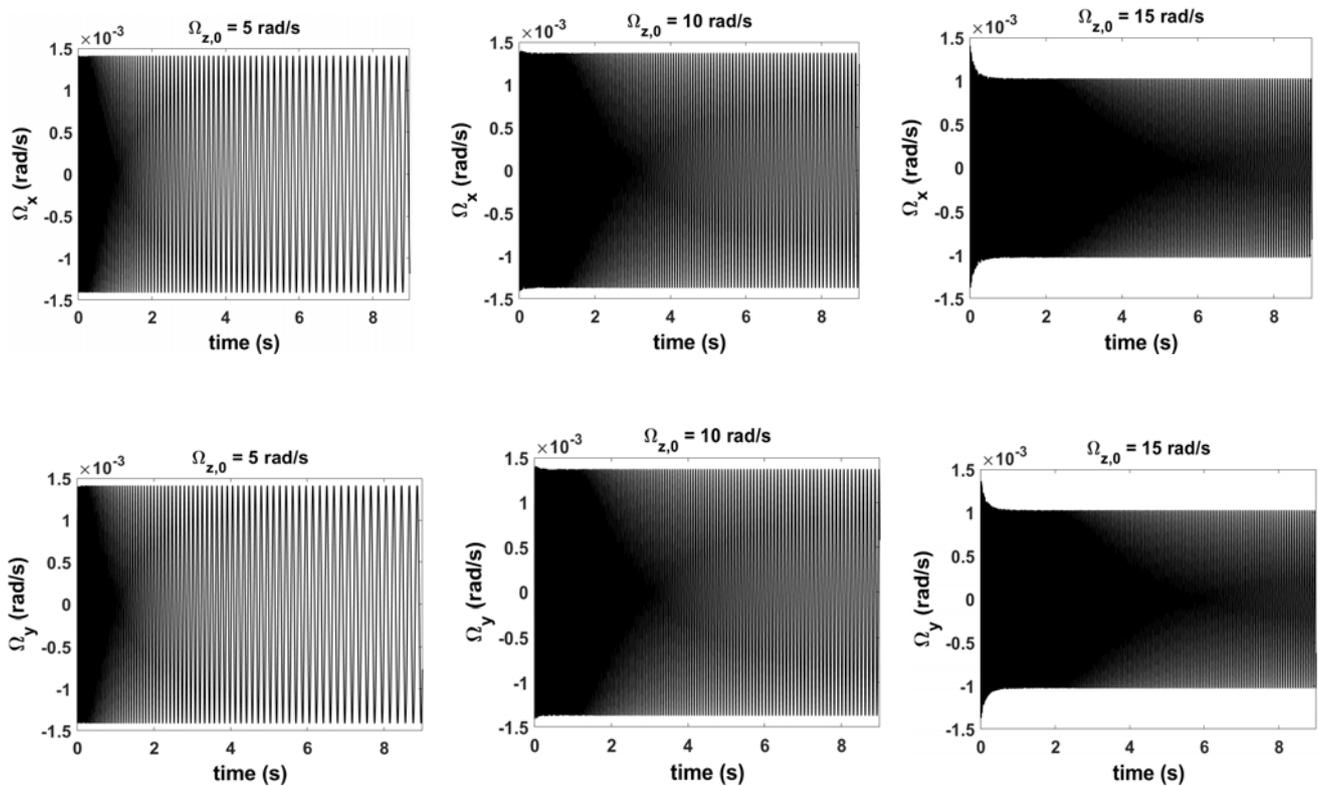


Рис. 2. Изменение угловой скорости КА с СП относительно осей X и Y при развёртывании СП с разными начальными условиями

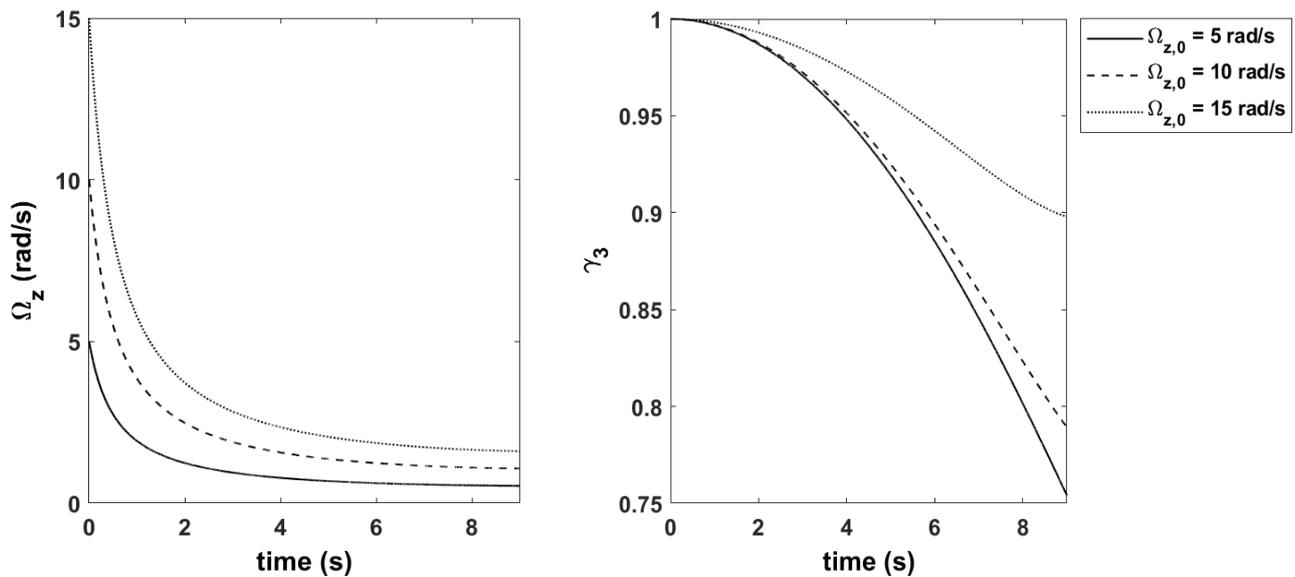


Рис. 3. Изменение угловой скорости и направляющего косинуса КА с СП относительно оси Z при развёртывании СП с разными начальными условиями

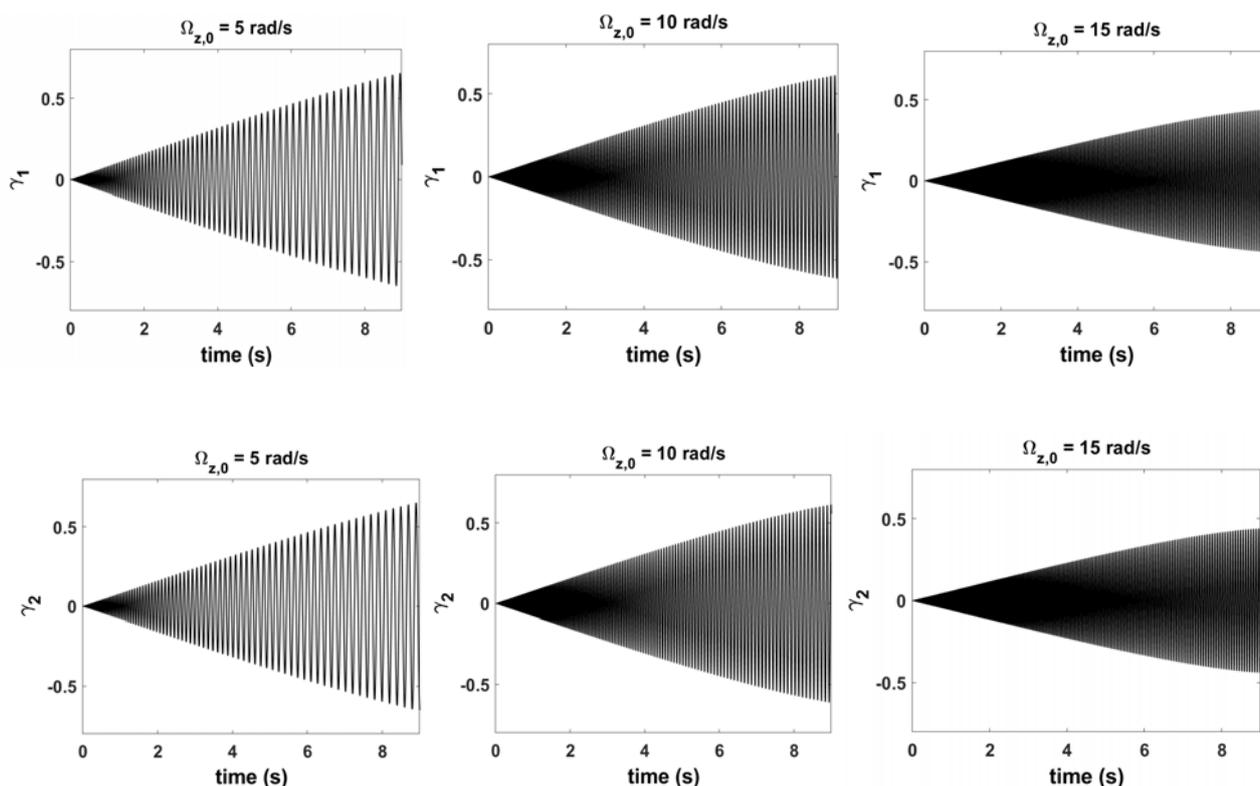


Рис. 4. Изменение направляющих косинусов КА с СП относительно осей X и Y при развёртывании СП с разными начальными условиями

Анализируя рис. 2–4 можно сделать следующие выводы:

– При увеличении Ω_{z_0} угловые скорости КА Ω_x и Ω_y совершают колебания с большими частотами, но меньшими амплитудами. Следовательно, при заданных начальных условиях развёртывания с увеличением Ω_{z_0} солнечный парус получает более стабильные значения угловой скорости.

– Амплитуды изменения составляющих угловой скорости КА Ω_x и Ω_y изменяются меньше при меньших значениях Ω_{z_0} . Напротив, при более высоких значениях Ω_{z_0} это изменение более заметно.

– При увеличении Ω_{z_0} частота колебаний рассматриваемых направляющих косинусов возрастает. При этом рост амплитуды колебаний данных направляющих косинусов замедляется с увеличением Ω_{z_0} .

Библиографический список

1. Поляхова, Е.Н. Космический полет с солнечным парусом / Е.Н. Поляхова. – Москва: Либроком, 2011. – 320 с.

2. Macdonald, M. Solar sailing: Applications and technology advancement / M. Macdonald // *Advances in Spacecraft Technologies*. – 2013. – URL: <https://doi.org/10.5772/13614>

3. Veisi, S., Lyubimov, V.V. Research of the deployment process of a thin-film solar sail in the form of a conical surface on a small spacecraft / S. Veisi, V.V. Lyubimov // *Proceedings of the III international conference on advanced technologies in materials science, mechanical and automation engineering: Engineering-III*. – 2021. – URL: <https://doi.org/10.1063/5.0071536>

4. Бутенин, Н.В., Лунц, Я.Л., Меркин, Д.Р. Курс теоретической механики: учебник. В 2 т. Т 2. Динамика / Н.В. Бутенин, Я.Л. Лунц, Д.Р. Меркин. – Москва: Наука, 1979. – 544 с.

УДК 629.78

Баяндина Т.А., Храмов А.А.

**ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ
ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
НА НИЗКУЮ ОКОЛОЗЕМНУЮ ОРБИТУ**

Введение. Перспективным способом доставки космических аппаратов (КА) на околоземную орбиту является выведение по схеме воздушного старта с использованием авиационно-космической системы (АКС), включающей самолётную и космическую ступени. Самолёт-носитель обеспечивает доставку космической ступени на заданную высоту с заданной скоростью. После отделения космической ступени реализуется выведение полезной нагрузки на околоземную орбиту.

Целью работы является формирование номинальной программы управления движением центра масс ракеты-носителя, используемой в качестве космической ступени АКС, после её отделения от самолёта-носителя.

В качестве объекта управления рассматривается проектная модель двухступенчатой ракеты-носителя (РН) лёгкого класса, разработанная на кафедре динамики полёта и систем управления Самарского университета. Прототипом модели РН являются две последние ступени ракеты-носителя «Старт-1» [1]. Первая