

Нуржанов Д.Н.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА СТАНДАРТА CUBESAT ПОД ДЕЙСТВИЕМ МОМЕНТА ПРОПЕЛЛИРОВАНИЯ

При движении по орбите на спутник с большими лопастями солнечных батарей, расположенных по отношению к осям спутника кососимметрично, набегает поток разрежённой среды. Этот поток, попадая на лопасти батарей, раскручивает спутник, вызывая целый ряд своеобразных явлений, называемых эффектом пропеллирования.

Под действием пропеллирующего момента значение вектора кинетического момента, его ориентация в абсолютной системе координат и угол нутации спутника совершают долгопериодические колебания. Спутник постоянно переходит то в режим осевой закрутки, то в режим кувыркания [1].

В работе [1] исследован эффект пропеллирования применительно к тяжёлым спутникам серии «Протон». Получены аналитические решения дифференциальных уравнений, которые описывают положение вектора кинетического момента относительно перигейной системы координат. Однако изменение угла собственного вращения в указанной работе аналитически не исследуется.

В данной работе исследуется возможность проявления эффекта пропеллирования на наноспутниках, имеющих кососимметричные панели солнечных батарей.

Для описания динамики вращательного движения наноспутника в работе использовались следующие системы координат (рисунок 1 а): $OXYZ$ – «перигейная» система, ось OZ которой направлена параллельно радиусу-вектору перигея орбиты, ось OY параллельна нормали к плоскости орбиты, а ось OX параллельна касательной в перигее орбиты в сторону движения центра масс наноспутника. OLL_1L_2 – система, связанная с вектором кинетического момента \bar{L} вращательного движения наноспутника. Ось OL направлена по вектору \bar{L} ; ось OL_1 расположена в плоскости LY перпендикулярно оси OL и образует тупой угол с осью OY ; ось OL_2 дополняет систему до правой. Расположение вектора кинетического момента \bar{L} относительно перигейной системы координат XYZ задаётся углами θ, λ , где θ – угол между вектором \bar{L} и OX , λ – угол между осью OZ и проекцией вектора \bar{L} на плоскость OZY . Взаимное положение

систем определяется направляющими косинусами, выраженными через углы Эйлера: ψ – угол прецессии, ϑ – угол нутации, φ – угол собственного вращения (рисунок 1 б).

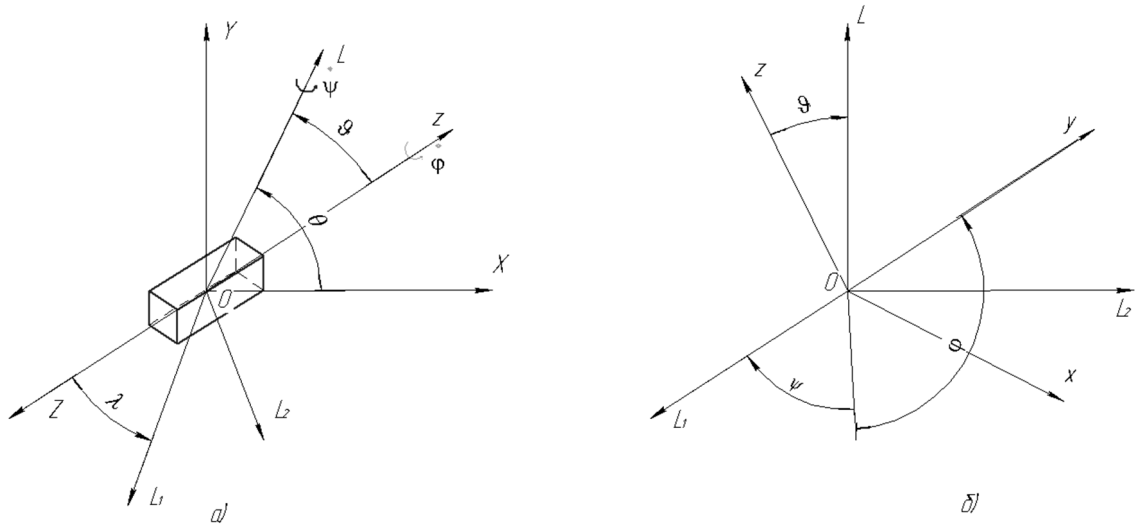


Рисунок 1 – Расположение вектора кинетического момента относительно перигейной и связанной с наноспутником систем координат

В работе приняты следующие допущения:

1. Влияние аэродинамического восстанавливающего и гравитационного моментов не учитывается.
2. Ось каждой солнечной батареи проходит через центр масс наноспутника.
3. Наноспутник движется по круговой орбите.
4. Схема взаимодействия частиц с наноспутником является диффузно-зеркальной.

С учётом принятых допущений исследовалось влияние изменения угла между продольной осью наноспутника и нормалью к площадке солнечной батареи γ на динамику эффекта пропеллирования. Расчёт проведен для наноспутника стандарта CubeSat со следующими характеристиками: наноспутник является динамически симметричным с массой 5,5 кг, размерами $0,1 \times 0,1 \times 0,3$ м, продольным моментом инерции $A = 0,01 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ и поперечным моментом инерции $C = 0,0664 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

Исследование было проведено с помощью численного интегрирования, со следующими начальными значениями $\theta = 90^\circ$, $|L| = 0,006 \text{ м}^2 \cdot \text{кг} \cdot \text{с}^{-1}$, $\vartheta = 55^\circ$, $\varphi = 0^\circ$. На рисунке 2 показано изменение переменных L , θ , ϑ , φ во времени по результатам численного интегрирования при различных значениях угла γ . Виден основной эффект движения в режиме пропеллирования – долгопериодические колебания переменных

L , θ , ϑ , φ . Наноспутник переходит из режима закрутки ($\vartheta = 0^\circ$) в режим кувыркания ($\vartheta = 90^\circ$) и обратно.

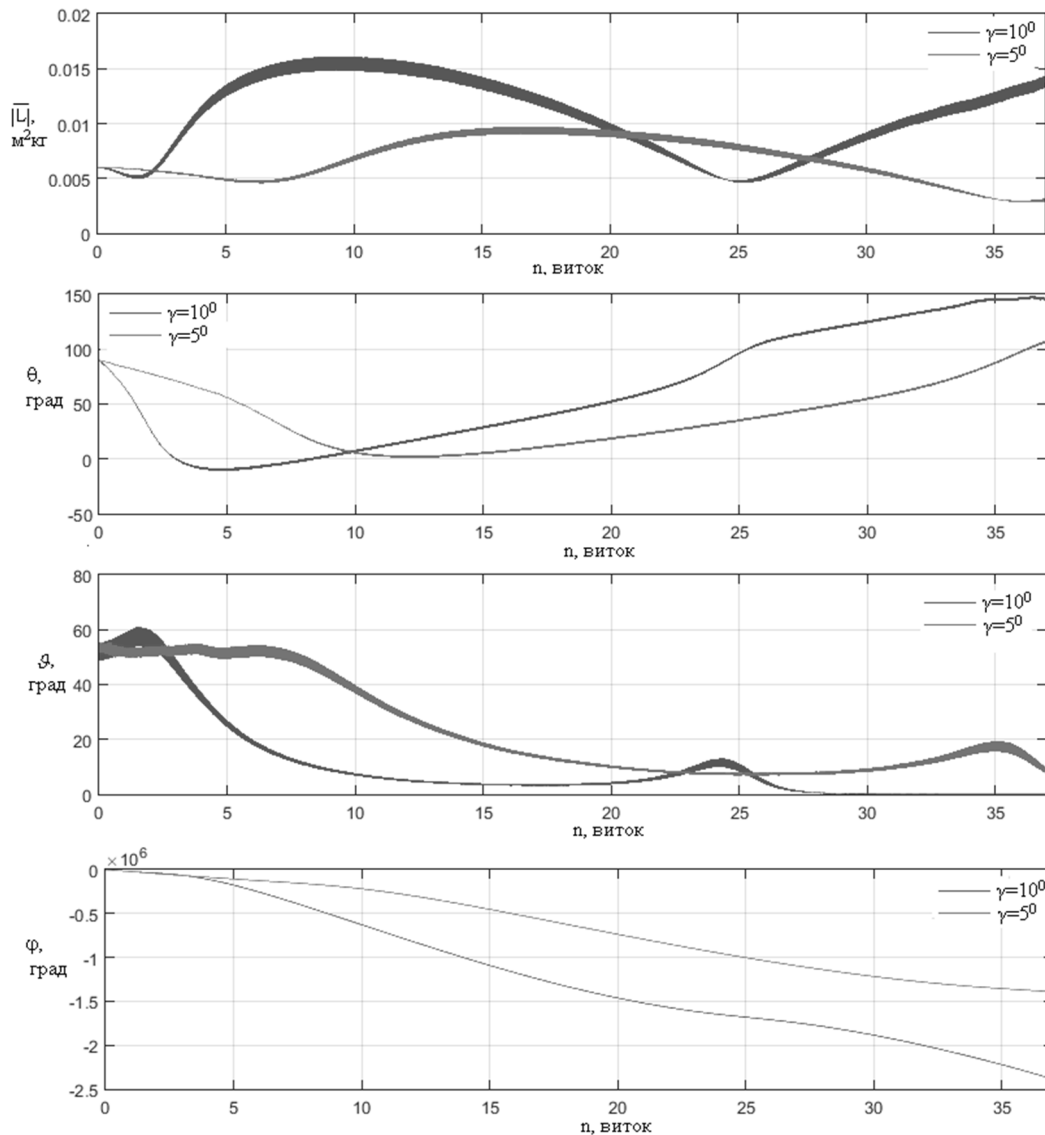


Рисунок 2 – Зависимость величин L , θ , ϑ , φ от числа витков n

В момент перехода наноспутника из одного режима в другой переменная θ имеет экстремум. Переменная L имеет минимумы в моменты перехода наноспутника из одного режима в другой и максимумы в режиме осевой закрутки ($\vartheta = 0^\circ$) или в режиме кувыркания ($\vartheta = 90^\circ$). Переменная φ в момент кувыркания постоянна, а в режиме осевой закрутки изменяется. Это подтверждается и при анализе полученного в ходе исследования аналитического решения дифференциального уравнения для угла собственного вращения φ :

$$\phi = \left(\frac{C_L^2}{2 \cdot |\sin \mathcal{G}|^2 |\operatorname{ctg} \mathcal{G}|^{2a^*}} - C_{L\phi} \right) \frac{\cos \mathcal{G} \cdot (A - C) \cdot p}{\rho \cdot \mu \cdot [-a_1 + (a_0 + a_1) \cdot \cos^2 \mathcal{G}] \cdot V_1 \cdot V_3 \cdot b \cdot A \cdot C}. \quad (1)$$

Здесь $a_0 = 4aSn_0n_1[2\varepsilon \cdot n_0 + (1 - \varepsilon)\frac{v}{V_0}]$, $a_1 = 2aSn_0n_1[2\varepsilon \cdot n_0 + (1 - \varepsilon)\frac{v}{V_0}]$; $b = \sqrt{|\operatorname{tg} \mathcal{G}|^{2a^*} \cdot |\cos \mathcal{G}| - C_\theta}$;

$$V_1 = \sqrt{\frac{(2 \cdot \pi \cdot (3 - 2e^2 + e^4 + 4 \cos(e \cdot \pi)))}{(1 + 2 \cos(e \cdot \pi))e^3} + \frac{3(-1 + e^2) \ln(1 + 2 \cos(e \cdot \pi))}{\cos(e \cdot \pi)e^4}}; \quad V_3 = \frac{1}{1 + 2 \cdot \cos(e \cdot \pi)};$$

$$a^* = \frac{a_1}{a_0 + a_1}; \quad a - \text{расстояние от центра солнечных батарей до продольной оси}$$

наноспутника; S – площадь одной панели солнечных батарей; n_0 – косинус угла между продольной осью и нормалью к площадке солнечной батареи; n_1 – синус угла между продольной осью и нормалью к площадке солнечной батареи; V_0 – скорость поступательного движения наноспутника; v – молекулярная скорость частиц; ρ – плотность атмосферы; ε – константа, определяющая схему взаимодействия молекул (ε принимает значение от 0 до 1, при $\varepsilon = 0$ схема взаимодействия диффузная, при $\varepsilon = 1$ схема взаимодействия зеркальная); A, C – поперечный и продольный моменты инерции наноспутника соответственно; p – фокальный параметр орбиты наноспутника; C_L – интегральная константа; μ – гравитационный параметр Земли; e – эксцентриситет орбиты наноспутника; $C_{L\phi}$ – интегральная константа; \mathcal{G} – угол между вектором кинетического момента и продольной осью наноспутника.

Вышеупомянутые свойства переменных $L, \theta, \mathcal{G}, \phi$ сохраняются при всех значениях угла между продольной осью наноспутника и нормалью к площадке солнечной батареи γ .

Таким образом, выявлен эффект пропеллирования на наноспутниках, имеющих кососимметричные панели солнечных батарей.

Библиографический список

1. Белецкий В.В. Яншин А.М. Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. — М.: Наука, 1984. -187с.