

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНСПЕКЦИОННОГО ДВИЖЕНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ

М.С. Щербаков, Д.П. Аваряскин

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

tsherbakov.ms@ssau.ru

Рассматривается движение космического аппарата по инспекционной траектории, в результате которого совершается облет не кооперируемого объекта инспекции в общей орбитальной плоскости. Для описания движения КА и ОИ используются абсолютная геоцентрическая система координат (АГСК) $OXYZ$ и орбитальная система координат (ОСК) $Oxuz$, начало которой связано с центром масс ОИ. Инспекционное движение рассматривается в ОСК. На рисунке 1а приведена связь АГСК и ОСК. Номинальная инспекционная траектория выбирается из обеспечения условия равенства орбитальных энергий в предположении отсутствия возмущающих факторов за счет выбора начальной скорости движения КА в ОСК [2]. Форма инспекционной траектории зависит от положения КА и аргумента широты ОИ в начальном момент времени реализации инспекционного движения. В качестве примера на рисунке 1б приведена зависимость формы номинальной инспекционной траектории от аргумента широты ОИ. Начальное положение КА показано черной точкой.

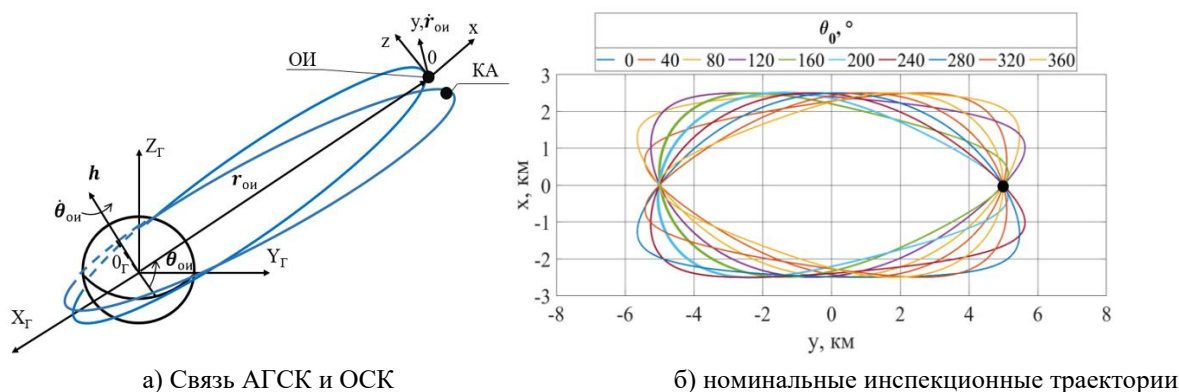


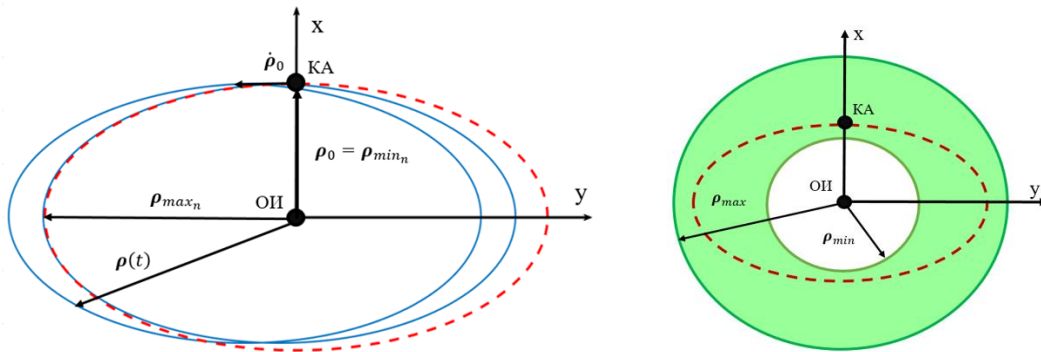
Рисунок 1 – Используемые системы координат и форма номинальной инспекционной траектории

На рисунке 1 используются обозначения: h – константа интеграла площадей, θ_{oi} – аргумент широты ОИ, $\dot{\theta}_{oi}$ – угловая скорость ОИ.

В работе рассматриваются два возмущающих фактора, влияющих на инспекционное движение, это нецентральность гравитационного поля Земли и влияние Луны. Для учета указанных возмущений используется математическая модель движения КА и ОИ в АГСК:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{X}_{\text{ои}} = -\frac{\mu_3}{r_{\text{ои}}^3} X_{\text{ои}} + \frac{3}{2} J_2 \frac{\mu_3}{r_{\text{ои}}^2} \left(\frac{R_3}{r_{\text{ои}}} \right)^2 \left(5 \frac{Z_{\text{ои}}}{r_{\text{ои}}^2} - 1 \right) \frac{X_{\text{ои}}}{r_{\text{ои}}} + \mu_{\text{л}} \left(\frac{X_{\text{л}} - X_{\text{ои}}}{(r_{\text{л}} - r_{\text{ои}})^3} - \frac{X_{\text{л}}}{r_{\text{л}}} \right), \\ \ddot{Y}_{\text{ои}} = -\frac{\mu_3}{r_{\text{ои}}^3} Y_{\text{ои}} + \frac{3}{2} J_2 \frac{\mu_3}{r_{\text{ои}}^2} \left(\frac{R_3}{r_{\text{ои}}} \right)^2 \left(5 \frac{Z_{\text{ои}}}{r_{\text{ои}}^2} - 1 \right) \frac{Y_{\text{ои}}}{r_{\text{ои}}} + \mu_{\text{л}} \left(\frac{Y_{\text{л}} - Y_{\text{ои}}}{(r_{\text{л}} - r_{\text{ои}})^3} - \frac{Y_{\text{л}}}{r_{\text{л}}} \right), \\ \ddot{Z}_{\text{ои}} = -\frac{\mu_3}{r_{\text{ои}}^3} Z_{\text{ои}} + \frac{3}{2} J_2 \frac{\mu_3}{r_{\text{ои}}^2} \left(\frac{R_3}{r_{\text{ои}}} \right)^2 \left(5 \frac{Z_{\text{ои}}}{r_{\text{ои}}^2} - 3 \right) \frac{Z_{\text{ои}}}{r_{\text{ои}}} + \mu_{\text{л}} \left(\frac{Z_{\text{л}} - Z_{\text{ои}}}{(r_{\text{л}} - r_{\text{ои}})^3} - \frac{Z_{\text{л}}}{r_{\text{л}}} \right), \\ \ddot{X}_{\text{ка}} = -\frac{\mu_3}{r_{\text{ка}}^3} X_{\text{ка}} + \frac{3}{2} J_2 \frac{\mu_3}{r_{\text{ка}}^2} \left(\frac{R_3}{r_{\text{ка}}} \right)^2 \left(5 \frac{Z_{\text{ка}}}{r_{\text{ка}}^2} - 1 \right) \frac{X_{\text{ка}}}{r_{\text{ка}}} + \mu_{\text{л}} \left(\frac{X_{\text{л}} - X_{\text{ка}}}{(r_{\text{л}} - r_{\text{ка}})^3} - \frac{X_{\text{л}}}{r_{\text{л}}} \right), \\ \ddot{Y}_{\text{ка}} = -\frac{\mu_3}{r_{\text{ка}}^3} Y_{\text{ка}} + \frac{3}{2} J_2 \frac{\mu_3}{r_{\text{ка}}^2} \left(\frac{R_3}{r_{\text{ка}}} \right)^2 \left(5 \frac{Z_{\text{ка}}}{r_{\text{ка}}^2} - 1 \right) \frac{Y_{\text{ка}}}{r_{\text{ка}}} + \mu_{\text{л}} \left(\frac{Y_{\text{л}} - Y_{\text{ка}}}{(r_{\text{л}} - r_{\text{ка}})^3} - \frac{Y_{\text{л}}}{r_{\text{л}}} \right), \\ \ddot{Z}_{\text{ка}} = -\frac{\mu_3}{r_{\text{ка}}^3} Z_{\text{ка}} + \frac{3}{2} J_2 \frac{\mu_3}{r_{\text{ка}}^2} \left(\frac{R_3}{r_{\text{ка}}} \right)^2 \left(5 \frac{Z_{\text{ка}}}{r_{\text{ка}}^2} - 3 \right) \frac{Z_{\text{ка}}}{r_{\text{ка}}} + \mu_{\text{л}} \left(\frac{Z_{\text{л}} - Z_{\text{ка}}}{(r_{\text{л}} - r_{\text{ка}})^3} - \frac{Z_{\text{л}}}{r_{\text{л}}} \right), \\ \ddot{X}_{\text{л}} = -(\mu_3 + \mu_{\text{л}}) \frac{X_{\text{л}}}{r_{\text{л}}^3}, \ddot{Y}_{\text{л}} = -(\mu_3 + \mu_{\text{л}}) \frac{Y_{\text{л}}}{r_{\text{л}}^3}, \ddot{Z}_{\text{л}} = -(\mu_3 + \mu_{\text{л}}) \frac{Z_{\text{л}}}{r_{\text{л}}^3}, \end{array} \right. , \quad (1)$$

где R_3 – экваториальный радиус Земли, $\mu_3, \mu_{\text{л}}$ – гравитационные параметра Земли и Луны соответственно, J_2 – коэффициент второй зональной гармоника гравитационного потенциала Земли, индексы «ОИ», «КА», «Л» обозначают принадлежность параметра соответственно к объекту инспекции, космическому аппарату или Луне. Возмущенное движение КА и ОИ моделируется в АГСК с помощью математической модели (1). Для перехода от АГСК к ОСК используется методика из [2]. Под воздействием возмущающих факторов инспекционная траектория начинает деформироваться. На рисунке 2а показана возмущенная (синяя линия) и исходная (красная пунктирная линия) инспекционные траектории. На рисунке 2б зеленым отмечена допустимая область движения КА.



а) Исходная и возмущенная инспекционные траектории

б) Допустимая область движения КА

Рисунок 2 – Инспекционные траектории и допустимая область движения КА

На рисунке 2 приняты обозначения: $\rho_{\text{max}_n}, \rho_{\text{min}_n}$ – максимальный и минимальный векторы исходной инспекционной траектории, $\rho_0 = [x_0, y_0, z_0]^T$, $\dot{\rho}_0 = [\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0]^T$ – векторы начального положения и скорости КА в ОСК, $\rho_{\text{max}}, \rho_{\text{min}}$ – вектора, описывающие область допустимого смещения.

Оценка возмущенной инспекционной траектории проводится с помощью условий допустимой деформации и опасного сближения:

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{\Delta}(i_0, \theta_0, p_0, e_0, \rho_0, \dot{\rho}_0) = \frac{|\rho(t)| - |\rho_{\text{max}_n}|}{|\rho_{\text{max}_n}|} \leq \bar{\Delta}_{\text{max}}, \\ |\rho(t)| > \rho_{\text{min}} \end{array} \right. , \quad (2)$$

где i_0, θ_0, p_0, e_0 – наклонение орбиты, аргумент широты, фокальный параметр и эксцентриситет ОИ в начальный момент времени; $\rho(t)$ – текущий вектор положения КА в ОСК.

Верхняя граница области допустимого смещения (ρ_{max}) рассчитывается по формуле:

$$|\rho_{max}| = |\rho_n| \cdot (1 + \bar{\Delta}_{max})$$

Нижняя граница ρ_{min} описывает область опасного сближения КА и ОИ.

Интервал времени, на котором соблюдаются оба условия (2) (при $\bar{\Delta}_{max} = 0,05$) называется временем технической устойчивости t^* – время нахождения КА в области допустимого смещения.

Проведено исследование по определению t^* в зависимости от θ_0 при реализации инспекционного движения на ВЭО типа Молния и геопереходной орбите (ГПО). Параметры орбит приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Параметры ВЭО Молния и ГПО

Орбита	$H_{оп}$, км	e_0	$i_0, ^\circ$	$\Omega_0, ^\circ$	$\omega_\pi, ^\circ$	$\theta_0, ^\circ$
Молния	497	0,74	63,4	0	270	0...360
ГПО	200	0,73	51,6	0	0	0...360

Начальное положение КА принимается $\rho_0(5 \text{ км}, 0,0)$, а начальная скорость рассчитывается исходя из условия равенства орбитальных энергий [3]. Начальные параметры движения Луны относительно Земли соответствует ее положению на 30 января 2023 года в 0 часов 00 минут. Для каждой орбиты было проведено два цикла расчетов для определения продолжительности t^* в зависимости от начального аргумента широты ОИ, с учетом и без учета притяжения Луны. Результаты моделирования приведены на рисунке 3 (За для ВЭО Молния и 3б для ГПО).

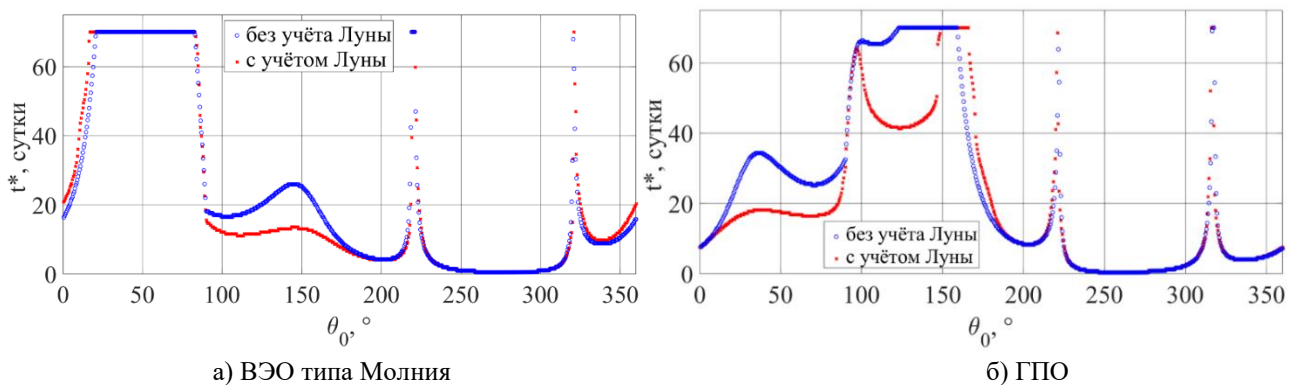


Рисунок 3 – Продолжительность t^* в зависимости от θ_0

Из рисунков 3а и 3б следует, что существуют области продолжительного времени допустимой деформации инспекционной траектории t^* имеющих неравнозначное значение. Тенденция зависимости t^* от θ_0 сохраняется как в случае движения ОИ по круговой орбите [1]. Также существуют четыре области, в которых наблюдается увеличение продолжительности t^* . Для ВЭО Молния характерные области наблюдаются в окрестности: $\theta_{0_1}^* = 40,2$; $\theta_{0_2}^* = 139,8^\circ$; $\theta_{0_3}^* = 319,8^\circ$; $\theta_{0_4}^* = 220,2^\circ$. Различие значений t^* в ключевых областях объясняется несимметричностью формы инспекционной траектории и ее сложной деформацией под действием разности гравитационных ускорений. Моделирование показало, что притяжение Луны оказывает в большей степени негативное влияние на продолжительность t^* , но существует и обратный эффект.

Одноимпульсная коррекция реализуется следующим образом [4]. Определяется момент времени нарушения условия (2). Затем рассчитываются инспекционные траектории, соответствующие $\theta_{0_{1-4}}^*$ и выбирается одна для перевода на нее КА. Когда аргумент широты ОИ примет значение выбранного θ_0^* прикладывается корректирующий импульс, который рассчитывается по формуле:

$$\Delta V(\theta_0^*) = \dot{\rho}_H(\theta_0^*) - \dot{\rho}_B(\theta_0^*)$$

где $\dot{\rho}_B(\theta_0^*)$ и $\dot{\rho}_H(\theta_0^*)$ – векторы скорости КА при движении по возмущенной и обновленной инспекционной траекториям в точке приложения ΔV в момент времени, когда $\theta(t) = \theta_0^*$.

Рассмотрено поддержание инспекционной траектории при использовании каждой из четырех точек $\theta_{0_{1-4}}^*$ для приложения ΔV при движении ОИ по ВЭО Молния. Положение КА в ОСК задается вектором $\rho_0(5 \text{ км}, 0, 0)$, начальная скорость $\dot{\rho}_0$ рассчитывается исходя из условия равенства орбитальных энергий [3]. Результаты моделирования представлены на рисунке 4. Красной линией обозначена номинальная инспекционная траектория, синей – возмущенная, зеленой – оскулирующая траектория относительного движения, на которую переходит КА после приложения ΔV . Зелеными точками обозначены точки приложения корректирующего импульса.

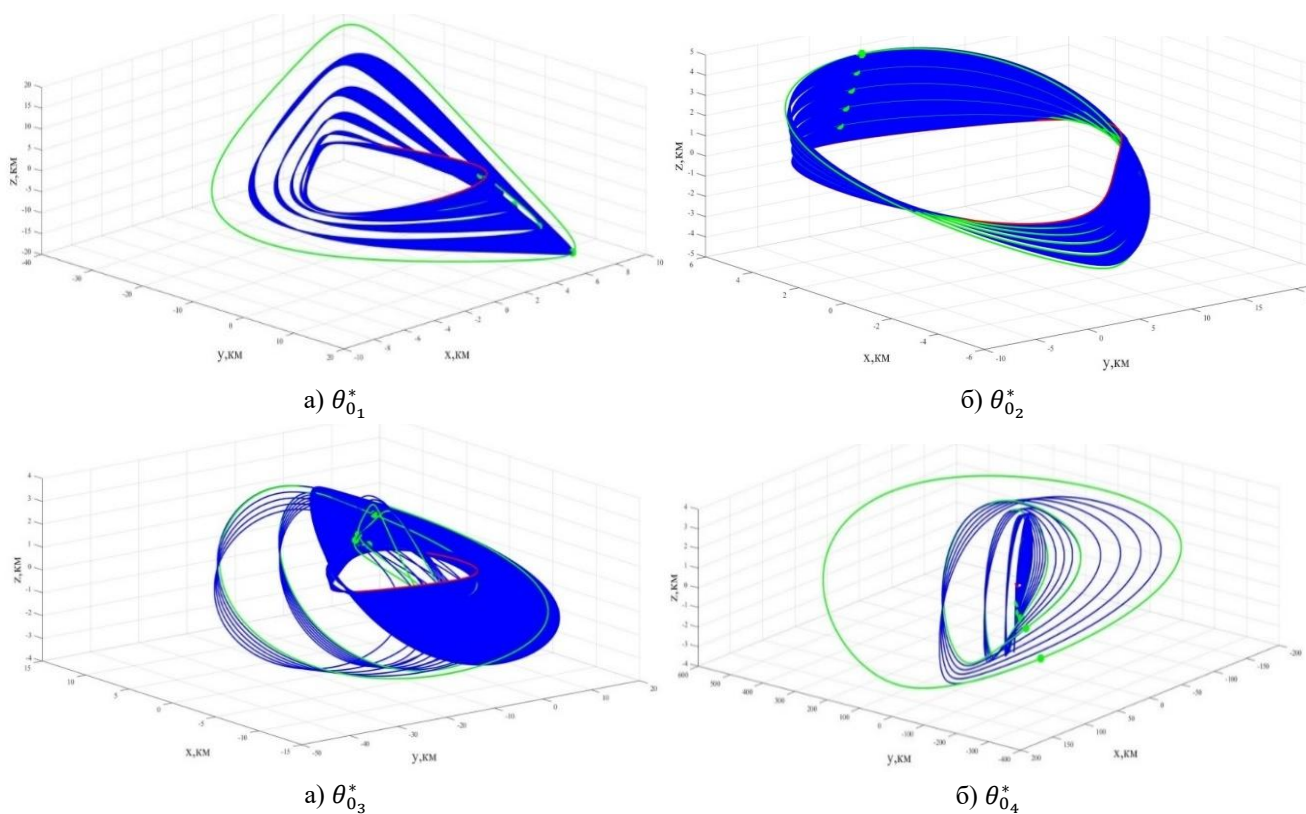


Рисунок 4 – Изменение размера инспекционной траектории

Из рисунка 4 следует, что в некоторых случаях размер инспекционной траектории значительно изменился. Для сравнения полученных результатов в таблицу 2 были внесены значения ρ_{max_n} каждой обновленной инспекционной траектории, полученной после приложения ΔV , продолжительность t^* между импульсами, суммарные затраты характеристической скорости $\sum \Delta V$ и общее время поддержания инспекционного движения $\sum t^*$.

Таблица 2 – Результаты применения импульсной коррекции при движении ОИ по ВЭО типа Молния

Номер ΔV	$\theta_{0_1}^*$		$\theta_{0_2}^*$		$\theta_{0_3}^*$		$\theta_{0_4}^*$	
	ρ_{max_n} , км	t^* , сут	ρ_{max_n} , км	t^* , сут	ρ_{max_n} , км	t^* , сут	ρ_{max_n} , км	t^* , сут
1	20,5	70	20	25,6	20	29,5	20,1	70
2	22,1	70	20,1	29,1	41,1	69	45	32
3	25,3	70	20,2	30	13,4	2	92	2
4	30	70	20,3	31	30	2,1	186	1,9
5	38,2	70	20,4	34,2	12	2,5	403	2,1
$\sum t^*$, сут	350		149,9		106,1		108	
$\sum \Delta V$, м/с	1,7		0,26		10,2		51,4	

Притяжение Луны оказывает значительное воздействие на инспекционное движение на ВЭО. Продолжительность пассивной инспекции на ВЭО зависит от начального значения аргумента широты ОИ и совместный выбор начальных траекторных параметров движения КА и начального положения ОИ на своей орбите позволяет максимизировать продолжительность t^* . Использование одноимпульсной коррекции на основе оскулирующих траекторий относительного движения позволяет поддерживать инспекционную траекторию, но ее размер в двух случаях из четырех изменялся нестабильно, что приводит к увеличению на порядок топливных затрат и переходу КА на нерасчетную инспекционную траекторию, что необходимо учитывать при планировании миссии с использованием инспекционного движения.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Список литературы:

1. Belokonov, I. Choosing the Motion Initial Conditions, Ensuring the Technical Sustainability of Spacecraft Formation Flight / I. Belokonov [и др.] // 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020 - Proceedings. — 2020. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9133957> (дата обращения: 02.07.2023).
2. Белоконов, И. Стратегия импульсного маневрирования для поддержания квазипериодического инспекционного движения наноспутника / И. В. Белоконов, Е. В. Халецкая, М. С. Щербаков // Космонавтика и ракетостроение. — 2022. — № 2 (125). — С. 112-124.
3. Belokonov, I. Investigation of a Single-Axis Control Algorithm for the Inspection Motion of a Gravitationally Stabilized Nanosatellite / I. Belokonov, M. Shcherbakov, D. Avariaskin // 29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. — 2022. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9815445> (дата обращения: 02.07.2023).
4. Щербаков, М. Исследование возможности применения оскулирующих эллипсов относительного движения в задаче инспекции космических объектов [текст] / М. С. Щербаков, С. А. Медведев // Труды ФГУП "НПЦАП". Системы и приборы управления. — 2023. — № 2 (64). — С. 42-50.