

Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е.

АНАЛИЗ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ПАССИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА НА СОЛНЕЧНО-СИНХРОННОЙ ОРБИТЕ

Введение

В [1] исследован аварийный режим (АР) системы управления движением спутника на солнечно-синхронной орбите (ССО) с наведением орта к плоскости панелей солнечных батарей (СБ) в направлении Солнца при назначении требуемого углового положения космического аппарата (КА) относительно этого направления с использованием информации о положении плоскости эклиптики. При этом устанавливаются устойчивые нелинейные угловые колебания корпуса КА из-за "конфликтующих" воздействий возмущающего гравитационного момента и управляющего момента магнитного привода (МП). В статье представлена модификация такой схемы АР и исследуются процессы перехода КА к длительной пассивной гравитационной стабилизации.

1. Постановка задачи

На рис. 1 представлены связанная с корпусом КА система координат (ССК) **В**

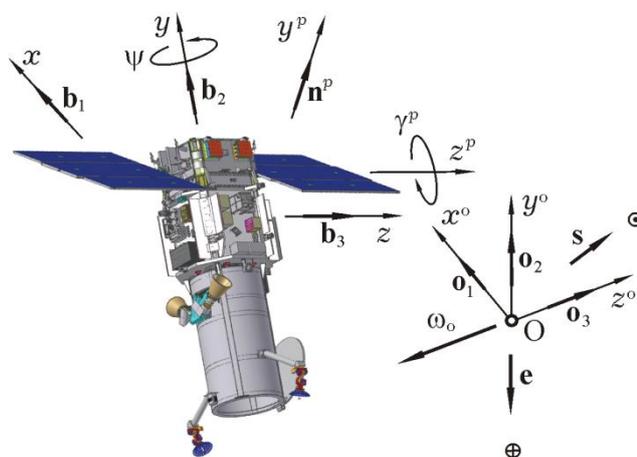


Рис. 1. Схема перехода КА из АР в режим гравитационной стабилизации

($Oxyz$) с ортами b_i и связанная с панелями СБ система координат **Р**, оси которой x^p, y^p и z^p в парковом положении панелей СБ (при $\gamma^p = 0$) параллельны соответствующим осям ССК. Орбитальная система координат (ОСК) **О** ($Ox^o y^o z^o$) с ортами o_i , вращается в инерциальном базисе I_{\oplus} с вектором угловой скорости ω_o . Вводятся орт e направления на Землю и орт s направления на Солнце.

В отличие от [1], перед выполнением АР панели СБ разворачиваются на угол $\gamma^p = -\pi/2$, а корпус КА (ССК) устанавливается в ОСК с его разворотом на угол $\psi = -\pi/2$ относительно оси Oy с ортом b_2 и наименьшим моментом инерции КА. В результате ось

Ох с ортом \mathbf{b}_1 и ось $O^p y^p$ с ортом \mathbf{n}^p совпадают по направлению с осью Oz^o ОСК и обеспечивается максимальный момент инерции КА по оси Ox ССК, противоположной по направлению вектору угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_o$ (рис. 1).

Далее, аналогично [1], выполняются: (i) стабилизация корпуса КА в ОСК с помощью МП; (ii) накопление измерительной информации о положении орта \mathbf{s} направления на Солнце в ОСК и разворот панелей СБ к такому положению, в котором достигается минимум рассогласования $\varphi_s^p = \arccos \langle \mathbf{n}^p, \mathbf{s} \rangle$ между ортом \mathbf{n}^p и ортом \mathbf{s} ; (iii) переход к управлению ориентацией КА в инерциальном базисе \mathbf{I}_\oplus на основе слежения ортом \mathbf{n}^p за ортом \mathbf{s} и информации о положении плоскости эклиптики.

При поступлении команды на длительную консервацию КА из его конструкции выдвигается спасительный «буй» в виде жесткого стержня с наконечником (для последующего захвата космическим роботом-манипулятором [2]) и спутник переходит в режим пассивной гравитационной стабилизации.

Выполняются следующие этапы: (i) КА переводится в орбитальную ориентацию при цифровом управлении МП; (ii) с достижением требуемой точности стабилизации КА в ОСК система управления движением выключается и спутник превращается в пассивный космический объект (ПКО).

Задача состоит в разработке законов цифрового управления МП для перевода КА в орбитальную ориентацию с последующей пассивной гравитационной стабилизацией и выполнении нелинейного анализа длительного пространственного движения ПКО на солнечно-синхронной орбите.

2. Математические модели и законы управления

При стандартных обозначениях и отсутствии активных управляющих сил модель движения центра масс КА в инерциальном базисе имеет общеизвестный вид $\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}$; $\dot{\mathbf{v}} = -\mu_e \mathbf{r} / r^3 + \mathbf{a}_e + \mathbf{a}_m + \mathbf{a}_s$, где $\mathbf{a}_e = \mathbf{a}_{en} + \mathbf{a}_{ea}$, \mathbf{a}_m и \mathbf{a}_s – векторы ускорения, обусловленные влиянием формы Земли и неравномерности распределения её массы, гравитации Луны и Солнца, соответственно. Для моделирования вектора ускорения \mathbf{a}_e используется разложение гравитационного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям до степени $n=8$ включительно с применением полиномов Лежандра и коэффициентов зональных гармоник. В сферической системе координат (вектор \mathbf{r} , долгота λ и широта φ) вектор ускорения \mathbf{a}_{en} зависит от \mathbf{r} и φ , вектор ускорения \mathbf{a}_{ea} зависит также и от долготы λ . Вектор ускорения $\mathbf{a}_s = \mu_s (\Delta \mathbf{r} / (\Delta r)^3 - \mathbf{r}_s / r_s^3)$ из-за влияния

Солнца определяется его гравитационным параметром μ_s и расстоянием от КА до центра Солнца $\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_s - \mathbf{r}$, где расстояние r_s от центра Земли до центра Солнца вычисляется по явным аналитическим соотношениям в функции текущей эпохи. Гравитационное влияние Луны вычисляется аналогично.

Ориентация базиса \mathbf{B} в инерциальном базисе \mathbf{I}_\oplus определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, где $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$; вектором параметров Эйлера $\Lambda = \{\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}\}$, который при обозначениях $C_\alpha = \cos \alpha$, $S_\alpha = \sin \alpha$ представляется в форме $\Lambda = \{C_{\Phi/2}, \mathbf{e}_e S_{\Phi/2}\}$ с ортом \mathbf{e}_e оси Эйлера и углом Φ собственного поворота, и вектором модифицированных параметров Родрига (МПП) $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e}_e \operatorname{tg}(\Phi/4)$, который связан с кватернионом Λ явными соотношениями.

Модель углового движения КА в базисе \mathbf{I}_\oplus представляется уравнениями

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \boldsymbol{\omega}/2; \quad \mathbf{J}(\gamma)\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} + \mathbf{M}^p + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^g. \quad (1)$$

Здесь $\mathbf{K} = \mathbf{J}(\gamma)\boldsymbol{\omega}$ – вектор кинетического момента (КМ) КА; $\boldsymbol{\omega} = \{\omega_i\}$ – вектор абсолютной угловой скорости КА, представленный в ССК $Oxyz$; $\mathbf{J}(\gamma) = \mathbf{J}^o + 2\mathbf{J}^p(\gamma)$ – тензор инерции КА при произвольном положении панелей СБ, где тензор инерции $\mathbf{J}^p(\gamma)$ каждой панели зависит от угла $\gamma \equiv \gamma^p$; столбец \mathbf{M}^p представляет вектор момента инерционно-гироскопических сил из-за подвижности панелей СБ [1]; $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$ – вектор управляющего механического момента магнитного привода, вектор гравитационного момента $\mathbf{M}^g = \{m_i^g\} = (3\mu_e/r^3)\mathbf{o}_2 \times \mathbf{J}(\gamma)\mathbf{o}_2$.

Кватернион Λ^o ориентации базиса \mathbf{O} в базисе \mathbf{I}_\oplus определяется уравнением $\dot{\Lambda}^o = \Lambda^o \circ \boldsymbol{\omega}_o/2$, погрешность ориентации базиса \mathbf{B} в орбитальном базисе \mathbf{O} – кватернионом $\mathbf{E} = \tilde{\Lambda}^o \circ \Lambda \equiv (e_0, \mathbf{e})$, вектором параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{C_{\Phi^e/2}, \mathbf{e}_e^e S_{\Phi^e/2}\}$, матрицей $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, и вектором МПП $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e}_e^e \operatorname{tg}(\Phi^e/4)$. При этом вектор $\delta\boldsymbol{\omega}$ погрешности угловой скорости определяется как $\delta\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}_o(t)$. Отметим, что при значении угла $\Phi^e \leq \pi/2$ вектор $\boldsymbol{\varepsilon} = 4\boldsymbol{\sigma}^e$ имеет представление $\boldsymbol{\varepsilon} \approx 2\mathbf{e}_e^e C_{\Phi^e/2} S_{\Phi^e/2} \approx \delta\boldsymbol{\Phi}$ с вектором угловой погрешности $\delta\boldsymbol{\Phi} = \{\delta\phi_i\} = \mathbf{e}_e^e \Phi^e$. Пространственный угол ϕ_y между ортами \mathbf{b}_2 и \mathbf{o}_2 определяется соотношением $\phi_y = \arccos \langle \mathbf{b}_2, \mathbf{o}_2 \rangle$.

Измерение кинематических параметров углового движения КА выполняется бортовой навигационной системой [1] по сигналам спутников ГЛОНАСС/GPS и датчиками угловой скорости в моменты времени $t_{l+1} = t_l + T_p$, $l \in N_0 \equiv [0,1,2,3...)$ с периодом T_p , а для измерения вектора индукции $\mathbf{B} = B\mathbf{b}$ магнитного поля Земли с модулем B и ортом \mathbf{b} в эти же моменты времени применяется магнитометр.

При формировании команды \mathbf{M}_r для вектора потребного управляющего момента МП на каждом полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$, $r \in N_0$ с заданным периодом $T_u^m \gg T_p$ выполняется дискретная фильтрация указанных измерений. Для векторов $\mathbf{x} = \{x_i\}$, $\mathbf{y} = \{y_i\}$ и скалярного параметра $a^m > 0$ введем функцию $\mathbf{y} = \mathbf{SC}(\mathbf{x}, a^m)$ с алгоритмическим определением $q = \max_i |x_i|$; if $q \geq a^m$ then $y_i = a^m x_i / q$. Эта функция ограничивает все компоненты вектора \mathbf{x} по модулю параметром a^m , но сохраняет пропорциональность между ними. Вектор дискретной команды \mathbf{M}_r принимается в виде

$$\mathbf{M}_r = -\mathbf{J}(\gamma)\mathbf{SC}(k_\phi \boldsymbol{\varepsilon}_r + k_\omega \delta \boldsymbol{\omega}_r, a^m), \quad (2)$$

где k_ϕ, k_ω являются постоянными коэффициентами и параметр $a^m = 4k_\phi \text{tg}(\pi/8) \approx k_\phi \pi/2$.

Отфильтрованные сигналы магнитометра в моменты времени $t_r = rT_u^m$ принимают значения $\mathbf{B}_r = B_r \mathbf{b}_r$. При формировании цифрового управления электромагнитным моментом (ЭММ) $\mathbf{L}_r = \{l_{i_r}\}$ магнитного привода сначала определяется вектор потребной вариации импульса $\Delta \mathbf{I}_r^m = T_u^m \mathbf{M}_r$ команды механического момента. Этот импульс представляется в виде $\Delta \mathbf{I}_r^m = \Delta \mathbf{I}_r^{mb} + \mathbf{b}_r \langle \Delta \mathbf{I}_r^m, \mathbf{b}_r \rangle$, где вектор $\Delta \mathbf{I}_r^{mb} = \mathbf{b}_r \times (\Delta \mathbf{I}_r^m \times \mathbf{b}_r)$ назначается с условием $\langle \Delta \mathbf{I}_r^m, \mathbf{b}_r \rangle = 0$. Вектор $\Delta \mathbf{I}_r^{mb} = \Delta \mathbf{I}_r^{mb} \mathbf{i}_r^m$ с модулем $\Delta \mathbf{I}_r^{mb}$ и ортом \mathbf{i}_r^m используется при цифровом управлении ЭММ $\mathbf{L}_r = \{l_{i_r}\}$ на периоде T_u^m : определяется взаимная ориентация ортов \mathbf{b}_r и \mathbf{i}_r^m в ССК, если $|\langle \mathbf{b}_r, \mathbf{i}_r^m \rangle| > c^s = 1/\sqrt{2}$, то на текущем периоде дискретности МП не включается, иначе формируется вектор ЭММ

$$\mathbf{L}_r = \mathbf{SC}((\Delta \mathbf{I}_r^{mb} / T_u^m)(\mathbf{b}_r \times \mathbf{i}_r^m) / B_r, l^m) \quad (3)$$

с компонентами $|l_{i_r}| \leq l^m$, который фиксируется на полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$.

Вектор механического момента МП \mathbf{M}^m в уравнении (1) формируется $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$ как

$$\mathbf{M}^m(t) = \{m_i^m(t)\} = -\mathbf{L}_r \times \mathbf{B}(t). \quad (4)$$

3. Нелинейный анализ пространственного углового движения спутника

Исследовано угловое движение спутника на ССО высотой 720 км, наклонением 98,2695 град и начальной долготой восходящего узла 51 град. Спутник имеет массу 6500 кг и диагональные элементы тензора инерции 11450, 7150 и 9450 кг м². Период измерения $T_p = 1$ с, в соотношениях (2) – (4) период управления МП $T_u^m = 16$ с и параметр ограничения компонентов вектора ЭММ магнитного привода $I^m = 300$ А м².

На рис. 2 – 4 приведены кинематические параметры динамического процесса при переходе КА в орбитальную ориентацию в течение $n = 4$ витков орбитального полёта.

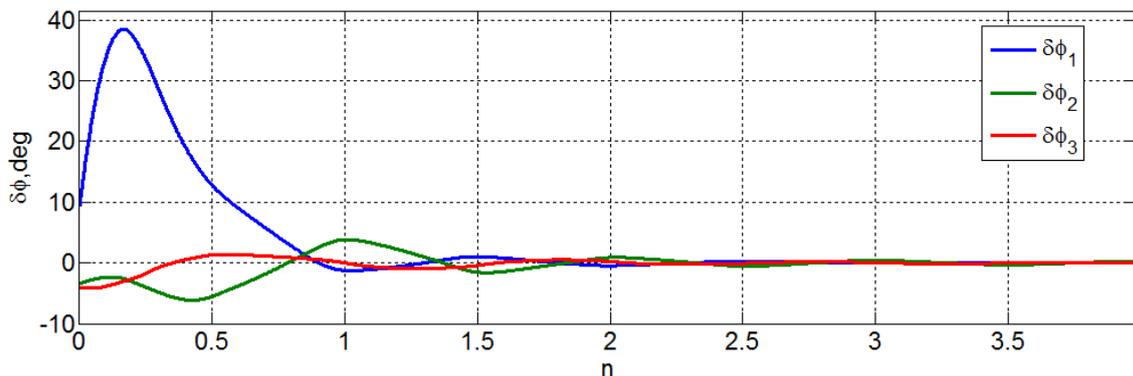


Рис. 2. Угловые рассогласования при переходе в КА орбитальную ориентацию

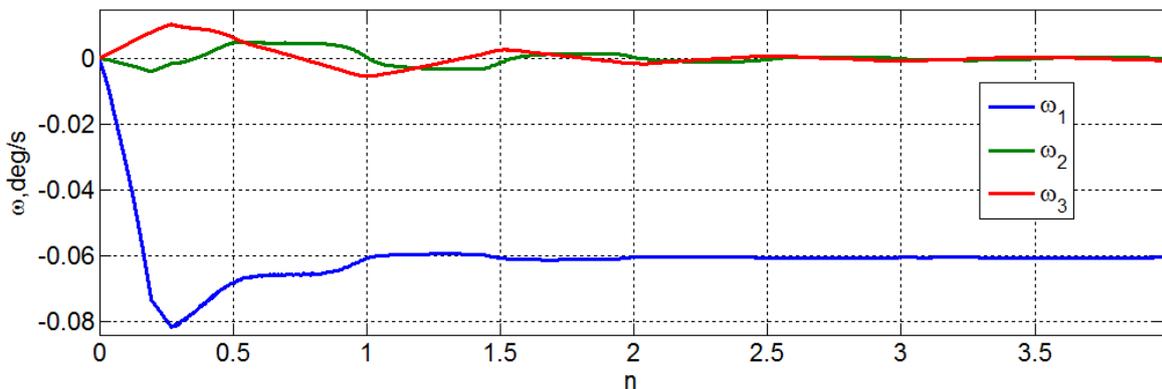


Рис. 3. Угловые скорости КА при его переходе в орбитальную ориентацию

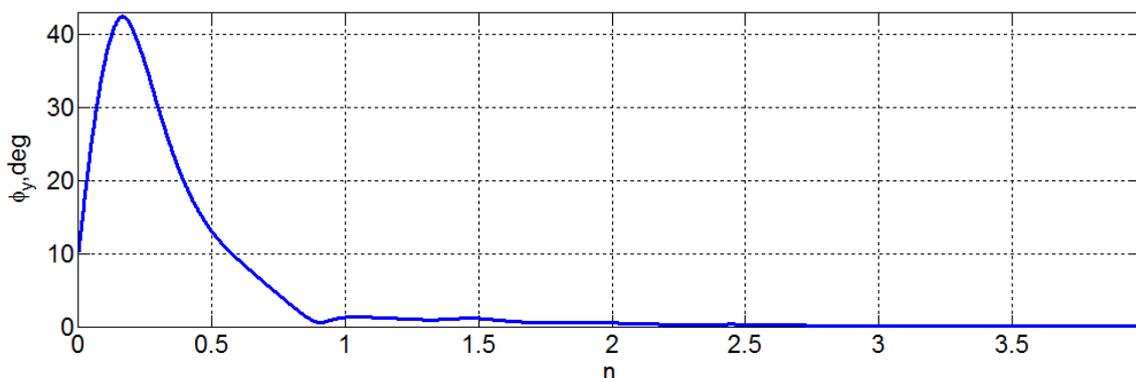


Рис. 4. Пространственный угол ориентации орта \mathbf{b}_2 относительно орта \mathbf{o}_2 местной вертикали

На рис. 5, 6 представлены изменения компонентов вектора угловой погрешности $\delta\phi = \{\delta\phi_i\}$ и угла ϕ_y между ортами \mathbf{b}_2 и \mathbf{o}_2 , начиная с пятого витка по 145 витков полёта ПКО (10 суток); на рис. 7 – изменения угла ϕ_y на последних 10 витках, когда не учитывались гравитационные возмущения от Луны и Солнца.

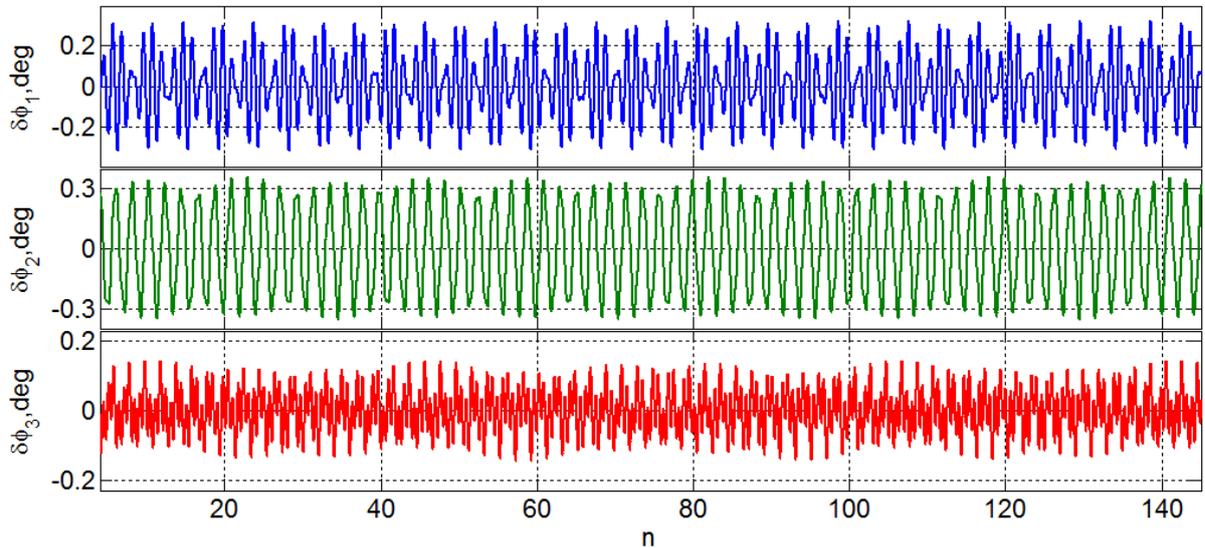


Рис. 5. Компоненты вектора угловой погрешности гравитационной стабилизации

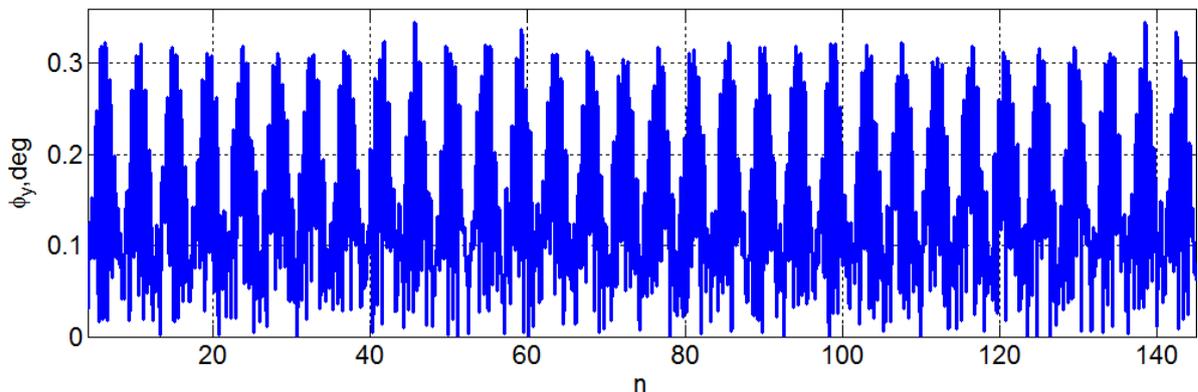


Рис. 6. Угол ориентации орта \mathbf{b}_2 относительно местной вертикали

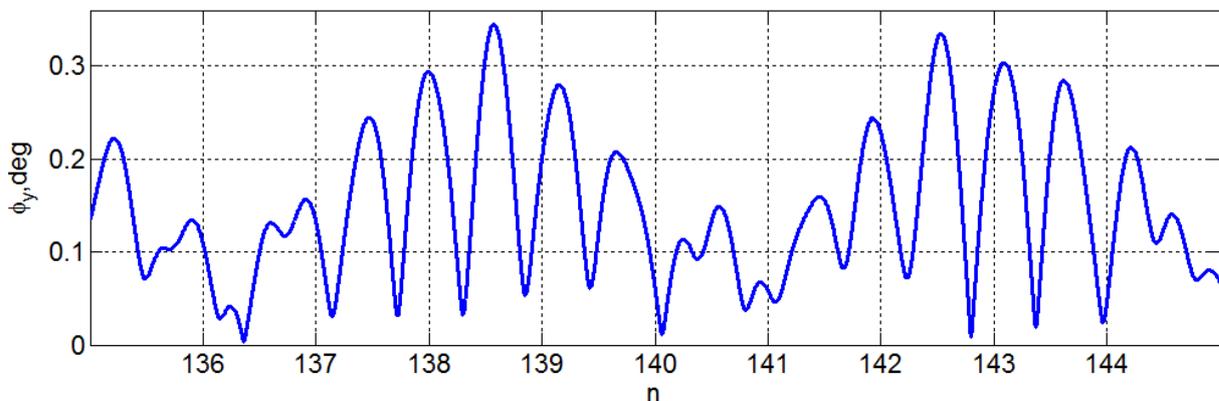


Рис. 7. Угол ориентации орта \mathbf{b}_2 относительно местной вертикали на последних 10 витках

При учете таких возмущений возникает «модуляция амплитуды» пространственных колебаний ПКО с месячным и годовым периодами, которые соответствуют влияниям Луны и Солнца, а усредненная скорость изменения такой «амплитуды» по модулю не превышает 0,015 град/сут. Здесь необходимо учитывать

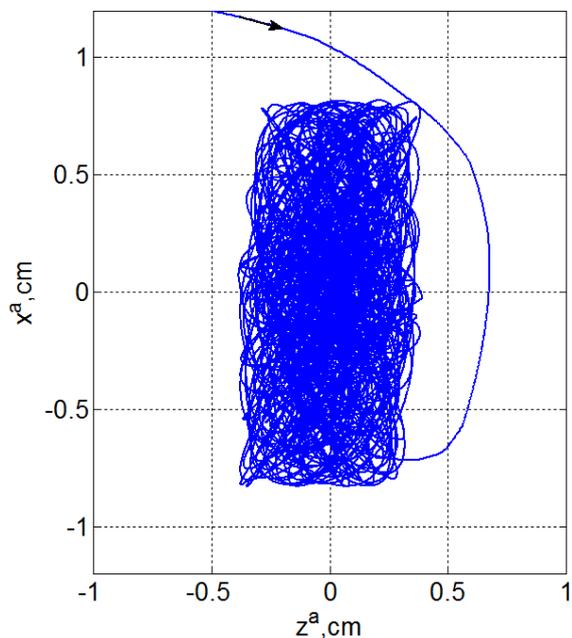


Рис. 8. Линейные перемещения точки А при переходе КА в гравитационную стабилизацию

влияние сил давления солнечного излучения, где требуется информация о форме, размерах и отражательных свойствах конструкции пассивного спутника.

Выполнен расчёт линейных скоростей и перемещений концевой точки А спасательного «буя», которая определена в ССК столбцом $\mathbf{r}^a = \{0; 1; 0,5\}$ м. На рис. 8 приведены линейные перемещения этой точки в горизонтальной плоскости ОСК начиная с середины четвертого витка полёта.

Заключение

Представлены результаты анализа углового движения спутника на солнечно-синхронной орбите при его переходе в режим длительной пассивной гравитационной стабилизации, включая оценки перемещения концевой точки спасательного «буя» для последующего захвата пассивного космического объекта роботом-манипулятором.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, гранты № 17-48-630637 и 17-08-01708.

Библиографический список

1. Сомов Е.И. Энергосберегающее управление магнитным приводом в аварийном режиме ориентации информационного спутника на солнечно-синхронной орбите [Текст] / Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова // Материалы конференции "Управление в аэрокосмических системах". Санкт-Петербург. 2018. С. 221-229.
2. Сомов Е.И. Наведение и управление пространственным движением космического робота при сближении и подготовке к механическому захвату пассивного спутника [Текст] / Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов, Т.Е. Сомова // Материалы конференции "Управление в аэрокосмических системах". Санкт-Петербург. 2018. С. 230-239.