

УДК 629.78 : 681.51

НЕЛИНЕЙНЫЙ АНАЛИЗ ДОЛГОВРЕМЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ПАССИВНОГО СПУТНИКА НА СОЛНЕЧНО-СИНХРОННОЙ ОРБИТЕ И ЕГО МЕХАНИЧЕСКОГО ЗАХВАТА КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ

© 2019 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский научный центр Российской академии наук

² Самарский государственный технический университет

Статья поступила в редакцию 05.02.2019

Исследуются нелинейные угловые колебания пассивного спутника при его годовом движении на солнечно-синхронной орбите. Рассматриваются проблемы ударного сцепления робота с пассивным спутником и углового движения жесткой их связки. Приведены результаты имитации, демонстрирующие эффективность разработанных алгоритмов управления космическим роботом-манипулятором.

Ключевые слова: пассивный спутник, годовое движение, космический робот, управление, захват

Работа поддержана РФФИ, грант 17-08-01708.

1. ВВЕДЕНИЕ

В [1], [2] исследован аварийный режим (АР) системы управления движением (СУД) информационного 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 орта, ортогонального плоскости эклиптики. При этом устанавливаются устойчивые нелинейные угловые колебания корпуса КА из-за «конфликтующих» воздействий возмущающего гравитационного момента и управляющего момента магнитного привода (МП) на каждом витке ССО. Такой энергосберегающий аварийный режим вполне приемлем при его длительности до нескольких недель. При необходимости длительного

(несколько месяцев) консервации КА с сохранением возможности восстановления работоспособности его СУД в [3] был предложен и исследован более экономичный АР, где применяется пассивная гравитационная стабилизация спутника при ситуационном включении магнитного привода. На рис. 1 представлены связанная с корпусом КА система координат (ССК) **B** ($Oxyz$) с ортами $\mathbf{b}_i$ и связанная с панелями СБ система координат **P**, 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) **O** ($Ox^0y^0z^0$) с ортами $\mathbf{o}_i$ вращается в инерциальном базисе **I** с вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_0$. Вводятся орт **e** направления на Землю и орт **s** направления на Солнце. В отличие от [1, 2], здесь при переходе в 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 $\mathbf{b}_2$ и наименьшим моментом инерции КА. В результате ось Ox с ортом $\mathbf{b}_1$ и ось O^py^p с ортом $\mathbf{n}^p$ совпадают по направлению с осью Oz^0 ОСК и обеспечивается максимальный момент инерции КА по оси Ox ССК, противоположной по направлению вектору угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_0$, рис. 1. При поступлении команды на длительную консервацию спутника выполняются следующие этапы: (i) КА переводится в орбитальную ориентацию при цифровом управлении МП; (ii) при достижении требуемой точности стабилизации КА в ОСК контур управления МП временно выключается и спутник переходит в режим пассивной гравитационной стабилизации; (iii) для компенсации накопленных вековых возмущающих моментов, в том числе из-за влияния сил солнечного излучения, выпол-

Сомов Евгений Иванович, ведущий научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением» СамНЦ РАН; начальник отдела навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail e_somov@mail.ru

Бутырин Сергей Анфимович, старший научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением» СамНЦ РАН; начальник лаборатории моделирования систем управления НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail butyrinsa@mail.ru

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела навигации, наведения и управления движением НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s_somov@mail.ru

Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела навигации, наведения и управления движением НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru

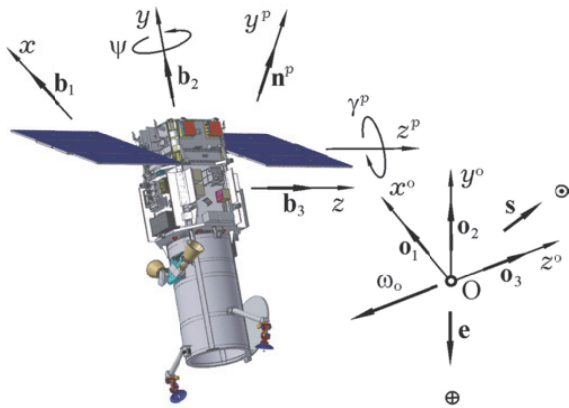


Рис. 1. Схема перехода КА в режим гравитационной стабилизации

няется ситуационное кратковременное включение МП, что обеспечивает возвращение КА в орбитальную ориентацию с требуемой точностью.

В [3] выполнен анализ годового перемещения орта $\mathbf{s}$ направления на Солнце в ОСК и установлено, что орт $\mathbf{s}$ направления на Солнце перемещается в ОСК по образующей поверхности конуса, ось которого направлена по оси Oz^0 ОСК, а угол полураствора ϕ_s^* практически не изменяется в течение каждого витка орбиты. Средние значения этого угла таковы: $\overline{\phi_s^*} = 60$ град в феврале - сентябре и $\overline{\phi_s^*} = 65$ град в октябре - январе. В этой работе исследовано движение спутника массой 6500 кг на ССО высотой 720 км, наклонением 98.2695 град и начальной долготой восходящего узла 51 град. Такая орбита прецессирует по долготе восходящего узла со скоростью 0.9889 град/сут, изменение её наклонения носит колебательный характер при наличии малой вековой составляющей. Здесь разработаны законы цифрового управления МП для перевода КА в орбитальную ориентацию, проведен нелинейный анализ длительного (10 суток) движения КА с диагональными элементами тензора инерции 11450, 7150 и 9450 кг м² на указанной ССО и стандартными численными методами установлено, что при гравитационной стабилизации спутника изменение пространственного угла $\phi_y = \arccos \langle \mathbf{b}_2, \mathbf{o}_2 \rangle$ между ортами $\mathbf{b}_2$ ССК и $\mathbf{o}_2$ ОСК (местной вертикали) имеет нелинейный колебательный характер с «амплитудой», значение которой в течение месяца может возрасти до 0.8 град.

Для целей данной статьи предполагается, что после приведения отказавшего КА в орбитальную ориентацию с заданной точностью из его конструкции выдвигается спасительный «буй» в виде жесткого стержня для штатного механического захвата космическим роботом-манипулятором (КРМ), рис. 2. Далее бортовая система электропитания спутника полностью отключается и он превращается в пассивный

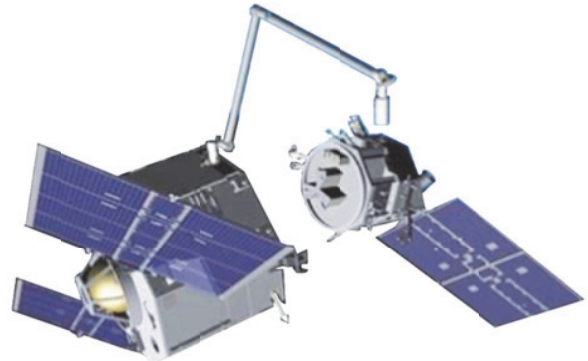


Рис. 2. Подготовка КРМ к захвату ПКО

космический объект (ПКО), перемещающийся в гравитационных полях Земли, Луны и Солнца.

При последующем долговременном (например, годовом) движении ПКО происходит медленное изменение основных параметров ССО – долготы восходящего узла и наклонения. Здесь актуальна задача оценки изменения «амплитуды» нелинейных колебаний ПКО по пространственному углу ϕ_y – необходимо убедиться, что в угловом движении пассивного спутника не возникает режим «кувыркания».

Приводами СУД космического робота-манипулятора являются: (i) двигательная установка (ДУ), которая имеет восемь реактивных двигателей (РД) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги и позволяет одновременно создавать импульсы векторов тяги и момента произвольного направления; (ii) силовой гироскопический кластер (СГК) на основе четырех гиродинов (ГД) – двухстепенных силовых гироскопов. Измерение кинематических параметров движения КРМ выполняется бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС), корректируемой сигналами от навигационных спутников GPS/ГЛОНАСС и звездных датчиков. Если дальность становится менее 10 м, то эти параметры движения КРМ относительно цели определяются также бортовыми камерами наблюдения и лазерными дальномерами. В работах [4] – [6] рассматривались вопросы навигации, наведения и управления движением КРМ при его сближении с ПКО и механического захвата пассивного спутника в частном случае. В данной статье основное внимание уделяется проблемам нелинейного анализа пространственного механического захвата ПКО.

2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

При стандартных обозначениях и отсутствии активных управляющих сил модель движения центра масс КА в инерциальном базисе имеет общеизвестный вид

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}; \quad \dot{\mathbf{v}} = -\mu_e \mathbf{r} / r^3 + \mathbf{a}_e + \mathbf{a}_m + \mathbf{a}_s,$$

где $\mathbf{a}_e = \mathbf{a}_{en} + \mathbf{a}_{ea}$, $\mathbf{a}_m$ и $\mathbf{a}_s$ – векторы ускорения, обусловленные влиянием формы Земли и нерав-

номерности 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 , а 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 $\mathbf{r}_s$ от центра Земли до центра Солнца вычисляется по явным аналитическим соотношениям в функции текущей эпохи. Гравитационное влияние Луны моделируется аналогично.

Для описания движения КРМ применяются стандартные обозначения $\text{col}(\cdot) = \{\cdot\}$, $\text{line}(\cdot) = [\cdot]$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times]$ и $\circ, \sim$ для векторов, матриц и кватернионов, инерциальная система координат (ИСК) $\mathbf{I}$; ССК $\mathbf{B}$ ($Oxyz$) КРМ с началом в фиксированном в его корпусе полюсе O (рис. 3) и ОСК $\mathbf{O}$ ($Ox^0y^0z^0$).

Ориентация ССК $\mathbf{B}$ в ИСК $\mathbf{I}$ определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, где $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$, вектором параметров Эйлера $\Lambda = \{\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}\}$, который представляется в форме $\Lambda = \{C_{\Phi/2}, \mathbf{e}_e S_{\Phi/2}\}$ с ортом $\mathbf{e}_e$ мгновенной оси Эйлера и углом Φ собственного поворота, вектором модифицированных параметров Родрига (МПР) $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e}_e \text{tg}(\Phi/4)$, который связан с Λ явными аналитическими соотношениями. Кинематические уравнения для вектора $\mathbf{r}_0$ расположения КРМ в ИСК, кватерниона Λ и вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}$ имеют вид

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_0 &= \mathbf{r}_0^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_0; & \dot{\Lambda} &= \Lambda \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}} &= \frac{1}{4} (1 - \boldsymbol{\sigma}^2) \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma} \times \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} (\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}) \boldsymbol{\sigma}, \end{aligned} \quad (1)$$

где вектор $\boldsymbol{\omega}$ представляет абсолютную угловую скорость корпуса КРМ в ССК и используется обозначение $(\cdot)^*$ локальной производной по времени.

Кватернион Λ^0 ориентации базиса $\mathbf{O}$ относительно базиса $\mathbf{I}$ определяется уравнением $\dot{\Lambda}^0 = \Lambda^0 \circ \boldsymbol{\omega}_0 / 2$, а погрешность ориентации базиса $\mathbf{B}$ в орбитальном базисе $\mathbf{O}$ – кватернионом $\mathbf{E} = \tilde{\Lambda}^0 \circ \Lambda \equiv (e_0, \mathbf{e})$, 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 $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, вектором угловой погрешности $\delta \Phi \equiv \{\delta \Phi_i\} = \{2e_0 e_i\}$ и вектором МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e}_e^e \text{tg}(\Phi^e/4)$. При этом вектор $\delta \boldsymbol{\omega}$ погрешности угловой скорости определяется как $\delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}_0(t)$.

В ССК $Oxyz$ с фиксированным в его корпусе полюсом O положение центра масс $\mathbf{C}$ КРМ (робот и манипулятор суммарной массы $m = m_r + \sum m_i$) определяется вектором $\mathbf{p}_c = \{x_c, y_c, z_c\}$ по соотношению $m \mathbf{p}_c \equiv \mathbf{L} = m_r \mathbf{p}_r + \sum m_i \mathbf{p}_i$. Здесь введен вектор статического момента $\mathbf{L}$, фиксированный в ССК вектор $\mathbf{p}_r$ представляет положение центра масс O_r собственно робота, векторы $\mathbf{p}_i$, $i = 1 \div 3$ определяют положения центров масс c_i (см. рис. 3) трех звеньев манипулятора с массами m_i и собственными тензорами инерции $\mathbf{J}_i^c$.

При моделировании движения КРМ применяется векторная форма классических уравнений Эйлера-Лагранжа [7]. При векторе $\mathbf{v}_0$ скорости полюса O поступательное движение центра инерции $\mathbf{C}$ системы твердых тел КРМ в ССК описывается векторным уравнением

$$m \mathbf{v}_0^* + [-\mathbf{L} \times] \dot{\boldsymbol{\omega}} = -(\mathbf{m} \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_0) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega}) - \sum_i (m_i (2 \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{p}_i^* + \mathbf{p}_i^{**}) + \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^g), \quad (2)$$

где $\mathbf{p}_i^* = \sum_s (\partial \mathbf{p}_i / \partial q_s) \dot{q}_s$;

$\mathbf{p}_i^{**} = \sum_s (\partial \mathbf{p}_i / \partial q_s) \ddot{q}_s + \sum_k (\partial^2 \mathbf{p}_i / \partial q_k \partial q_s) \dot{q}_k \dot{q}_s$, векторы $\mathbf{P}^e$ и $\mathbf{F}^g$ представляют силы тяги двигательной установки, централизованной в полюсе O , и гравитации.

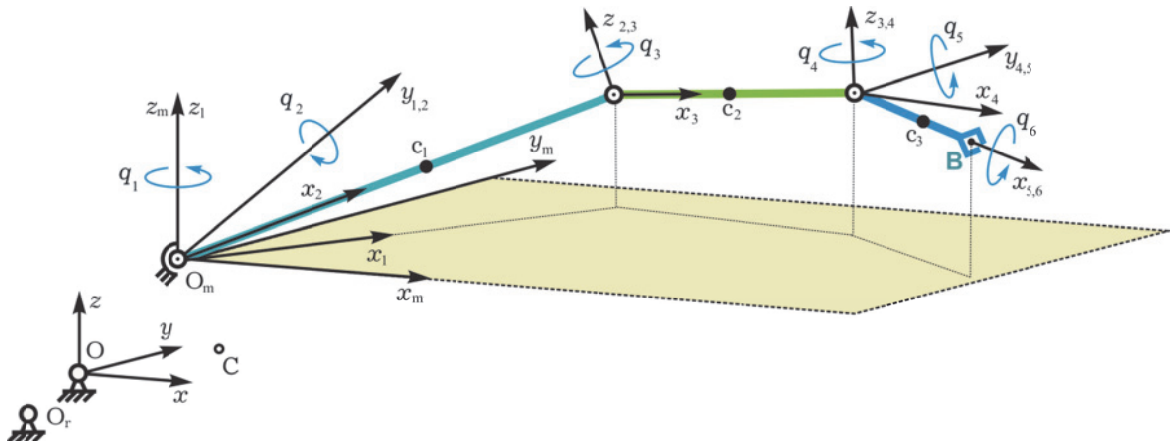


Рис. 3. Кинематическая схема космического робота-манипулятора

Введем постоянные тензоры инерции робота $\mathbf{J}_r^0$ в полюсе O и звеньев манипулятора $\mathbf{J}_i^c$ в их центрах масс c_i . Тензор инерции $\mathbf{J}$ механической системы в полюсе O вычисляется по соотношению $\mathbf{J} \equiv |J_{ij}| = \mathbf{J}_r^0 + \sum \mathbf{J}_i$, где $\mathbf{J}_i = \mathbf{J}_i^0 + m_i(\mathbf{E}\rho_i^t\rho_i - \rho_i\rho_i^t)$ и $\mathbf{E}$ является единичным тензором. Через $\boldsymbol{\omega}_i$ обозначим вектор угловой скорости i -го звена манипулятора в ССК. Производная этого вектора по времени имеет вид $\dot{\boldsymbol{\omega}}_i = \boldsymbol{\omega}_i^* + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega}_i$.

В ССК Оху $\mathbf{z}$ с полюсом O вращательное движение системы твердых тел описывается векторным уравнением

$$[\mathbf{L} \times] \mathbf{v}_0^* + \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{L} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_0) - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}) - \mathbf{Q} - \mathbf{H}^* + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^{gr}, \quad (3)$$

где

$$\mathbf{Q} = \sum_i (\mathbf{J}_i \dot{\boldsymbol{\omega}}_i + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i + \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{J}_i (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}_i) + m_i \rho_i \times (\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \rho_i) + 2\boldsymbol{\omega} \times \rho_i^* + \rho_i^{**})),$$

векторы $-\mathbf{H}^* = \mathbf{M}^g$ и $\mathbf{M}^e \equiv \mathbf{M}$ представляют управляющие моменты СГК с вектором кинетического момента (КМ) $\mathbf{H}$ и двигательной установки на основе 8 реактивных двигателей, а вектор $\mathbf{M}^{gr}$ – гравитационный момент.

Конфигурация манипулятора в ССК определяется столбцом $\mathbf{q} = \{q_s\}$, который составлен из угловых координат q_s , $s = 1 \div 6$ его трех звеньев, см. рис. 3. Положения ρ_i центров масс звеньев, их линейные ρ_i^* и угловые $\boldsymbol{\omega}_i$ скорости, а также ускорения ρ_i^{**} и $\dot{\boldsymbol{\omega}}_i$, являются функциями угловых координат q_s и их производных по времени.

Векторные уравнения Эйлера (2), (3) дополняются стандартными уравнениями Лагранжа по степеням подвижности q_s манипулятора с обобщенными силами Q_s в правых частях. Для целей данного исследования угловые координаты q_s в (2) и (4) считаются непрерывным функциями $q_s(t)$, заданными на интервале времени $t \in [t_i^m, t_f^m]$ при краевых условиях начального (*initial*) $\mathbf{q}_i \equiv \mathbf{q}(t_i^m)$ и конечного (*final*) $\mathbf{q}_f \equiv \mathbf{q}(t_f^m)$ положений звеньев манипулятора в процессе разворачивании его механической цепи.

В исходном фиксированном положении манипулятора $\mathbf{q}_i = \mathbf{q}_0 \equiv \{\pi, 0, -\pi, 0, 0, 0\}$ КРМ является единым твердым телом, полюс O совпадает с его центром масс и вектор статического момента $\mathbf{L} = \mathbf{0}$. Математическая модель динамики КРМ при таком положении манипулятора следует из (2), (3) и представляется в виде

$$m(\mathbf{v}_r^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_r) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^{gr}; \quad (4)$$

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^{gr},$$

где вектор $\mathbf{v}_r \equiv \mathbf{v}_0$ (нижний индекс r , *robot*) скорости его поступательного движения и век-

тор $\mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$. Расположение КРМ определяется вектором $\mathbf{r}_r \equiv \mathbf{r}_0$ и уравнением $\mathbf{r}_r^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_r = \mathbf{v}_r$. Векторы $\mathbf{r}_t$ и $\mathbf{v}_t$ (нижний индекс t , *target*) представляют положение ПКО и скорость его поступательного движения. Модель движения ПКО имеет аналогичный вид, но при отсутствии управляющих сил и моментов ($\mathbf{P}^e = \mathbf{M}^g = \mathbf{M}^e \equiv \mathbf{0}$) и значении $\mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$. Векторы дальности до цели $\Delta \mathbf{r} = \{\Delta r_i\}$ и рассогласования между скоростями $\Delta \mathbf{v} = \{\Delta v_i\}$ ПКО и КРМ вычисляются по соотношениям $\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_t - \mathbf{r}_r$ и $\Delta \mathbf{v} = \mathbf{v}_t - \mathbf{v}_r$.

На рис. 4 приведена схема ДУ на основе 8 РД. Положение ортов $\mathbf{e}_p$, $p = 1 \div 8$ осей сопел РД в ССК определяется углами α^e и β^e , векторы ρ_p , $p = 1 \div 8$ точек O_p приложения вектора тяги РД в ССК определяются параметрами b_x , b_y и b_z . Каждый РД имеет ШИМ тяги, что $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$ описывается нелинейными соотношениями

$$p_p(t) = P^m \text{PWM}(t - T_u^e t_r, \tau_m, v_{pr})$$

с периодом T_u^e и запаздыванием T_u^e . Здесь v_{pr} является входным сигналом и функции

$$\text{PWM}(t, t_r, \tau_m, v_{pr}) \equiv \begin{cases} \text{sign } v_{pr} & t \in [t_r, t_r + \tau_{pr}) \\ 0 & t \in [t_r + \tau_{pr}, t_{r+1}) \end{cases};$$

$$\tau_{pr}(\tau_m) = \begin{cases} 0 & |v_{pr}| \leq \tau_m \\ \text{sat}(T_u^e, |v_{pr}|) & |v_{pr}| > \tau_m \end{cases},$$

$t_r = r T_u^e$, $t_{r+1} = t_r + T_u^e$; $r \in N_0 \equiv [0, 1, 2, 3, \dots]$, где P^m – номинальное значение тяги, одинаковое для РД. Вектор тяги p -го РД вычисляется по формуле $\mathbf{p}_p(t) = -p_p(t) \mathbf{e}_p$, а векторы силы $\mathbf{P}^e$ и момента $\mathbf{M}^e$ ДУ – как $\mathbf{P}^e = \sum \mathbf{p}_p(t) = \mathbf{P} \equiv \{P_1, P_2, P_3\}$ и $\mathbf{M}^e = \sum [\rho_p \times] \mathbf{p}_p(t)$.

Для управления ориентацией КРМ применяется СГК на основе четырех ГД по схеме 2-SPE с ортами векторов кинетических моментов (КМ) $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, $p = 1 \div 4$, рис. 5, где приведена также огибающая области вариации нормированного

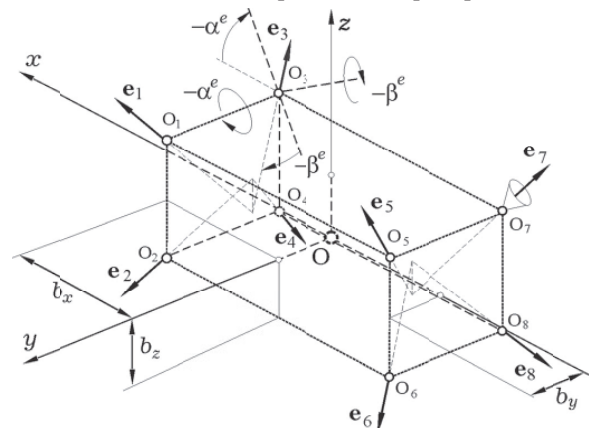


Рис. 4. Схема ДУ на основе 8 РД

вектора КМ $\mathbf{h}(\beta) = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$ кластера со столбцом $\beta = \{\beta_p\}$, и ее проекции на плоскости базиса $Ox_c^g y_c^g z_c^g$.

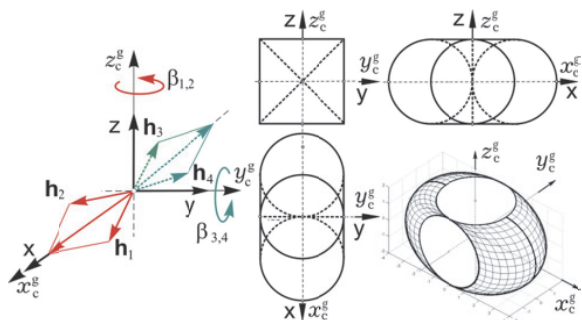


Рис. 5. Схема СГК и область вариации его КМ

Применяемый явный аналитический закон настройки СГК (распределения трехмерного вектора его управляющего момента $\mathbf{M}^g = \{\mathbf{M}_i^g\}$ между четырьмя ГД) позволяет исключить избыточность данного кластера с вектором кинетического момента $\mathbf{H} = h_g \mathbf{h}(\beta)$, где h_g – одинаковое для всех четырех ГД постоянное значение модуля собственного КМ.

При цифровом управлении $\mathbf{u}_k^g(t) = \{\mathbf{u}_{pk}^g(t)\}$ с периодом T_u , где $\mathbf{u}_{pk}^g(t) = \mathbf{u}_{pk}^g \forall t \in [t_k, t_{k+1})$, $t_{k+1} = t_k + T_u$ и $k \in \mathbb{N}_0$, СГК формирует вектор управляющего момента

$$\mathbf{M}_k^g(t) = -h_g \mathbf{A}_h(\beta(t)) \mathbf{u}_k^g(t); \dot{\beta}(t) = \mathbf{u}_k^g(t), \quad (5)$$

где матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\beta) = \partial \mathbf{h}(\beta) / \partial \beta$.

Применяемый закон цифрового управления МП при переводе спутника в аварийный режим гравитационной стабилизации описан в [3], а законы широтно-импульсного управления ДУ и цифрового управления СГК в системе управления движением КРМ подробно представлены в [6].

3. СТРАТЕГИЯ УПРАВЛЕНИЯ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Встреча КРМ с ПКО начинается при дальности до цели $\Delta r = |\Delta \mathbf{r}| = 500$ м в условиях видимости цели видео системой КРМ. Для значений $\Delta r \in [500, 10]$ м закон наведения КРМ синтезируется в виде набора гладко сопряженных векторных сплайнов как векторных функций МПР $\sigma(t)$ при заданных граничных условиях пространственного перемещения КРМ за назначенное время. При этом используется прогноз орбитального расположения ПКО в назначенное время и учитываются допустимые изменения ускорений поступательного перемещения КРМ. Этот закон наведения реализуется ДУ и СГК по отфильтрованным сигналам БИНС на интервале времени $t \in [0, 500]$ с.

При дальности менее 10 м на сегментах орбиты, освещенных Солнцем, выполняется

идентификация кинематических параметров пространственного движения ПКО на основе информации от наблюдательных средств КРМ. С применением сигналов этих средств заданная дальность обеспечивается ДУ совместно с СГК в режиме слежения за ПКО с точностью 0.1 м на интервале времени $t \in [500, 700]$ с и далее вплоть до момента времени t_z , когда происходит сцепление КРМ с ПКО.

Этап подготовки КРМ к захвату ПКО содержит три стадии: (i) разворачивание манипулятора на интервале времени $t \in [t_i^m, t_f^m] \equiv [700, 900]$ с из начального положения $\mathbf{q}_i$ в заданное $\mathbf{q}_f$, которому соответствует положение $\mathbf{B}_f$ на рис. 6 точки В схвата (рис. 3) манипулятора; (ii) «зависание» КРМ над подвижным ПКО на интервале времени $t \in [900, 980]$ с, где по сигналам наблюдательных средств КРМ уточняется фактическое положение точки В относительно точки А спасательного «буя» ПКО; (iii) изменение вектора состояния $\mathbf{q}(t)$ манипулятора на интервале времени $t \in [980, 1080]$ с в режиме слежения за перемещением точки В схвата из положения $\mathbf{B}_f$ в положение $\mathbf{B}_z$, когда $\mathbf{q}(t_z) = \mathbf{q}_z$ в момент времени $t_z = 1080$ с. Завершающий этап захвата пассивного спутника состоит в механическом сцеплении точки А «буя» и точки В схвата, см. рис. 6, где указаны отсчетная точка D ПКО и размерные параметры в метрах.

Для анализа динамики пространственного сцепления КРМ с ПКО вводятся шесть дополнительных координат, составляющих векторы $\mathbf{q}_\phi^d = \{\delta \phi_{bi}^a\}$ проворачивания и $\mathbf{q}_s^d = \{\delta s_{bi}^a\}$ поступательного проскальзывания точки А «буя» в схвате манипулятора, а также векторы скоростей $\omega_b^a = \{\delta \omega_{bi}^a\}$ и $\mathbf{v}_b^a = \{\delta v_{bi}^a\}$ этих перемещений в системе координат схвата. Соответствующие обобщенные силы принимаются в виде сил и крутящих моментов сухого трения

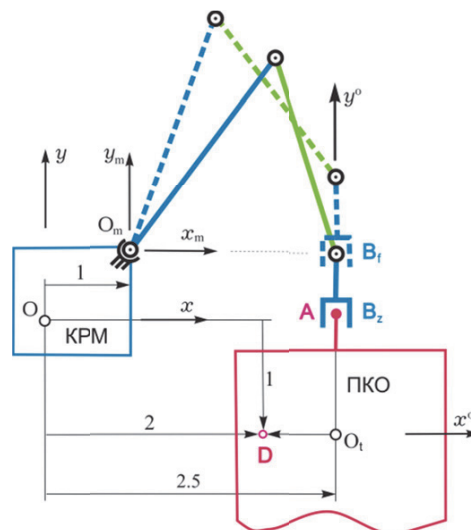


Рис. 6. Схема захвата ПКО

$$Q_{\varphi i}^d \equiv M_{bi}^f = -M_b^{fm} \text{sign}(\delta\omega_{bi}^a),$$

$$Q_{si}^d \equiv P_{bi}^f = -P_b^{fm} \text{sign}(\delta v_{bi}^a), \quad i = 1 \div 3,$$

где параметры M_b^{fm} и P_b^{fm} имеют заданные постоянные значения.

Ставятся следующие задачи: (i) нелинейный анализ изменения «амплитуды» нелинейных колебаний при годовом движении ПКО на указанной солнечно-синхронной орбите; (ii) анализ точности стабилизации достигнутого положения КРМ при развертывании манипулятора в заданное положение и подготовке его к захвату подвижного ПКО; (iii) нелинейный анализ динамики пространственного сцепления точки В схвата КРМ с пассивным спутником в конечной точке А его спасательного «буя» в момент времени $t_z = 1080$ с; (iv) нелинейный анализ движения образованной жесткой связки двух космических объектов при ее гиросиловой стабилизации в орбитальной системе координат.

4. АНАЛИЗ ГОДОВОГО ДВИЖЕНИЯ ПАССИВНОГО СПУТНИКА

Исследовано угловое движение КА на ССО высотой 720 км, когда спутник с указанными выше параметрами с помощью МП приводится в орбитальную ориентацию. Компьютерная имитация выполнена при переходе КА из ориентации в подвижной солнечно-эклиптической системы координат [1, 2] при значении угла $\Phi^e = 11$ град в орбитальную ориентацию. На рис. 7 в двух масштабах приведены изменения пространственного угла ϕ_y при таком переходе

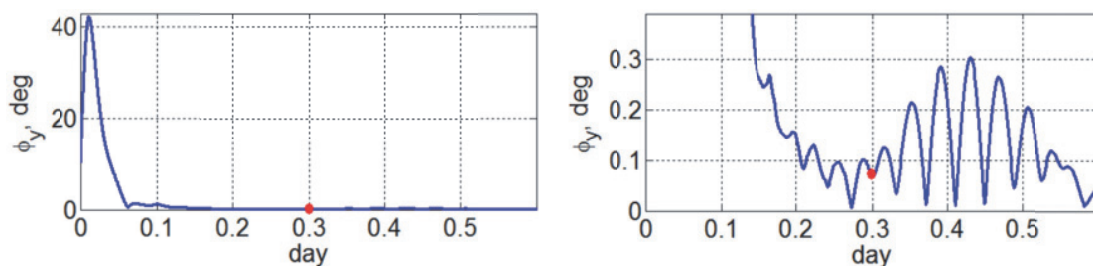


Рис. 7. Изменение пространственного угла ϕ_y при переходе спутника в орбитальную ориентацию

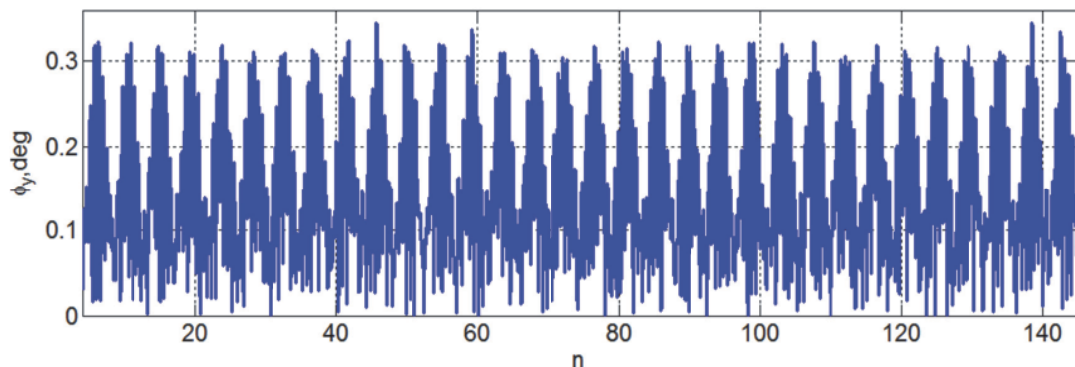


Рис. 8. Пространственный угол ϕ_y ориентации орта b_2 относительно местной вертикали

в течение 2.986 суток (четырёх витков орбитального полёта), где красной точкой отмечен момент времени отключения бортового электропитания КА и его превращения в ПКО. На рис. 8 представлены изменения угла ϕ_y начиная с номера витка $n = 5$ до 145 витка полёта ПКО включительно, т.е. в течение 10 суток [3].

Гравитационные возмущения от Луны и Солнца приводят к модуляции «амплитуды» нелинейных угловых колебаний КА относительно местной вертикали с месячным и годовым периодами. На рис. 9 представлены изменения угла ϕ_y на годовом интервале времени от 01.01.2018 в 00:00:00 до 31.12.2018 в 24:00:00. Здесь нетрудно убедиться, что максимальные значения угла ϕ_y достигают 0.74 град с периодом 117 дней. При анализе долговременного движения ПКО на ССО необходимо также учитывать влияние сил давления солнечно-го излучения, где требуется конкретная информация о форме, размерах и отражательных свойствах конструкции пассивного спутника.

5. АНАЛИЗ УПРАВЛЕНИЯ КРМ ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ЗАХВАТУ ПКО

Пусть расположение отсчётной точки Д ПКО в ССК робота определяется вектором $r_D = \{2, -1, 0\}$ м, см. рис. 6. Тогда при стабилизации заданного положения КРМ относительно ПКО сначала на интервале времени $t \in [700, 900]$ с выполняется развертывание манипулятора из исходного положения q_i в заданное положение

$q_f = \{66.33, -0.32, -128.66, -27.66, -0.25, 10\}$ град,

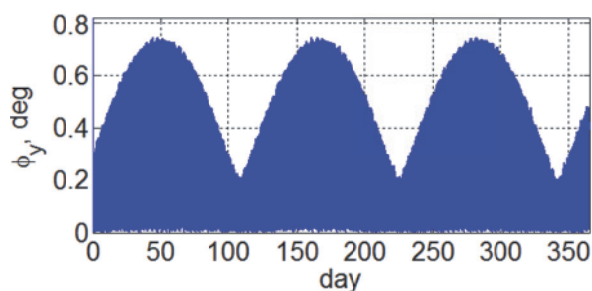


Рис. 9. Изменение угла ϕ_y в течение года

которому соответствует вектор $\mathbf{r}_{B_f} = \{2.5, 0.45, 0\}$ м положения B_f точки В схвата. После завершения стадии «зависания» далее на интервале времени $t \in [980, 1080]$ с вектор состояния $\mathbf{q}(t)$ манипулятора изменяется в режиме слежения за перемещением точки В схвата из положения B_f в положение B_z , когда

$$\mathbf{q}_z = \mathbf{q}(t_z) = \{48.25, 0, -131.89, -6.35, 0, 10\} \text{ град}$$

и вектор $\mathbf{r}_{B_z} = \{2.5, 0, 0\}$ м при $t = t_z = 1080$ с.

На рис. 10 и 11 представлены изменения координат точки отсчета D ПКО в ССК робота и отклонения точки В схвата от его положения B_z при разворачивании манипулятора и под-

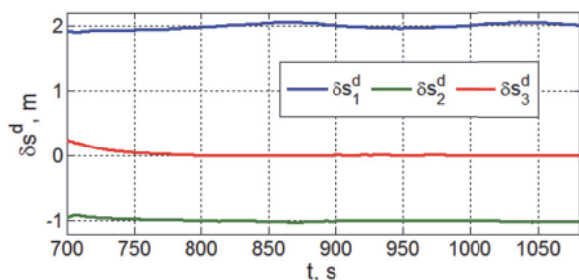


Рис. 10. Вариации координат точки D в ССК КРМ

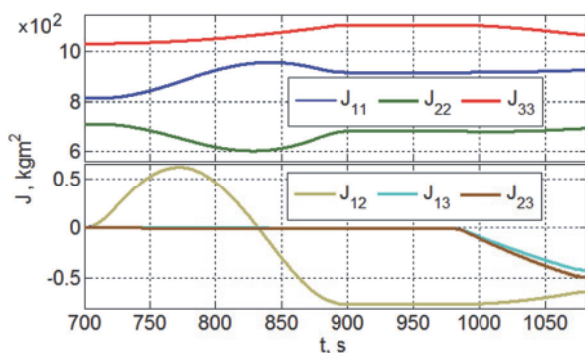


Рис. 12. Изменение тензора инерции КРМ

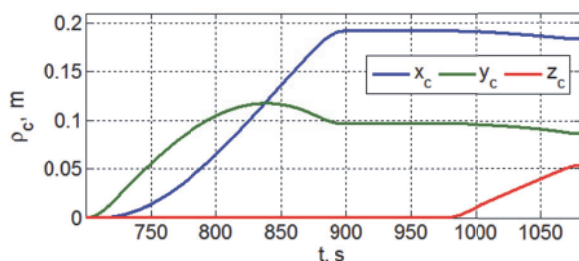


Рис. 13. Изменение координат центра масс КРМ

готовке к захвату ПКО. Происходящие при этом изменения тензора инерции и координат центра масс КРМ приведены на рис. 12 и 13. Вариации вектора скорости поступательного перемещения точки В на рис. 14, изменения вектора тяги ДУ при подготовке робота к захвату ПКО на рис. 15, а также ошибки угловой стабилизации КРМ и вариации вектора стабилизирующего момента СГК на рис. 16 и 17 соответственно, демонстрируют важное влияние изменений инерционных параметров КРМ при разворачивании манипулятора.

6. АНАЛИЗ ДИНАМИКИ ЗАХВАТА ПАССИВНОГО СПУТНИКА

В момент времени $t_z = 1080$ с двигательная установка выключается. При параметрах сил $P_b^{fm} = 20$ Н и моментов $M_b^{fm} = 30$ Нм сухого трения в схвате робота получается весьма быстропротекающий динамический процесс сцепления точки В схвата с концевой точкой А спасательного «буя» ПКО. Здесь удобно использовать локальное время $\tau = t - t_z$.

На рис. 18 - 20 представлены соответственно угловые скорости и моменты сухого трения, линейные скорости и силы сухого трения, а также поступательные и угловые перемещения «буя» в

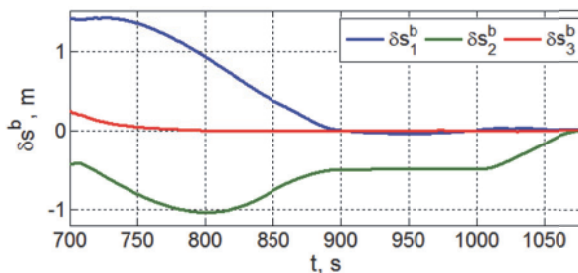


Рис. 11. Отклонения точки В от положения B_z

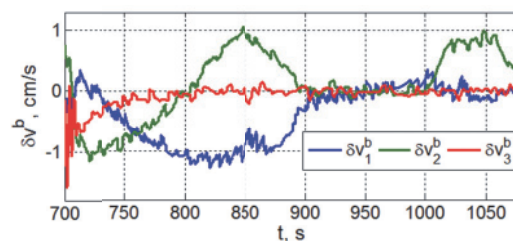


Рис. 14. Вариации вектора скорости точки В

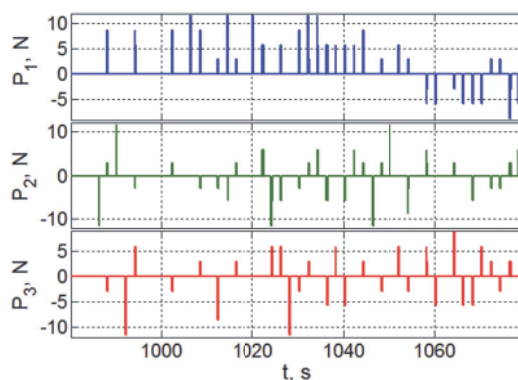


Рис. 15. Вектор тяги ДУ при подготовке к захвату

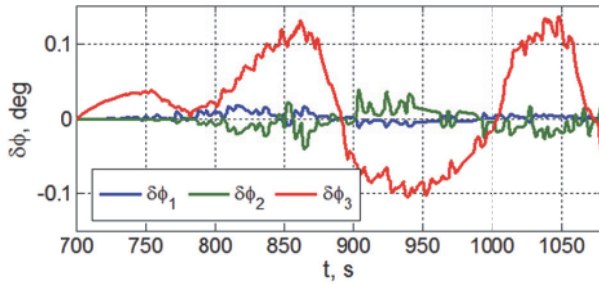


Рис. 16. Ошибки угловой стабилизации КРМ в ОСК

схвате робота. Длительность сцепления по всем шести координатам не превышает 0.75 с, причем здесь продолжительность поворота «буя» в схвате немного превышает длительность его поступательного проскальзывания. На рис. 21 приведены скорости поступательного перемещения полюса КРМ в ОСК в процессе сцепления КРМ с ПКО.

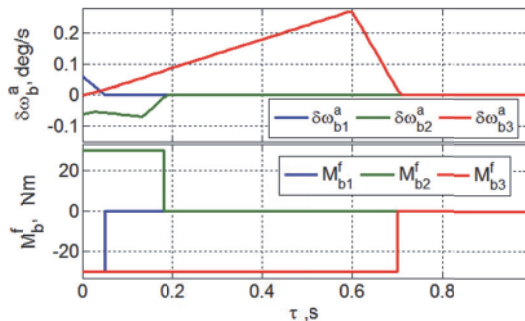


Рис. 18. Скорости и моменты сухого трения

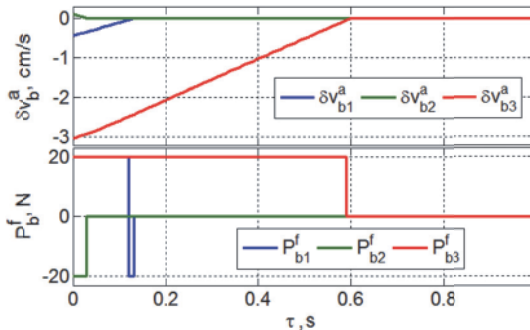


Рис. 19. Скорости и силы сухого трения

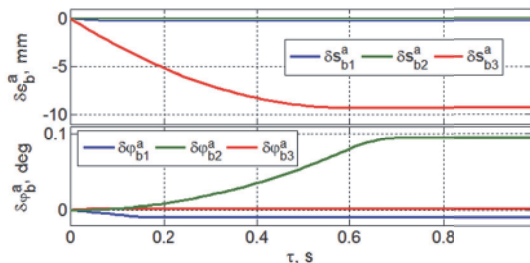


Рис. 20. Линейные и угловые перемещения «буя»

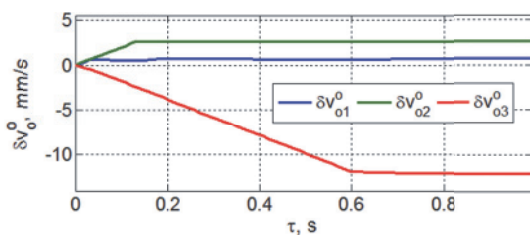


Рис. 21. Скорости полюса КРМ в ОСК

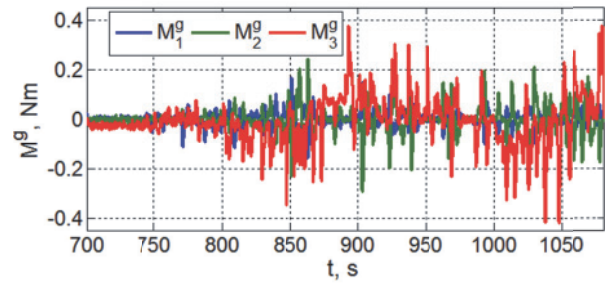


Рис. 17. Стабилизирующий момент СГК

7. АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ СВЯЗКИ КРМ И ПАССИВНОГО СПУТНИКА

На рис. 22 - 25 представлены результаты нелинейного анализа углового движения образованной при $\tau \in [0.1]$ с жесткой связки КРМ массой 1000 кг и ПКО массой 6500 кг при

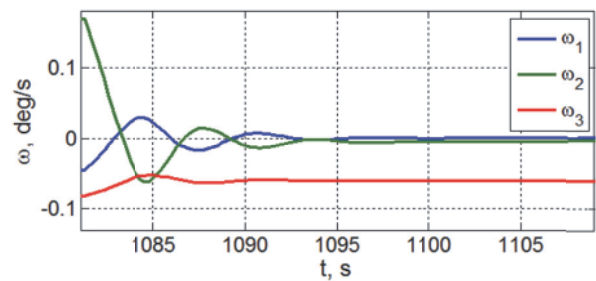


Рис. 22. Угловые скорости связки КРМ и ПКО

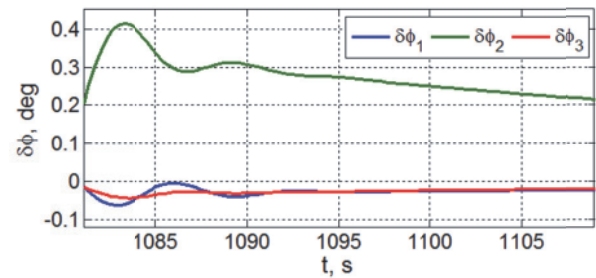


Рис. 23. Углы ориентации связки в ОСК

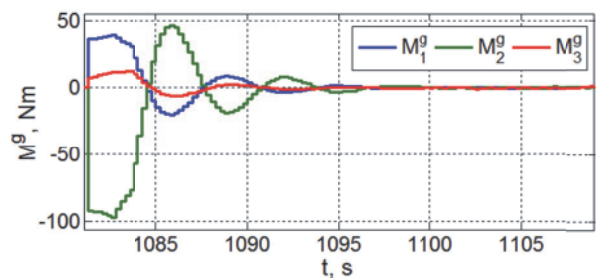


Рис. 24. Управляющий момент СГК

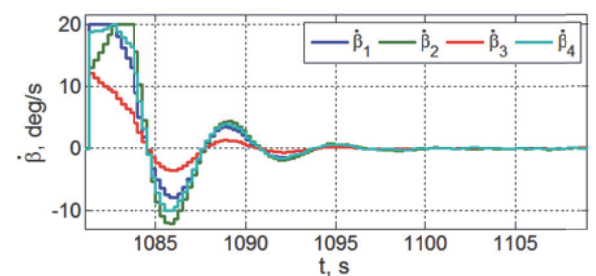


Рис. 25. Угловые скорости гиринов

последующей ее силовой гироскопической стабилизации в ОСК на интервале времени $t \in [1080.1, 1110]$ с.

Последствия косого ударного сцепления КРМ с массивным спутником в отношении абсолютных угловых скоростей и углов ориентации связки двух космических объектов в ОСК демонстрируются на рис. 22 и 23. Здесь очевидно, что влияние ударного сцепления наиболее проявилось по каналу рыскания КРМ, см. графики зеленого цвета.

Изменения управляющего момента СГК и угловых скоростей четырех ГД с модулем собственного КМ $h_g = 250$ Н м с и периодом цифрового управления $T_u = 0,25$ с представлены на рис. 24 и 25. Из сравнения рис. 17 и рис. 24 нетрудно установить, что требования к ресурсу СГК по модулю вектора управляющего момента в произвольном направлении диктуются условиями ударного сцепления КРМ с пассивным спутником.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполнен нелинейный анализ нелинейных угловых колебаний пассивного спутника при его годовом движении на солнечно-синхронной орбите. Проведен анализ точности стабилизации КРМ при разворачивании манипулятора и подготовке его к захвату пассивного космического объекта. Исследована динамика пространственного сцепления КРМ с пассивным спутником, проведен нелинейный анализ движения образованной жесткой связки двух космических объектов при ее силовой гироскопической стабилизации в орбитальной системе координат.

Приведены результаты имитации, демонстрирующие эффективность разработанных алгоритмов управления космическим роботом-манипулятором.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Энергосберегающее цифровое управление магнитным приводом в аварийном режиме ориентации спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20. № 1. С. 38-44.
2. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Энергосберегающее управление магнитным приводом в аварийном режиме ориентации информационного спутника на солнечно-синхронной орбите // 11 Российская мультиконференция по проблемам управления. Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах». СПб., 2018. С. 221-229.
3. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Экономичное цифровое управление в аварийном режиме стабилизации спутника на солнечно-синхронной орбите // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Том 20. № 6. С. 196-201.
4. Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Guidance, navigation and control of a free-flying robot during its rendezvous with a passive space vehicle // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2018. Vol. 9. No. 3. P. 387-396.
5. Somov Ye., Butyrin S., Somova T., Somov S. Control of a free-flying robot at preparation for capturing a passive space vehicle // IFAC PapersOnLine. 2018. Vol. 51. No. 30. P. 72-76.
6. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Управление космическим роботом-манипулятором при встрече и механическом захвате пассивного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Том 20. № 6. С. 202-209.
7. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Физматлит. 1961. 824 с.

NONLINEAR ANALYSIS OF LONG-TERM MOTION OF A PASSIVE SATELLITE IN A SUN-SYNCHRONOUS ORBIT AND OF ITS MECHANICAL CAPTURING A SPACE ROBOT

© 2019 Ye.I. Somov^{1,2}, S.A. Butyrin^{1,2}, S.E. Somov^{1,2}, T.E. Somova^{1,2}

¹Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences

²Samara State Technical University

The nonlinear angular oscillations of a passive satellite in its annual motion in the sun-synchronous orbit are studied. The problems on shock coupling of the robot with a passive satellite and the motion of their rigid bunch are considered. The simulation results demonstrate the effectiveness of the developed control algorithms of the space robot-manipulator.

Keywords: passive satellite, long-term motion, space robot, control, capturing.

Yevgeny Somov, Leading Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences; Head of Department for "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail e_somov@mail.ru
Sergey Butyrin, Senior Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences; Head of Laboratory for "Modeling of Control Systems", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical

University. E-mail butyrinsa@mail.ru
Sergey Somov, Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences; Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s_somov@mail.ru
Tatyana Somova, Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail te_somova@mail.ru