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. Сомова[2]

[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.
DOI: 10.24411/1990-5378-2019-00041

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 долговременного (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) $\mathbf{B}$ (O xyz) с ортами $\mathbf{b}_i$ и связанная с панелями СБ система координат $\mathbf{P}$, оси которой $x^{\rm p}$, $y^{\rm p}$ и $z^{\rm p}$ в парковом положении панелей СБ (при $\gamma^p = 0$) параллельны соответствующим осям ССК. Орбитальная система координат (ОСК) $\mathbf{O}$ $(\mathrm{O}x^{\rm o}y^{\rm o}z^{\rm o})$ с ортами $\mathbf{o}_i$ вращается в инерциальном базисе $\mathbf{I}$ с вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_{\rm o}$. Вводятся орт $\mathbf{e}$ направления на Землю и орт $\mathbf{s}$ 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 $\mathrm{O}y$ с ортом $\mathbf{b}_2$ и наименьшим моментом инерции КА. В результате ось $\mathrm{O}x$ с ортом $\mathbf{b}_1$ и ось $\mathrm{O}^{\rm p}y^{\rm p}$ с ортом $\mathbf{n}^{\rm p}$ совпадают по направлению с осью $\mathrm{O}z^{\rm o}$ ОСК и обеспечивается максимальный момент инерции КА по оси $\mathrm{O}x$ ССК, противоположной по направлению вектору угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_{\rm o}$, 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 движениемн» 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

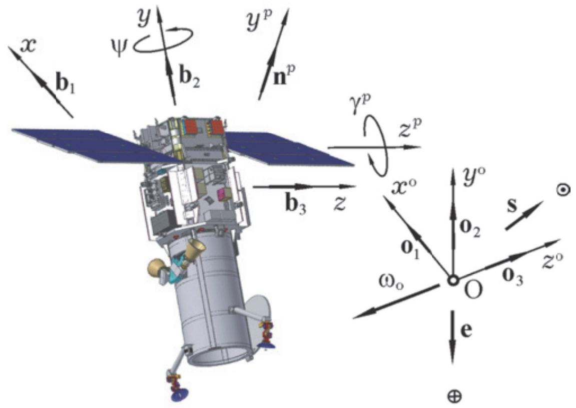

Рис. 1. Схема перехода КА в режим гравитационной стабилизации

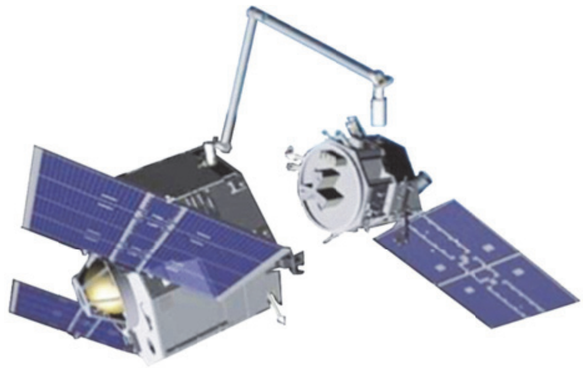

Рис. 2. Подготовка КРМ к захвату ПКО

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^{o} ОСК, а угол полураствора φ_s^* практически не изменяется в течение каждого витка орбиты. Средние значения этого угла таковы: $\overline{\varphi}_s^* = 60$ град в феврале - сентябре и $\overline{\varphi}_s^* = 65$ 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 м^2 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 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 звёздных 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

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v};\ \dot{\mathbf{v}} = -\mu_{\mathrm{e}}\,\mathbf{r}/r^3 + \mathbf{a}_{\mathrm{e}} + \mathbf{a}_{\mathrm{m}} + \mathbf{a}_{\mathrm{s}},$$

где $\mathbf{a}_{\mathrm{e}} = \mathbf{a}_{\mathrm{en}} + \mathbf{a}_{\mathrm{ea}}$, $\mathbf{a}_{\mathrm{m}}$ и $\mathbf{a}_{\mathrm{s}}$ – векторы ускорения, обусловленные влиянием формы Земли и неравномерности распределения её массы, гравитации Луны и Солнца, соответственно. Для моделирования вектора ускорения $\mathbf{a}_{\mathrm{e}}$ 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 $\mathbf{a}_{\mathrm{en}}$ зависит от $\mathbf{r}$ и φ, а вектор ускорения $\mathbf{a}_{\mathrm{ea}}$ зависит также и от долготы λ. Вектор ускорения $\mathbf{a}_{\mathrm{s}} = \mu_{\mathrm{s}}(\Delta\mathbf{r}/(\Delta r)^3 - \mathbf{r}_s/r_s^3)$ из-за влияния Солнца определяется его гравитационным параметром μ_{s} и расстоянием от КА до центра Солнца $\Delta\mathbf{r} = \mathbf{r}_{\mathrm{s}} - \mathbf{r}$, где расстояние $\mathbf{r}_{\mathrm{s}}$ 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 $\mathrm{col}(\cdot) = \{\cdot\}$, $\mathrm{line}(\cdot) = [\cdot]$, $(\cdot)^{\mathrm{t}}$, $[\mathbf{a}\times]$ и $\circ, \tilde{\ }$ для векторов, матриц и кватернионов, инерциальная система координат (ИСК) $\mathbf{I}$; ССК $\mathbf{B}$ $(\mathrm{O}xyz)$ КРМ с началом в фиксированном в его корпусе полюсе O (рис. 3) и ОСК $\mathbf{O}$ $(\mathrm{O}x^{\mathrm{o}}y^{\mathrm{o}}z^{\mathrm{o}})$.

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

$$\dot{\mathbf{r}}_{\mathrm{o}} = \mathbf{r}_{\mathrm{o}}^* + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r}_{\mathrm{o}}; \qquad \dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda}\circ\boldsymbol{\omega}/2;$$
$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \frac{1}{4}(1-\sigma^2)\boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}\times\boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\sigma}, \quad ; \tag{1}$$

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

Кватернион $\boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{o}}$ ориентации базиса $\mathbf{O}$ относительно базиса $\mathbf{I}$ определяется уравнением $\dot{\boldsymbol{\Lambda}}^{\mathrm{o}} = \boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{o}}\circ\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}/2$, а погрешность ориентации базиса $\mathbf{B}$ в орбитальном базисе $\mathbf{O}$ – кватернионом $\mathbf{E} = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}^{\mathrm{o}}\circ\boldsymbol{\Lambda} \equiv (e_0, \mathbf{e})$, вектором параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{C_{\Phi^{\mathrm{e}}/2}, \mathbf{e}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{e}} S_{\Phi^{\mathrm{e}}/2}\}$, матрицей $\mathbf{C}^{\mathrm{e}} = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{t}}$, где $\mathbf{Q}_{\mathrm{e}} = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e}\times]$, вектором угловой погрешности $\boldsymbol{\delta\phi} \equiv \{\delta\phi_i\} = \{2e_0e_i\}$ и вектором МПР $\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{e}} = \{\sigma_i^{\mathrm{e}}\} = \mathbf{e}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{e}}\,\mathrm{tg}(\Phi^{\mathrm{e}}/4)$. При этом вектор $\delta\boldsymbol{\omega}$ погрешности угловой скорости определяется как $\delta\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}(t)$.

В ССК $\mathrm{O}xyz$ с фиксированным в его корпусе полюсом O положение центра масс C КРМ (робот и манипулятор суммарной массы $\mathrm{m} = \mathrm{m}_{\mathrm{r}} + \Sigma\mathrm{m}_i$) определяется вектором $\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{c}} = \{x_{\mathrm{c}}, y_{\mathrm{c}}, z_{\mathrm{c}}\}$ по соотношению $\mathrm{m}\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{c}} \equiv \mathbf{L} = \mathrm{m}_{\mathrm{r}}\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{r}} + \Sigma\mathrm{m}_i\boldsymbol{\rho}_i$. Здесь введен вектор статического момента $\mathbf{L}$, фиксированный в ССК вектор $\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{r}}$ представляет положение центра масс O_{r} собственно робота, векторы $\boldsymbol{\rho}_i$, $i = 1\div 3$ определяют положения центров масс c_i (см. рис. 3) трех звеньев манипулятора с массами m_i и собственными тензорами инерции $\mathbf{J}_i^{\mathrm{c}}$.

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

$$\begin{aligned} \mathrm{m}\mathbf{v}_{\mathrm{o}}^* + [-\mathbf{L}\times]\dot{\boldsymbol{\omega}} = -(\mathrm{m}\,\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{v}_{\mathrm{o}}) + \boldsymbol{\omega}\times(\mathbf{L}\times\boldsymbol{\omega}) \\ -\Sigma_i(\mathrm{m}_i(2\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\rho}_i^* + \boldsymbol{\rho}_i^{**}) + \mathbf{P}^{\mathrm{e}} + \mathbf{F}^{\mathrm{g}} \quad , \end{aligned} \tag{2}$$

где $\boldsymbol{\rho}_i^* = \Sigma_s((\partial\boldsymbol{\rho}_i/\partial q_s)\dot{q}_s)$;

$\boldsymbol{\rho}_i^{**} = \Sigma_s((\partial\boldsymbol{\rho}_i/\partial q_s)\ddot{q}_s + \Sigma_k(\partial^2\boldsymbol{\rho}_i/\partial q_k\,\partial q_s))$,

векторы $\mathbf{P}^{\mathrm{e}}$ и $\mathbf{F}^{\mathrm{gr}}$ представляют силы тяги двигательной установки, центрированной в полюсе O, и гравитации.

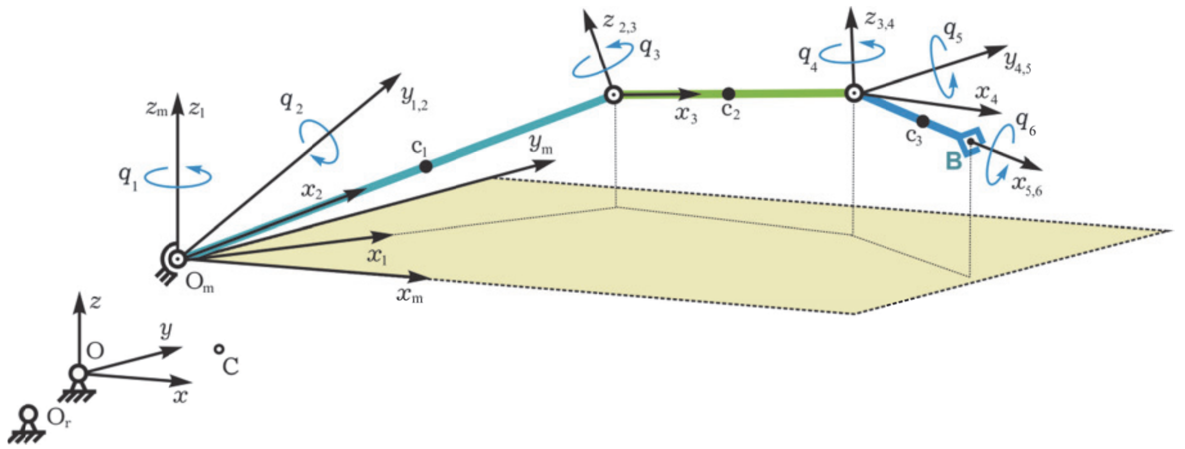

Рис. 3. Кинематическая схема космического робота-манипулятора

Введем постоянные тензоры инерции робота $\mathbf{J}_{\mathrm{r}}^{\mathrm{o}}$ в полюсе O и звеньев манипулятора $\mathbf{J}_i^{\mathrm{c}}$ в их центрах масс c_i. Тензор инерции $\mathbf{J}$ механической системы в полюсе O вычисляется по соотношению $\mathbf{J} \equiv | J_{ij} | = \mathbf{J}_{\mathrm{r}}^{\mathrm{o}} + \Sigma\mathbf{J}_i$, где $\mathbf{J}_i = \mathbf{J}_i^{\mathrm{o}} + \mathrm{m}_i(\mathbf{E}\boldsymbol{\rho}_i^{\mathrm{t}}\boldsymbol{\rho}_i - \boldsymbol{\rho}_i\boldsymbol{\rho}_i^{\mathrm{t}})$ 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 Oxyz с полюсом O вращательное движение системы твердых тел описывается векторным уравнением

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

где

$$\mathbf{Q} = \Sigma_i(\mathbf{J}_i\dot{\boldsymbol{\omega}}_i + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{J}_i\boldsymbol{\omega}_i + \boldsymbol{\omega}_i\times\mathbf{J}_i(\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{\omega}_i) + \mathrm{m}_i\boldsymbol{\rho}_i\times(\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\rho}_i) + 2\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\rho}_i^* + \boldsymbol{\rho}_i^{**}),$$

векторы $-\mathbf{H}^* = \mathbf{M}^{\mathrm{g}}$ и $\mathbf{M}^{\mathrm{e}} \equiv \mathbf{M}$ представляют управляющие моменты СГК с вектором кинетического момента (КМ) $\mathbf{H}$ и двигательной установки на основе 8 реактивных двигателей, а вектор $\mathbf{M}^{\mathrm{gr}}$ – 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 $\boldsymbol{\rho}_i$ центров масс звеньев, их линейные $\boldsymbol{\rho}_i^*$ и угловые $\boldsymbol{\omega}_i$ скорости, а также ускорения $\boldsymbol{\rho}_i^{**}$ 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 $t \in [t_{\mathrm{i}}^{\mathrm{m}}, t_{\mathrm{f}}^{\mathrm{m}}]$ при краевых условиях начального (*initial*) $\mathbf{q}_{\mathrm{i}} \equiv \mathbf{q}(t_{\mathrm{i}}^{\mathrm{m}})$ и конечного (*final*) $\mathbf{q}_{\mathrm{f}} \equiv \mathbf{q}(t_{\mathrm{f}}^{\mathrm{m}})$ положений звеньев манипулятора в процессе развертывании его механической цепи.

В исходном фиксированном положении манипулятора $\mathbf{q}_{\mathrm{i}} = \mathbf{q}_{\mathrm{o}} \equiv \{\pi, 0, -\pi, 0, 0, 0\}$ 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

$$\mathrm{m}(\mathbf{v}_r^* + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{v}_r) = \mathbf{P}^{\mathrm{e}} + \mathbf{F}^{\mathrm{gr}}; \quad \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{G} = \mathbf{M}^{\mathrm{g}} + \mathbf{M}^{\mathrm{e}} + \mathbf{M}^{\mathrm{gr}}, \tag{4}$$

где вектор $\mathbf{v}_r \equiv \mathbf{v}_{\mathrm{o}}$ (нижний индекс r, *robot*) скорости его поступательного движения и вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$. Расположение КРМ определяется вектором $\mathbf{r}_r \equiv \mathbf{r}_{\mathrm{o}}$ 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 $(\mathbf{P}^{\mathrm{e}} = \mathbf{M}^{\mathrm{g}} = \mathbf{M}^{\mathrm{e}} \equiv \mathbf{0})$ и значении $\mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$. Векторы дальности до цели $\Delta\mathbf{r} = \{\Delta\mathrm{r}_i\}$ и рассогласования между скоростями $\Delta\mathbf{v} = \{\Delta\mathrm{v}_i\}$ 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 $\boldsymbol{\rho}_p$, $p = 1 \div 8$ 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

$$p_p(t) = \mathrm{P}^{\mathrm{m}}\,\mathrm{PWM}(t - T_{з}^{\mathrm{e}} t_r, \tau_m, \mathrm{v}_{pr})$$

с периодом T_u^{e} и запаздыванием $T_{з}^{\mathrm{e}}$. Здесь v_{pr} является входным сигналом и функции

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

$$\tau_{pr}(\tau_m) = \begin{cases} 0 & |\mathrm{v}_{pr}| \le \tau_m \\ \operatorname{sat}(T_u^{\mathrm{e}}, |\mathrm{v}_{pr}|) & |\mathrm{v}_{pr}| > \tau_m \end{cases},$$

$t_r = rT_u^{\mathrm{e}}$, $t_{r+1} = t_r + T_u^{\mathrm{e}}$; $r \in \mathrm{N}_0 \equiv [0,1,2,3\ldots)$, 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 $\mathbf{P}^{\mathrm{e}}$ и момента $\mathbf{M}^{\mathrm{e}}$ ДУ – как $\mathbf{P}^{\mathrm{e}} = \Sigma\mathbf{p}_p(t) = \mathbf{P} \equiv \{P_1, P_2, P_3\}$ и $\mathbf{M}^{\mathrm{e}} = \Sigma[\boldsymbol{\rho}_p\times]\mathbf{p}_p(t)$.

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

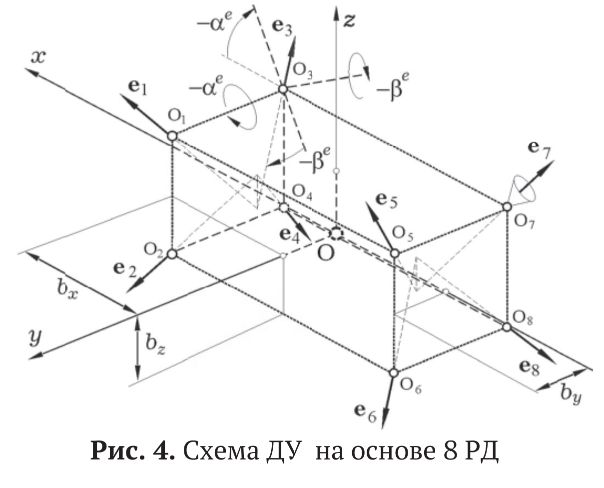

Рис. 4. Схема ДУ на основе 8 РД

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

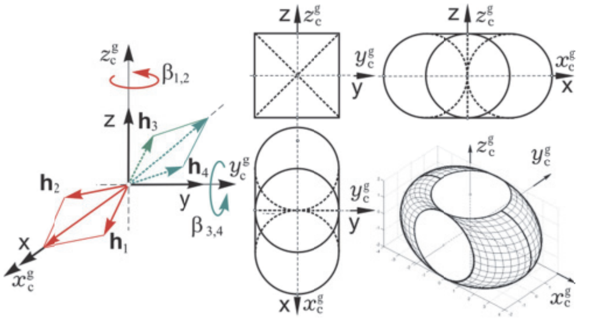

Рис. 5. Схема СГК и область вариации его КМ

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

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

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

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

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 $\Delta\mathrm{r} = |\Delta\mathbf{r}| = 500$ м в условиях видимости цели видео системой КРМ. Для значений $\Delta\mathrm{r} \in [500, 10]$ м закон наведения КРМ синтезируется в виде набора гладко сопряженных векторных сплайнов как векторных функций МПР $\boldsymbol{\sigma}(t)$ 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) развертывание 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 B_f на рис. 6 точки B 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 B относительно точки A 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 B схвата из положения B_f в положение 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 A «буя» и точки B 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 $\mathbf{q}_\varphi^d = \{\delta\varphi_{bi}^a\}$ проворачивания и $\mathbf{q}_s^d = \{\delta s_{bi}^a\}$ поступательного проскальзывания точки A «буя» в схвате манипулятора, а также векторы скоростей $\boldsymbol{\omega}_b^a = \{\delta\omega_{bi}^a\}$ и $\mathbf{v}_b^a = \{\delta \mathrm{v}_{bi}^a\}$ этих перемещений в системе координат схвата. Соответствующие обобщенные силы принимаются в виде сил и крутящих моментов сухого трения

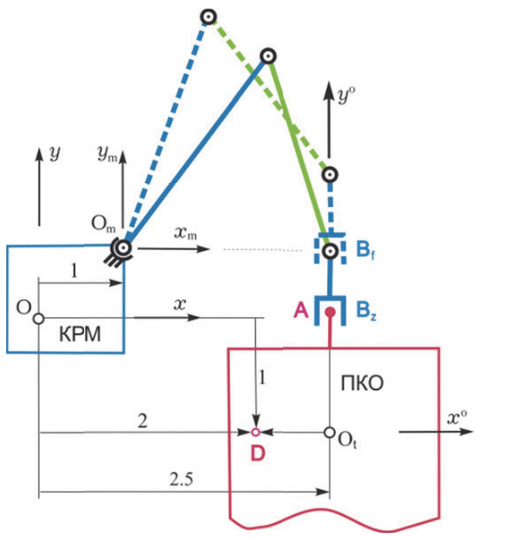

Рис. 6. Схема захвата ПКО

$$Q_{\varphi i}^{\mathrm{d}} \equiv \mathrm{M}_{\mathrm{b}i}^{\mathrm{f}} = -\mathrm{M}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{fm}} \operatorname{sign}(\delta\omega_{\mathrm{b}i}^{\mathrm{a}}),$$

$$Q_{si}^{\mathrm{d}} \equiv \mathrm{P}_{\mathrm{b}i}^{\mathrm{f}} = -\mathrm{P}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{fm}} \operatorname{sign}(\delta \mathrm{v}_{\mathrm{b}i}^{\mathrm{a}}),\ i = 1 \div 3,$$

где параметры $\mathrm{M}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{fm}}$ и $\mathrm{P}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{fm}}$ 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 B схвата КРМ с пассивным спутником в концевой точке A 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 $\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{e}} = 11$ град в орбитальную ориентацию. На рис. 7 в двух масштабах приведены изменения пространственного угла ϕ_y при таком переходе в течение 2.986 суток (четырех 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 $\mathsf{n} = 5$ 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 солнечного излучения, где требуется конкретная информация о форме, размерах и отражательных свойств конструкции пассивного спутника.

5. АНАЛИЗ УПРАВЛЕНИЯ КРМ ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ЗАХВАТУ ПКО

Пусть расположение отсчетной точки D ПКО в ССК робота определяется вектором $\mathbf{r}_{\mathrm{D}} = \{2, -1, 0\}$ 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 $\mathbf{q}_{\mathrm{i}}$ в заданное положение

$$\mathbf{q}_{\mathrm{f}} = \{66.33, -0.32, -128.66, -27.66, -0.25, 10\} \text{ град},$$

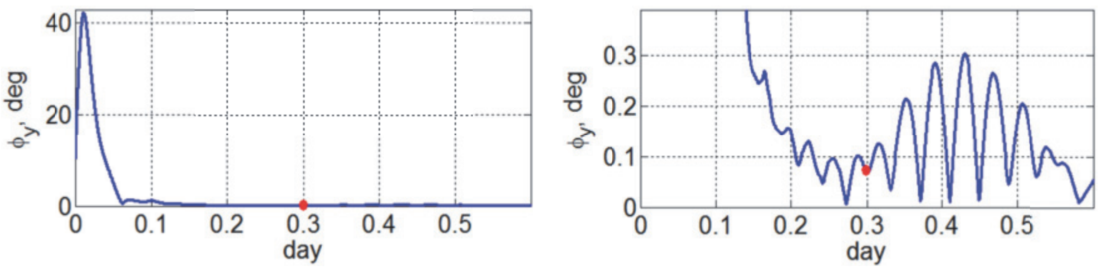

Рис. 7. Изменение пространственного угла ϕ_y при переходе спутника в орбитальную ориентацию

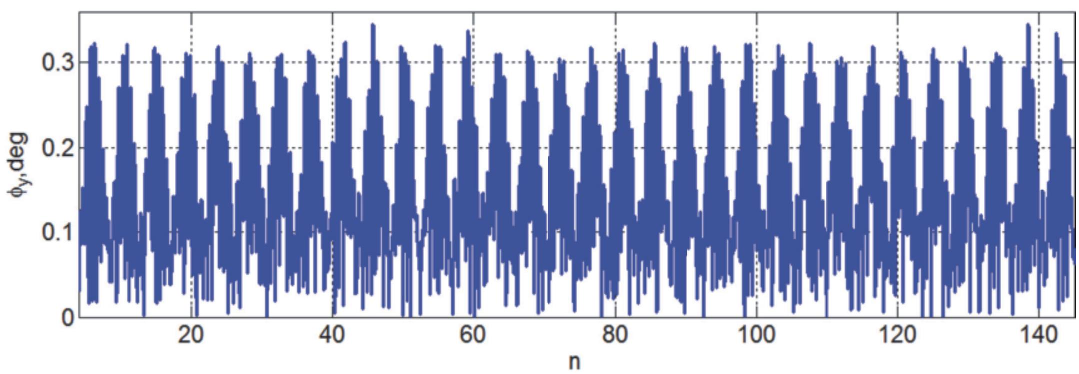

Рис. 8. Пространственный угол ϕ_y ориентации орта $\mathbf{b}_2$ относительно местной вертикали

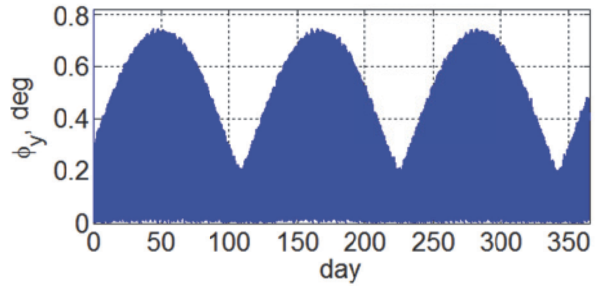

Рис. 9. Изменение угла ϕ_y в течение года

которому соответствует вектор $\mathbf{r}_{\mathrm{B_f}} = \{2.5, 0.45, 0\}$ м положения $\mathrm{B_f}$ точки B 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 B схвата из положения $\mathrm{B_f}$ в положение $\mathrm{B_z}$, когда

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

и вектор $\mathbf{r}_{\mathrm{B_f}} = \{2.5, 0, 0\}$ 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 B схвата от его положения $\mathrm{B_z}$ при развертывании манипулятора и подготовке 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 B 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 развертывании манипулятора.

6. АНАЛИЗ ДИНАМИКИ ЗАХВАТА ПАССИВНОГО СПУТНИКА

В момент времени $t_z = 1080$ с двигательная установка выключается. При параметрах сил $\mathrm{P_b^{fm}} = 20$ Н и моментов $\mathrm{M_b^{fm}} = 30$ Нм сухого трения в схвате робота получается весьма быстропротекающий динамический процесс сцепления точки B схвата с концевой точкой A 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

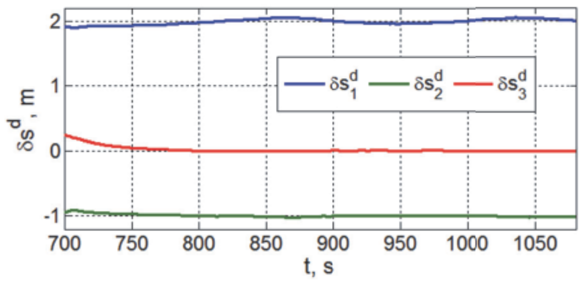

Рис. 10. Вариации координат точки D в ССК КРМ

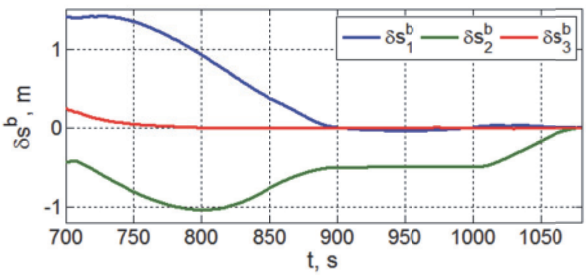

Рис. 11. Отклонения точки B от положения $\mathrm{B_z}$

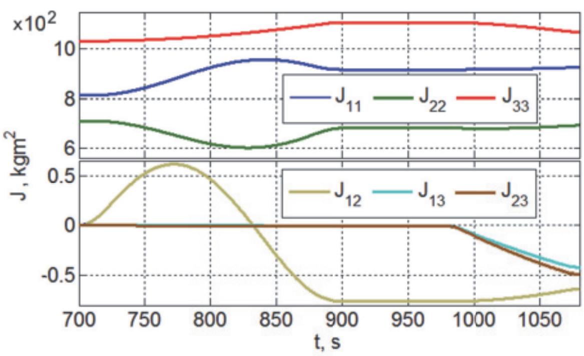

Рис. 12. Изменение тензора инерции КРМ

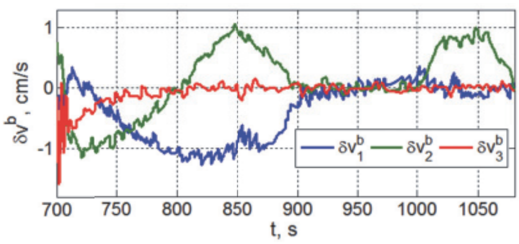

Рис. 14. Вариации вектора скорости точки B

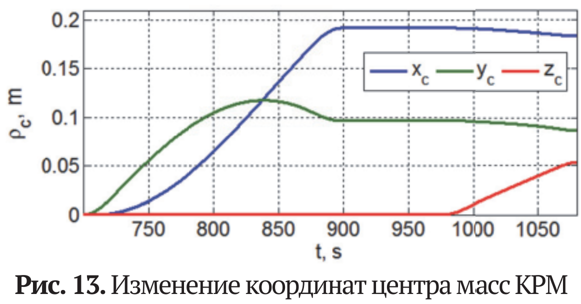

Рис. 13. Изменение координат центра масс КРМ

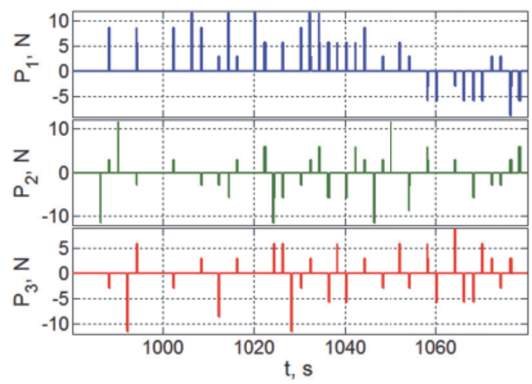

Рис. 15. Вектор тяги ДУ при подготовке к захвату

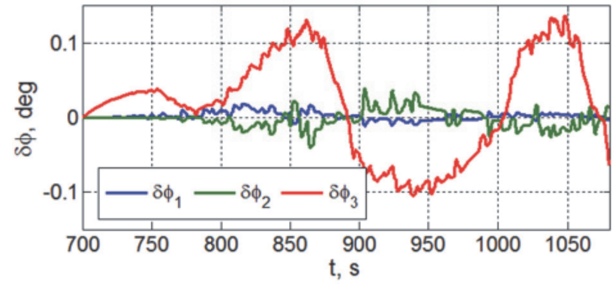

Рис. 16. Ошибки угловой стабилизации КРМ в ОСК

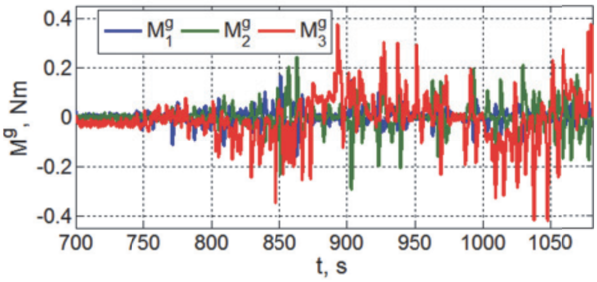

Рис. 17. Стабилизирующий момент СГК

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.

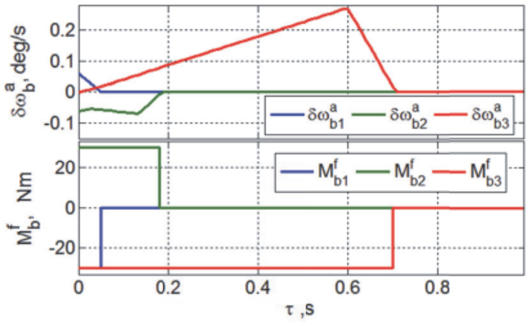

Рис. 18. Скорости и моменты сухого трения

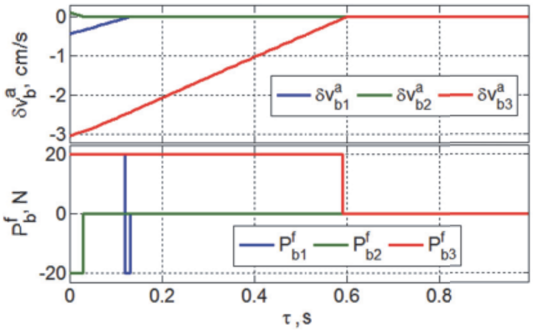

Рис. 19. Скорости и силы сухого трения

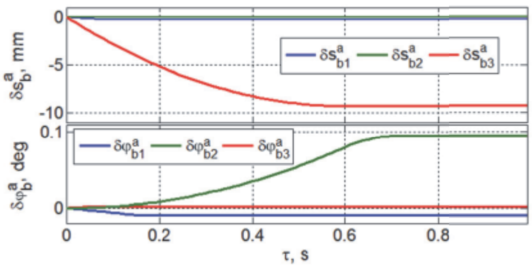

Рис. 20. Линейные и угловые перемещения «буя»

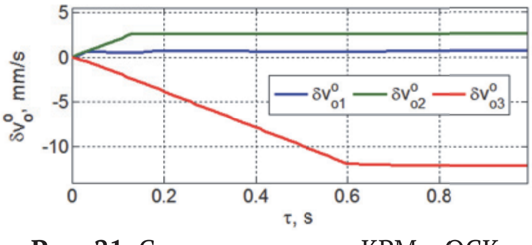

Рис. 21. Скорости полюса КРМ в ОСК

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

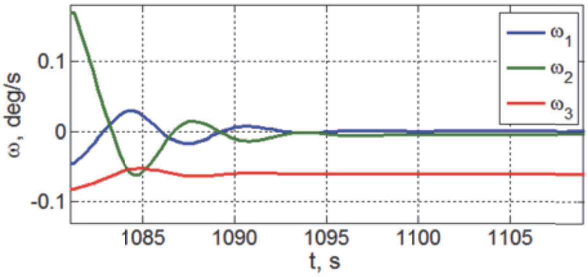

Рис. 22. Угловые скорости связки КРМ и ПКО

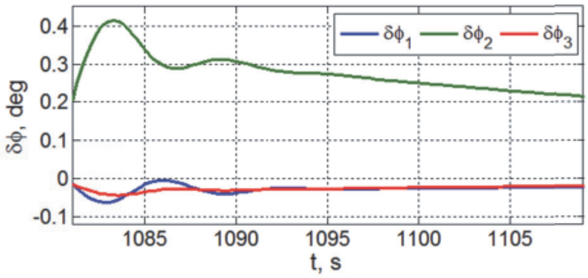

Рис. 23. Углы ориентации связки в ОСК

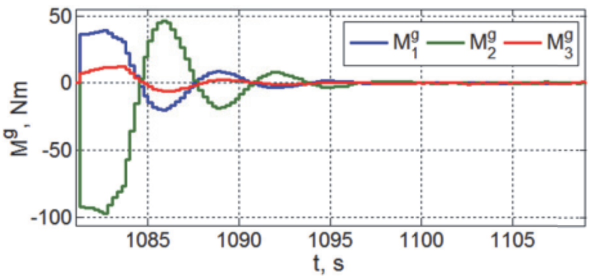

Рис. 24. Управляющий момент СГК

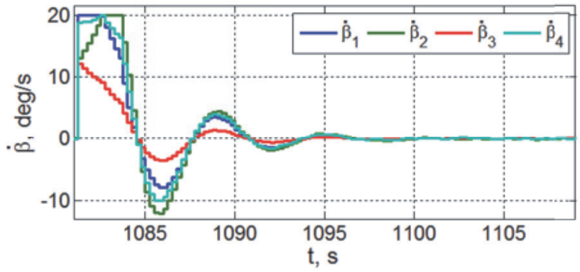

Рис. 25. Угловые скорости гиродинов

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. Проведе**н** анализ точности стабилизации КРМ при развертывании 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 управлением магнитным приводом в аварийном режиме ориентации информационного спутника на солнечно-синхронной орбите // 11 Российская мультиконфенция 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]

[1] Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences
[2] Samara 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.
DOI: 10.24411/1990-5378-2019-00041

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