

УДК 629.78 : 681.51

## УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ-МАНИПУЛЯТОРОМ ПРИ ВСТРЕЧЕ И МЕХАНИЧЕСКОМ ЗАХВАТЕ ПАССИВНОГО СПУТНИКА

© 2018 Е.И. Сомов<sup>1,2</sup>, С.А. Бутырин<sup>1,2</sup> С.Е. Сомов<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Самарский научный центр Российской академии наук

<sup>2</sup> Самарский государственный технический университет

Статья поступила в редакцию 10.12.2018

Представляются алгоритмы управления космического робота-манипулятора при сближении с пассивным спутником и его механическом захвате в условиях неопределенности и неполноты измерения, приводятся результаты компьютерной имитации.

*Ключевые слова:* космический робот-манипулятор, управление, пассивный спутник, захват.

*Работа поддержана РФФИ, грант 17-08-01708.*

### ВВЕДЕНИЕ

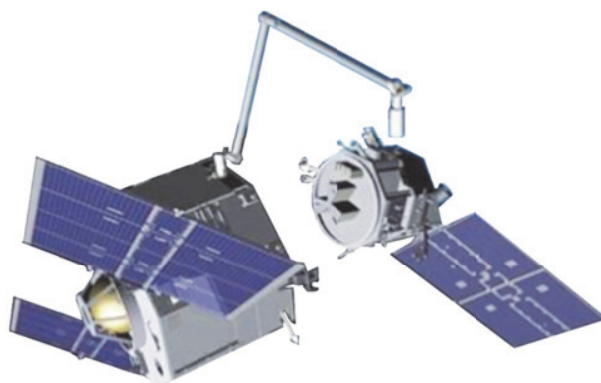
Разработка методов управления движением космических роботов-манипуляторов (КРМ), рис. 1, для механического захвата, транспортировки и сервисного обслуживания пассивных космических объектов (ПКО) в условиях неопределенности и неполноты измерения состояния является актуальной научной проблемой. Решение данной проблемы позволит на регулярной основе продлевать сроки активного существования информационных спутников с уникальными техническими характеристиками и перемещать такие ПКО для технологической модернизации на борту орбитальной станции либо в наземных условиях.

Здесь выделяются три ключевые задачи: 1) разработка методов прогнозирования параметров движения ПКО и их идентификации с помощью оптико-электронных камер и лазерных дальномеров КРМ; 2) разработка методов наведения и управления пространственным движением КРМ при сближении с ПКО и подготовке к его механическому захвату; 3) исследование нелинейной динамики механического сцепления КРМ с ПКО.

*Сомов Евгений Иванович, ведущий научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением» СамНЦ РАН; начальник отдела «Навигация, наведение и управление 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 «Моделирование систем управления» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail butyrinsa@mail.ru*

*Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s\_somov@mail.ru*



**Рис. 1.** КРМ готовится к захвату пассивного спутника

При орбитальном движении ПКО в околоземном пространстве весьма непросто решение указанных выше ключевых задач. При краткосрочном прогнозе движения ПКО на орбитах высотой более 700 км необходимо учитывать законы механики космического полета твердого тела в гравитационном поле Земли, Луны и Солнца.

Принимается, что при малой дальности КРМ до ПКО выполняется идентификация текущих параметров поступательного и вращательного движений ПКО относительно КРМ с помощью его бортовых оптико-электронных средств. Получаемая измерительная информация используется в законах наведения и управления пространственным движением КРМ при завершении сближения и сопровождения цели, а также при последующем механическом захвате пассивного спутника.

Цель статьи состоит в разработке методов наведения и управления свободнолетающим КРМ при его встрече с ПКО (целью), необходимой для оценки потребных ресурсов оборудования его системы управления движением (СУД).

Приводами СУД являются (i) двигательная установка (ДУ), которая имеет 8 реактивных

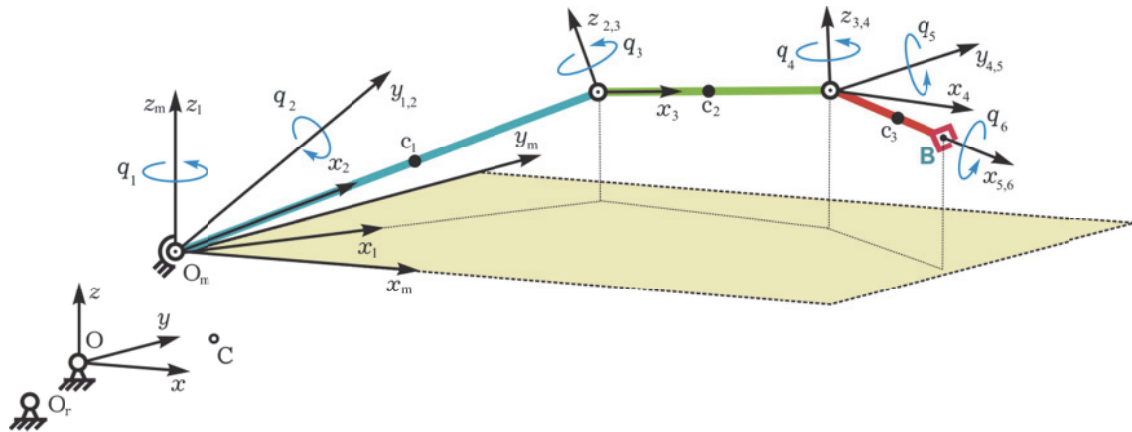


Рис. 2. Кинематическая схема космического робота-манипулятора

двигателей (РД) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги и позволяет одновременно создавать импульсы векторов тяги и момента произвольного направления в ССК; (ii) силовой гироскопический кластер (СГК) на основе 4 гироскопов (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.

### 1. МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В работе используется связанная с корпусом КРМ система координат  $Oxyz$  (рис. 2), которую обычно называют связанной системой координат (ССК), а также применяются стандартные обозначения  $col(\cdot) = \{\cdot\}$ ,  $line(\cdot) = [\cdot]$ ,  $(\cdot)^t$ ,  $[a \times]$  и  $\circ, \sim$  для векторов, матриц и кватернионов.

Для описания движения КРМ применяются: (i) экваториальная инерциальная системы координат (ИСК)  $I_{\oplus}$  с началом в центре Земли  $O_{\oplus}$ ; (ii) геодезическая Гринвичская система координат (ГСК); (iii) ССК  $\mathbf{B}$  ( $Oxyz$ ) КРМ с началом в фиксированном в его корпусе полюсе  $O$ ; (iv) орбитальная система координат (ОСК)  $O$  ( $Ox^o y^o z^o$ ) с ортами  $\mathbf{o}_1, \mathbf{o}_2, \mathbf{o}_3$ .

Ориентация ССК  $\mathbf{B}$  в ИСК  $I_{\oplus}$  определяется кватернионом  $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$ , где  $\lambda = \{\lambda_i\}$ , вектором параметров Эйлера  $\Lambda = \{\lambda_0, \lambda\}$ , который представляется в форме  $\Lambda = \{C_{\Phi/2}, \mathbf{e}_e S_{\Phi/2}\}$  с ортом  $\mathbf{e}_e$  мгновенной оси Эйлера и углом  $\Phi$  собственного поворота, вектором модифицированных параметров Родрига (МПР)  $\sigma = \{\sigma_i\} = \mathbf{e}_e \operatorname{tg}(\Phi/4)$ , который связан с  $\Lambda$  яв-

ными прямыми  $\sigma = \lambda / (1 + \lambda_0)$  и обратными  $\lambda_0 = (1 - \sigma^2) / (1 + \sigma^2)$ ,  $\lambda = 2\sigma / (1 + \sigma^2)$  соотношениями. Кинематические уравнения для вектора  $\mathbf{r}_o$ , кватерниона  $\Lambda$  и вектора МПР  $\sigma$  имеют вид

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

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

В ССК  $Oxyz$  с фиксированным в его корпусе полюсом  $O$  (рис. 2) положение центра масс  $C$  КРМ (робот и манипулятор суммарной массы  $m = m_r + \sum m_i$ ) определяется вектором  $\rho_c = \{x_c, y_c, z_c\}$  по соотношению  $m\rho_c \equiv \mathbf{L} = m_r\rho_r + \sum m_i\rho_i$ . Здесь введен вектор статического момента  $\mathbf{L}$ , фиксированный в ССК вектор  $\rho_r$  представляет положение центра масс  $O_r$  робота, векторы  $\rho_i, i = 1 \div 3$  определяют положения центров масс  $c_i$  (см. рис. 2) 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 [1]. При векторе  $\mathbf{v}_o$  скорости полюса  $O$  поступательное движение центра инерции  $C$  системы твердых тел в ССК описывается векторным уравнением

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

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

$$\rho_i^{**} = \sum_s ((\partial \rho_i / \partial q_s) \ddot{q}_s + \sum_k (\partial^2 \rho_i / \partial q_k \partial q_s) \dot{q}_k \dot{q}_s),$$

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

Введем постоянные тензоры инерции робота  $\mathbf{J}_r^o$  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  $\mathbf{J} \equiv \|\mathbf{J}_{ij}\| = \mathbf{J}_r^o + \Sigma \mathbf{J}_i$ , где  $\mathbf{J}_i = \mathbf{J}_i^o + m_i(\mathbf{E}\rho_i^t\rho_i - \rho_i\rho_i^t)$  и  $\mathbf{E}$  является единичным тензором. Через  $\omega_i$  обозначим вектор угловой скорости  $i$ -го звена манипулятора в ССК. Производная этого вектора по времени имеет вид  $\dot{\omega}_i = \omega_i^* + \omega \times \omega_i$ .

В ССК  $Oxyz$  с полюсом  $O$  вращательное движение системы твердых тел описывается векторным уравнением

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

где

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

векторы  $-\mathbf{H}^* = \mathbf{M}^g$  и  $\mathbf{M}^e$  представляют управляющие моменты СГК с вектором кинетического момента (КМ)  $\mathbf{H}$  и двигательной установки на основе 8 реактивных двигателей, а вектор  $\mathbf{M}^g$  – 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. 2. Положения  $\rho_i$  центров масс звеньев, их линейные  $\rho_i^*$  и угловые  $\omega_i$  скорости, а также ускорения  $\rho_i^{**}$  и  $\dot{\omega}_i$ , являются функциями угловых координат  $q_s$  и их производных по времени. Поэтому тензор инерции КРМ  $\mathbf{J}$  в полюсе  $O$  и вектор его статического момента  $\mathbf{L}$  зависят от компонентов столбца  $\mathbf{q}$ .

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 принято, что по всем степеням подвижности манипулятора применяются точные редукторные приводы с самоторможением и высокочастотным цифровым управлением. Это позволяет приближенно считать угловые координаты  $q_s$  в (2) и (4) непрерывными 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  $\mathbf{q} = \mathbf{q}_o \equiv \{\pi, 0, -\pi, 0, 0, 0\}$  и КРМ считается единым твердым телом, полюс  $O$  совпадает с его центром масс и вектор статиче-

ского момента  $\mathbf{L} = \mathbf{0}$ . Математическая модель динамики КРМ при таком положении манипулятора следует из (2), (3) и представляется в виде

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

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

где вектор  $\mathbf{v}_r \equiv \mathbf{v}_o$  (нижний индекс  $r, robot$ ) скорости его поступательного движения и вектор  $\mathbf{G} = \mathbf{J}\omega + \mathbf{H}$ . Расположение КРМ определяется вектором  $\mathbf{r}_r \equiv \mathbf{r}_o$  и уравнением  $\mathbf{r}_r^* + \omega \times \mathbf{r}_r = \mathbf{v}_r$ . Векторы  $\mathbf{r}_t$  и  $\mathbf{v}_t$  (нижний индекс  $t, target$ ) представляют положение ПКО и скорость его поступательного движения. Модель движения пассивного спутника имеет аналогичный вид, но при отсутствии управляющих сил и моментов ( $\mathbf{P}^e = \mathbf{M}^g = \mathbf{M}^e \equiv \mathbf{0}$ ) и значением  $\mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$ . 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. 3 приведена схема ДУ на основе 8 РД. Положение ортов  $\mathbf{e}_p$ ,  $p = 1 \div 8$  осей сопел реактивных двигателей в ССК определяется углами  $\alpha^e$  и  $\beta^e$ , векторы  $\rho_p$ ,  $p = 1 \div 8$  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

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

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

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

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

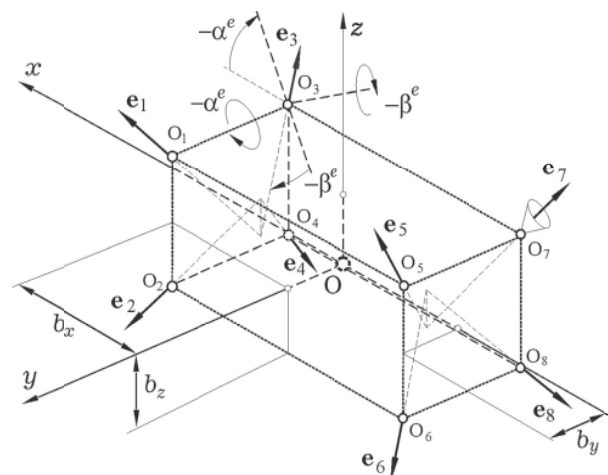


Рис. 3. Схема ДУ на основе 8 РД



$t_r = rT_u^e$ ,  $t_{r+1} = t_r + T_u^e$ ;  $r \in N_0 \equiv [0, 1, 2, 3, \dots]$ , 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  $\mathbf{M}^e = \sum [\mathbf{p}_p \times] \mathbf{p}_p(t)$ .

Для управления ориентацией робота применяется СГК четырех гироудинов (ГД). На рис. 4 представлена каноническая схема 2-SPE, состоящая из двух пар ГД с ортами векторов кинетических моментов (КМ)  $\mathbf{h}_p$  ( $\beta_p$ ),  $p = 1 \div 4$ , а также область вариации суммарного нормированного вектора КМ этого кластера  $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \sum \mathbf{h}_p(\beta_p)$ , где столбец  $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ , и ее проекции на плоскости гироскопического базиса  $Ox_c^g y_c^g z_c^g$ .

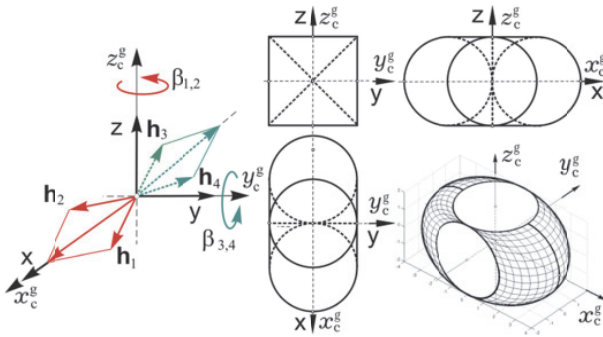


Рис. 4. Схема СГК и область вариации его КМ

Все внутренние сингулярные состояния схемы 2-SPE являются проходимыми, применяемый явный аналитический закон настройки СГК (распределения трехмерного вектора его управляющего момента  $\mathbf{M}^g = \{M_i^g\}$  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  $\mathbf{u}_k^g(t) = \{u_{pk}^g(t)\}$  с периодом  $T_u$ , где  $u_{pk}^g(t) = u_{pk}^g \forall t \in [t_k, t_{k+1})$ ,  $t_{k+1} = t_k + T_u$  и  $k \in N_0$ , 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  $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$ .

Измерение позиционных кинематических параметров пространственного движения КРМ ( $\mathbf{r}_o, \Lambda$ ) выполняется БИНС, которая корректируется сигналами от навигационных спутников GPS/ГЛОНАСС и звёздных датчиков. В системе управления КРМ используются датчики угловых скоростей его корпуса, датчики углового положения четырех гироудинов в составе СГК и всех трех звеньев манипулятора. Когда дальность становится менее 10 м, измеряются позицион-

ные кинематические параметры движения цели относительно КРМ с применением его бортовых оптико-электронных камер наблюдения и лазерных дальномеров.

Выполнен анализ возможных угловых движений ПКО на солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой 720 км с наклоном 98.2695 град и долготой восходящего узла 51 град при воздействии гравитационного момента с учетом восьми гармоник геопотенциала Земли, а также гравитационного влияния Солнца и Луны. Пассивный спутник перемещается с орбитальной скоростью 0.0605 град/с по ССО, которая прецессирует по долготе восходящего узла со скоростью 0/9889 град/сутки. В [2] исследован аварийный режим СУД спутника на ССО с наведением орта к плоскости панелей солнечных батарей 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).

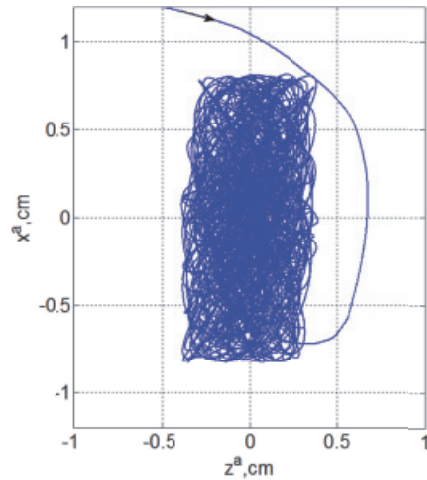


Рис. 5. Линейные перемещения точки А

Будем считать, что при поступлении команды на длительную консервацию КА из его конструкции выдвигается спасительный «буй» в виде жесткого стержня с наконечником (для последующего его захвата КРМ) и спутник переходит в режим пассивной гравитационной стабилизации. Здесь выполняются следующие этапы: (i) КА переводится в орбитальную ориентацию при цифровом управлении МП, (ii) с достижением требуемой точности стабилизации КА в ОСК (с пространственной «амплитудой» менее 0.3 град) СУД выключается и спутник превращается в ПКО. Гравитационное влияние Луны и Солнца обуславливает модуляцию «амплитуды»

пространственных колебаний ПКО с месячным и годовым периодами, а усреднённая скорость изменения такой «амплитуды» по модулю не превышает 0.015 град/сут. Выполнен расчёт линейных скоростей и перемещений точки А спасательного «буя», которая определена в ССК ПКО столбцом  $\mathbf{r}^a = \{0, 1, 0.5\}$  м. На рис. 5 приведены линейные перемещения этой точки в горизонтальной плоскости ОСК начиная с середины четвертого витка полёта при отсчете времени от момента поступления команды на длительную консервацию КА.

В статье решаются задачи (i) разработки стратегии наведения и управления КРМ с использованием информации от БИНС и бортовых средств наблюдения; (ii) синтеза законов управления движением КРМ при его сближении с целью при заданной дальности 3 м; (iii) стабилизации достигнутого положения КРМ относительно подвижного ПКО, развёртывания манипулятора в заданное положение и последующей стабилизации КРМ относительно пассивного спутника с точностью 0.1 м; (iv) анализа динамики механического захвата роботом пассивного спутника в конечной точке А его спасательного «буя».

Для анализа динамики пространственного сцепления КРМ с ПКО в общем случае необходимо ввести шесть дополнительных координат, представляющих перемещение «буя» в схвате манипулятора. В данной работе рассматривается плоский вариант такого анализа, где используются координаты  $q_7 = \delta x$ ,  $q_8 = \delta y$  (поступательное проскальзывание точки А «буя» по направлениям двух осей схвата) и  $q_9 = \delta \varphi$  (проворачивание «буя»), которые составляют вектор состояния  $\mathbf{q}^d = \{q_1^d, q_2^d, q_3^d\} \equiv \{q_7, q_8, q_9\}$  сцепления в схвате. Соответствующие обобщенные силы принимаются в виде двух сил и крутящего момента сухого трения  $Q_1^d \equiv P_{\delta x}^f = -P_{\delta x}^{fn} \text{sign}(\delta x)$ ,  $Q_2^d \equiv P_{\delta y}^f = -P_{\delta y}^{fn} \text{sign}(\delta y)$ ,  $Q_3^d \equiv M_{\delta \varphi}^f = -M_{\delta \varphi}^{fm} \text{sign}(\delta \varphi)$ , где  $P_{\delta x}^{fn} = P_{\delta y}^{fn}$  и  $M_{\delta \varphi}^{fm}$  являются заданными постоянными значениями.

## 2. СТРАТЕГИЯ УПРАВЛЕНИЯ

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  $\boldsymbol{\sigma}(t)$  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 перемещения КРМ. Этот закон на-

ведения реализуется двигательной установкой и SGK по отфильтрованным сигналам БИНС. При дальности менее 10 м на сегментах орбиты, освещенных Солнцем, выполняется идентификация кинематических параметров пространственного движения ПКО на основе информации от оптико-электронных наблюдательных средств КРМ. Здесь формируется стереоскопическое изображение перемещений бортовой 3D-модели ПКО и с применением сигналов видео камер и лазерных дальномеров заданное значение дальности (3 м) обеспечивается широтно-импульсным управлением ДУ совместно с цифровым управлением SGK в режиме слежения за подвижным пассивным спутником.

Этап подготовки КРМ к захвату пассивного спутника состоит в развёртывании манипулятора на заданном интервале  $t \in [t_i^m, t_f^m]$  в заданное положение и стабилизации КРМ относительно подвижного пассивного спутника на заданной дальности.

Завершающий этап захвата пассивного спутника состоит в механическом сцеплении точки А «буя» ПКО и точки В схвата, см. рис. 2.

## 3. ДИСКРЕТНЫЕ АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Орты  $\mathbf{r}_p$  векторов  $\boldsymbol{\rho}_p$  вычисляются как  $\mathbf{r}_p = \boldsymbol{\rho}_p / \rho$ , где скаляр  $\rho = (b_x^2 + b_y^2 + b_z^2)^{1/2}$  является единым модулем точек  $O_p$  приложения векторов тяги РД в ССК, см. рис. 3.

При обозначениях  $\boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\}$ ;

$$\tilde{\mathbf{p}}(t) = \mathbf{P}^e(t) / \mathbf{P}^m; \quad \tilde{\mathbf{m}}(t) = \mathbf{M}^e(t) / (\mathbf{P}^m \boldsymbol{\rho});$$

$$\mathbf{D}^e = \{[\mathbf{e}_p], [\mathbf{r}_p \times \mathbf{e}_p]\}, \quad \mathbf{t}^p = \{\tilde{\mathbf{p}}^p, \tilde{\mathbf{m}}^p\},$$

где векторы  $\tilde{\mathbf{p}}^p$  и  $\tilde{\mathbf{m}}^p$  представляют импульсы нормированных векторов сил  $\tilde{\mathbf{p}}(t)$  и моментов  $\tilde{\mathbf{m}}(t)$  ДУ, заданные в ССК, главная проблема заключается в решении векторного уравнения  $\mathbf{D}^e \boldsymbol{\tau}_r = \mathbf{t}_r^p$ ,  $\boldsymbol{\tau}_r \in R_+^8$ ,  $\mathbf{t}_r^p \in R^6$  при условии  $0 \leq \tau_{pr} \leq T_u^e \quad \forall p = 1 \div 8$  относительно компонентов столбца  $\boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\}$ , когда матрица  $\mathbf{D}^e$  и столбец  $\mathbf{t}_r^p \in R^6$  заданы.

При псевдообратной матрице  $(\mathbf{D}^e)^\# \equiv (\mathbf{D}^e)^t (\mathbf{D}^e (\mathbf{D}^e)^t)^{-1}$  разработанный закон распределения длительностей  $\tau_{pr}$  при ШИМ тяги всех восьми РД с периодом  $T_u^e$  имеет простую алгоритмическую форму

$$\hat{\boldsymbol{\tau}}_r \equiv \{\hat{\tau}_{pr}\} = (\mathbf{D}^e)^\# \mathbf{t}_r^p; \quad \tilde{\tau}_{pr} =: \hat{\tau}_{pr} - \min(\hat{\tau}_{pr});$$

$$\text{if } q \equiv \max(\tilde{\tau}_{pr}) > T_u^e \text{ then } \tau_{pr} = \tilde{\tau}_{pr} - T_u^e \tilde{\tau}_{pr} / q, \quad (6)$$

далее векторы тяги  $\mathbf{P}^e$  и момента  $\mathbf{M}^e$  определяются как  $\mathbf{P}^e(t) = \mathbf{P}^m \tilde{\mathbf{p}}(t)$ ,  $\mathbf{M}^e(t) = \mathbf{P}^m \boldsymbol{\rho} \tilde{\mathbf{m}}(t)$ .

Применяемые алгоритмы цифрового управления избыточным SGK с явным распределением требуемого управляющего момента между

гиродинами подробно представлены в [3,4].

Пусть задан закон наведения КРМ  $\Lambda^p(t), \omega^p(t), \dot{\omega}^p(t) = \epsilon^p(t)$  в угловом движении. Кватерниону погрешности  $\mathbf{A} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$  с вектором  $\mathbf{e} = \{e_i\}$  соответствует вектор параметров Эйлера  $\mathbf{E} = \{e_0, \mathbf{e}\}$ , матрица погрешности  $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$ ,  $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$ , и вектор ошибки ориентации  $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} = 2e_0 \mathbf{e}$ . После дискретной фильтрации измеренных с периодом  $T_q$  значений вектора углового рассогласования  $\epsilon_i^a \equiv -\delta\phi_i$ ,  $l \in N_0$  формируются значения вектора  $\epsilon_k^{af}$ ,  $k \in N_0$ , которые применяются в алгоритме управления СГК с периодом  $T_u$  в виде

$$\mathbf{g}_{k+1}^a = \mathbf{B}^a \mathbf{g}_k^a + \mathbf{C}^a \epsilon_k^{af}; \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}^a \mathbf{g}_k^a + \mathbf{P}^a \epsilon_k^{af}; \mathbf{M}_k^g = \omega_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \epsilon_k^p + [\mathbf{C}_k^e \omega_k^p \times] \omega_k + \tilde{\mathbf{m}}_k). \quad (7)$$

Здесь матрица  $\mathbf{C}_k^e = \mathbf{C}^e(\mathbf{E}_k)$ , вектор  $\mathbf{G}_k = \mathbf{J}\omega_k + \mathbf{H}_k$  и используются постоянные диагональные матрицы  $\mathbf{K}^a$ ,  $\mathbf{B}^a$ ,  $\mathbf{C}^a$  и  $\mathbf{P}^a$ . Далее вектор  $\mathbf{M}_k^g$  с помощью явного закона распределения команд между четырьмя ГД «пересчитывается» в столбец  $\mathbf{u}_k^g = \{u_{pk}^g\}$  командных сигналов управления гиродинами, которые фиксируются на полуинтервалах цифрового управления СГК с периодом  $T_u$  для формирования его управляющего момента  $\mathbf{M}_k^g(t)$  по соотношениям (5).

При законе наведения  $\mathbf{r}_o^p(t), \mathbf{v}_o^p(t), \mathbf{w}_o^p(t)$  в поступательном движении КРМ выполняется фильтрация измеренных с периодом  $T_p$  значений вектора рассогласования  $\epsilon_s^o = (\mathbf{r}_{os}^p - \mathbf{r}_{os})$ ,  $s \in N_0$  и с периодом  $T_u^e$  формируются значения вектора  $\epsilon_r^{of}$ ,  $r \in N_0$ , которые применяются в алгоритме широтно-импульсного управления вектором  $\mathbf{P}$  тяги двигательной установки

$$\mathbf{g}_{r+1}^o = \mathbf{B}^o \mathbf{g}_r^o + \mathbf{C}^o \epsilon_r^{of}; \tilde{\mathbf{w}}_r = \mathbf{K}^o \mathbf{g}_r^o + \mathbf{P}^o \epsilon_r^{of}; \mathbf{P}_r = \{\mathbf{P}_{ir}\} \equiv \mathbf{P}_r^e = \mathbf{m}(\mathbf{w}_r^p + \tilde{\mathbf{w}}_r). \quad (8)$$

Структура этого алгоритма аналогична (7), здесь также применяются постоянные диагональные матрицы  $\mathbf{K}^o$ ,  $\mathbf{B}^o$ ,  $\mathbf{C}^o$  и  $\mathbf{P}^o$ , но алгоритмы расчета их параметров отличаются от методик синтеза параметров матриц  $\mathbf{K}^a$ ,  $\mathbf{B}^a$ ,  $\mathbf{C}^a$  и  $\mathbf{P}^a$  в цифровом законе управления СГК (7). Далее командный вектор  $\mathbf{P}_k$  тяги двигательной установки распределяется между 8 РД по соотношениям (6) при их широтно-импульсном управлении с периодом  $T_u^e$ .

При дальности 10 м СУД робота-манипулятора переходит в режим слежения за подвижным пассивным спутником с применением оптико-электронных камер и лазерных дальномеров.

При этом формируются векторы углового  $\epsilon_k^{af}$  и позиционного  $\epsilon_r^{of}$  рассогласований, применяются дискретные алгоритмы управления СГК (7) при  $\omega^p(t) = \mathbf{0}$ ,  $\epsilon^p(t) = \mathbf{0}$  и двигательной установкой (8) при  $\mathbf{v}_o^p = \mathbf{0}$ ,  $\mathbf{w}_o^p = \mathbf{0}$ .

#### 4. РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЬЮТЕРНОЙ ИМИТАЦИИ

Имитация работы СУД выполнена при сближении КРМ с пассивным спутником массой 6500 кг на указанной солнечно-синхронной орбите высотой 720 км. Масса корпуса робота  $m_r = 900$  кг, масса манипулятора составляет 100 кг, масса КРМ  $m = 1000$  кг. Тензор инерции корпуса робота в его центре масс  $O_r$  имеет значение  $\mathbf{J}_r = \text{diag}\{812, 567, 910\}$  кгм<sup>2</sup>. Точка  $O_m$  (см. рис. 2) крепления манипулятора в корпусе робота определена вектором  $\rho_m = \{1, 0.5, 0\}$  м. Полус  $O$  назначен при парковом положении манипулятора, когда столбец координат его звеньев  $\mathbf{q}(t_0) = \mathbf{q}_0 = \{\pi, -\pi, 0\}$ . Применялись значения собственного КМ каждого гиродина  $h_g = 30$  Нмс и периода цифрового управления СГК  $T_u = 0.25$  с.

Максимальные значения сил и момента сухого трения при сцеплении схвата с точкой А «буя» ПКО:  $P_{\delta x}^{fm} = P_{\delta y}^{fm} = 20$  Н и  $M_{\delta \phi}^{fm} = 10$  Н м. Для исключения вычислительного «дребезга» при компьютерной имитации соответствующая обобщенная сила обнуляется, когда скорость  $\dot{q}_i^d$  по модулю становится меньше порогового значения.

Используемая временная последовательность работы системы управления КРМ такова:

(i)  $t \in [t_0, t_1] \equiv [0, 500]$  с – при номинальной тяге  $P^m = 50$  Н каждого РД и периоде её ШИМ  $T_u^e = 4$  с выполняется сближение КРМ с целью от дальности  $\Delta r_0 = |\Delta \mathbf{r}(t_0)| = 500$  м до дальности  $\Delta r_1 = |\Delta \mathbf{r}(t_1)| = 10$  м,

(ii)  $t \in [t_1, t_i^m] \equiv [500, 700]$  с – при номинальной тяге  $P^m = 10$  Н каждого РД и периоде её ШИМ  $T_u^e = 2$  с КРМ сближается с пассивным спутником до дальности 3 м;

(iii)  $t \in [t_i^m, t_f^m] \equiv [700, 900]$  с – стабилизация положения корпуса КРМ при дальности 3 м от цели с одновременным развертыванием механической цепи манипулятора из исходного состояния  $\mathbf{q}_i \equiv \mathbf{q}(t_i^m) = \mathbf{q}_0$ ,  $\dot{\mathbf{q}}_i = \mathbf{0}$  в положение  $\mathbf{q}_f \equiv \mathbf{q}(t_f^m) = \{\pi/2, -\pi/6, -\pi/4, -\pi/4, \pi/2, 0\}$ ;

(iv) в момент времени  $t = t_f^m = 900$  с управление ДУ прекращается и происходит неупругий ударный контакт точки А «буя» и точки В схвата, см. рис. 2.

(v)  $\forall t \in (900, 1200]$  с при удерживании



«буя» в схвате манипулятора выполняется угловая стабилизация созданной связки КРМ и ПКО в ИСК  $I_{\oplus}$  с помощью СГК.

В наших статьях [5] - [7] исследованы этапы (i) - (iii), связанные с наведением и управлением пространственным движением КРМ при сближении и подготовке к механическому захвату пассивного спутника. Рис. 6 и 7 представляют работу РД и ДУ с широтно-импульсным управлением при начале выполнения этапа (ii) для  $t \in [t_1, t_i^m] \equiv [500, 700]$  с, когда КРМ начинает сближаться с пассивным спутником до дальности 3 м. Рис. 8 и 9 представляют изменения координат центра масс и компонентов тензора инерции КРМ относительно полюса  $O$  при выполнении этапа (iii) для  $t \in [t_i^m, t_f^m] \equiv [700, 900]$  с – при стабилизации положения корпуса КРМ на дальности 3 м от цели с одновременным разворачиванием механической цепи манипулятора, а рис. 10 – погрешности стабилизации дальности КРМ до цели при развернутом манипуляторе. При получении этих результатов считалось, что в момент времени  $t = t_f^m = 900$  с

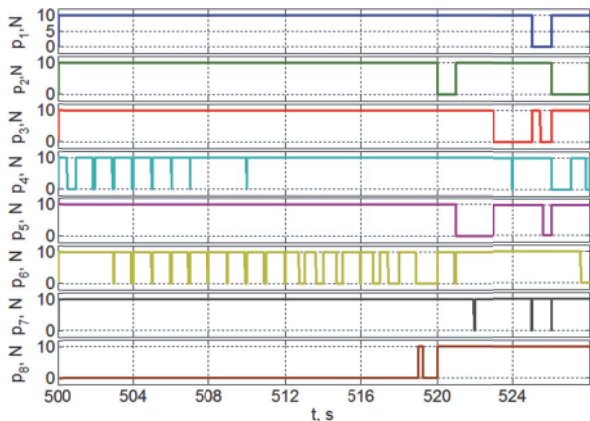


Рис. 6. Тяги восьми реактивных двигателей

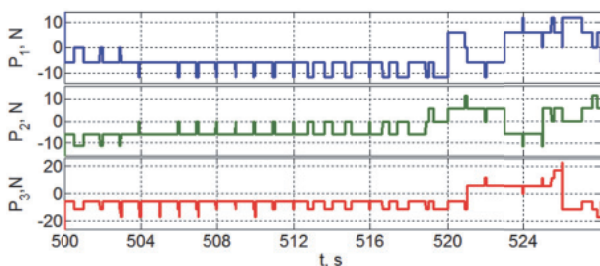


Рис. 7. Компоненты вектора тяги ДДУ

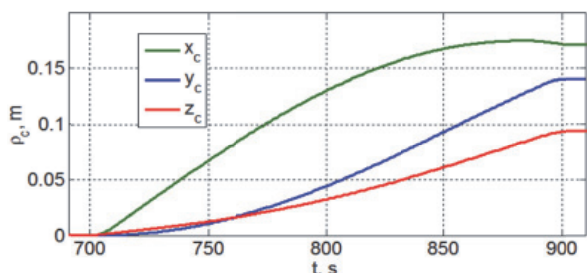


Рис. 8. Изменение положения центра масс КРМ

не выполняется этап (iv), связанный с ударным сцеплением КРМ с пассивным спутником.

Динамические процессы при плоском ударном сцеплении КРМ с ПКО длительностью  $\approx 0.35$  с по координатам проскальзывания ( $\delta x, \delta y$ ) и прокручивания ( $\delta \varphi$ ) «буя» в схвате представлены на рис. 11, а изменения сил  $P_{\delta x}^f, P_{\delta y}^f$  и момента  $M_{\delta \varphi}^f$  сухого трения по этим координатам приведены на рис. 12.

На рис. 13 и 14 приведены скорости поступательного ( $v_x$  и  $v_y$ ) и вращательного ( $\omega = \omega_z$ ) перемещений корпуса КРМ в плоскости  $xOy$  ССК, а также управляющий момент СГК  $M^g = M_z^g$  на интервале времени  $t \in [700, 1000]$  с.

Полученные результаты позволили выявить основные закономерности при разворачивании звеньев манипулятора и его сцеплении с пассивным спутником, а также обосновать стратегию применения исполнительных органов и основные параметры алгоритмов в контурах как управления пространственным движением робота, так и управления его бортовым манипулятором.

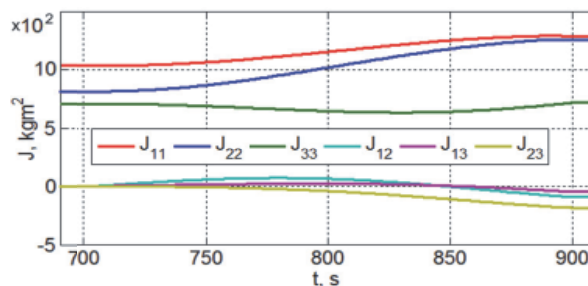


Рис. 9. Изменение тензора инерции КРМ

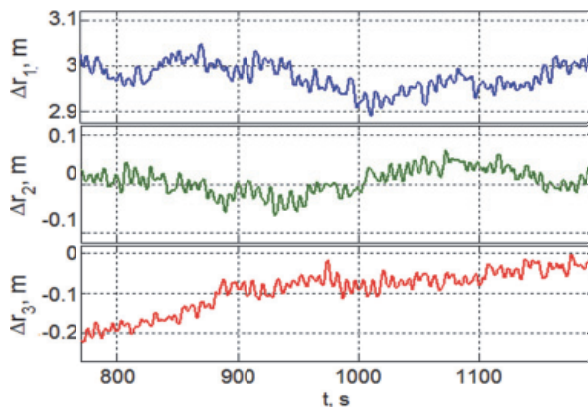


Рис. 10. Дальность до цели при стабилизации

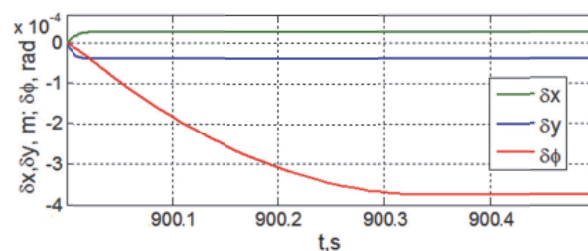


Рис. 11. Перемещения «буя» в схвате при сцеплении

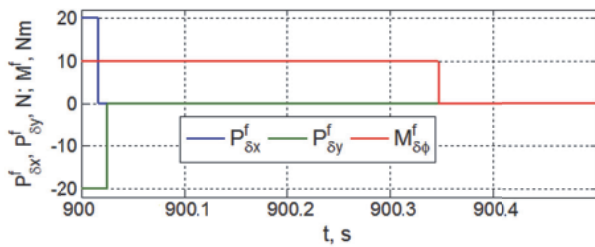


Рис. 12. Изменения сил и момента сухого трения в схвате при сцеплении

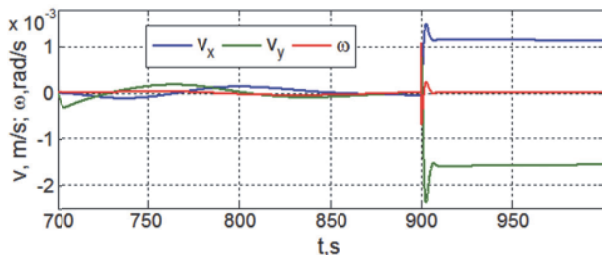


Рис. 13. Скорости перемещения корпуса КРМ

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены методы моделирования пространственного движения космического робота-манипулятора как управляемой механической системы в виде открытой цепи взаимосвязанных твёрдых тел, методы управления движением такого робота и результаты исследования нелинейной динамики его механического сцепления с пассивным космическим объектом. Установлена рациональность отключения двигательной установки на интервале времени длительностью до 30 секунд, когда выполняются механический захват пассивного спутника и успокоение углового движения жёсткой механической связки двух космических объектов. Это объясняется возникновением большого значения вектора, определяющего расположение центра масс механической связки объектов относительно точки, в которой прикладывается суммарный вектор тяги двигательной установки.

### CONTROL OF A SPACE ROBOT-MANIPULATOR AT RENDEZVOUS AND MECHANICAL CAPTURING A PASSIVE SATELLITE

© 2018 Ye.I. Somov<sup>1,2</sup>, S.A. Butyrin<sup>1,2</sup>, S.E. Somov<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences

<sup>2</sup> Samara State Technical University

Algorithms for control of a space robot-manipulator during its approaching and mechanical capturing a passive satellite in the conditions of uncertainty and incompleteness of measurement are presented, results of computer simulation are given.

**Keywords:** space robot-manipulator, control, passive satellite, 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

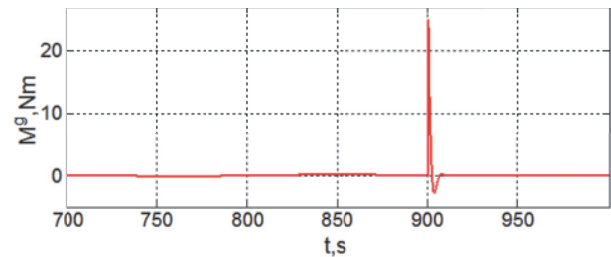


Рис. 14. Управляющий момент СГК

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Физматлит. 1961. 824 с.
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». Санкт - Петербург. 2018. С. 221-229.
3. Somov Ye.I., Butyrin S.A., Sorokin A.V., Platonov V.N. Steering the spacecraft control moment gyroscope clusters // Proceedings of 10th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2003. P. 403-419.
4. Сомов Е.И. Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гироскопических схем // Гироскопия и навигация. 2013. № 1(80). С. 134-148.
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. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Guidance and control of a free-flying robot at rendezvous with noncooperative space vehicle // Proceedings of 5th IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace. Rome. 2018. P. 161-165.
7. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Наведение и управление пространственным движением космического робота при сближении и подготовке к механическому захвату пассивного спутника // 11 Российская мультиконференция по проблемам управления. Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах». Санкт - Петербург. 2018. С. 230-239.