УДК 629.78 : 681.51

НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ СВОБОДНОЛЕТАЮЩИМ РОБОТОМ ПРИ ЗАВЕРШЕНИИ СБЛИЖЕНИЯ С ПАССИВНЫМ ОБЪЕКТОМ В ДАЛЬНЕМ КОСМОСЕ

© 2017 Е.И. Сомов, С.А. Бутырин

Самарский научный центр Российской академии наук

Статья поступила в редакцию 31.08.2017

Рассматривается задача пространственного наведения и управления космическим роботом-манипулятором при завершении его сближения с пассивным объектом в дальнем космосе. Представляются результаты компьютерной имитации и оценки потребных характеристик системы управления для прецизионной стабилизации движения свободнолетающего робота.
Ключевые слова: космический робот-манипулятор, сближение с целью, наведение, управление.

Работа поддержана РФФИ (гранты 17-08-01708, 17-48-630637) и отделением ЭММПУ РАН (программа фундаментальных исследований № 13)

ВВЕДЕНИЕ

Разработка методов управления движением космических роботов-манипуляторов (КРМ), рис. 1, для механического захвата, транспортировки и сервисного обслуживания орбитальных 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 при необходимости перемещать такие спутники для технологической модернизации на борту орбитальной станции либо в наземных условиях. Здесь выделяются три ключевые задачи: 1) разработка бесконтактных методов идентификации кинематических параметров движения ПКО с помощью оптико-электронных камер и лазерных дальномеров КРМ; 2) разработка методов наведения и управления пространственным движением КРМ при завершении его сближения с ПКО; 3) подготовка к механическому захвату и исследование нелинейной динамики механического сцепления ПКО с КРМ. В обзорных статьях [1, 2] авторы провели анализ 55 научных работ и выделили проблемы теории систем управления движением свободнолетающих КМР. В статье [3] выполнен аналитический обор современных методов и технологий, связанных с кинематикой, динамикой, управлением и анализом возможностей КРМ для пилотируемых и беспилотных орбитальных миссий обслуживания. В этой статье выполнен анализ 370 публикаций по указанной тематике и кратко представлен предложенный в монографии [4] многоэтапный процесс захвата и транспортировки цели (target).

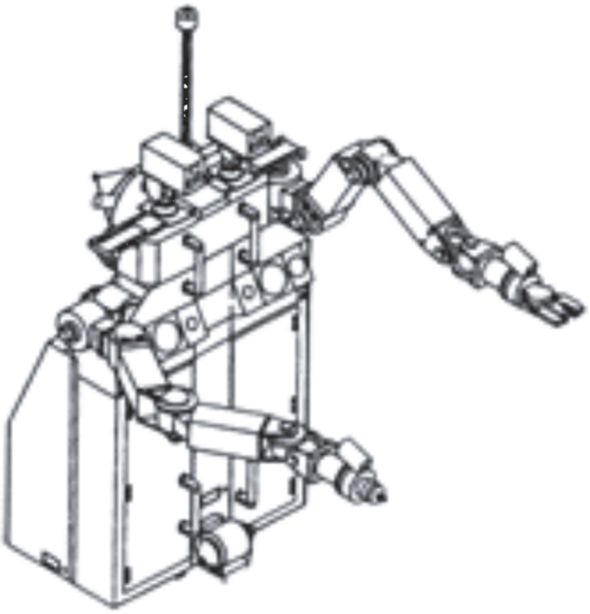

Рис. 1. Космический робот-манипулятор

При орбитальном движении ПКО в околоземном пространстве весьма непросто решение первых двух из указанных выше ключевых задач. Здесь идентификация кинематических параметров движения ПКО выполняется на основе информации, накопленной при последовательных наблюдениях за его движением с помощью бортовых оптико-электронных средств КРМ с различными ракурсами, и с учетом законов механики космического полета твердого тела в гравитационном поле Земли, Луны и Солнца, а также влияния сил солнечного давления, определяется положение центра масс ПКО, оценива-

Сомов Евгений Иванович, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник отдела «Динамика и управления движением». E-mail: e_somov@mail.ru
Бутырин Сергей Анфимович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела «Динамика и управления движением». E-mail: butyrinsa@mail.ru

ются изменения углового положения и векторов скорости его поступательного и вращательного движений. Полученная в результате информация используется при синтезе закона наведения и формировании управления пространственным движением КРМ при завершении его сближения с целью. Целью данной статьи является разработка стратегии наведения и управления КРМ, а также оценка потребных ресурсов исполнительных органов его системы управления. Поэтому здесь рассматриваются первоочередные задачи наведения и управления движением КРМ при завершении его сближения с вращающимся ПКО в дальнем космосе, когда можно пренебречь внешними возмущениями, которые влияют на пространственные движения ПКО и КРМ. При этом регулярно используются инерциальная система координат (ИСК) и система координат, связанная с корпусом КРМ, которую обычно называют связанной системой координат (ССК), а также стандартные обозначения $\mathrm{col}(\cdot)=\{\cdot\}$, $\mathrm{line}(\cdot)=[\cdot]$, $(\cdot)^{\mathrm{t}}$, $[\mathbf{a}\times]$ и $\circ, \tilde{\ }$ для векторов, матриц и кватернионов.

ПРИВОДЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КРМ

Предполагается совпадение положений центра масс КРМ и полюса O в ССК $\mathrm{O}xyz$. На рис. 2 представлена симметричная схема двигательной установки (ДУ) на основе 8 реактивных двигателей (РД). Орты $\mathbf{e}_p$, $p=1,\dots 8\equiv 1\div 8$, осей сопел РД имеют в ССК представления в виде столбцов

$$\mathbf{e}_1=-\mathbf{e}_8=\begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ C_\alpha S_\beta \\ S_\alpha \end{bmatrix}; \quad \mathbf{e}_2=-\mathbf{e}_7=\begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ C_\alpha S_\beta \\ -S_\alpha \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{e}_3=-\mathbf{e}_6=\begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ -C_\alpha S_\beta \\ S_\alpha \end{bmatrix}; \quad \mathbf{e}_4=-\mathbf{e}_5=\begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ -C_\alpha S_\beta \\ -S_\alpha \end{bmatrix},$$

где $S_x=\sin x, C_x=\cos x$, $x=\alpha^{\mathrm{e}}$, β^{e}. Векторы $\boldsymbol{\rho}_p$, $p=1\div 8$, точек O_p приложения вектора тяги РД в ССК (см. рис. 2) представляются столбцами

$$\boldsymbol{\rho}_1=\begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \ \boldsymbol{\rho}_2=\begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ -b_z \end{bmatrix}; \ \boldsymbol{\rho}_3=\begin{bmatrix} b_x \\ -b_y \\ b_z \end{bmatrix};$$

$$\boldsymbol{\rho}_4=\begin{bmatrix} b_x \\ -b_y \\ -b_z \end{bmatrix}; \ \boldsymbol{\rho}_5=\begin{bmatrix} -b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \ \boldsymbol{\rho}_6=\begin{bmatrix} -b_x \\ b_y \\ -b_z \end{bmatrix};$$

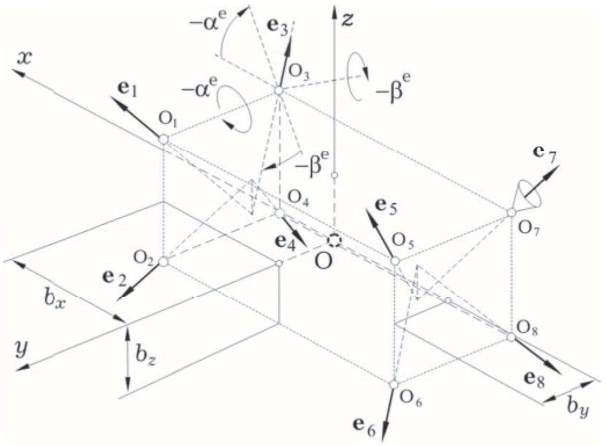

Рис. 2. Схема ДУ на основе 8 РД

$$\boldsymbol{\rho}_7=\begin{bmatrix} -b_x \\ -b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \ \boldsymbol{\rho}_8=\begin{bmatrix} -b_x \\ -b_y \\ -b_z \end{bmatrix},$$

Пусть каждый РД имеет широтно-импульсную модуляцию (ШИМ) тяги, что описывается нелинейными непрерывно-дискретными соотношениями $p_p(t)=\mathrm{P}^{\mathrm{m}}\,\mathrm{PWM}(t-T^{\mathrm{e}}_{zu}, t_r, \tau_m, \mathrm{v}_{pr})$ $\forall t\in[t_r, t_{r+1})$ с периодом T^{e}_u и временным запаздыванием T^{e}_{zu}. Здесь v_{pr} является входным сигналом и функции

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

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

$$t_r=r\,T^{\mathrm{e}}_u, \quad t_{r+1}=t_r+T^{\mathrm{e}}_u; \quad r\in\mathrm{N}_0\equiv[0,1,2,3\dots),$$

где P^{m} – номинальное значение тяги, одинаковое для всех РД. В ССК 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 – по соотношениям $\mathbf{P}^{\mathrm{e}}=\Sigma\mathbf{p}_p(t)=\mathbf{P}\equiv\{P_1, P_2, P_3\}$ и $\mathbf{M}^{\mathrm{e}}=\Sigma[\boldsymbol{\rho}_p\times]\mathbf{p}_p(t)$. 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. При обозначениях

$$\tilde{\mathbf{p}}(t)=\mathbf{P}^{\mathrm{e}}(t)/\mathrm{P}^{\mathrm{m}}; \ \tilde{\mathbf{m}}(t)=\mathbf{M}^{\mathrm{e}}(t)/(\mathrm{P}^{\mathrm{m}}\rho\}; \ \boldsymbol{\tau}_r=\{\tau_{pr}\};$$

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

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, принципиальная проблема заключается в решении векторного уравнения $\mathbf{D}^{\mathrm{e}}\,\boldsymbol{\tau}_r=\mathbf{t}^p_r$, $\boldsymbol{\tau}_r\in R^8_+$, $\mathbf{t}^p_r\in R^6$ при условии $0\le\tau_{pr}\le T^{\mathrm{e}}_u$ $\forall p=1\div 8$ относительно компонентов вектора-столбца $\boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\}$, когда прямоугольная матрица $\mathbf{D}^{\mathrm{e}}$ и вектор-столбец $\mathbf{t}_r^p \in R^6$ заданы. При использовании псевдообратной матрицы $(\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\#} \equiv (\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\mathrm{t}}(\mathbf{D}^{\mathrm{e}}(\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\mathrm{t}})^{-1}$ закон распределения длительностей τ_{pr} тяги всех 8 РД на полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$ с ШИМ их тяги с периодом T_u^{e} имеет простую алгоритмическую форму

$$\begin{gathered}\hat{\boldsymbol{\tau}}_r \equiv \{\hat{\tau}_{pr}\} = (\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\#}\mathbf{t}^{pg};\ \tilde{\tau}_{pr} =: \hat{\tau}_{pr} - \min(\hat{\tau}_{pr}), \\ if\ \ q \equiv \max(\tilde{\tau}_{pr}) > T_u^{\mathrm{e}}\ then\ \tau_{pr} = \tilde{\tau}_{pr} - T_u^{\mathrm{e}}\tilde{\tau}_{pr}/q,\end{gathered} \tag{1}$$

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

При цифровом управлении ДУ каждый РД имеет кусочно-постоянное значение тяги $p_p(t) \in [0, \mathrm{P}^{\mathrm{m}}]\ \ \forall t \in [t_r, t_{r+1})$ с постоянным периодом T_u^{e} и временным запаздыванием T_{zu}^{e}, где $\mathrm{P}^{\mathrm{m}} > 0$ – максимальное значение тяги, одинаковое для всех РД. При отсутствии квантования по уровню формирование такого цифрового управления описывается соотношением $p_p(t) = \mathrm{Zh}(t - T_{zu}^{\mathrm{e}}, t_r, T_u^{\mathrm{e}}, \mathrm{v}_{pr})\ \ \forall t \in [t_r, t_{r+1})$, где функция $y_r(t) = \mathrm{Zh}(t, t_r, T_u^{\mathrm{e}}, x_r) = x_r\ \ \forall t \in [t_r, t_{r+1})$ описывает процесс фиксации сигнала x_r на полуинтервале $[t_r, t_{r+1})$. Здесь при обозначениях $\mathbf{p}_r = \{p_{pr}\}$ – вектор-столбец, составленный из значений тяги всех 8 РД; $\mathbf{t}_r^{\mathrm{e}} = \{\mathbf{P}_r^{\mathrm{e}}, \mathbf{M}_r^{\mathrm{e}}\}$ – столбец, составленный из заданных в ССК векторов силы $\mathbf{P}_r^{\mathrm{e}}$ и момента $\mathbf{M}_r^{\mathrm{e}}$ ДУ; $\mathbf{D}^{\mathrm{e}} = \{[\mathbf{e}_p], [\boldsymbol{\rho}_p \times \mathbf{e}_p]\}$ – прямоугольная матрица, проблема заключается в решении уравнения $\mathbf{D}^{\mathrm{e}}\mathbf{p}_r = \mathbf{t}_r^{\mathrm{e}}$, $\mathbf{p}_r \in R_+^8$, $\mathbf{t}_r^{\mathrm{e}} \in R^6$ при условии $0 \le p_{pr} \le \mathrm{P}^{\mathrm{m}}\ \ \forall p = 1 \div 8$ относительно компонентов вектора-столбца $\mathbf{p}_r = \{p_{pr}\}$. В этом варианте закон распределения цифровых значений тяги всех 8 РД на каждом полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$ с периодом T_u^{e} имеет такую алгоритмическую форму:

$$\begin{gathered}\hat{\mathbf{p}}_r \equiv \{\hat{p}_{pr}\} = (\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\#}\mathbf{t}_r^{\mathrm{e}};\ \tilde{p}_{pr} =: \hat{p}_{pr} - \min(\hat{p}_{pr}), \\ if\ \ q \equiv \max(\tilde{p}_{pr}) > \mathrm{P}^{\mathrm{m}}\ then\ \ p_{pr} = \tilde{p}_{pr}/q.\end{gathered} \tag{2}$$

Последняя строка в алгоритме (2) явно указывает на ограниченность управляющих векторов силы $\mathbf{P}^{\mathrm{e}}$ и момента $\mathbf{M}^{\mathrm{e}}$ двигательной установки, постоянных на полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$.

Для управления ориентацией КРМ применяется силовой гироскопический кластер (СГК) четырех гиродинов (ГД). На рис. 3 представлена каноническая схема *2-SPE* (система 2 ножничных пар – *2 Scissored Pair Ensemble*), состоящая из двух пар ГД с ортами кинетических моментов (КМ) $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, $p = 1 \div 4$, область вариации нормированного вектора КМ такого кластера $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \Sigma\mathbf{h}_p(\beta_p)$, где столбец $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$, и ее проекции на плоскости симметрии гироскопического базиса $\mathrm{O}x_{\mathrm{c}}^{\mathrm{g}}y_{\mathrm{c}}^{\mathrm{g}}z_{\mathrm{c}}^{\mathrm{g}}$.

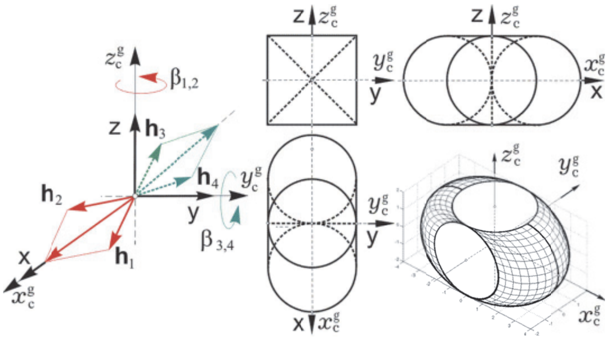

Рис. 3. Схема СГК и область вариации его КМ

Все внутренние сингулярные состояния схемы 2-SPE являются проходимыми [5], применяемый [6] явный аналитический закон настройки СГК (распределения трехмерного вектора его управляющего момента $\mathbf{M}^{\mathrm{g}}$ между четырьмя ГД) позволяет исключить избыточность данного кластера с вектором кинетического момента $\mathbf{H} = h_{\mathrm{g}}\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta})$, где h_{g} – одинаковое для всех четырех ГД постоянное значение модуля собственного КМ. При цифровом управлении $\mathbf{u}_k^{\mathrm{g}}(t) = \{\mathrm{u}_{pk}^{\mathrm{g}}(t)\}$ с периодом T_u, где $\mathrm{u}_{pk}^{\mathrm{g}}(t) = \mathrm{u}_{pk}^{\mathrm{g}}$ $\forall t \in [t_k, t_{k+1})$, $t_{k+1} = t_k + T_u$ и $k \in \mathrm{N}_0$, СГК формирует управляющий момент

$$\mathbf{M}_k^{\mathrm{g}}(t) = -h_{\mathrm{g}}\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}(t)\ \ \mathbf{u}_k^{\mathrm{g}}(t);\ \dot{\boldsymbol{\beta}}(t) = \mathbf{u}_k^{\mathrm{g}}(t), \tag{3}$$

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

МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть в ССК, вращающейся относительно ИСК с вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t) \equiv \{\omega_i(t)\}$, $i = 1 \div 3$, задан вектор $\mathbf{a}(t) \equiv \{a_i(t)\}$. В ИСК этот вектор отображается в виде $\mathbf{a}^{\mathrm{I}}(t) \equiv \{a_i^{\mathrm{I}}(t)\}$. Угловое положение ССК относительно ИСК определяется кватернионом $\boldsymbol{\Lambda} = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$, который изменяется согласно кинематическому уравнению $\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega}/2$. Далее применяется также вектор модифицированных параметров Родрига (МПР) $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e}\,\mathrm{tg}(\Phi/4)$ с обозначениями орта Эйлера $\mathbf{e}$ и угла Φ собственного поворота. Вектор $\boldsymbol{\sigma}$ взаимно-однозначно связан с кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}$ прямыми $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\lambda}/(1+\lambda_0)$ и обратными $\lambda_0 = (1-\sigma^2)/(1+\sigma^2)$, $\boldsymbol{\lambda} = 2\boldsymbol{\sigma}/(1+\sigma^2)$ соотношениями. Отображения вектора $\mathbf{a}(t)$ в ССК и $\mathbf{a}^{\mathrm{I}}(t)$ в ИСК связаны соотношениями $\mathbf{a}(t) = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}(t) \circ \mathbf{a}^{\mathrm{I}}(t) \circ \boldsymbol{\Lambda}(t)$ и $\mathbf{a}^{\mathrm{I}}(t) = \boldsymbol{\Lambda}(t) \circ \mathbf{a}(t) \circ \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}(t)$, а производные по времени этих отображений – классической формулой Эйлера $\dot{\mathbf{a}}^{\mathrm{I}}(t) \equiv d\,\mathbf{a}^{\mathrm{I}}/d\,t = \mathbf{a}^{*}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \times \mathbf{a}(t)$ для дифференцирования вектора в подвижной системе координат, где $\mathbf{a}^{*}(t) \equiv \partial\,\mathbf{a}/\partial\,t$ является локальной производной вектора $\mathbf{a}(t)$ по времени в ССК.

Будем считать, что КРМ массой m оснащён двигательной установкой на основе 8 РД, которая создает только вектор силы $\mathbf{P} = \{P_i\}$, и СГК на основе 4 ГД с вектором управляющего момента $\mathbf{M}^{\mathrm{g}} = \{\mathrm{M}_i^{\mathrm{g}}\}$. Предполагая отсутствие всех внешних возмущений в дальнем космосе, модель пространственного движения КРМ при отображении на оси ССК принимается в виде

$$\mathbf{r}_r^{*} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_r = \mathbf{v}_r\,; \quad \mathbf{v}_r^{*} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_r = \mathbf{w}\,, \tag{4}$$

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega}/2\,; \quad \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G}^{\mathrm{o}} = \mathbf{M}^{\mathrm{g}}\,. \tag{5}$$

Здесь уравнения (4) с векторами положения $\mathbf{r}_r$ и скорости $\mathbf{v}_r$ описывают поступательное движение КРМ (*robot*, нижний индекс r), где вектор $\mathbf{w} = \{\mathrm{w}_i\} \equiv \mathbf{P}/\mathrm{m}$ является управляющим ускорением, а уравнения (5) представляют управляемое вращательное движение КРМ с тензором инерции $\mathbf{J}$, где $\mathbf{G}^{\mathrm{o}} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$ является вектором кинетического момента системы твердых тел.

Будет для простоты считать, что в ИСК поступательное движение ПКО с векторами положения $\mathbf{r}_t^{\mathrm{I}}$ и скорости $\mathbf{v}_t^{\mathrm{I}}$ (*target*, нижний индекс t) является прямолинейным и равномерным, а его вращательное движение происходит вокруг фиксированного в ИСК орта $\mathbf{e}_t^{\omega}$ вектора угловой скорости. В ССК векторы дальности $\Delta\mathbf{r}$ до цели и рассогласования $\Delta\mathbf{v}$ между скоростями КРМ и ПКО вычисляются по соотношениям $\Delta\mathbf{r} = \mathbf{r}_t - \mathbf{r}_r$ и $\Delta\mathbf{v} = \mathbf{v}_t - \mathbf{v}_r$ соответственно.

Завершение сближения КРМ с ПКО начинается при дальности $\Delta\mathrm{r_i} \approx 500$ м, когда КРМ располагается внутри конуса с началом в центре масс ПКО, осью симметрии по отрицательному направлению орта скорости $\mathbf{v}_t^{\mathrm{I}}$ цели и углом полу-раствора 60 град. Задача состоит в синтезе законов пространственного наведения и управления движением КРМ, при которых робот за заданное время сближается с целью до дальности $\Delta\mathrm{r_f} \approx 30$ м, когда орт $\mathbf{e}_x$ его бортовой видеокамеры становится параллельным орту $\mathbf{e}_t^{\omega}$ вектора угловой скорости ПКО, и стабилизации такого положения КРМ относительно подвижной цели с точностью ≈ 0.3 м. Последующие действия робота-манипулятора (разведение телескопических «рук», финальное сближение с ПКО при одновременной «закрутке» относительно орта $\mathbf{e}_x$ для синхронизации вращений корпуса КРМ и цели, зависание с вращением и др.) связаны с третьей ключевой задачей захвата ПКО и здесь не рассматриваются.

ЗАКОНЫ НАВЕДЕНИЯ

В ИСК модель (4) поступательного движения КРМ принимает простой классический вид

$$\dot{\mathbf{r}}_r^{\mathrm{I}} = \mathbf{v}_r^{\mathrm{I}}\,; \ \dot{\mathbf{v}}_r^{\mathrm{I}} = \mathbf{w}^{\mathrm{I}}\,, \tag{6}$$

где вектор ускорения $\mathbf{w}^{\mathrm{I}} = \mathbf{w}^{\mathrm{I}}(t) = \boldsymbol{\Lambda}(t) \circ \mathbf{w} \circ \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}(t)$ представлен в ИСК с помощью кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}(t)$. При отсутствии вращения ($\boldsymbol{\omega} \equiv \mathbf{0}$) ориентация КРМ в ИСК определяется постоянным кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}_*$, модели движения (4) и (6) совпадают и вектор ускорения $\mathbf{w}^{\mathrm{I}} = \boldsymbol{\Lambda}_* \circ \mathbf{w} \circ \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}_*$ определяется в ССК, которая имеет фиксированное угловое положение в исходной ИСК, и, следовательно, по существу является локальной ИСК, развернутой относительно исходной.

С целью упрощения реализации требуемого вектора ускорения $\mathbf{w}$ с помощью ДУ в ССК принимается следующая стратегия построения законов наведения КРМ, состоящая из трех этапов: 1) разгон робота с постоянным вектором линейного ускорения $\mathbf{w}$ в ССК при фиксированной ориентации КРМ в исходной ИСК в процессе его поступательного движения; 2) прямолинейное равномерное движение центра масс КРМ с одновременным разворотом его корпуса для ориентации орта $\mathbf{e}_x$ бортовой видеокамеры в ИСК параллельно известному орту $\mathbf{e}_t^{\omega}$ вектора угловой скорости ПКО; 3) поступательное движение центра масс КРМ в локальной ИСК по траектории векторного сплайна соответствующего порядка с точным выполнением заданных краевых условий.

Синтез закона пространственного углового наведения КРМ (поворотного маневра) на некотором интервале времени $t \in [t_{\mathrm{i}}^p, t_{\mathrm{f}}^p]$ с заданными краевыми условиями

$$\begin{gathered}\boldsymbol{\Lambda}(t_{\mathrm{i}}^p) = \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{i}}; \, \boldsymbol{\omega}(t_{\mathrm{i}}^p) = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{i}}; \, \boldsymbol{\varepsilon}(t_{\mathrm{i}}^p) = \boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{i}}; \\ \boldsymbol{\Lambda}(t_{\mathrm{f}}^p) = \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{f}}; \, \boldsymbol{\omega}(t_{\mathrm{f}}^p) = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{f}}; \, \boldsymbol{\varepsilon}(t_{\mathrm{f}}^p) = \boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{f}}; \, \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t_{\mathrm{f}}^p) = \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{\mathrm{f}}\end{gathered} \tag{7}$$

выполняется при ограничениях на модули векторов его угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$, углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и производной $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ по времени. При балансе системы управления КРМ по вектору КМ $\mathbf{G}^{\mathrm{o}}$ с условием $\mathbf{G}^{\mathrm{o}} \equiv \mathbf{0}$ модель динамики его углового движения принимает вид $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon}$ с вектором углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}^{\mathrm{g}}$, а модель углового движения (5) – кинематическое представление

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega}/2\,; \ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon}\,; \ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \boldsymbol{\varepsilon}^{*} = \mathbf{v}\,. \tag{8}$$

Разработанный закон углового наведения КРМ основывается на необходимом и достаточном условии разрешимости классической задачи Дарбу. Здесь решение представляется как результат сложения трех одновременно происходящих элементарных поворотов «вложенных» базисов $\mathbf{E}_k$ вокруг ортов $\mathbf{e}_k$, $k=1\div 3$ осей Эйлера, положение которых определяется по краевым условиям (7) модели (8). При этом искомый кватернион $\mathbf{\Lambda}(t)$ определяется произведением $\mathbf{\Lambda}(t)=\mathbf{\Lambda}_{\mathrm{i}}\circ\mathbf{\Lambda}_1(t)\circ\mathbf{\Lambda}_2(t)\circ\mathbf{\Lambda}_3(t)$, где $\mathbf{\Lambda}_k(t)\equiv(\cos(\varphi_k(t)/2),\mathbf{e}_k\,\sin(\varphi_k(t)/2))$, функция $\varphi_k(t)$ определяет угол k-го поворота, $k=1\div 3$. В силу неподвижности орта $\mathbf{e}_k$ в базисе $\mathbf{E}_{k-1}$ имеем соотношения $\boldsymbol{\omega}_k(t)=\dot{\varphi}_k(t)\mathbf{e}_k$, $\boldsymbol{\varepsilon}_k(t)=\ddot{\varphi}_k(t)\mathbf{e}_k$, $\boldsymbol{\varepsilon}_k^*(t)\equiv\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_k(t)=\dddot{\varphi}_k(t)\mathbf{e}_k$. Введем обозначения $\boldsymbol{\omega}^{(k)},\boldsymbol{\varepsilon}^{(k)},\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{(k)}, k=1\div 3$ векторов $\boldsymbol{\omega}$, $\boldsymbol{\varepsilon}$ и $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ в базисе $\mathbf{E}_k$, оператор $\mathbf{a}_{k-1}^{(k)}=\mathbf{\Phi}(\mathbf{a}_{k-1},\mathbf{\Lambda}_k)\equiv\widetilde{\mathbf{\Lambda}}_k\circ\mathbf{a}_{k-1}\circ\mathbf{\Lambda}_k$ преобразования вектора $\mathbf{a}_{k-1}$ из базиса $\mathbf{E}_{k-1}$ в базис $\mathbf{E}_k$ и назначим $\boldsymbol{\omega}_1(t)=\dot{\varphi}_1(t)\mathbf{e}_1$, $\boldsymbol{\varepsilon}_1(t)=\ddot{\varphi}_1(t)\mathbf{e}_1$ и $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_1(t)=\dddot{\varphi}_1(t)\mathbf{e}_1$. Векторы $\boldsymbol{\omega}$, $\boldsymbol{\varepsilon}$ и $\boldsymbol{\varepsilon}^*=\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ в ССК определяются значениями этих же векторов в базисе $\mathbf{E}_3$, которые формируются по рекуррентным формулам, $k=2{,}3$:

$$\begin{aligned}&\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)}=\mathbf{\Phi}(\boldsymbol{\omega}_{k-1},\mathbf{\Lambda}_k);\ \boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}^{(k)}=\mathbf{\Phi}(\boldsymbol{\varepsilon}_{k-1},\mathbf{\Lambda}_k);\\&\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k-1}^{(k)}=\mathbf{\Phi}(\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k-1},\mathbf{\Lambda}_k);\ \boldsymbol{\omega}^{(k)}=\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)}+\boldsymbol{\omega}_k;\\&\boldsymbol{\varepsilon}^{(k)}=\boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}^{(k)}+\boldsymbol{\varepsilon}_{\kappa}+\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)}\times\boldsymbol{\omega}_k;\ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{(k)}=\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k-1}^{(k)}+\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_k+\\&+\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)}\times\boldsymbol{\varepsilon}_k+(2\boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}^{(k)}+\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)}\times\boldsymbol{\omega}_k)\times\boldsymbol{\omega}_k.\end{aligned}\tag{9}$$

В результате при назначении набора скалярных сплайнов $\varphi_k(t)$ по явным аналитическим соотношениям получаются векторные функции $\boldsymbol{\omega}(t)=\boldsymbol{\omega}^{(3)}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)=\boldsymbol{\varepsilon}^{(3)}(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}^*(t)=\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)=\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{(3)}(t)$.

Пусть кватернион $\mathbf{\Lambda}^*\equiv(\lambda_0^*,\boldsymbol{\lambda}^*)=\widetilde{\mathbf{\Lambda}}_{\mathrm{i}}\circ\mathbf{\Lambda}_{\mathrm{f}}$ имеет орт оси Эйлера $\mathbf{e}_3=\boldsymbol{\lambda}^*/\sin(\varphi^*/2)$ третьего поворота, где угол $\varphi^*=2\arccos(\lambda_0^*)$. Для 1-го и 2-го поворотов позиционные краевые условия принимаются в виде $\mathbf{\Lambda}_1(t_{\mathrm{i}}^p)=\mathbf{\Lambda}_1(t_{\mathrm{f}}^p)=\mathbf{1},\ \mathbf{\Lambda}_2(t_{\mathrm{i}}^p)=\mathbf{\Lambda}_2(t_{\mathrm{f}}^p)=\mathbf{1}$, а для 3-го поворота назначаются как

$$\mathbf{\Lambda}_3(t_{\mathrm{i}}^p)=\mathbf{1},\ \mathbf{\Lambda}_3(t_{\mathrm{f}}^p)=(\cos(\varphi_3^{\mathrm{f}}/2),\mathbf{e}_3\,\sin(\varphi_3^{\mathrm{f}}/2)),$$

где $\varphi_3^{\mathrm{f}}=\varphi^*$ и $\mathbf{1}$ – единичный кватернион. Орт $\mathbf{e}_1$ оси Эйлера 1-го поворота назначается из условия его ортогональности орту $\mathbf{e}_3$, а орт $\mathbf{e}_2=\mathbf{e}_3\times\mathbf{e}_1$. Векторы $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}^*(t)\equiv\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ представляются в аналитическом виде при задании сплайнов $\varphi_k(t)$ различных порядков с использованием в общем случае трех участков заданного интервала ПМ [7]: 1) участок разгона с оптимизацией по быстродействию при ограничениях, где КРМ из заданных краевых условий на левом конце траектории переводится на движение с постоянным вектором угловой скорости по орту $\mathbf{e}_3$; 2) участок движения с указанным вектором угловой скорости по орту $\mathbf{e}_3$; 3) завершающий участок движения КРМ с гарантированным выполнением заданных краевых условий на правом конце траектории при использовании сплайнов 6-го порядка и соотношений (9). При этом все параметры скалярных сплайнов $\varphi_k(t)$ вычисляются по явным аналитическим соотношениям.

ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ

Пусть задан закон углового наведения КРМ $\mathbf{\Lambda}^p(t),\boldsymbol{\omega}^p(t),\dot{\boldsymbol{\omega}}^p(t)=\boldsymbol{\varepsilon}^p(t)$ в ИСК. Кватерниону $\mathbf{E}=(e_0,\mathbf{e})=\widetilde{\mathbf{\Lambda}}^p\circ\mathbf{\Lambda}$ с вектором $\mathbf{e}=\{e_i\}$ соответствует вектор параметров Эйлера $\boldsymbol{E}=\{e_0,\mathbf{e}\}$ и матрица угловой погрешности $\mathbf{C}^{\mathrm{e}}=\mathbf{I}_3-2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{t}}$, где $\mathbf{Q}_{\mathrm{e}}=\mathbf{I}_3e_0+[\mathbf{e}\times]$. После дискретной фильтрации измеренных с периодом T_q значений вектора углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_l=-2e_{0l}\mathbf{e}_l$, $l\in\mathrm{N}_0$, формируются значения вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}}$, $k\in\mathrm{N}_0$, цифрового закона управления СГК с периодом T_u:

$$\begin{aligned}&\mathbf{g}_{k+1}=\mathbf{B}\mathbf{g}_k+\mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}};\quad\widetilde{\mathbf{m}}_k=\mathbf{K}\mathbf{g}_k+\mathbf{P}\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}};\\&\mathbf{M}_k^{\mathrm{g}}=\boldsymbol{\omega}_k\times\mathbf{G}_k^{\mathrm{o}}+\mathbf{J}(\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}\boldsymbol{\varepsilon}_{\kappa}^p+[\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\kappa}^p\times]\boldsymbol{\omega}_k+\widetilde{\mathbf{m}}_k).\end{aligned}\tag{10}$$

Здесь $\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}=\mathbf{C}^{\mathrm{e}}(\boldsymbol{E}_k)$, $\mathbf{G}_k^{\mathrm{o}}=\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_k+\mathbf{H}_k$ и используются диагональные матрицы $\mathbf{K}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{C}$ и $\mathbf{P}$. Далее вектор $\mathbf{M}_k^{\mathrm{g}}$ с помощью явного закона распределения команд между 4 ГД «пересчитывается» в столбец $\mathbf{u}_k^{\mathrm{g}}=\{\mathrm{u}_{pk}^{\mathrm{g}}\}$ сигналов управления ГД, которые фиксируются на полуинтервалах цифрового управления СГК с периодом T_u для формирования его управляющего момента $\mathbf{M}_k^{\mathrm{g}}(t)$ (3).

При законе наведения $\Delta\mathbf{r}^p(t),\Delta\mathbf{v}^p(t),\mathbf{w}^p(t)$ в поступательном движении КРМ выполняется фильтрации измеренных с периодом T_p значений вектора позиционного рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_s=(\Delta\mathbf{r}_s^p-\Delta\mathbf{r}_s)$, $s\in\mathrm{N}_0$, и с периодом T_u^{e} формируются значения вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_r^{\mathrm{f}}, r\in\mathrm{N}_0$, которые применяются в законе управления вектором $\mathbf{P}$ тяги двигательной установки

$$\begin{aligned}&\mathbf{g}_{k+1}=\mathbf{B}\mathbf{g}_k+\mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}};\ \widetilde{\mathbf{w}}_k=\mathbf{K}\mathbf{g}_k+\mathbf{P}\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}};\\&\mathbf{P}_k=\{\mathrm{P}_{ik}\}\equiv\mathbf{P}_k^{\mathrm{e}}=\mathrm{m}(\mathbf{w}_k^p+\widetilde{\mathbf{w}}_k).\end{aligned}\tag{11}$$

Далее вектор $\mathbf{P}_k$ тяги ДУ распределяется между 8 реактивными двигателями по соотношениям (1) либо (2) при их широтно-импульсном или цифровом управлении с периодом T_u^{e} соответственно.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИИ

При компьютерной имитации рассматривался космический робот-манипулятор с массой $\mathrm{m}=1000$ кг и тензором инерции $\mathbf{J}=\mathrm{diag}\{812;587;910\}$ кг м². Было принято,

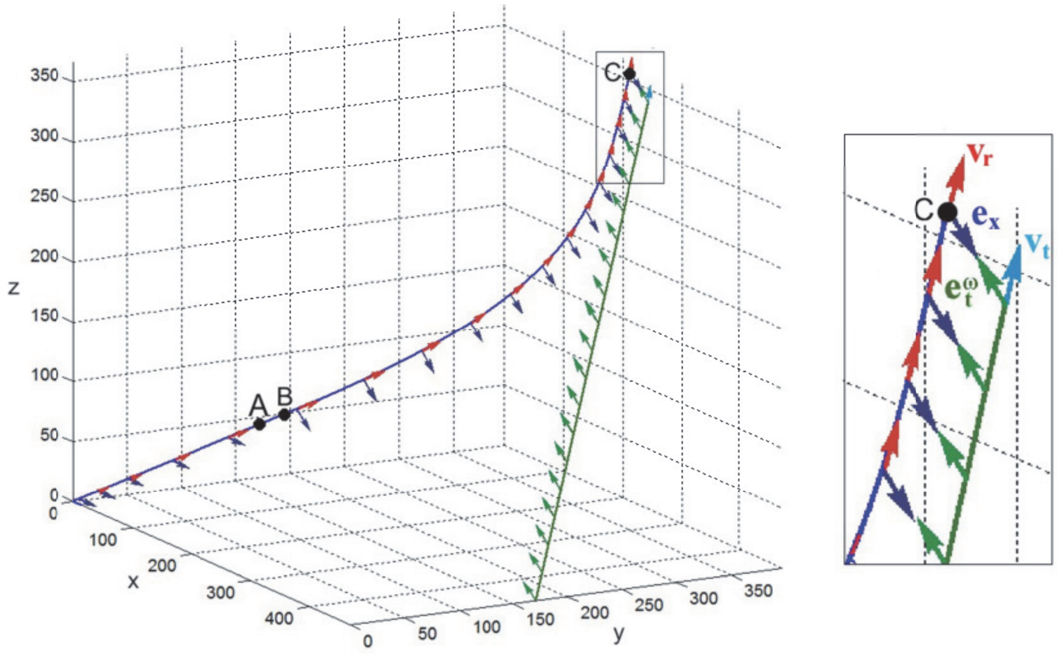

Рис. 4. Сцена пространственного сближения КРМ (синий цвет) с ПКО (зеленый цвет)

что при управлении с периодом $T_u^{\mathrm{e}} = 4$ с каждый из 8 РД в составе ДУ имеет максимальное значение тяги $\mathrm{P}^{\mathrm{m}} = 0.5$ Н, расположение РД в ССК определяется плечами $b_x = 1$ м, $b_y = 0.7$ м, $b_z = 0.6$ м и углами их установки $\alpha^{\mathrm{e}} = 35.25$ град и $\beta^{\mathrm{e}} = 45$ град, см. рис. 2. При этом максимальная тяга ДУ по каждой из осей ССК одинакова и составляет 1.15 Н. Каждый из 4 ГД в составе СГК (см. рис. 3) имеет модуль собственного КМ $h_{\mathrm{g}} =$ 30 Нмс и период цифрового управления $T_u =$ 0.25 с. Пусть в момент времени $t = t_{\mathrm{i}} = 0$ КРМ неподвижен в ИСК $(\mathbf{r}_r(t_{\mathrm{i}}) = \mathbf{0}, \mathbf{v}_r(t_{\mathrm{i}}) = \mathbf{0})$ и его ССК совпадает с ИСК ($\boldsymbol{\Lambda}(t_{\mathrm{i}}) = \mathbf{1}, \boldsymbol{\omega}(t_{\mathrm{i}}) = \mathbf{0}$), орт направления на цель $\mathbf{c}(t_{\mathrm{i}}) = \{C_\varphi, S_\varphi, 0\}$ при $\varphi =$ 20 град и начальная дальность до цели $\Delta \mathrm{r}(t_{\mathrm{i}}) = \Delta \mathrm{r}_{\mathrm{i}} = 500$ м, рис. 4. Поступательное движение цели в ИСК происходит с постоянным вектором скорости $\mathbf{v}_t^{\mathrm{I}} =$ {–0.05, 0.05, 0.075} м/с и ПКО вращается в ИСК вокруг орта $\mathbf{e}_t^{\omega} = \{-0.608, -0.228, 0.760\}$. В момент времени $t = t_{\mathrm{f}} = 4250$ с (≈ 1.2 ч) требуется обеспечить сближение КРМ с целью при заданной дальности $\Delta \mathrm{r}(t_{\mathrm{f}}) = \Delta \mathrm{r}_{\mathrm{f}} = 30$ м и параллельности орта $\mathbf{e}_x$ орту $\mathbf{e}_t^{\omega}$, а также последующую стабилизацию такого положения КРМ относительно ПКО с точностью ≈ 0.1 м. В соответствии с описанной стратегией выполнен синтез закона наведения КРМ с 3 этапами:

1) при $t \in [0,1420)$ с производится разгон робота с постоянным вектором ускорения $\mathbf{w}$ в ССК, в результате достигаемая им позиция представлена точкой A на рис. 4;

2) при $t \in [1420,1520)$ с КРМ совершает равномерное прямолинейное движение с одновременным разворотом его корпуса для ориентации орта $\mathbf{e}_x$ параллельно орту $\mathbf{e}_t^{\omega}$, достигаемая им позиция представлена точкой B на рис. 4, а закон углового наведения – на рис. 5, где $\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}^p(t)$, $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^p(t)$ и $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\sigma}^p(t)$;

3) при $t \in [1520,4250)$ с КРМ выполняет поступательное движение по траектории векторного сплайна шестого порядка с точным выполнением краевых условий $\Delta \mathrm{r}(t_{\mathrm{f}}) = 30$ м, $\Delta \mathrm{v}(t_{\mathrm{f}}) = 0$ и $\mathrm{w}(t_{\mathrm{f}}) = 0$ в точке C на рис. 4.

Закон наведения КРМ в поступательном движении с разворотом ССК представлен на рис. 6, где $\Delta\mathbf{r} = \Delta\mathbf{r}^p(t), \Delta\mathbf{v} = \Delta\mathbf{v}^p(t)$, $\mathbf{w} = \mathbf{w}^p(t)$.

На интервале времени $t \in [4250, 5000]$ с дополнительно предъявляется требование стабилизации положения КРМ относительно ПКО с точностью ≈ 0.3 м. Отметим, что на рис. 5 и рис. 6 черным цветом отмечены модули соответствующих векторных функций.

Будем считать, что измерение ориентации КРМ выполняется астроинерциальной системой определения углового положения (СОУП), погрешности выходных дискретных сигналов СОУП с периодом $T_q = 0.125$ с содержат центрированный гауссовский шум со среднеквадратичным отклонением (СКО) $\sigma^a = 1$ угл. сек и после дискретной фильтрации измеренных значений вектора углового рассогласования формируются значения вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}}$ в цифровом законе управления СГК (10) с периодом $T_u =$ 0.25 с. Как показано в [8 - 10], для синтезированного закона углового наведения космического аппарата с инерционными параметрами, соответствующими КРМ, достигается точность ста-

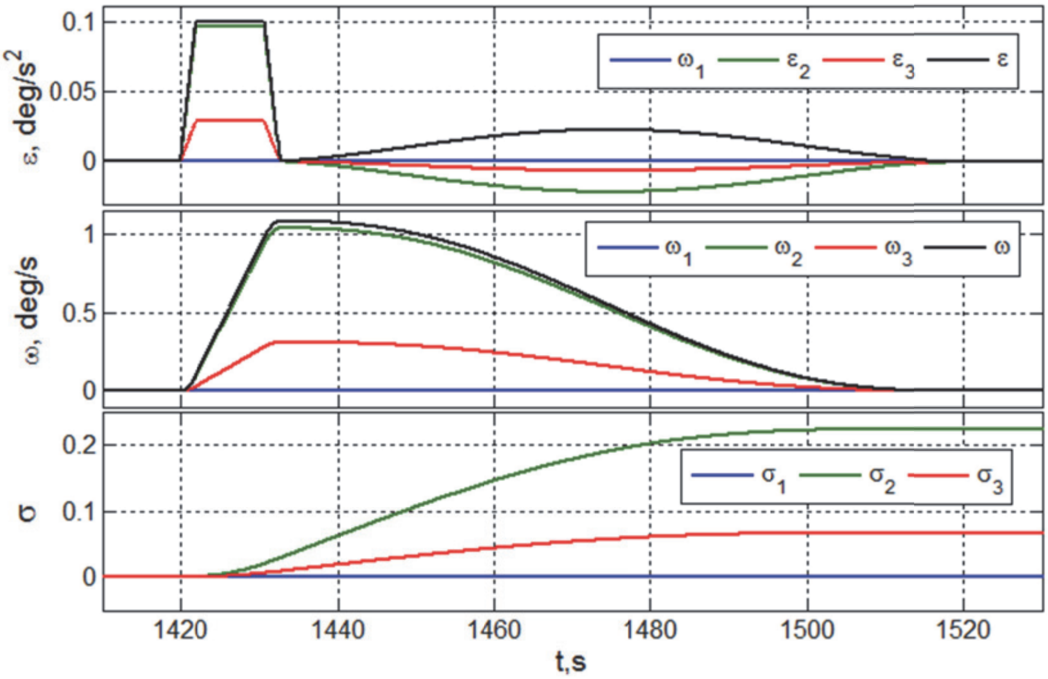

Рис. 5. Закон углового наведения КРМ

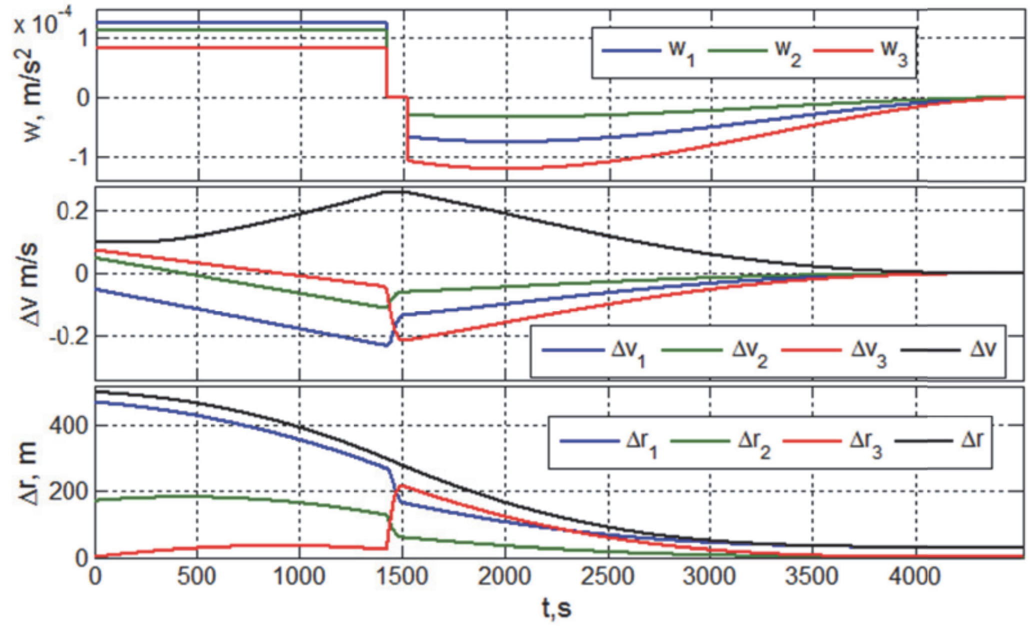

Рис. 6. Закон наведения КРМ в поступательном движении с разворотом его корпуса

билизации не хуже нескольких угловых секунд, что вполне достаточно.

Пусть дальность до цели измеряется лазерными дальномерами с периодом $T_p = 1$ с. Для оценки точности стабилизации закона наведения КРМ в поступательном движении предположим, что СКО погрешности измерения дальности σ^b = 0.05 м при $\Delta r(t) \geq$ 300 м и по завершению разворота корпуса КРМ при $\Delta r(t) < 300$ м СКО такой погрешности измерения σ^b = 0.01 м. Погрешности стабилизации дальности $\delta\Delta r_i$ при реализации указанного закона наведения, полученные при компьютерной имитации, представлены на рис. 7, а на рис. 8 приводятся изменения компонентов P_i вектора тяги ДУ при цифровом управлении с дискретностью по уровню d^{e} = 0.01 Н. На рис. 9 – 11 детально представлены изменения компонентов вектора погрешности дальности и вектора тяги ДУ, а также тяги всех восьми РД при завершении сближения и стабилизации.

При широтно-импульсном управлении ДУ с ШИМ тяги каждого из 8 РД важное значение имеет параметр τ_m модуляционной характеристики $\tau_{pr}(\tau_m)$, который определяет минимальный импульс тяги РД $\mathrm{IP}_{pr} = \tau_m \mathrm{P}^{\mathrm{m}}$ на полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$, $t_{r+1} = t_r + T_u^{\mathrm{e}}$. При $T_u^{\mathrm{e}} = 4$ с, $\tau_m = 0.25$ с и $\mathrm{P}^{\mathrm{m}} = 0.5$ Н минимальный импульс тяги РД принимает значение $\mathrm{IP}_{pr} = 0.125$

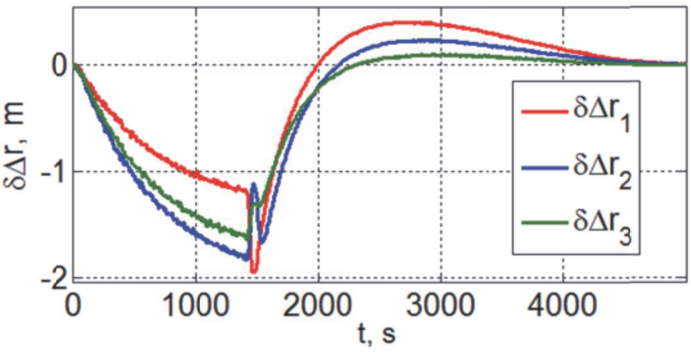

Рис. 7. Погрешности стабилизации дальности

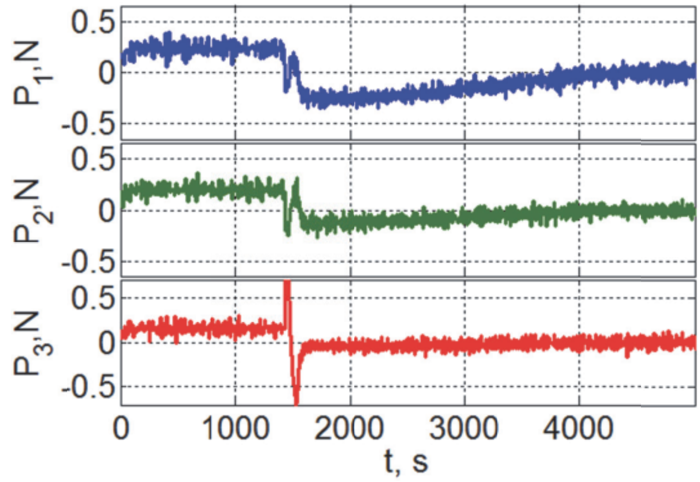

Рис. 8. Компоненты вектора тяги ДУ

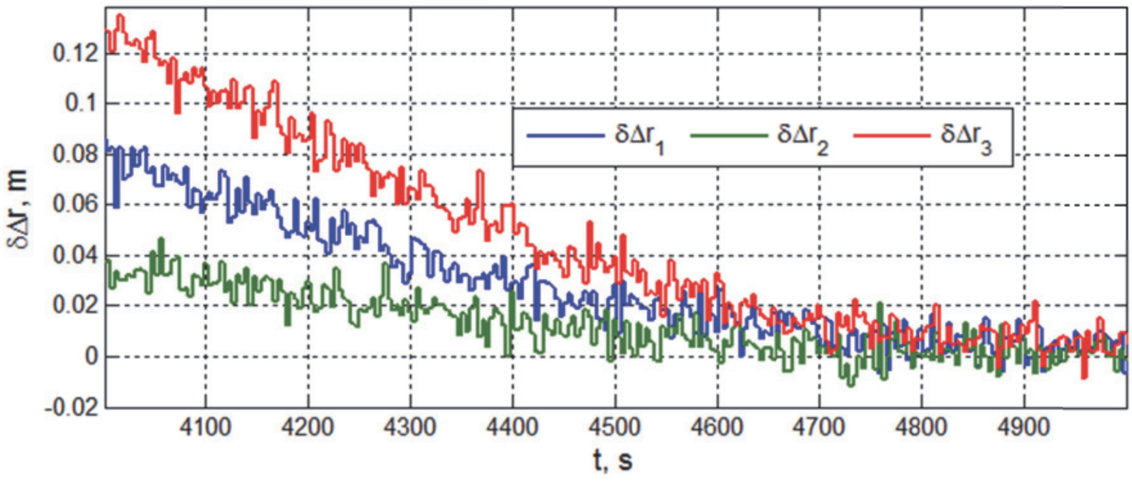

Рис. 9. Изменения погрешностей дальности при завершении сближения и стабилизации

Нс. С другой стороны, такому минимальному импульсу тяги при цифровом управлении РД соответствует расчетная дискретность квантования его тяги по уровню $d^{e} = \mathrm{IP}_{pr} / T_{u}^{e} = 0.03125$ Н. Выполненная компьютерная имитация показала близость значений погрешности стабилизации дальности при реализации синтезированного закона наведения КРМ как при широтно-импульсном управлении реактивными двигателями с параметрами $T_{u}^{e} = 4$ с, $\tau_{m} = 0.25$ с и $\mathrm{P}^{m} = 0.5$ Н, так и при цифровом управлении с дискретностью d^{e} = 0,03 Н квантования их тяги по уровню. В обоих вариантах на интервале времени $t \in [4250, 5000]$ с система управления движением КРМ обеспечивает стабилизацию его положения относительно пассивного космического объекта с точностью не хуже 0.3 м.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана стратегия пространственного наведения и управления движением КРМ, апробированная в первоочередной задаче заверше-

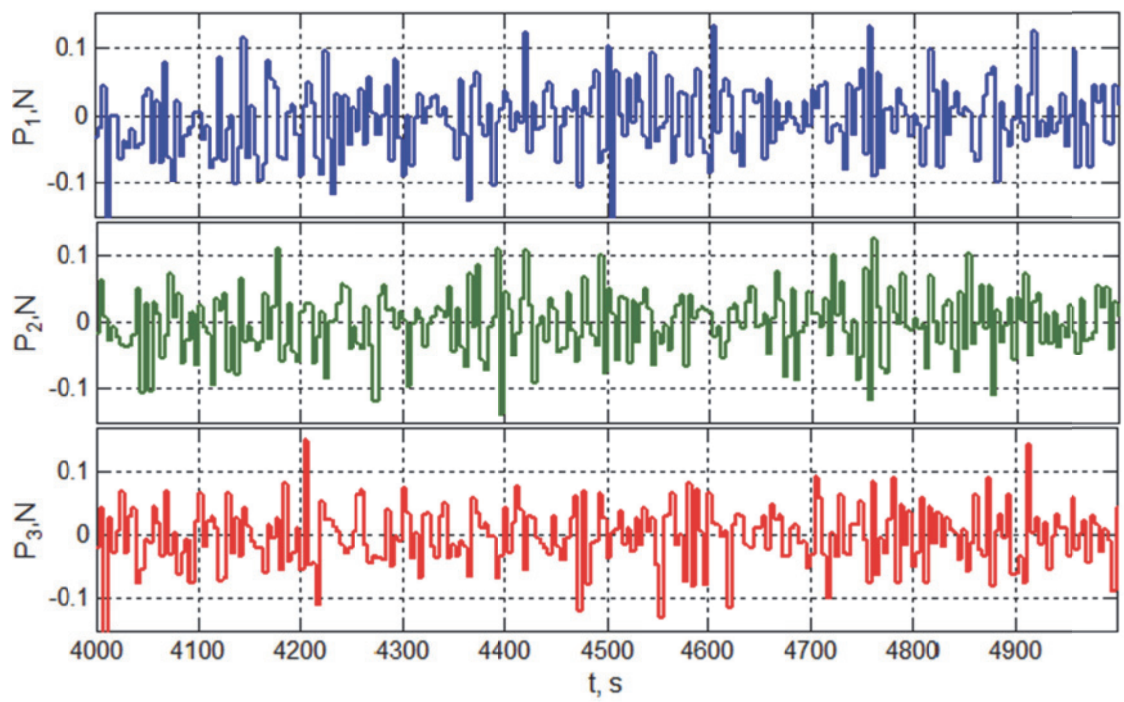

Рис. 10. Изменения компонентов вектора тяги ДУ при завершении сближения и стабилизации

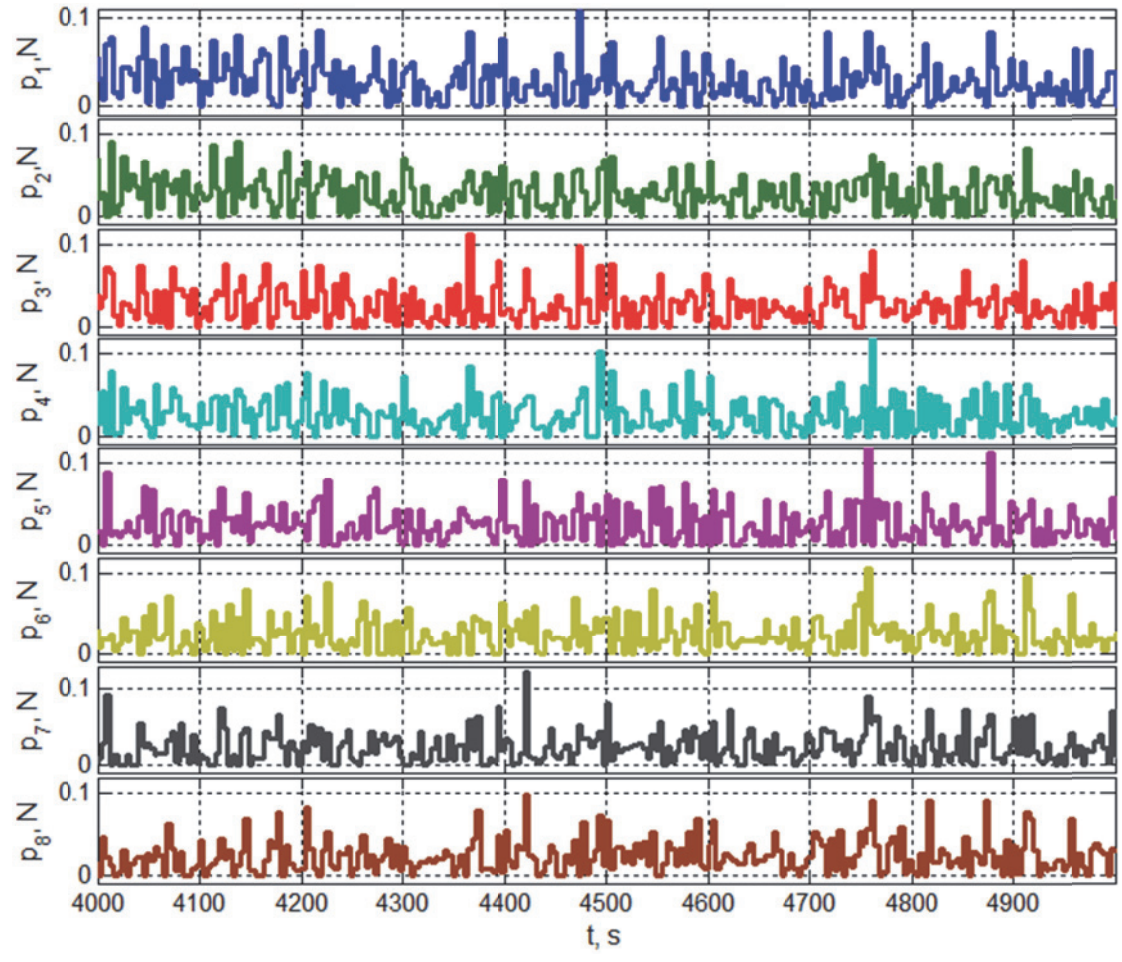

Рис. 11. Изменения тяги восьми РД при завершении сближения и стабилизации

ния сближения свободнолетающего робота с вращающимся пассивным объектом (целью) в дальнем космосе, когда можно пренебречь внешними возмущениями. Представлены созданные законы наведения и дискретные алгоритмы управления движением, а также результаты компьютерной имитации процессов при завершении сближения КРМ с целью и последующей стабилизации его положения относительно подвижного ПКО. Приведены оценки потребных ресурсов системы управления КРМ в отношении характеристик измерительных подсистем и исполнительных органов – минимально-избыточного кластера силовых гироскопов (гиродинов) с цифровым управлением и двигательной установки на основе восьми реактивных двигателей малой тяги как с широтно-импульсным, так и цифровым управлением, при которых обеспечивается требуемая точность системы управления движением робота-манипулятора.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Рутковский В.Ю., Суханов В.М., Глумов В.М.* Некоторые задачи управления свободнолетающими космическими манипуляционными роботами. I // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 10. С. 52-59.
2. *Рутковский В.Ю., Суханов В.М., Глумов В.М.* Некоторые задачи управления свободнолетающими космическими манипуляционными роботами. II // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 12. С. 54-65.
3. *Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S.* A review of space robotics technologies for on-orbit servicing // Progress in Aerospace Sciences. 2014. Vol. 68. P. 1-26.
4. *Fehse W.* Automated rendezvous and docking of spacecraft. Cambridge University Press. 2003. Vol. 16. 495 p.
5. *Сомов Е.И.* Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гирокомплексов кратных схем // Гироскопия и навигация. 2013. № 1(80). С. 134-148.
6. *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.
7. *Somov Ye., Butyrin S., Somova T.* Synthesis of the vector spline guidance laws for a land-survey satellite at scanning observation and rotational maneuvers // Proceedings of International Conference "Stability and Oscillations of Nonlinear Control Systems". Moscow. 2016. P. 1-4.
8. *Сомов Е.И.* Аналитический синтез программного гиросилового управления свободнолетающим космическим роботом // Проблемы управления. 2006. № 6. С. 72-78.
9. *Somov Ye.* Guidance, navigation and control of information satellites: Methods for modeling, synthesis and nonlinear analysis // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2016. Vol. 7, no. 2. P. 223-248.
10. *Somov Ye., Butyrin S., Somov S.* Attitude guidance, navigation and robust control of an agile land-survey satellite// Proceedings of 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies. 2017. P. 443-448.

GUIDANCE AND CONTROL OF FREE-FLYING ROBOT DURING COMPLETION OF THE RENDEZVOUS WITH A PASSIVE OBJECT IN DEEP SPACE

© 2017 Ye.I. Somov, S.A. Butyrin

Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences

We have considered the problem on spatial guidance and control of a space robot-manipulator during completion of its rendezvous with a passive object in deep space. We present results of a computer simulation and estimations of the required characteristics of control system for precise motion stabilization of the free-flying robot.
Keywords: a space robot-manipulator, rendezvous with a target, guidance, control.

Yevgeny Somov, Candidate of Technics, Associate Professor, Leading Research Fellow at the Dynamics and Motion Control Department. E-mail: e_somov@mail.ru
Sergey Butyrin, Candidate of Technics, Senior Research Fellow at the Dynamics and Motion Control Department. E-mail: butyrinsa@mail.ru