

Н. Ю. Козлова, аспирант, k.natalia.bmstu@gmail.com,
А. В. Фомичев, канд. техн. наук, доц., a.v.fomichev@bmstu.ru,
МГТУ им. Н. Э. Баумана

Алгоритмизация наведения и управления движением космическим манипуляционным роботом в задачах сервисного обслуживания некооперируемого космического аппарата*

В настоящий момент на орбите находится большое число не функционирующих космических аппаратов, которые закончили свой срок эксплуатации, выработали топливо или же вышли из строя по причине поломки. В связи с этим становится целесообразной концепция обслуживания космоса и разработка сервисных спутников для продления срока эксплуатации существующих космических аппаратов. Сервисные спутники смогут выполнять самые разные задачи: от инспекции неисправностей обслуживаемого космического аппарата до выполнения ремонтных работ и дозаправки целевого аппарата топливом. В данной статье предложены стратегия и алгоритмы наведения и управления движением космического манипуляционного робота (КМР) на этапе сближения с некооперируемым космическим объектом (НКО) для решения задач сервисного обслуживания. Целью работы являются разработка алгоритмов наведения и управления поступательным и вращательным движениями КМР для его сближения с НКО на заданное расстояние. Система управления КМР представляется в виде иерархической двухуровневой системы "наведение—стабилизация". На уровне наведения формируется кватернион перехода связанной системы координат в требуемое положение, а также формируется управление тяговыми двигателями, обеспечивающее поступательное движение КМР с требуемой скоростью. На уровне стабилизации формируется управление двигателями ориентации, необходимое для совмещения связанной системы координат КМР с направлением на НКО. В статье предложены схема и математическая модель двигательной установки, углового и поступательного движений КМР. В среде MATLAB/Simulink осуществлено моделирование разработанных алгоритмов наведения и управления движением КМР. Результаты моделирования подтвердили работоспособность алгоритмов сближения КМР с НКО.

Ключевые слова: иерархическая система управления, сервисный спутник, некооперируемый космический аппарат, космический манипуляционный робот, сближение с пассивным спутником

Введение

Разработка космических манипуляционных роботов (КМР) является одним из наиболее перспективных направлений развития космической робототехники [1, 2]. Развитие концепции обслуживаемого космоса позволит значительно продлить сроки эксплуатации работающих на орбите спутников, а также собирать на орбите космические аппараты, станции и ферменные конструкции по размеру в десятки раз большие, нежели существующие сейчас.

К задачам сервисного обслуживания космических аппаратов (КА) на орбите можно отнести замену вышедших из строя блоков, сборку на орбите, выполнение ремонтных работ, доза-

правку обслуживаемого КА, коррекцию орбиты спутника-клиента или вывод его на орбиту захоронения [3].

Данная работа посвящена разработке стратегии управления на этапе дальнего наведения КМР на целевой КА.

Особенности, проблемы и постановка задачи управления и наведения свободнолетающего космического манипуляционного робота

В настоящей статье рассматривается задача сближения КМР с некооперируемым космическим объектом (НКО) на этапе дальнего наведения. Некооперируемым будем считать объект, с которым не может быть установлена радиосвязь.

КМР является свободнолетающим КА и состоит из базового аппарата с установленным на нем одним или несколькими манипулято-

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90261.

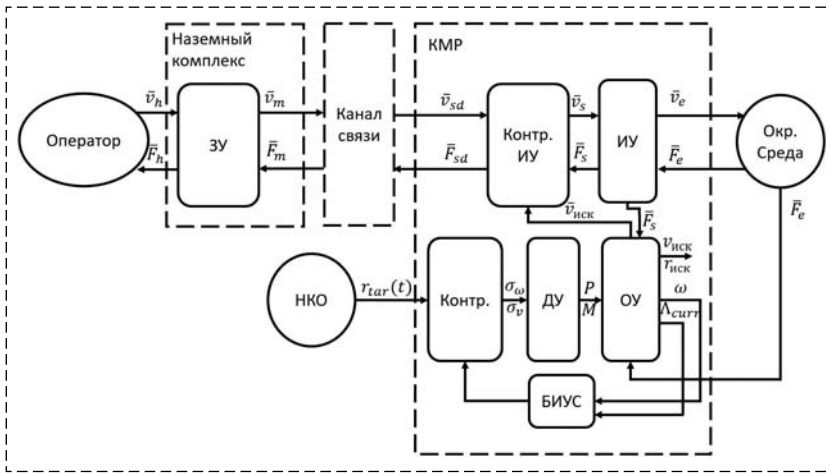


Рис. 1. Функциональная схема системы управления КМР
 Fig. 1. Functional scheme of space manipulation robot control system

рами. КМР должен обеспечивать возможность обслуживания как кооперируемого КА, так и некооперируемого.

На рис. 1 представлена функциональная схема системы наведения и управления поступательным и вращательным движением КМР.

Здесь ЗУ — задающее устройство, ИУ — исполнительное устройство (манипулятор), Контр. ИУ — контроллер исполнительного устройства, ОУ — объект управления (база КМР), ДУ — двигательная установка, Контр. — контроллер, БИУС — блок измерения угловых скоростей, Оператор — человек, управляющий ЗУ, Окр. среда — удаленная среда, с которой взаимодействует ИУ, НКО — некооперируемый космический объект.

Основными этапами любой миссии орбитального обслуживания являются этапы дальнего наведения, ближней навигации, стабилизации КМР, захвата и стабилизации связки КМР и обслуживаемого спутника, выполнения сервисных работ, отделения КМР от НКО или их дальнейшее совместное движение [4].

В работе [5] приведен достаточно полный обзор разработанных методов и технологий, применяемых на каждом этапе сервисного обслуживания.

В настоящей статье рассматривается этап сближения КМР с НКО.

В работе [6] предложена стратегия наведения и управления КМР при завершении его сближения с вращающимся пассивным космическим объектом в дальнем космосе. В статье [7] рассматривается задача управления относительным движением при сближении с вращающимся космическим мусором.

В статье [8] разработана стратегия автономного сближения и захвата пассивного КА.

В источнике [9] используется метод сближения *Fly-by*, а также разработан метод оптимизации траектории сближения на основе численных методов. В статье [10] рассматривается алгоритм управления свободнолетающим КМР для безопасного сближения с целевым спутником с одновременным развертыванием манипулятора.

Для решения задачи относительной навигации в статье [11] применен нелинейный метод оптимального управления. В работе [12] для управления на этапах наведения и

сближения используется линейно-квадратичный регулятор (*LQR*). В статье [13] представлен метод онлайн генерации безопасных и оптимальных по расходу топлива траекторий сближения с пассивным космическим объектом. В работе [14] для нахождения оптимальной траектории сближения КМР с пассивной вращающейся целью применяется принцип минимума Понтрягина.

В данной работе система управления КМР представлена в виде иерархической двухуровневой системы "наведение—стабилизация" [15].

Для решения задачи сближения используются жестко связанная с КМР система координат (ССК), а также инерциальная система координат (ИСК), неподвижная относительно центра Земли и зафиксированная в момент включения режима. В начальный момент времени запуска режима сближения ССК совмещена с ИСК и неподвижна в ИСК.

Систему управления КМР предлагается рассматривать как иерархическую систему, состоящую из уровня наведения и уровня стабилизации (рис. 2).

Пусть Λ_0 — кватернион текущего положения связанной системы координат КМР в ИСК, Λ^{tar} — требуемое положение ССК в ИСК, тогда $\Lambda^{tar} = \Lambda_0 \circ \Lambda$, откуда $\Lambda = \Lambda_0^{-1} \circ \Lambda^{tar}$ — кватернион перехода ССК к требуемому положению ССК, наведенной на обслуживаемый спутник.

Для осуществления ориентации на уровне стабилизации используется двигательная установка (ДУ), реализуемая восемью электрореактивными двигателями ориентации. Для реализации поступательного движения используется тяговый двигатель и четыре двигателя

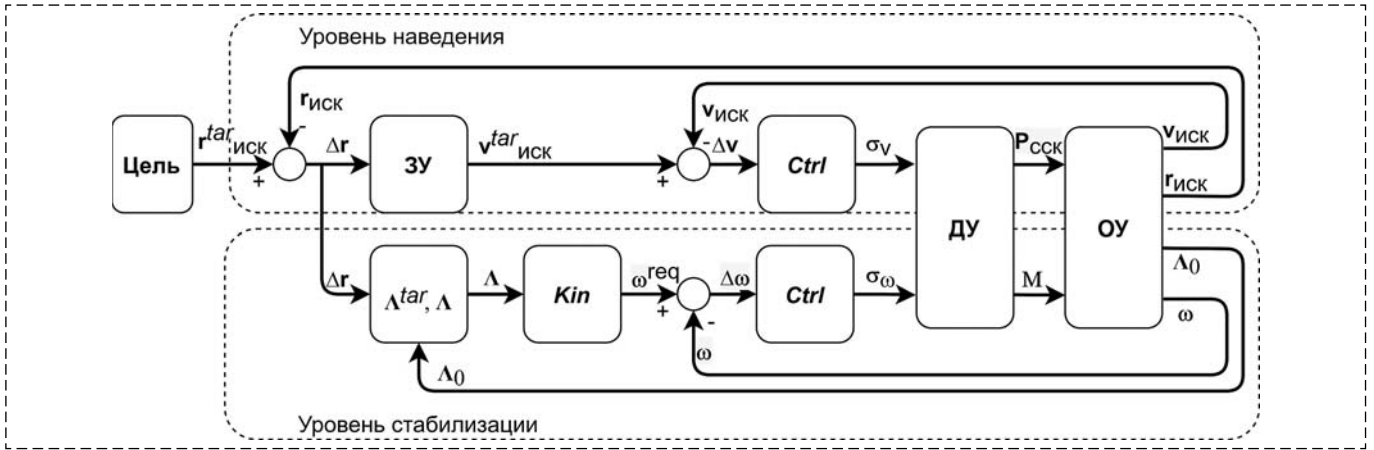


Рис. 2. Функциональная схема иерархической системы управления КМР
 Fig. 2. Functional scheme of hierarchical control system of space manipulation robot

торможения. Схема ДУ представлена на рис. 3, где P_1, \dots, P_8 — двигатели ориентации, P'_1, \dots, P'_4 — тормозные двигатели, P'_5 — маршевый двигатель. Стрелками на схеме показаны направления тяг двигателей.

Центр масс КА находится на расстоянии +500 мм вдоль оси X от точки $O_{ССК}$ связанной системы координат.

На уровне наведения необходимо сформировать кватернион перехода Λ от текущего положения ССК в ИСК к требуемому положению, а также такое управление тяговыми двигателями, которое обеспечит поступательное движение КМР с требуемой скоростью. Требу-

емым положением ССК является совмещение оси $X_{ССК}$ с направлением на целевой спутник.

На уровне стабилизации необходимо сформировать алгоритм управления двигателями ориентации, обеспечивающий наведение КМР на НКО, т. е. кватернион перехода между текущим положением ССК и требуемым должен стремиться к 1 ($\Lambda \rightarrow 1$).

Математическая модель движения

Пусть $\mathbf{r}^{tar} = [r_x^{tar}, r_y^{tar}, r_z^{tar}]$ — координаты целевого спутника в ИСК, $\mathbf{r} = [r_x, r_y, r_z]$ — координаты КМР в ИСК, $\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}^{tar} - \mathbf{r} = [dr_x, dr_y, dr_z]$.

Угловое движение описывается уравнением вращения и уравнением кинематики:

$$\begin{cases} 2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega; \\ \dot{\omega} = \mathbf{J}^{-1}(-\omega \times \mathbf{J}\omega + \mathbf{M}). \end{cases}$$

Здесь $\mathbf{J} = \text{diag}\{J_x, J_y, J_z\}$ — тензор инерции КМР; $\mathbf{M} = [M_x, M_y, M_z]$ — суммарные управляющие моменты двигателей ориентации.

Кватернион перехода ССК к требуемому положению определяется соотношением $\Lambda = \Lambda_0^{-1} \circ \Lambda^{tar}$.

С использованием координат НКО в ИСК можно вычислить матрицу поворота, характеризующую требуемый поворот для совмещения оси $X_{ССК}$ с направлением на обслуживаемый спутник. Заметим, что так как задача состоит в наведении оси $X_{ССК}$ на НКО, точно определенного углового

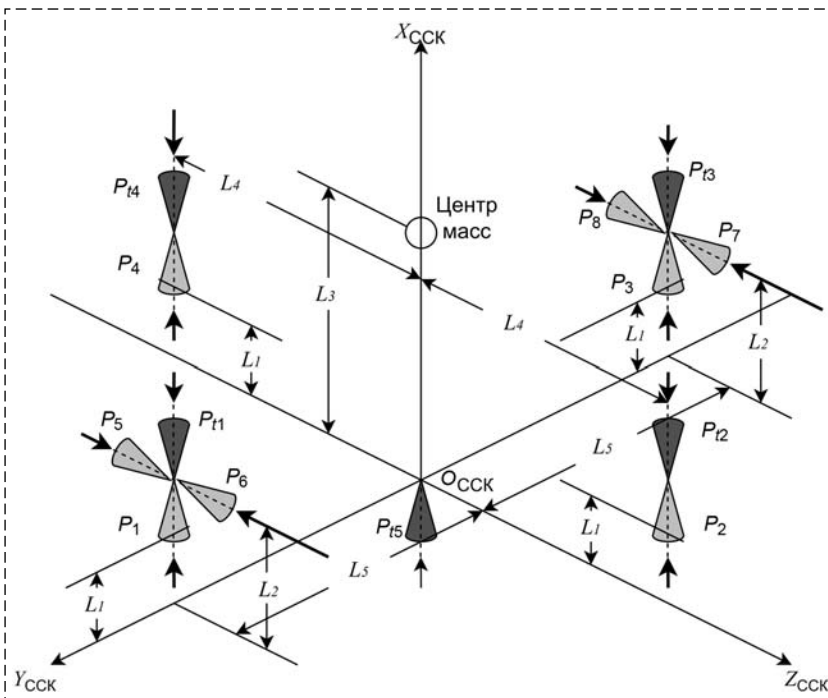


Рис. 3. Схема двигательной установки
 Fig. 3. Thrust engine system scheme

положения КМР вокруг оси $X_{ССК}$ не требуется, а значит, достаточно двух поворотов. Например, можно осуществить наведение оси $X_{ССК}$ на НКО путем последовательных элементарных поворотов ССК вокруг оси $X_{ССК}$ и $Z'_{ССК}$ на углы Эйлера $-\beta$ и $-\gamma$ соответственно (рис. 4).

Результирующую матрицу направляющих косинусов, которая определяет положение ИСК относительно ССК, наведенной на НКО, можно найти путем перемножения матриц с отрицательными углами Эйлера в последовательности выполнения поворотов:

$$\mathbf{A}_{ИСК \rightarrow ССК} = R_x(\beta)R_z(\gamma).$$

Матрица направляющих косинусов, определяющая требуемое положение ССК относительно ИСК, равна

$$\mathbf{A}_{ССК \rightarrow ИСК} = \mathbf{A}_{ИСК \rightarrow ССК}^{-1} = R_z(-\gamma)R_x(-\beta),$$

откуда получаем

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_{ССК \rightarrow ИСК} &= \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma \cos \beta & \sin \gamma \sin \beta \\ -\sin \gamma & \cos \gamma \cos \beta & \cos \gamma \sin \beta \\ 0 & -\sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

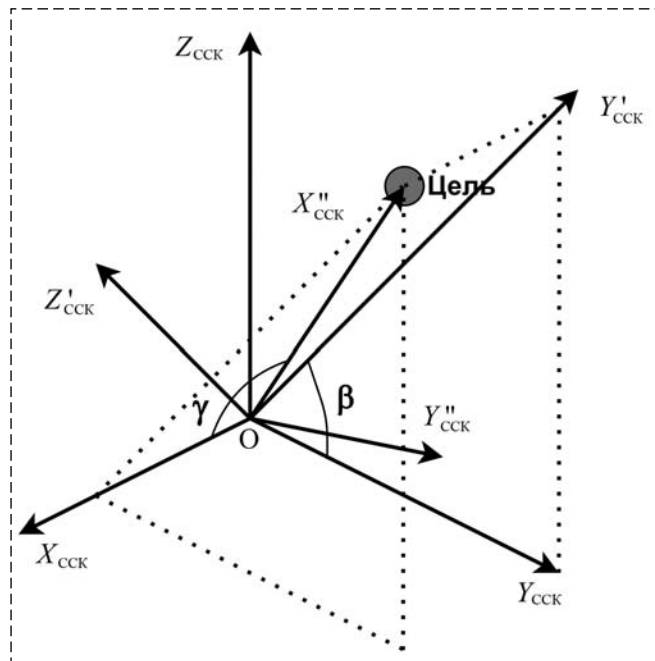


Рис. 4. Наведение ССК КМР на НКО

Fig. 4. Aiming the associated coordinate system of the space manipulation robot to the non-cooperative spacecraft

На рис. 4 видно, что

$$\cos \gamma = \frac{dr_x}{\sqrt{dr_x^2 + dr_y^2 + dr_z^2}};$$

$$\sin \gamma = \frac{\sqrt{dr_y^2 + dr_z^2}}{\sqrt{dr_x^2 + dr_y^2 + dr_z^2}};$$

$$\cos \beta = \frac{dr_y}{\sqrt{dr_y^2 + dr_z^2}};$$

$$\sin \beta = \frac{dr_z}{\sqrt{dr_y^2 + dr_z^2}}.$$

Матрица поворота $\mathbf{A}_{ССК \rightarrow ИСК}$ по известным соотношениям пересчитывается в кватернион $\mathbf{\Lambda}^{tar}$ конечного положения связанной системы координат:

$$\mathbf{\Lambda}^{tar} = [\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}]; \lambda_0 = \frac{\sqrt{1 + a_{11} + a_{22} + a_{33}}}{2};$$

$$\lambda_1 = \frac{a_{23} - a_{32}}{4\lambda_0}; \lambda_2 = \frac{a_{31} - a_{13}}{4\lambda_0}; \lambda_3 = \frac{a_{12} - a_{21}}{4\lambda_0}.$$

Траекторию сближения КМР с НКО можно разделить на несколько участков:

1) сближение до расстояния $\Delta r = \zeta_1$ с постоянной скоростью $v = 2v_{tar}$, где v_{tar} — скорость НКО. Управление реализуется двигательной установкой, включающей в себя тяговый двигатель и четыре тормозных двигателя;

2) стабилизация на расстоянии $\Delta r = \zeta_1$ от НКО и продолжение движения со скоростью, равной скорости НКО, $v = v_{tar}$;

3) движение с постоянной скоростью $v = v_{tar}$ на расстоянии $\Delta r = \zeta_1$ от НКО.

Дальнейшее сближение и захват НКО с помощью манипуляторов в данной работе не рассматриваются.

На уровне наведения требуется сформировать вектор тяги, необходимый для поддержания требуемой скорости КМР v при сближении на заданное расстояние с НКО.

Пусть КМР имеет массу m , а в результате работы двигательной установки в ССК формируется вектор тяги \mathbf{P}_{dv} . Вектор скорости КМР в ИСК получим путем поворота вектора скорости в ССК $\mathbf{u} = \int \frac{\mathbf{P}_{dv}}{m} dt$ на кватернион текущего положения ССК в ИСК, т. е. $\mathbf{v} = \mathbf{\Lambda}_0 \circ \mathbf{u} \circ \tilde{\mathbf{\Lambda}}_0$.

Таким образом, поступательное движение КМР определяется следующими уравнениями:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}; \\ \dot{\mathbf{v}} = \Lambda_0 \circ \frac{\mathbf{P}_{dv}}{m} \circ \tilde{\Lambda}_0 - \frac{\mu \mathbf{R}}{|\mathbf{R}|^3}. \end{cases}$$

Здесь μ — гравитационный параметр; \mathbf{R} — вектор расстояния от центра Земли до КМР; $\frac{\mathbf{P}_{dv}}{m} = \mathbf{a}_e$ — вектор управляющего ускорения КМР относительно ССК.

Управление на уровнях наведения и стабилизации

На уровне стабилизации необходимо сформировать устойчивое управление, задающее угловую скорость КМР ω , требуемую для совмещения связанной системы координат с направлением на НКО. На уровне наведения необходимо сформировать управление тяговыми двигателями, которое обеспечит поступательное движение КМР с требуемой скоростью.

Управление поступательным движением КМР при сближении с НКО осуществляется по скорости и реализуется релейным законом управления с гистерезисом (рис. 5). Здесь P_1 — номинальная тяга маршевого двигателя; $-P_2$ — суммарная номинальная тяга тормозных двигателей.

Управление двигателями ориентации также осуществляется по релейному закону с гистерезисом.

Пусть $P_i^t = \{0, 1\}$, $i = 1, \dots, 5$, — признаки включения тяговых двигателей, $P_j = \{0, 1\}$, $j = 1, \dots, 8$, — признаки включения двигателей ориентации, где 1 соответствует включению двигателя, 0 — выключению.

Сформулируем закон управления включением тяговых двигателей:

$$\begin{cases} P_5^t = 1, \text{ если } \sigma_v \geq \rho_2, \\ P_5^t = 0, \text{ если } \sigma_v \leq \rho_1, \\ P_5^t = P_5^{t \text{ пред}}, \text{ иначе;} \\ P_k^t = 1, k = 1, \dots, 4, \text{ если } \sigma_v < -\rho_2, \\ P_k^t = 0, k = 1, \dots, 4, \text{ если } \sigma_v < -\rho_1, \\ P_k^t = P_k^{t \text{ пред}}, k = 1, \dots, 4, \text{ иначе.} \end{cases}$$

Здесь ρ_1 , ρ_2 — заданные пороги срабатывания двигателей.

Управляющее воздействие σ_v определяется следующими соотношениями:

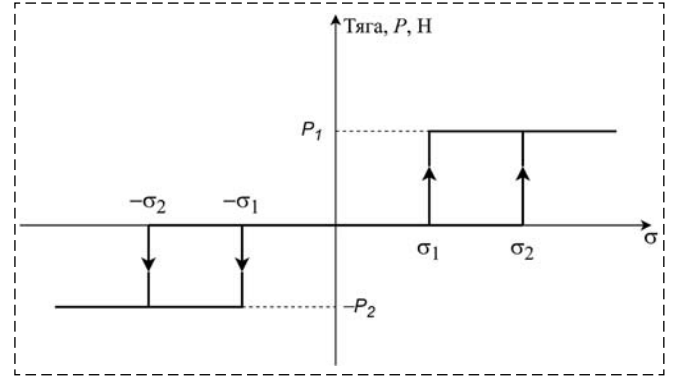


Рис. 5. Релейный закон управления двигателями
Fig. 5. Relay engine control law

$$\begin{aligned} \sigma_v &= K_p^v (v_{req} - v) + K_d^v (v_{req} - v)', \\ v_{req} &= \begin{cases} 2v_{tar}, & \text{если } r > \zeta_1, \\ 0,5v_{tar}, & \text{если } r > \zeta_2, \\ v_{tar}, & \text{иначе,} \end{cases} \end{aligned}$$

ζ_1 , ζ_2 — заданные пороговые расстояния между КМР и НКО, $v_{tar} = |\dot{\mathbf{r}}^{tar}|$.

Релейный закон управления включением двигателей ориентации имеет вид

$$\begin{cases} P_{6,8} = 1, \text{ если } \sigma_{\omega x} \geq \xi_{2x}, \\ P_{6,8} = 0, \text{ если } \sigma_{\omega x} < \xi_{1x}, \\ P_{6,8} = P_{6,8}^{пред}, \text{ иначе;} \\ P_4 = 1, \text{ если } \sigma_{\omega y} \geq \xi_{2y}, \\ P_4 = 0, \text{ если } \sigma_{\omega y} < \xi_{1y}, \\ P_4 = P_4^{пред}, \text{ иначе;} \\ P_1 = 1, \text{ если } \sigma_{\omega z} \geq \xi_{2z}, \\ P_1 = 0, \text{ если } \sigma_{\omega z} < \xi_{1z}, \\ P_1 = P_1^{пред}, \text{ иначе;} \end{cases} \begin{cases} P_{5,7} = 1, \text{ если } \sigma_{\omega x} \leq -\xi_{2x}, \\ P_{5,7} = 0, \text{ если } \sigma_{\omega x} > -\xi_{1x}, \\ P_{5,7} = P_{5,7}^{пред}, \text{ иначе;} \\ P_2 = 1, \text{ если } \sigma_{\omega y} \leq -\xi_{2y}, \\ P_2 = 0, \text{ если } \sigma_{\omega y} > -\xi_{1y}, \\ P_2 = P_2^{пред}, \text{ иначе;} \\ P_3 = 1, \text{ если } \sigma_{\omega z} \leq -\xi_{2z}, \\ P_3 = 0, \text{ если } \sigma_{\omega z} > -\xi_{1z}, \\ P_3 = P_3^{пред}, \text{ иначе,} \end{cases}$$

где $\sigma_\omega = [\sigma_{\omega x}, \sigma_{\omega y}, \sigma_{\omega z}]$ — управляющее воздействие; ξ_1 , ξ_2 — заданные пороги срабатывания. Управляющее воздействие на уровне стабилизации имеет вид

$$\sigma_\omega = K_p^\omega (\Delta\omega) + K_d^\omega \Delta\dot{\omega}.$$

Требуемые управляющие моменты $\mathbf{M}(\mathbf{P}(\sigma_\omega))$ двигателей ориентации и тяги $\mathbf{P}_{dv}(\mathbf{P}(\sigma_v))$ тяговых двигателей формируются в зависимости от текущего вектора признаков включения двигателей.

Математическая модель двигательной установки учитывает задержку на переключение двигателей и время нарастания и спада.

Задержка на переключение двигателей вычисляется по формуле

$$C_{dv}(i) = \begin{cases} P_{ildv}(i) = P_{dv_nom}(i)P(i), \\ C_{dv}(i) = 0, \\ \text{если } C_{dv}(i) \geq \frac{Tl_{dv}}{T_0}, \\ C_{dv}(i) = C_{dv}(i) + 1, \text{ иначе.} \end{cases}$$

Здесь $P_{dv_nom}(i)$ — расчетная тяга i -го двигателя в установившемся режиме (Н); $P(i)$ — признак включения i -го двигателя, рассчитанный в соответствии с принятым релейным законом управления; $P_{ildv}(i)$ — расчетная тяга i -го двигателя с учетом задержки на переключение двигателя (Н); $C_{dv}(i)$ — счетчик тактов задержки на переключение i -го двигателя; Tl_{dv} — время задержки на переключение i -го двигателя (с); T_0 — такт вызова математической модели двигательной установки.

Учет времени нарастания/спада тяги:

$$P_{tdv}(i) = \begin{cases} P_{tdv}(i) + \frac{T_0}{T2up_{dv}}(P_{ildv}(i) - P_{tdv}(i)), \\ \text{если } P_{ildv}(i) \neq 0 \text{ и } T2up_{dv} \geq T_0; \\ P_{tdv}(i) + \frac{T_0}{T2dn_{dv}}(P_{ildv}(i) - P_{tdv}(i)), \\ \text{если } P_{ildv}(i) = 0 \text{ и } T2up_{dv} \geq T_0; \\ P_{ildv}(i), \text{ иначе,} \end{cases}$$

где $P_{tdv}(i)$ — расчетная тяга i -го двигателя с учетом времени нарастания (спада) тяги (Н); $T2up_{dv}(i)$ — постоянная времени нарастания тяги i -го двигателя (с); $T2dn_{dv}(i)$ — постоянная времени спада тяги i -го двигателя (с).

Суммарный вектор тяги двигательной установки вычислим по следующей формуле:

$$\mathbf{P}_{dv} = \sum_i P_{tdv}(i) \mathbf{R}_{dv}(i).$$

Здесь $\mathbf{R}_{dv}(i)^T = [R_{dv_x}(i); R_{dv_y}(i); R_{dv_z}(i)]$ — заданный единичный вектор номинального направления тяги i -го двигателя.

Суммарный управляющий момент двигательной установки:

$$\mathbf{M}_{dv} = \sum_i (\mathbf{L}_{dv}(i) - \mathbf{D}_{cm}) \mathbf{P}_{dv}(i),$$

где $\mathbf{L}_{dv}(i)^T = [L_{dv_x}(i); L_{dv_y}(i); L_{dv_z}(i)]$ — заданный радиус-вектор номинальной точки приложения тяги i -го двигателя, $\mathbf{D}_{cm}^T = [D_{cm_x}; D_{cm_y}; D_{cm_z}]$ — заданный радиус-вектор центра масс КМР в связанной системе координат.

Результаты моделирования

Моделирование осуществлялось в среде *MATLAB/Simulink* для КМР массой $m = 1000$ кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}\{600, 600, 600\}$ кг·м³. Каждый из восьми электрореактивных двигателей ориентации имеет номинальную тягу $P_i = 0,5$ Н, $i = 1, \dots, 8$, маршевый двигатель — тягу $P_5^t = 50$ Н, каждый тормозной двигатель тягу — $P_k^t = 10$ Н, $k = 1, \dots, 4$. Направления и плечи тяг двигателей ориентации показаны на рис. 3. Постоянные времени нарастания тяги каждого двигателя $T2up_{dv}(i) = 0,3$ с, времени спада — $T2dn_{dv}(i) = 0,7$ с, такт вызова математической модели двигательной установки $T_0 = 0,1$ с.

НКО движется поступательно с постоянным вектором скорости \mathbf{v}_{tar} и в начальный момент времени находится в положении \mathbf{r}_{tar} относительно начала координат ИСК. Расстояние до КМР составляет Δr :

$$\mathbf{v}_{tar} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0,008 \\ 0,006 \end{bmatrix} [\text{м/с}], \quad \mathbf{r}_{tar} = \begin{bmatrix} 500 \\ -100 \\ 0 \end{bmatrix} [\text{м}],$$

$$\Delta r = 510 [\text{м}].$$

Приняты следующие пороговые значения управляющих параметров:

$$\rho = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 4 \cdot 10^{-3} \\ 5 \cdot 10^{-3} \end{bmatrix};$$

$$\xi_i = \begin{bmatrix} \xi_{1i} \\ \xi_{2i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5 \cdot 10^{-2} \\ 3 \cdot 10^{-2} \end{bmatrix}, \quad i = x, y, z;$$

$$\zeta = \begin{bmatrix} \zeta_1 \\ \zeta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 50 \\ 10 \end{bmatrix} [\text{м}].$$

На рис. 6 представлена траектория движения КМР при сближении с НКО. На рис. 7 представлен график изменения координат КМР и НКО в ИСК.

В начальный момент времени ССК КМР совмещена с ИСК и неподвижна в ИСК. На первом участке траектории при сближении до расстояния $\rho = \zeta_1 = 50$ м (точка r_1 на рис. 6) КМР движется поступательно с постоянной скоростью $v = 2v_{tar} = 2 \cdot |\dot{\mathbf{r}}_{tar}| = 0,02$ м/с.

На втором участке траектории при движении на расстоянии $r = \zeta_1 = 50$ м от НКО КМР имеет поступательную скорость, равную скорости НКО $v = v_{tar} = |\dot{\mathbf{r}}_{tar}| = 0,01$ м/с.

После совмещения направления вектора скорости КМР с направлением движения НКО

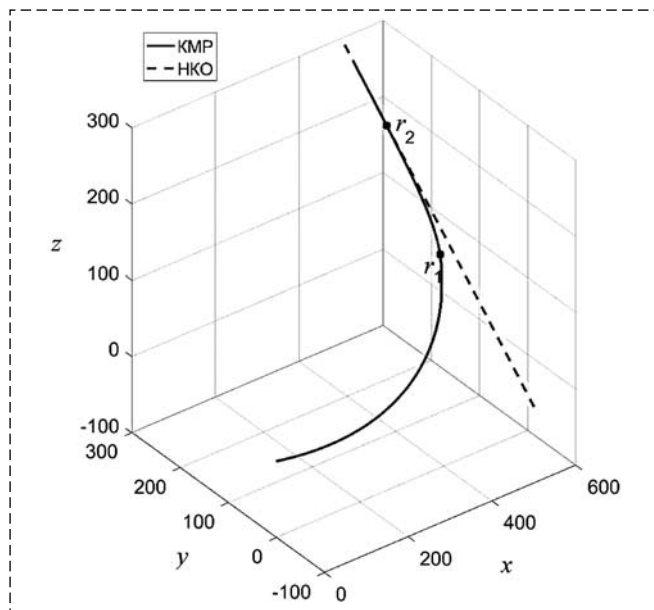


Рис. 6. Траектория движения КМР при сближении с НКО
 Fig. 6. Space manipulation robot trajectory in rendezvous with a non-cooperative space object

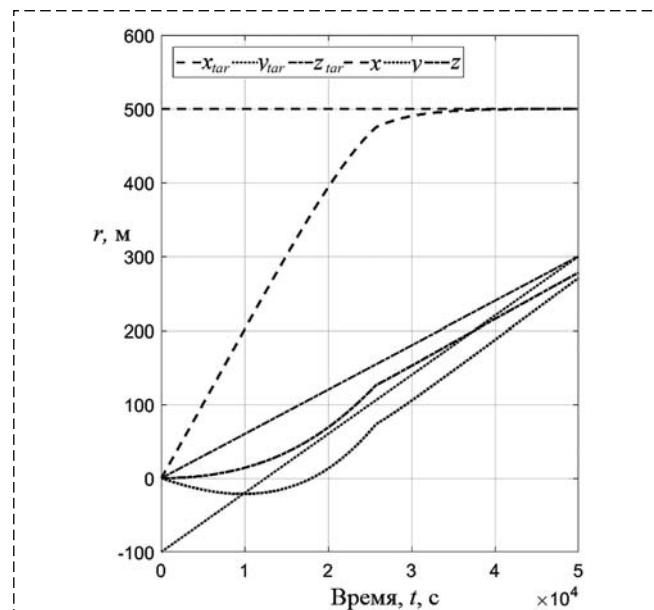


Рис. 7. Перемещение КМР и НКО
 Fig. 7. Coordinates of space manipulation robot and non-cooperative space object

и стабилизации КМР продолжает движение на постоянном расстоянии от НКО (точка r_2 на рис. 6).

Требуемые и реальные изменения угловых скоростей КМР на уровне стабилизации показаны на рис. 8.

На рис. 9 видно, что кватернион перехода от текущего положения ССК КМР к требуемому положению стремится к 1, а значит, можно сделать вывод, что управление угловым движением КМР осуществляется верно.

Результаты моделирования показали работоспособность предложенных алгоритмов сближения КМР с НКО.

Заключение

В данной работе рассмотрена система управления КМР на этапе сближения с НКО. Система управления представлена в виде двухуровневой системы "наведение—стабилизация", разработаны стратегия и алгоритмы управления на каждом уровне, представлена математическая модель двигательной установки. Работоспособность предложен-

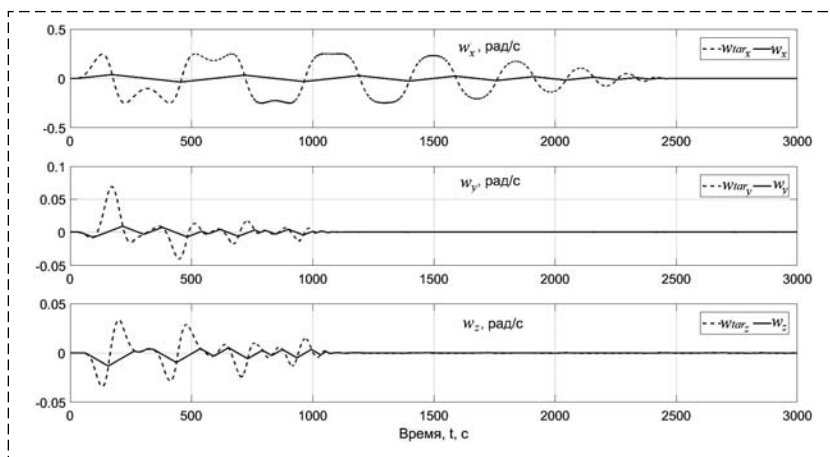


Рис. 8. Угловые скорости КМР
 Fig. 8. Space manipulation robot angle velocities

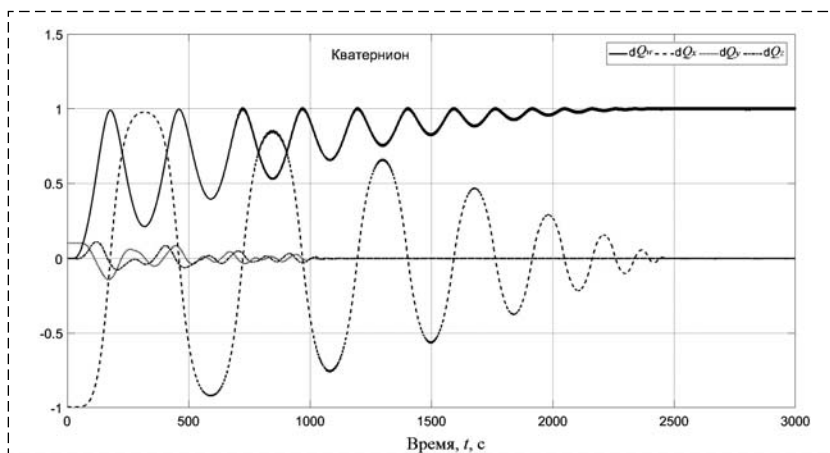


Рис. 9. Кватернион перехода ССК КМР в направлении на НКО
 Fig. 9. Transition quaternion of the associated coordinate system of space manipulation robot in the direction of the non-cooperative space object

ных алгоритмов управления подтверждена результатами моделирования, осуществленного в среде *MATLAB/Simulink*.

Разработанные алгоритмы могут быть применены для проектирования системы управления КМР, предназначенного для продления срока эксплуатации как вновь разрабатываемых КА, так и функционирующих в настоящий момент и не предназначенных для обслуживания.

В рамках дальнейшей работы предполагается разработать и применить методы многокритериальной оптимизации двухуровневой иерархической системы управления КМР на этапе сближения с НКО.

Список литературы

1. Виноградов П. В., Железняков А. Б., Спасский Б. А. Актуальные направления развития космической робототехники // Робототехника и техническая кибернетика. № 4(9). 2015. С. 3–12.
2. Tatsch A., Fitz-Coy N., Gladun S. On-orbit servicing: A brief survey // Proceedings of the IEEE International Workshop on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR'06). 2006. P. 276–281.
3. Kozlova N. Y., Fomichev A. V. Promising on-orbit servicing tasks for spacecraft life extension // AIP Conference Proceedings. Vol. 2318(1). 2021. P. 130008.
4. Kozlova N. Y., Fomichev A. V. Mathematical model of free-flying space manipulation robot when approaching a non-cooperative spacecraft // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1864, N. 1. P. 012131
5. Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing // Progress in Aerospace Sciences. 2014. N. 68. P. 1–26.

6. Сомов Е. И., Бутырин С. А. Наведение и управление свободнолетающим роботом при завершении сближения с пассивным объектом в дальнем космосе // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2017. Т. 19, № 4-1. С. 81–90.

7. Akhloumadi M. R., Ivanov D. Translational and angular motion control for spacecraft rendezvous with non-cooperative rotating object // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318, N. 1. P. 050003.

8. Barbee B. W., Carpenter J. R., Heatwole S. et al. A Guidance and Navigation Strategy for Rendezvous and Proximity Operations with a Noncooperative Spacecraft in Geosynchronous Orbit // J. of Astronaut Sci. 2011. Vol. 58. P. 389–408. URL: <https://doi.org/10.1007/BF03321176>

9. Matsumoto S., Jacobsen S., Dubowsky S., Ohkami Y. Approach planning and guidance for uncontrolled rotating satellite capture considering collision avoidance // International symposium on artificial intelligence, robotics and automation in space. Nara, Japan. 2003.

10. Seweryn K., Banaszekiewicz M. Optimization of the trajectory of a general free-flying manipulator during the rendezvous maneuver // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. 2008. P. 7273.

11. Navabi M., Akhloumadi M. R. Nonlinear optimal control of relative rotational and translational motion of spacecraft rendezvous // Journal of Aerospace Engineering. 2017. Vol. 30, N. 5. P. 04017038.

12. Arantes G., Martins-Filho L. S. Guidance and control of position and attitude for rendezvous and dock/berthing with a noncooperative/target spacecraft // Mathematical Problems in Engineering. 2014. Vol. 2014.

13. Breger L., How J. P. Safe trajectories for autonomous rendezvous of spacecraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2008. Vol. 31, N. 5. P. 1478–1489.

14. Boyarko G., Yakimenko O., Romano M. Optimal rendezvous trajectories of a controlled spacecraft and a tumbling object // Journal of Guidance, Control, and dynamics. 2011. Vol. 34, N. 4. P. 1239–1252.

15. Mesarovic M. D., Macko D., Takahara Y. Theory of hierarchical, multilevel, systems. Elsevier, 2000.

Algorithmization of Guidance and Motion Control of a Space Manipulation Robot in the Service Tasks of a Non-Operative Spacecraft

N. Yu. Kozlova, kozlovanyu@bmstu.ru, A. V. Fomichev, a.v.fomichev@bmstu.ru,
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

Corresponding author: Kozlova N. Yu., PhD student, Bauman Moscow State Technical University,
Moscow, 105005, Russian Federation, e-mail: kozlovanyu@bmstu.ru

Accepted on December 15, 2021

Abstract

Nowadays there are many non-functioning spacecraft in orbit that have run out of fuel, or have failed due to breakdown. Therefore, the concept of a serviced space and the development of space manipulation robot for extending the spacecraft service life are becoming expedient. Space manipulation robot will be able to perform a variety of tasks, from inspecting malfunctions of a serviced spacecraft, to performing repairs and refueling the target vehicle. The article proposes a strategy and algorithms for the guidance and motion control of a space manipulation robot at the stage of rendezvous with a non-cooperative spacecraft to perform maintenance tasks. The purpose of the article is to synthesize the control of the translational and rotational motion of the space manipulation robot for its convergence with the target satellite at a given distance. The control system is presented in the form of a hierarchical two-level "guidance-stabilization" system. At the guidance level, a transition quaternion of the associated coordinate system to the required position is formed, as well as thrust engine control, which ensures the translational motion of the space manipulation robot at the required velocity. At the stabilization level, a control is formed that superpose the associated coordinate system of the space manipulation robot with the direction to the served satellite. The article proposes a scheme and a mathematical model of the propulsion system, angular and translational motion of the service satellite. The modeling of the developed guidance and motion control algorithms in the SIMULINK environment has been carried out.

Keywords: hierarchical control system, service satellite, non-cooperative spacecraft, space manipulation robot, rendezvous with passive satellite

Acknowledgements: The reported study was funded by RFBR, project number 20-38-90261.

For citation:

Kozlova N. Yu., Fomichev A. V. Algorithmization of Guidance and Motion Control of a Space Manipulation Robot in the Service Tasks of a Non-Operative Spacecraft, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 4, pp. 216–224.

DOI: 10.17587/mau.24.216-224

References

1. **Vinogradov P. V., Zheleznyakov A. B., Spassky B. A.** Modern directions of space robotics development, *Robototekhnika i tekhnicheskaya kibernetika*, 2015, vol. 4(9), pp. 3–12 (in Russian).
2. **Tatsch A., Fitz-Coy N., Gladun S.** On-orbit servicing: A brief survey, *Proceedings of the IEEE International Workshop on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR'06)*, 2006, pp. 276–281.
3. **Kozlova N. Y., Fomichev A. V.** Promising on-orbit servicing tasks for spacecraft life extension, *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318(1), pp. 130008.
4. **Kozlova N. Y., Fomichev A. V.** Mathematical model of free-flying space manipulation robot when approaching a non-cooperative spacecraft, *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1864, no. 1, pp. 012131.
5. **Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S.** A review of space robotics technologies for on-orbit servicing, *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, no. 68, pp. 1–26.
6. **Somov Ye. I., Butyrin S. A.** Guidance and control of free-flying robot during completion of the rendezvous with a passive object in deep space, *Izvestiya Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk*, 2017, vol. 19, no. 4-1, pp. 81–90 (in Russian).
7. **Akhloumadi M. R., Ivanov D.** Translational and angular motion control for spacecraft rendezvous with non-cooperative rotating object, *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, no. 1, pp. 050003.
8. **Barbee B. W., Carpenter J. R., Heatwole S.** et al. A Guidance and Navigation Strategy for Rendezvous and Proximity Operations with a Noncooperative Spacecraft in Geosynchronous Orbit, *J. of Astronaut Sci.*, 2011, vol. 58, pp. 389–408, DOI: 10.1007/BF03321176
9. **Matsumoto S., Jacobsen S., Dubowsky S., Ohkami Y.** Approach planning and guidance for uncontrolled rotating satellite capture considering collision avoidance, *International symposium on artificial intelligence, robotics and automation in space*, Nara, Japan, 2003.
10. **Seweryn K., Banaszkiwicz M.** Optimization of the trajectory of a general free-flying manipulator during the rendezvous maneuver, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 2008, pp. 7273.
11. **Navabi M., Akhloumadi M. R.** Nonlinear optimal control of relative rotational and translational motion of spacecraft rendezvous, *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, vol. 30, no. 5, pp. 04017038.
12. **Arantes G., Martins-Filho L. S.** Guidance and control of position and attitude for rendezvous and dock/berthing with a noncooperative/target spacecraft, *Mathematical Problems in Engineering*, 2014, vol. 2014.
13. **Breger L., How J. P.** Safe trajectories for autonomous rendezvous of spacecraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, vol. 31, no. 5, pp. 1478–1489.
14. **Boyarko G., Yakimenko O., Romano M.** Optimal rendezvous trajectories of a controlled spacecraft and a tumbling object, *Journal of Guidance, Control, and dynamics*, 2011, vol. 34, no. 4, pp. 1239–1252.
15. **Mesarovic M. D., Macko D., Takahara Y.** Theory of hierarchical, multilevel, systems, Elsevier, 2000.

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская Тишина, 23с2

Телефон редакции журнала: **+7(499) 270 16 52**

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *М. Ю. Безменова*.

Сдано в набор 25.01.2023. Подписано в печать 16.03.2023. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Заказ МН423. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций

Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз". 119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru