

УДК 629.7.087

УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССОМ СБЛИЖЕНИЯ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С ПАССИВНЫМ КОСМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТОМ НА ОКОЛОКРУГОВОЙ ОРБИТЕ

© 2024 г. Ю. М. Заболотнов¹, *, Чанцин Ван², Чжэн Минь¹¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, Самара, Россия²Северо-западный политехнический университет, Сиань, КНР

*email: yumz@yandex.ru

Поступила в редакцию 26.06.2023

Переработанный вариант 07.08.2023

Принята к публикации 10.08.2023

В работе рассмотрено управление процессом сближения тросовой системы с пассивным космическим объектом (грузом, космическим мусором и т.д.) на почти круговой околоземной орбите. Предполагается, что активный космический аппарат, имеющий в составе тросовую систему с устройством захвата (не развернутую), находится на близкой (по отношению к орбите груза) орбите, которая была сформирована с помощью некоторого известного алгоритма дальнего наведения. Управление процессом сближения начинается в переводе космического аппарата на промежуточную орбиту, точнее в сближении с некоторой фиктивной точкой, перемещающейся по этой орбите. Положение фиктивной точки выбирается так, чтобы после развертывания тросовой системы устройство захвата оказалось в окрестности груза сразу или после некоторого небольшого участка пассивного движения по орбите. Управление процессом сближения космического аппарата с фиктивной точкой в пространственном случае строится с использованием принципа динамического программирования Беллмана с применением линеаризованной системы. Используется непрерывное управление с помощью реактивных двигателей с конечной тягой. Компоненты реактивных сил, для которых строится управление, направлены по трансверсали и бинормали в орбитальной системе координат. Предполагается, что неизбежно возникающие ошибки наведения могут быть скорректированы с помощью изменения длины троса или каким-либо другим способом. Приводится численный пример моделирования рассматриваемых процессов по нелинейным уравнениям движения, иллюстрирующий предлагаемую схему управления.

DOI: 10.31857/S0023420624030069, EDN: JJVLMJ

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время большое внимание в разных странах мира уделяется процессам сближения на околоземной орбите с пассивным некооперируемым или неуправляемым космическим объектом (грузом, космическим мусором и т.д.). В частности, для захвата груза во многих случаях предлагается использовать тросовую систему, состоящую из базового космического аппарата (КА) с механизмом выпуска троса, на котором расположено устройство захвата груза [1–9]. Устройство захвата груза может использовать различные принципы стыковки с грузом (магнитные системы, штыри, сети и др.). Проблемы, которые возникают при сближении и стыковке космической тросовой системы (КТС) с неуправляемым космическим объектом (НКО), анализируются в работе [1]. Как известно, традиционный метод сближения КА с любым космическим объектом включает в себя несколько характерных участков: дальнее наведение, ближнее наведение и стыковка [10, 11]. Особенность процесса ближнего наведения КТС с целью стыковки с НКО

заключается в неизбежном наличии этапа ее развертывания, который должен предшествовать стыковке. Поэтому, естественно, возникает задача выбора момента начала развертывания КТС. Причем для того, чтобы устройство захвата после окончания выпуска троса оказалась в небольшой окрестности НКО, необходимо провести предварительную коррекцию орбиты сближения с точки зрения согласования ее параметров с орбитальными параметрами орбиты НКО. Этот маневр очевидно должен учитывать длину троса после его выпуска из базового КА. Обычно на участках дальнего и ближнего наведения для предварительного проектирования траекторий сближения космические аппараты рассматриваются как материальные точки, причем учитываются законы орбитального движения КА и НКО [12, 13]. На участке, обеспечивающем захват НКО, необходимо строить управление с учетом угловых движений тел, участвующих в стыковке [14], однако законы орбитального движения на малых расстояниях между ними можно не учитывать, что существенно упрощает построение программ управления.

В настоящей работе рассматривается управление при сближении КТС с неуправляемым НКО на этапе ближнего наведения без анализа участка, обеспечивающего стыковку космических объектов. Предлагается схема приведения устройства захвата к неуправляемому НКО, которая включает несколько характерных участков: 1) коррекция орбитальных параметров активного КА (трос не развернут) с учетом длины троса, который предполагается использовать, с целью перевода КА на промежуточную орбиту; 2) развертывание троса с устройством захвата в радиальном направлении с использованием известного закона управления [15]; 3) пассивный участок движения развернутой КТС, который обеспечивает сближение устройства захвата с НКО в соответствии с законами орбитального движения; 4) в случае необходимости изменение длины троса для компенсации неизбежно возникающих ошибок управления на предыдущих участках движения системы. На последнем участке, естественно, могут быть использованы и другие способы управления, дополняющие изменение длины троса, например, применяться автономный управляемый стыковочный модуль [16], имеющий возможность корректировать свое положение и скорость, что не изменяет предлагаемой общей схемы сближения. Понятно, что от длины троса и от отношения масс КА и устройства захвата, т.е. от положения центра масс КТС после ее развертывания, будет зависеть относительная скорость сближения КТС с НКО, влияющая на дальнейшее движение КТС после захвата НКО. Данная схема сближения может также использоваться совместно с сетью в виде “сочка” (англ. tethered sweep-net) [5], когда развернутая сеть подводится к НКО снизу или сверху. После неидеального захвата НКО, когда относительные скорости космических объектов не совпадают, могут быть использованы методы гашения колебаний в КТС, например, разработанные в исследованиях [6, 17].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Принципиальная схема сближения КТС с НКО изображена на рис. 1, где f_0 — начальное положение фиктивной точки на промежуточной орбите; f — конечное положением фиктивной точки в момент совмещения с ней КА для последующего развертывания КТС; Δu_0 — относительное угловое положение КА и фиктивной точки, которое выбирается в процессе решения задачи. После окончания процесса выпуска троса КТС, который начинается в точке f , КТС сближается с НКО в соответствии с законами орбитального движения. Использование законов орбитального движения при сближении рассматриваемых объектов позволяет строить более экономичные схемы сближения КТС с НКО.

Предполагается, что активный КА (трос не развернут) после этапа дальнего наведения совершает движение по почти круговой орбите, имеющей

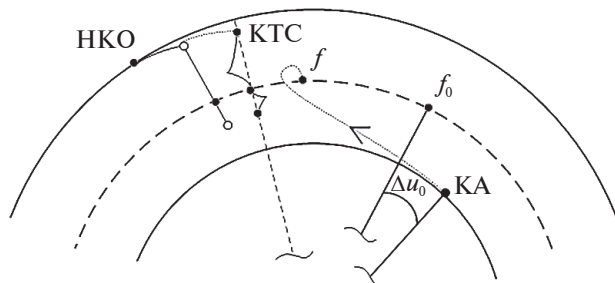


Рис. 1. Схема сближения активного КА с неуправляемым космическим объектом.

параметры, близкие к параметрам орбиты НКО, за исключением их углового относительного положения, на которое не накладывается ограничений. Последнее обстоятельство влияет только на продолжительность пассивного участка движения КТС после ее развертывания, а значит на полное время сближения КТС с НКО. Пусть НКО имеет известные параметры орбиты: A_d — большую полуось; e_d — эксцентриситет; ω_{pd} — аргумент перигея; i_d — наклонение; Ω_d — долготу восходящего узла; ϑ_d — истинную аномалию. Предположим, что длина троса по окончании его выпуска с КА равна L_k . Необходимо перевести КА на промежуточную орбиту такую, чтобы после развертывания троса концевое тело (устройство захвата), совершая вместе с КТС пассивное движение по этой орбите, через некоторое время оказалось в достаточно малой окрестности НКО. В данном случае пассивный участок движения КТС необходим, чтобы после развертывания троса было время для оценки вектора состояния системы и, следовательно, возможность коррекции движения устройства захвата, например, с помощью изменения длины троса. Предполагается, что равнодействующая реактивных сил имеет две составляющие: трансверсальную относительно радиус-вектора КА в плоскости его движения и бинормальную, перпендикулярную плоскости орбиты КА. Наличие последней составляющей обуславливается необходимостью совмещения плоскостей движения КА и НКО перед выпуском троса. Задачи ориентации и стабилизации движения КА с целью обеспечения заданного направления вектора тяги здесь не рассматриваются. Предполагается, что применяется непрерывное управление составляющими тяги, например, с помощью изменения секундного расхода массы топлива. Программа перевода устройства захвата в достаточную малую окрестность НКО строится с учетом минимизации затрат на управление. Минимизация затрат осуществляется, во-первых, за счет выбора положения фиктивной точки, перемещающейся по промежуточной орбите; во-вторых, с помощью применения соответствующего критерия оптимальности при построении программ управления для составляющих тяги

при совмещении КА с фиктивной точкой. Участок развертывания КТС практически не увеличивает затрат на управление, так как регулирование при выпуске троса осуществляется управляющим механизмом, который работает только на торможение с помощью изменения в нем силы трения троса (количества витков) на тормозном цилиндре [18]. Понятно, что затраты на управления существенно зависят от начального относительного положения КА и НКО, точнее от значения их параметров орбит, в частности, от орбиты, по которой совершает движение КА после окончания этапа дальнего наведения. Особенно это касается случая, когда плоскости орбит КА и КО не совпадают, что, как известно, приводит к увеличенным затратам на управление для обеспечения стыковки космических объектов на орбите [19]. Однако, если в результате навигационных измерений известно взаимное положение КА и НКО и их параметры орбит, управление должно строиться в соответствии с этой информацией и обеспечивать оптимальный перевод устройства захвата в положение, близкое к положению неуправляемого НКО.

Все космические объекты рассматриваются здесь как материальные точки. Для построения алгоритмов управления при переходе КА на промежуточную орбиту используются линеаризованные уравнения, записанные относительно характеристик движения фиктивной точки. Для сквозного моделирования движения системы на всех перечисленных участках применяются нелинейные уравнения движения, записанные в геоцентрической системе координат, которая здесь рассматривается как инерциальная система.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ И ИХ ЛИНЕАРИЗАЦИЯ

Уравнения движения для всех рассматриваемых здесь космических объектов записываются в правой геоцентрической системе координат $OXYZ$, где O — геометрический центр Земли, ось OX направлена в восходящий узел орбиты, а ось OZ — перпендикулярно плоскости орбиты НКО, которая считается неподвижной. Так, например, уравнения движения активного КА в этом случае имеют вид

$$\ddot{\mathbf{R}} = -\mu\mathbf{R}/R^3 + \mathbf{F}/m, \quad (1)$$

где $\mathbf{R} = x\mathbf{i} + y\mathbf{j} + z\mathbf{k}$ — радиус-вектор центра масс КА; μ — гравитационная постоянная; $\mathbf{F}$ — вектор равнодействующей реактивных сил; m — масса активного КА до развертывания КТС; $\ddot{\mathbf{R}} = d^2\mathbf{R}/dt^2$; t — время. Уравнения движения для НКО записываются аналогично (отсутствуют только реактивные силы).

Пусть выбраны орбитальные параметры фиктивной точки (используются аналогичные

обозначения): $A_f, e_f, \omega_{pf}, i_f, \Omega_f, \vartheta_f$. Связь между параметрами орбиты материальной точки и ее компонентами (координатами и скоростью $x_f, V_{xf}, y_f, V_{yf}, z_f, V_{zf}$) в системе координат $OXYZ$ определяется известными формулами [10]. С использованием стандартной матрицы частных производных запишем линеаризованную систему, описывающую движение активного КА относительно фиктивной точки

$$\dot{\xi} = \mathbf{B}\xi + \mathbf{U}_\xi, \quad (2)$$

где $\xi = (\Delta x \Delta V_x \Delta y \Delta V_y \Delta z \Delta V_z)^T$; $\Delta x = x - x_f$; $\Delta V_x = V_x - V_{xf}$; $\Delta y = y - y_f$; $\Delta V_y = V_y - V_{yf}$; $\Delta z = z - z_f$; $\Delta V_z = V_z - V_{zf}$.

Матрица $\mathbf{B}$ и вектор $\mathbf{U}_\xi$ имеют вид

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ B_{21} & 0 & B_{23} & 0 & B_{25} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ B_{41} & 0 & B_{43} & 0 & B_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ B_{61} & 0 & B_{63} & 0 & B_{65} & 0 \end{pmatrix}, \quad (3)$$

$$\mathbf{U}_\xi = m^{-1}(0 \ F_x \ 0 \ F_y \ 0 \ F_z)^T, \quad (4)$$

где $B_{21} = -\mu(1 - 3\bar{x}_f)/R_f^3$; $B_{43} = -\mu(1 - 3\bar{y}_f)/R_f^3$;

$$B_{65} = -\mu(1 - 3\bar{z}_f)/R_f^3; \quad B_{21} = B_{41} = 3\mu\bar{x}_f\bar{y}_f/R_f^3;$$

$$B_{25} = B_{61} = 3\mu\bar{x}_f\bar{z}_f/R_f^3; \quad B_{45} = B_{63} = 3\mu\bar{y}_f\bar{z}_f/R_f^3;$$

$$\bar{x}_f = x_f/R_f; \quad \bar{y}_f = y_f/R_f; \quad \bar{z}_f = z_f/R_f;$$

$R_f = (x_f^2 + y_f^2 + z_f^2)^{0.5}$; $F_{x,y,z}$ — проекции равнодействующей реактивных сил на оси системы координат $OXYZ$.

Линеаризованная система (2) интегрируется с учетом закона движения фиктивной точки, поэтому компоненты матрицы $\mathbf{B}$, отличные от нуля и единицы, зависят от времени.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ АКТИВНОГО КА ПРИ ПЕРЕХОДЕ НА ПРОМЕЖУТОЧНУЮ ОРБИТУ

Прежде чем строить программу управления движением КА при переходе на промежуточную орбиту необходимо определить ее параметры и положение на орбите фиктивной точки, с которой должен быть совмещен центр масс КА перед выпуском троса с устройством захвата. Предлагается осуществить выбор параметров промежуточной орбиты из следующих условий: $e_f = e_d$, $\omega_{pf} = \omega_{pd}$,

$i_f = i_d$, $\Omega_f = \Omega_d$, где $e_d, \omega_{pd}, i_d, \Omega_d$ — известные параметры орбиты НКО. Равенство перечисленных параметров приводит к совмещению плоскостей и линий апсид орбит КА и НКО. С другой стороны, выбор величины большой полуоси A_f предлагается осуществлять исходя из длины троса L_k , которая используется в КТС. Поэтому $A_f = A_d + \Delta A$, где A_d — большая полуось пассивного КА, $|\Delta A| = m_1 L_k / m$; m_1 — масса активного КА после отделения от него устройства захвата (трос считается невесомым). Величина ΔA фактически определяет орбиту центра масс КТС после ее развертывания. Сближение устройства захвата с НКО осуществляется в зависимости от исходных параметров орбиты активного КА: с более низкой ($\Delta A < 0$) или с более высокой орбиты ($\Delta A > 0$). Если $\Delta A < 0$, то выпуск троса с устройством захвата осуществляется вверх, центр масс КТС после ее формирования находится на более низкой орбите и на пассивном участке движения КТС “догоняет” НКА. Если $\Delta A > 0$, то имеет место противоположный случай. Если предполагается, что механизм управления развертыванием троса не предназначен для втягивания троса обратно [15, 18], то можно принять $|\Delta A| < m_1 L_k / m$, что представляется вполне логичным. Кроме того, имеет место удлинение троса за счет его растяжения, что также необходимо учитывать при выборе $|\Delta A|$.

Управление при переходе активного КА на промежуточную орбиту с параметрами $A_f, e_f, \omega_{pf}, i_f, \Omega_f$, на которой происходит развертывание КТС, осуществляется с использованием принципа Беллмана [20] и процедуры АКОР (аналитическое конструирование оптимальных регуляторов) [21]. Используется квадратичный критерий оптимальности

$$J = \int_0^{t_f} (h_1 u_1^2 + h_2 u_2^2 + \xi^T D \xi) dt, \quad (5)$$

где $h_{1,2} > 0$ — весовые коэффициенты, определяющие затраты на управление; D — диагональная положительно определенная матрица весовых коэффициентов, соответствующая ошибкам управления; $u_{1,2}$ — компоненты реактивных сил, заданные в орбитальной системе координат (по трансверсали и бинормали).

С теоретической точки зрения $t_f = \infty$ и после построения управления методом АКОР имеем асимптотическую устойчивость $\xi \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$. Естественно, в прикладных задачах ограничиваются случаем $t_f < \infty$, где момент времени t_f зависит от заданной погрешности выполнения конечных условий движения системы.

Линеаризованную систему (2) можно переписать в стандартном виде для применения процедуры АКОР

$$\dot{\xi} = B \xi + M u,$$

где $M = \begin{pmatrix} N_{11} & 0 & N_{21} & 0 & N_{31} & 0 \\ N_{12} & 0 & N_{22} & 0 & N_{32} & 0 \end{pmatrix}^T$, $N_{ij} (i, j = 1, 2, 3)$ —

компоненты матрицы $N = m^{-1} K \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}^T$, K —

матрица перехода от орбитальной подвижной системы координат (оси — радиус-вектор, трансверсаль, бинормаль) к системе координат $OXYZ$, $u = (u_1, u_2)^T$. При этом компоненты матрицы K выражаются через координаты фиктивной точки в системе координат $OXYZ$ и зависят от времени.

Оптимальный регулятор с точки зрения минимума критерия (5) имеет вид [21, 22]

$$u = q^T \xi, \quad (6)$$

где $q = -A M h^{-1}$, $h = \begin{pmatrix} h_1 & 0 \\ 0 & h_2 \end{pmatrix}$. Причем матрица A

удовлетворяет матричному дифференциальному уравнению Риккати

$$\frac{dA}{dt} = -D - AB - B^T A + A M h^{-1} M^T A. \quad (7)$$

При решении уравнения Риккати (7) используется прием, связанный с обратным интегрированием [21]. В этом случае полагается $A(t_f) = 0$, при этом $q(t_f) = 0$ и $u(t_f) = 0$, и проводится интегрирование с отрицательным шагом до момента времени $t = 0$. Момент времени t_f выбирается в процессе решения задачи и должен быть согласован с весовыми коэффициентами критерия оптимальности (5), так как они определяют время окончания переходных процессов в системе и соответственно затраты на управление. Здесь следует отметить, что матрица A будет в каждый момент времени положительно определенной и обращаться в ноль только в момент времени t_f . Это определяется видом правой части уравнения (7) и имеет теоретическое обоснование, так как известно [23], что при $t \rightarrow -\infty$ решение матричного дифференциального уравнения Риккати (7) при условии положительно определенности подынтегральной функции (5) есть положительно определенная матрица. Матрица A определяется функцией Беллмана $W = \xi^T A \xi$, которая в этом случае будет положительно определенной, и функцией Ляпунова для рассматриваемой задачи [20, 21], что обеспечит совмещение активного КА с фиктивной точкой на промежуточной орбите. В конечном итоге результатом описанных выше вычислений будет вектор коэффициентов регулирования $q(t)$, который можно задать, например, в виде таблицы с некоторой дискретностью по времени и разместить в запоминающем устройстве в системе управления движением КА. Вектор $q(t)$ однозначно определяется выбранными параметрами промежуточной орбиты, весовыми коэффициентами критерия (5) и угловым положением на ней фиктивной точки,

Таблица. Данные для численного моделирования перехода активного КА на промежуточную орбиту

Обозначение	Название	Величина
$m, m - m_1$	Масса КА, масса устройства захвата	1200 кг, 200 кг
A_d, e_d	Большая полуось, эксцентриситет НКО	6878 км, 0.001
A, e	Большая полуось, эксцентриситет КА	6868 км, 0.002
$\Delta A = A_f - A$	Разница больших полуосей промежуточной орбиты и орбиты НКО	1.566 км
$\Delta i, \Delta \Omega$	Разница наклонений, разница долготы восходящих узлов КА и НКО	0.1, -0.1°
$\Delta \omega_\pi$	Разница значений долготы перицентров КА и НКО	5°
$h_{1,2}$	Весовые коэффициенты критерия (5) для управления	$0.25 \cdot 10^5$
$\overline{D_{11}}, D_{44}$	Весовые коэффициенты для ошибок в управлении в плоскости орбиты	0.05
D_{55}, D_{66}	Весовые коэффициенты для ошибок в управлении вне плоскости орбиты	0.4

определенной относительно положения КА. Предполагается, что при переходе КА на промежуточную орбиту используется так называемое декартовое непрерывное управление [11], когда, например, два реактивных двигателя располагаются вдоль продольной оси КА (они обеспечивают управляемую тягу по трансверсали), а два других двигателя имеют тягу, направленную перпендикулярно продольной оси (по бинормали). Вопросы стабилизации движения КА относительно орбитальной подвижной системы координат, необходимой для рассматриваемой задачи, и решение навигационной задачи для определения отклонений координат центра масс КА от координат фиктивной точки в настоящей работе не рассматриваются.

ЧИСЛЕННЫЙ ПРИМЕР ПЕРЕХОДА АКТИВНОГО КА НА ПРОМЕЖУТОЧНУЮ ОРБИТУ

В качестве численного примера рассматривается переход между эллиптическими орбитами, причем плоскости орбит активного и пассивного КА не совпадают, что обуславливается различием их наклонений $\Delta i = i - i_d$ и значений долготы восходящих узлов $\Delta \Omega = \Omega - \Omega_d$. Отличаются также положения линий апсид $\Delta \omega = \omega - \omega_{pd}$. Исходные данные для численного моделирования перехода активного КА на промежуточную орбиту приводятся в таблице. Все параметры промежуточной орбиты совпадают с параметрами орбиты пассивного КА, кроме большой полуоси, которая на $\Delta A < 0$, т.е. начальная орбита активного КА является более низкой по сравнению с орбитой НКО. Весовые коэффициенты для управления были приняты $h_{1,2} \gg D_{ii}$ ($i = \overline{1,6}$) (табл.), т.е. критерий оптимальности (5) в этом случае близок критерию, который доставляет минимум затрат на управление. Поэтому переход на промежуточную орбиту занимает достаточно большое время $t_f = 1.7T_d$, где T_d — орбитальный период НКО. Здесь необходимо

отметить, что если положить $D = 0$, то решение уравнения Риккати (7) при $A(t_f) = 0$ тривиально $A = 0$ и, естественно, не может быть использовано для построения управления. Что же касается соотношения для весовых коэффициентов, определяющих величину ошибок в управлении в плоскости и вне плоскости орбиты ($D_{11}, D_{22}, D_{33}, D_{44} = 0.05$ и $D_{55}, D_{66} = 0.4$), то увеличенные коэффициенты для отклонений от плоскости орбиты НКО $\Delta z, \Delta V_z$ объясняются тем, что необходимо особенно точно (с малой погрешностью) обеспечить совмещение орбитальных плоскостей КА и НКО. Развертывание КТС в плоскости орбиты позволяет иметь дополнительную возможность с помощью изменения длины троса компенсировать неизбежно возникающие ошибки (в плоскости орбиты НКО), появившиеся на предыдущем участке движения КА, так как оценка $|\Delta A|$, полученная ранее и зависящая от длины троса L_k , является приближенной. На рис. 2 приводятся переходные процессы, характеризующие сближение КА с фиктивной точкой, перемещающейся по выбранной промежуточной орбите, где показано изменение всех компонент вектора $\xi = (\Delta x \ \Delta V_x \ \Delta y \ \Delta V_y \ \Delta z \ \Delta V_z)^T$ от безразмерного времени $\tau = t/T_d$. Здесь следует отметить, что конечные значения параметров, характеризующих отклонения от плоскости орбиты НКО, в данном случае являются малыми: $|\Delta z| \leq 0.7$ м, $|\Delta V_z| \leq 10^{-3}$ м/с, что представляется необходимым условием дальнейшего движения КТС в плоскости орбиты при ее развертывании. Переходные процессы, представленные на рис. 2, определенные по линеаризованной и исходной нелинейной системе уравнений, в данном случае практически совпадают. Изменение управлений u_1, u_2 , которые представляют собой реактивные силы в направлении трансверсали и бинормали, показано на рис. 3а, б. Так как в начальный момент сразу после включения двигателей имеет место кратковременное увеличение значений тяги ($\max u_1 = 45$ Н, $\max u_2 = 57$ Н), представляется

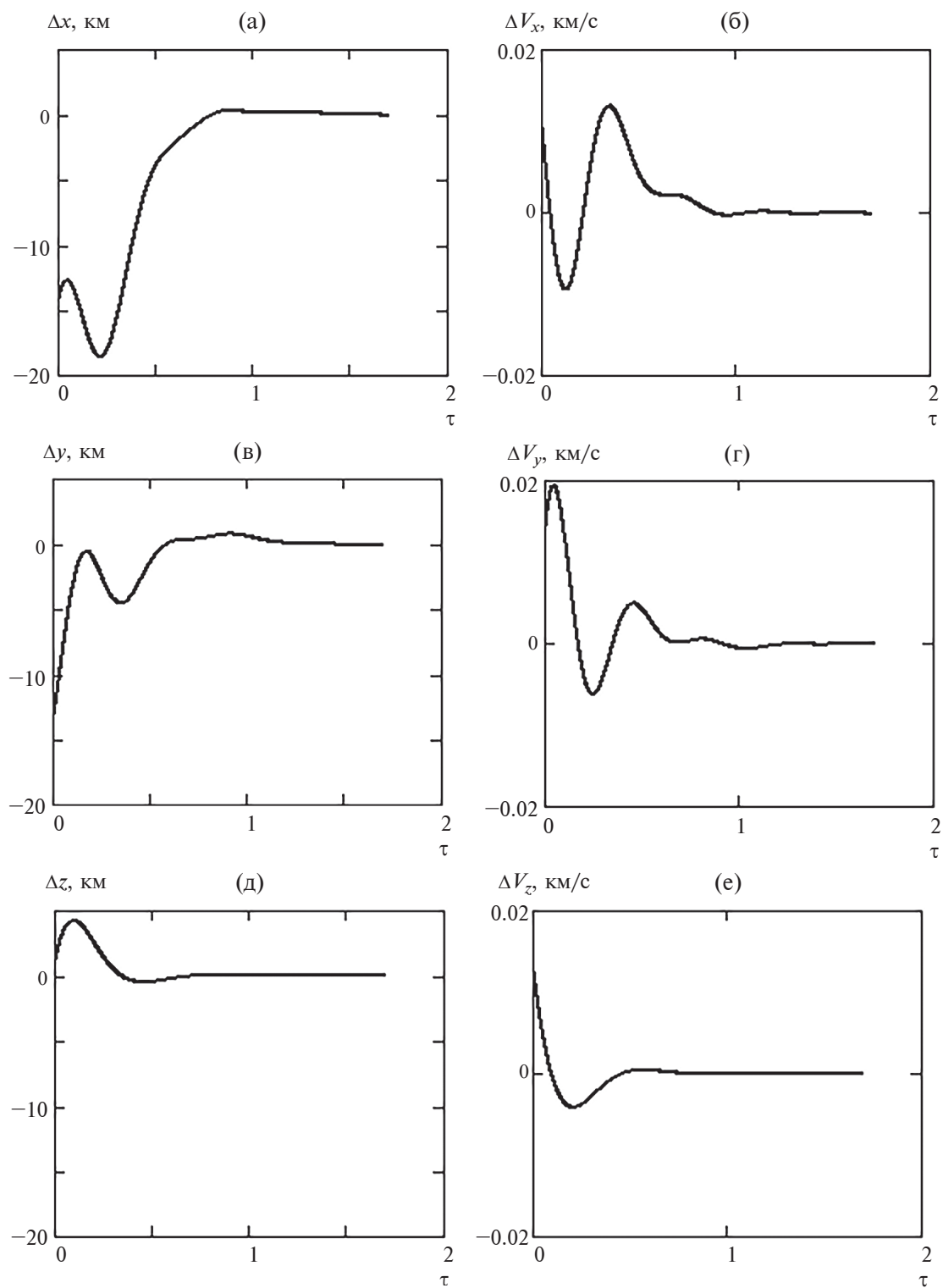


Рис. 2. Переходные процессы управления в геоцентрической системе координат.

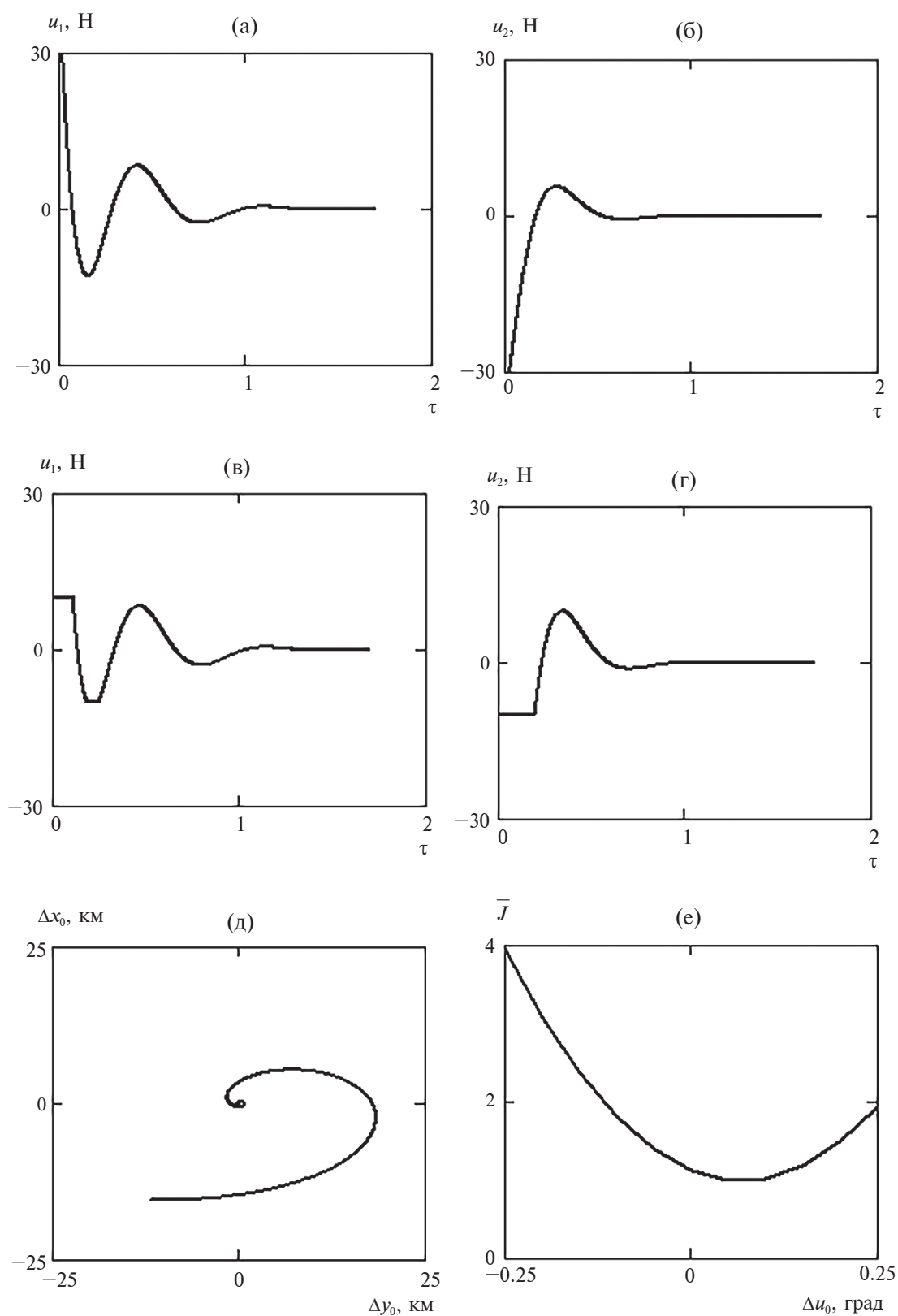


Рис. 3. Зависимости, характеризующие процесс сближения активного КА с неуправляемым космическим объектом до развертывания тросовой системы.

возможным ввести соответствующее ограничение. На рис. 3в, г приводятся те же управления, но с учетом ограничений $|u_1|, |u_2| < 10$ Н, при этом свойство асимптотической устойчивости конечного состояния системы сохраняется. На рис. 3д показана проекция траектории активного КА на плоскость переходной орбиты. Траектория построена в орбитальной подвижной системе координат (отклонения $\Delta x_0, \Delta y_0$) относительно выбранной фиктивной точки (0, 0) на промежуточной орбите. Как было установлено, затраты на управление и соответственно значения критерия оптимальности (5) существенно зависят при прочих равных условиях от относительного углового положения активного КА и выбираемой фиктивной точки, с которой происходит сближение КА. Это относительное угловое положение характеризуется разностью значений их аргументов широты Δu_0 в момент начала сближения. Фактически величина Δu_0 становится внешним параметром при решении оптимальной задачи управления, соответствующей критерию (5). Для рассматриваемого численного примера минимум критерия (5) при изменении значения параметра Δu_0 (после решения задачи оптимального управления) достигается вблизи значения $\Delta u_0 = 0$. Однако имеется небольшая асимметрия, так как значение, соответствующее минимуму критерия (5) $\Delta u_0 = 0.05^\circ$, т.е. в момент начала сближения фиктивная точка должна находиться немного впереди активного КА. Зависимость $\bar{J} = J(\Delta u_0) / \min J$, где $\min J$ — минимальное значение критерия по Δu_0 , $J(\Delta u_0)$ — значение критерия при заданном Δu_0 , приводится на рис. 3е. Как следует из рис. 3е, с помощью правильного выбора параметра Δu_0 можно существенно уменьшить значения критерия оптимальности (5), которые получаются после решения задачи оптимального управления.

РАЗВЕРТЫВАНИЕ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ И ЕЕ СБЛИЖЕНИЕ С НЕУПРАВЛЯЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТОМ

После перехода активного КА на промежуточную орбиту и его совмещения с фиктивной точкой происходит разворачивание тросовой системы в вертикальное положение. При этом используется программа выпуска троса, построенная и обоснованная в работе [15]. В соответствии с этой программой конечное вертикальное положение космической тросовой системы при заданной длине троса асимптотически устойчиво. Моделирование разворачивания КТС осуществляется также в геоцентрической системе координат $OXYZ$ [15], причем трос рассматривается как растяжимая односторонняя невесомая механическая связь. Использование для моделирования уравнений движения КТС в системе координат $OXYZ$ удобно для проведения полного совместного сквозного

моделирования рассматриваемого процесса сближения КА и КТС с НКО. После разворачивания КТС имеет место пассивный участок движения системы, когда КТС “догоняет” НКО, так как центр масс КТС находится на более низкой орбите. Понятно, что в этом случае время начала сближения КА с фиктивной точкой и, следовательно, относительное угловое положение КА и НКА, должны быть выбраны так, чтобы по окончании разворачивания КТС существовал пассивный участок ее движения. Это нетрудно сделать, так как время сближения КА с фиктивной точкой и время разворачивания КТС (и соответственно угловая дальность) примерно известны заранее. Причем протяженность пассивного участка движения КТС должна быть выбрана так, чтобы было время принять решение о дополнительной коррекции длины троса или переменных состояния устройства захвата (если, например, используется активный автономный стыковочный модуль), для обеспечения успешной стыковки с НКО. На рис. 4а показаны траектории конечных тел КТС при ее разворачивании относительно центра масс системы (0, 0) в вертикальное положение с использованием программы управления [15], где $\Delta x_{1,2}, \Delta y_{1,2}$ — отклонения конечных точек от центра масс системы, темная точка — центр масс системы. Рисунки 4б, г характеризуют пассивный участок движения КТС, на котором осуществляется ее сближение с НКО. На рис. 4б показано изменение расстояний конечных точек КТС до НКО, где сплошная линия — это изменение расстояния Δr от устройства захвата до НКО. Рисунок 4в иллюстрирует сближение КТС с НКО (0, 0) (размерность по осям в километрах). На рис. 4г в увеличенном масштабе показано положение устройства захвата относительно НКО (размерность по осям в метрах) по окончании сближения КТС с НКО. Конечное расстояние между устройством захвата и НКО около 1 м. Следует отметить, что сам процесс захвата с учетом движения устройства захвата и НКО относительно своих центров масс, а может быть и активное управление устройством захвата с целью компенсации неизбежно возникающих ошибок управления на предыдущих участках движения системы (например, при разворачивании КТС или при действии других возмущений), в настоящей работе не рассматривается. Сквозное численное моделирование движения всех космических объектов (рис. 2–4), участвующих в процессе сближения КТС с НКО (КА до выпуска троса, разворачивание и пассивное движение КТС, НКО), определение их относительного положения, было проведено с использованием исходных нелинейных уравнений движения (например (1)), записанных в геоцентрической системе координат $OXYZ$. При разворачивании КТС использовалась модель движения с сосредоточенными параметрами, в которой трос был невесомым и прямолинейным. Оценка правомерности данного допущения

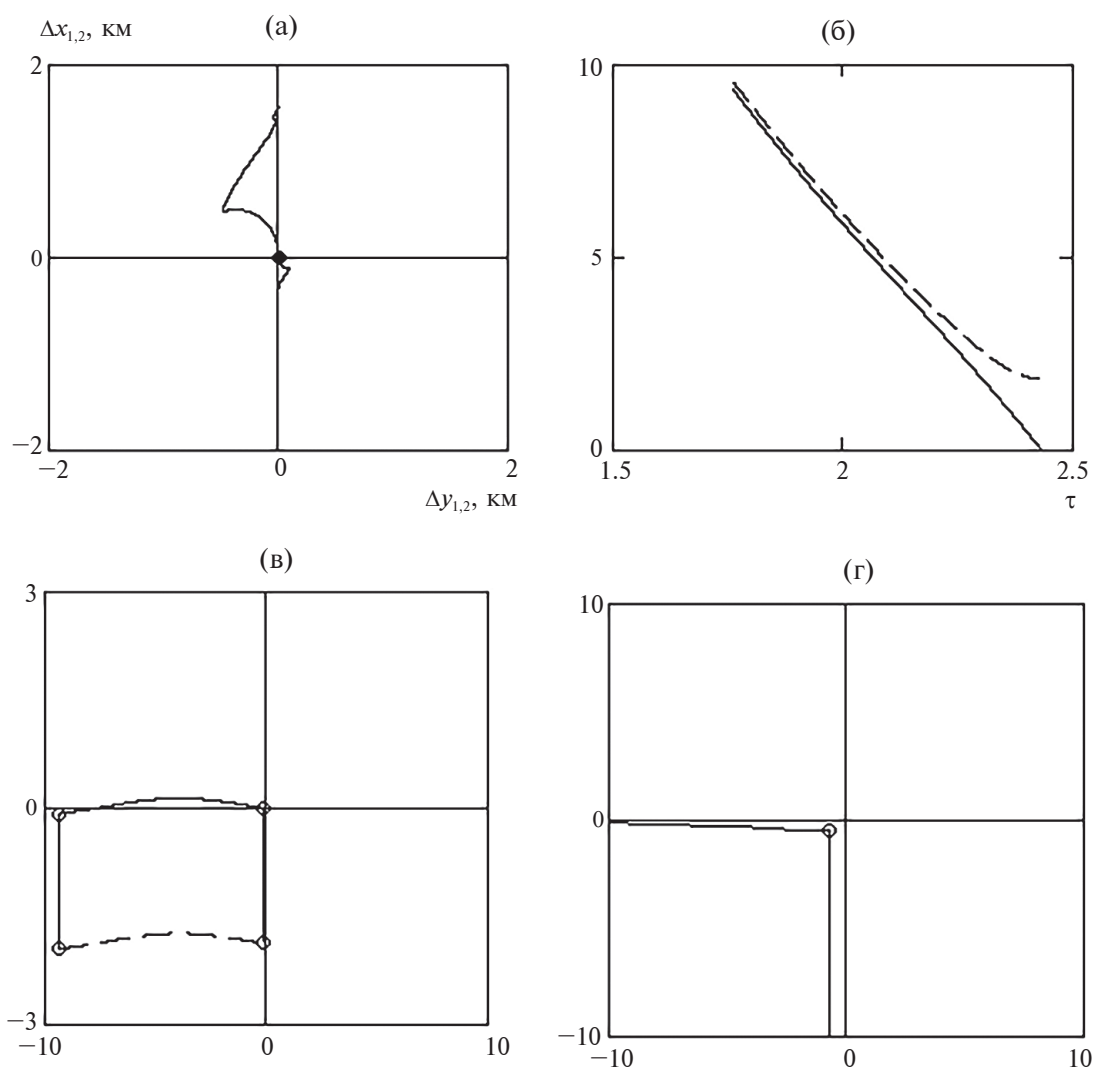


Рис. 4. Зависимости, характеризующие сближение тросовой системы с неуправляемым космическим объектом.

может быть проведена с помощью математической модели, в которой трос представляется в виде совокупности материальных точек, связанных между собой упругими односторонними механическими связями, как это было сделано в исследовании [15]. В связи с этим можно заметить, что существенное различие результатов по обеим моделям [15] имело место при конечной длине троса 30 км и только в случае, когда использовалась программа управления, при которой трос отклонялся от вертикали на величину около 55° в своем конечном состоянии. В настоящем исследовании же используется программа управления для разворачивания КТС в вертикальное положение и окончательная длина троса сравнительно небольшая — 1879 м (трос имеет те же характеристики, что и в работе [15]), причем массы концевых тел существенно больше (более, чем на порядок). Поэтому масса троса в исследовании не учитывается, и форма троса предполагается прямолинейной.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предлагается схема сближения КТС с некооперируемым космическим объектом на околокруговой орбите. Отличительной особенностью рассматриваемой схемы представляется предварительный перевод активного КА, имеющего в составе тросовую систему (не развернутую) с устройством захвата НКО, на промежуточную орбиту, параметры которой выбираются исходя из предполагаемой длины троса и орбитальных параметров НКО. Перевод КА на промежуточную орбиту связан с совмещением КА с некоторой фиктивной точкой, перемещающейся по этой орбите, положение которой выбирается исходя из минимизации затрат на управление. Естественно, перевод КА на промежуточную орбиту может быть осуществлен и с помощью другого способа управления, который будет соответствовать имеющимся возможностям активного КА, что не изменяет

общей предлагаемой схемы сближения с НКО. Выбор параметров промежуточной орбиты и положения фиктивной точки на этой орбите обеспечивают (имеется участок пассивного движения КТС) согласно законам орбитального движения сближение устройства захвата с НКО. Возможность реализации предлагаемой схемы сближения КТС с НКО подтверждается численным примером сквозного моделирования, включающего все этапы рассматриваемого процесса. Более детальное рассмотрение предлагаемой схемы сближения КТС с НКО, а именно, с более подробным учетом возмущений (например, нецентральности гравитационного поля Земли), с анализом и со стабилизацией угловых движений твердых тел, участвующих в процессе сближения, навигационных определений и т.д. требует отдельного рассмотрения.

ФИНАНСИРОВАНИЕ РАБОТЫ

Исследование поддержано грантами КНР: Supported by the Fundamental Research Funds for the Central Universities (D5000220031); Supported by Key Research and Development Program of Shaanxi (2023-GHZD-32).

КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ

Авторы данной работы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Williams P., Blanksby C., Trivailo P., Fujii H. A. In-plane payload capture using tethers // *Acta Astronautica*. 2005. V. 57(10). P. 772–787.
2. Trushlyakov V., Yudinsev V. Dynamics of rotating tethered system for active debris removal // *Acta Astronautica*. 2022. V. 195. P. 405–415. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.03.023.
3. Zhu W., Pang Z., Si J., Gao G. Dynamics and configuration control of the Tethered Space Net Robot under a collision with high-speed debris // *Advances in Space Research*. 2022. V. 70. Iss. 5. P. 1351–1361. DOI: 10.1016/j.asr.2022.06.019.
4. Wang B., Meng Z., Huang P. Attitude control of towed space debris using only tether // *Acta Astronautica*. 2017. V. 138. P. 152–167. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.05.012.
5. Aslanov V.S., Ledkov A. S. Survey of Tether System Technology for Space Debris Removal Missions // *J. Spacecraft and Rockets*. 2023. V. 60. Iss. 5. P. 1355–1371. <https://doi.org/10.2514/1.A35646>.
6. Lu H., Li Ai., Wang Ch., Zabolotnov Yu. Impact Stabilization of Spinning Tether Systems after Nonideal Rendezvous // *J. Spacecraft and Rockets*. 2022. V. 60. Iss. 1. P. 59–67. <https://doi.org/10.2514/1.A35293>.
7. Aslanov V. S., Pikalov R. S., Gunchin E. R. Control of the Rendezvous of Two Spacecraft Using a Tether System // *Russian Aeronautics*. 2020. V. 63. Iss. 1. P. 171–175. DOI: 10.3103/S1068799820010249.
8. Sean Cl., William J. Control of Space Debris Using an Elastic Tether and Wave-Based Control // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. 2016. V. 39. Iss. 6. P. 1–15. DOI: 10.2514/1.G001624.
9. Zhang Y., Huang P., Meng Zh., Liu Zh. Precise Angles-Only Navigation for Noncooperative Proximity Operation with Application to Tethered Space Robot // *IEEE Trans. Control Systems Technology*. 2018. V. 27. Iss. 3. P. 1139–1150. DOI: 10.1109/TCST.2018.2790400.
10. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Нариманова Г. С. и Тихонравова М. К. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.
11. Балахонцев В.Г., Иванов В.А., Шабанов В.И. Сближение в космосе. М.: Воениздат, 1973. 240 с.
12. Ермилов Ю.А., Иванова Е.Е., Пантюшин С.В. Управление сближением космических аппаратов. М.: Наука. 1977. 448 с.
13. Миронов В.И., Миронов Ю.В., Фоминов И.В. Энергетически оптимальное управление сближением космических аппаратов в нецентральной гравитационном поле Земли на этапе дальнего наведения // *Тр. СПИИРАН*. 2019. Т. 18. № 1. С. 202–229. <https://doi.org/10.15622/sp.18.1.202-229>.
14. Авксентьев А.А. Оптимальное управление угловым движением космического аппарата при оперативном сближении с орбитальным объектом // *Изв. вузов. Приборостроение*. 2016. Т. 59. № 2. С. 128–133.
15. Заболотнов Ю.М. Управление развертыванием орбитальной тросовой системы, состоящей из двух малых космических аппаратов // *Косм. исслед.* 2017. Т. 55. Вып. 3. С. 236–246. <https://doi.org/10.7868/S002342061702008X>.
16. Trushlyakov V., Yudinsev V. Systems engineering design and optimization of an active debris removal mission of a spent rocket body using piggyback autonomous module // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2017. V. 161. P. 667–681.
17. Williams P., Blanksby C., Trivailo P., Fujii H. A. In-Plane Payload Capture Using Tethers // *Acta Astronautica*. 2005. V. 57. Iss. 10. P. 772–787.
18. Kruijff M. Tethers in Space: A propellantless propulsion in-orbit demonstration. Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. 423 с.
19. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. 407 с.
20. Беллман Р. Динамическое программирование. М.: Изд-во иностр. лит., 1960. 400 с.
21. Летов А.М. Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969. 360 с.
22. Калман Р., Фалб П., Арбиб М. Очерки по математической теории систем. М.: Едиториал УРСС, 2004. 400 с.
23. Дмитриевский А.А., Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. Баллистика и навигация ракет. М.: Машиностроение, 1985. 310 с.