

**АЛГОРИТМ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА  
С ОРБИТАЛЬНЫМ ОБЪЕКТОМ****В. М. Ананенко, Д. Е. Поляков***Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия  
vka@mil.ru*

**Аннотация.** Предложен алгоритм терминального управления сближением космического робота с орбитальным объектом, находящимся на компланарной орбите. В качестве входных параметров алгоритма выбраны дальность, относительная скорость сближения и угловая скорость линии визирования. Представлены результаты численного моделирования процесса сближения космического робота и орбитального объекта, выполненного согласно предложенному алгоритму.

**Ключевые слова:** терминальное управление, космический робот, сближение, орбитальный объект

**Ссылка для цитирования:** Ананенко В. М., Поляков Д. Е. Алгоритм терминального управления сближением космического робота с орбитальным объектом // Изв. вузов. Приборостроение. 2025. Т. 68, № 4. С. 296–302. DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-4-296-302.

**ALGORITHM FOR TERMINAL CONTROL OF A SPACE ROBOT APPROACH TO AN ORBITING OBJECT****V. M. Ananenko, D. E. Polyakov***A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia  
vka@mil.ru*

**Abstract.** An algorithm for terminal control of the approach of a space robot to an orbital object located in a coplanar orbit is proposed. The range, relative approach velocity, and angular velocity of the line of sight are selected as input parameters of the algorithm. The results of numerical modeling of the approach process of a space robot to an orbital object, performed according to the proposed algorithm, are presented.

**Keywords:** terminal control, space robot, approach, orbital object

**For citation:** Ananenko V. M., Polyakov D. E. Algorithm for terminal control of a space robot approach to an orbiting object. *Journal of Instrument Engineering*. 2025. Vol. 68, N 4. P. 296–302 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-4-296-302.

**Введение.** Важным направлением развития космической техники является разработка орбитальных робототехнических комплексов и систем. К таким системам относятся и космические роботы (КР), на которые возлагаются задачи технического обслуживания, ремонта, дозаправки космических аппаратов, а также борьбы с космическим мусором [1–3]. Сближение космических роботов с орбитальными объектами (ОО) различного происхождения (действующие космические аппараты, космический мусор) является важнейшим этапом решения указанных выше задач.

В режиме сближения выделяют два этапа: дальнее и ближнее наведение [4]. На этапе дальнего наведения управление маневром осуществляется лишь в конечном числе точек траектории (в зависимости от схемы реализации этапа дальнего наведения) путем выдачи требуемых импульсов скорости. Основная задача данного этапа — перевод КР в окрестность ОО, ограниченную расстоянием между сближающимися объектами порядка 50 км и прямой видимостью (радиовидимостью) между ними.

Этап ближнего наведения завершается перемещением КР в окрестность, ограниченную расстоянием в несколько сотен метров, после чего могут выполняться облет КР вокруг ОО, зависание, причаливание, стыковка [5].

Задача управления сближением может быть решена с применением различных подходов, например методов Хэррика–Лиу или Эйлера–Ламберта, для расчета программы управления сближением космического аппарата в нецентральной гравитационном поле Земли [6, 7]. Также возможно реализовать сближение с ОО за счет маневрирования на многих витках (до нескольких десятков) с помощью двигателей малой тяги [8]. Синтезу оптимальных программ управления сближением посвящены работы [4, 9–11], в которых определяется оптимальное расстояние перехода от этапа дальнего наведения к ближнему [4], предлагается алгоритм решения задачи оптимального программного терминального управления сближением двух КА с ограничениями на их фазовые состояния [9], рассчитывается с использованием принципа максимума Понтрягина энергетически оптимальное управление на этапе дальнего наведения [10, 11].

Целью настоящей статьи является разработка алгоритма сближения КР и ОО с применением терминального управления, который обеспечит сокращение (в сравнении с методом параллельного сближения) расхода рабочего тела за счет уменьшения количества угловых эволюций КР и их продолжительности при реализации полярного способа создания управляющих сил [5, 12].

**Постановка задачи.** Для достижения сформулированной цели введем следующие допущения: движение КР и ОО происходит в центральном гравитационном поле Земли на круговых компланарных орбитах; параметры орбиты КР известны; радиус орбиты ОО больше радиуса орбиты КР; погрешности результатов измерений, выполняемых бортовыми средствами КР, отсутствуют; влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на КР и ОО не учитываются; двигательная установка (ДУ) создает постоянную тягу по продольной оси КР. В качестве измеряемых параметров используются: дальность до ОО  $\rho$ ; относительная скорость сближения КР и ОО  $\dot{\rho}$ ; угловая скорость ЛВ  $\dot{\vartheta}_{ЛВ}$ . Эти параметры измеряются с помощью радиотехнических или оптических измерительных средств [13–15].

На начальном этапе сближения КР разворачивается так, чтобы продольная ось располагалась по ЛВ, и осуществляется разгон КР в направлении ОО (рис. 1). Затем формируются параметры управления сближением, которые обеспечат заданные значения расстояния  $\rho_k$  и скорости  $\dot{\rho}_k$  КР в конце этапа сближения с ОО. Это достигается применением алгоритма терминального управления, который определяет такое направление  $\vartheta_{КР}$  и величину импульса скорости  $\Delta V$ , которые обеспечивают одновременное торможение КР и стабилизацию угловой скорости ЛВ по мере приближения к ОО (рис. 2).

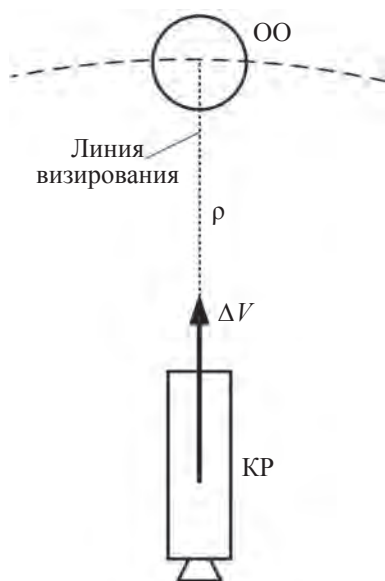


Рис. 1

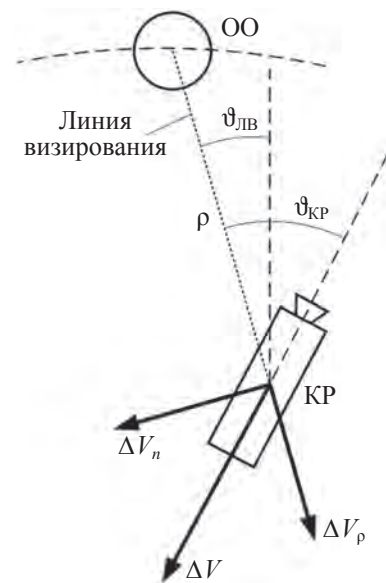


Рис. 2

Исходные данные для работы алгоритма:  $\rho_0$  и  $\dot{\rho}_0$  — дальность и относительная скорость в момент окончания разгона КР в направлении ОО. Необходимо определить программу изменения ориентации корпуса КР и программу изменения продольной составляющей вектора скорости, которые обеспечивают конечные условия  $\rho_k = 0$  и  $\dot{\rho}_k = 0$ .

**Алгоритм управления.** Схема предлагаемого алгоритма терминального управления представлена на рис. 3.



Рис. 3

Работа алгоритма терминального управления начинается после этапа разгона КР в направлении ОО и выключения ДУ (требования к относительной скорости сближения КР и ОО в конце разгона в настоящей работе не рассматриваются).

Момент выполнения очередной итерации определяется двумя параметрами:

— расчетным временем  $t_k$  сближения при текущих значениях расстояния  $\rho$  и скорости  $\dot{\rho}$  сближения :

$$t_k = \rho / |\dot{\rho}|; \quad (1)$$

— коэффициентом  $\alpha$  ( $0 < \alpha < 1$ ), который находится опытным путем при разработке системы управления сближением), задающим периодичность итераций.

На основании этих параметров находится время до следующей итерации:

$$\Delta t = \alpha t_k. \quad (2)$$

Тогда время наступления следующей итерации составит:

$$t_{i+1} = t_i + \Delta t,$$

где  $t_i$  — время текущей итерации.

До тех пор пока текущее время  $t$ , отсчитываемое от начала операции сближения, меньше  $t_{i+1}$ , параметры управления не рассчитываются и ДУ не включается. В момент времени  $t = t_{i+1}$  выполняется расчет параметров управления на основании текущих данных о параметрах относительного движения КР и ОО  $\rho_0$ ,  $\dot{\rho}_0$  и  $\dot{\vartheta}_{ЛВ0}$ .

Затем находится время сближения  $t_T$ , при котором обеспечивается выполнение конечных условий  $\rho_k = 0$  и  $\dot{\rho}_k = 0$  при постоянном тормозящем ускорении  $a_T$  и само ускорение  $a_T$ :

$$\rho_0 - \dot{\rho}_0 t + \frac{a_T t^2}{2} = 0, \quad (3)$$

$$\dot{\rho}_0 - a_T t = 0. \quad (4)$$

Из выражения (4) можно определить

$$a_T = \dot{\rho}/t_T$$

и после подстановки в (3) и упрощения получить:

$$t_T = 2\rho/\dot{\rho}.$$

Далее на основании выражений (1) и (2) рассчитывается промежуток времени до следующей итерации  $\Delta t$ :

$$\Delta t = \alpha\rho/\dot{\rho}.$$

Определяется приращение продольной составляющей скорости  $\Delta V_\rho$ , которую должен получить КР в момент следующей итерации для обеспечения конечных условий  $\rho_k = 0$  и  $\dot{\rho}_k = 0$ :

$$\Delta V_\rho = a_T \Delta t,$$

после чего находится необходимая продольная составляющая скорости  $V_\rho$  КР в конце итерации:

$$V_\rho = \dot{\rho} - \Delta V_\rho.$$

На пассивном участке полета КР, когда ДУ не работает и нормальная составляющая относительной скорости не изменяется,  $V_n = \text{const}$ , угловая скорость линии визирования  $\dot{\vartheta}_{ЛВ}$  в процессе сближения (при уменьшении дальности  $\rho$ ) увеличивается в соответствии с выражением [5]:

$$\dot{\vartheta}_{ЛВ} = \dot{\vartheta}_{ЛВ0} \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^2. \quad (5)$$

Для компенсации угловой скорости ЛВ, определяемой выражением (5), необходимо создать скорость по нормали к ЛВ:

$$V_n = \dot{\vartheta}_{ЛВ} \rho. \quad (6)$$

Исходя из соотношений (5) и (6) нормальная составляющая скорости КР:

$$V_n = \dot{\vartheta}_{ЛВ0} \frac{\rho_0^2}{\rho}.$$

Изменение дальности  $\rho$  описывается выражением (3):

$$\rho = \rho_0 - \dot{\rho}_0 t + \frac{a_T t^2}{2}.$$

Тогда нормальная составляющая скорости  $V_n$ , которая необходима для парирования угловой скорости ЛВ  $\dot{\vartheta}_{ЛВ}$  на участке времени  $\Delta t$  до следующей итерации, будет:

$$V_n = \int_0^{\Delta t} (\dot{\vartheta}_{ЛВ0} \dot{\rho}_0^2 / (\rho_0 - \dot{\rho}_0 t + a_T t/2) dt / \Delta t,$$

затем определяется угол тангажа  $\vartheta_{КР}$ , который обеспечит формирование требуемых значений скоростей  $V_\rho$  и  $V_n$  при использовании ДУ с постоянной тягой:

$$\vartheta_{КР} = \arctg(V_n/V_\rho).$$

Таким образом, определены параметры управления для текущей итерации — угол ориентации корпуса КР  $\vartheta_{КР}$  и значение продольной скорости  $V_\rho$ , определяющей момент выключения ДУ. Затем КР выполняет поворот на угол  $\vartheta_{КР}$  относительно ЛВ и производится включение ДУ. Отключение ДУ происходит при достижении измеряемой относительной скоростью  $\dot{\rho}$  значения  $V_\rho$ .

**Пример.** Проведено численное моделирование предложенного терминального алгоритма управления сближением и метода параллельного сближения при полярном способе создания управляющих сил [5]. Исходные данные для моделирования: радиус круговой орбиты ОО — 7000 км, радиус круговой орбиты КР — 6950 км, масса КР — 1000 кг, тяга ДУ КР — 300 кгс, сближение происходит до дальности 450 м.

Полученные в результате моделирования фазовые траектории предложенного терминального алгоритма сближения (сплошная кривая) и метода параллельного сближения (пунктир) при полярном способе создания управляющих сил представлены на рис. 4.

Изменение ориентации КР относительно направления ЛВ в процессе реализации терминального алгоритма представлено на рис. 5. Из графика видно, что суммарный угол поворота КР, который должна отработать система управления угловым движением, находится в пределах  $180^\circ$ . В методе параллельного сближения с полярным способом создания управляющих сил после каждого включения ДУ для коррекции ЛВ или торможения КР требуется разворот корпуса на  $90^\circ$ , после чего осуществляется разворот на  $90^\circ$  в противоположном направлении.

Анализ пунктирной кривой на рис. 4 показывает, что необходимо 13 таких поворотов на  $90^\circ$ , так как на каждом участке фазовой траектории, где нет тормозящего ускорения от работающей ДУ, необходимо выполнять разворот на  $90^\circ$  для коррекции угловой скорости ЛВ и обратный разворот на  $90^\circ$  для создания тормозного импульса. Таким образом, предложенный терминальный алгоритм расчета параметров сближения экономичнее в 6,5 раз по расходу рабочего тела системой управления угловым движением КР, чем метод параллельного сближения.

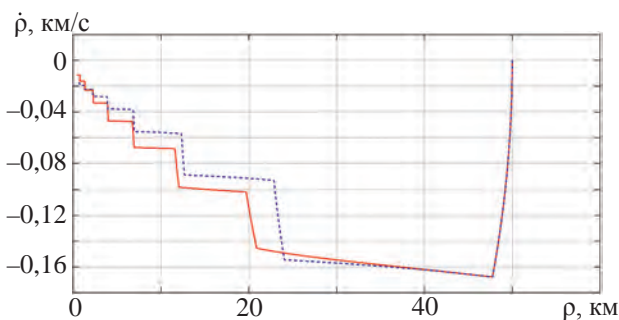


Рис. 4

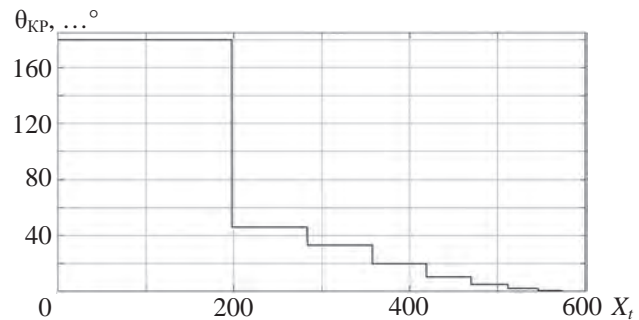


Рис. 5



**Заключение.** В работе рассмотрены основные способы решения задачи сближения с орбитальными объектами и их особенности. Предложен алгоритм терминального управления сближением космического робота с орбитальным объектом на этапе ближнего наведения. Приведены результаты численного моделирования предложенного терминального алгоритма и выполнено его сравнение с методом параллельного сближения. Показано, что алгоритм более экономичен при проведении угловых разворотов корпуса космического робота.

Представленные результаты могут найти применение при разработке бортовых систем управления сближением космических роботов, имеющих одну двигательную установку.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Силантьев С. Б., Фоминов В. И., Королев С. Ю. Роботы на орбите // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 2(87). С. 118–123.
2. Ардашов А. А., Арсеньев В. Н., Силантьев С. Б. Современное состояние и терминологическая база космической робототехники // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. 2016. № 650. С. 144–151.
3. Сасункевич А. А., Фоминов И. В., Кузьмичев Ю. А. Исследование влияния высоты орбиты космического робота на временные и энергетические затраты обслуживания орбитальных объектов на геостационарной орбите // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. 2018. Вып. № 661. С. 198–206.
4. Авксентьев А. А. Расчет оптимального расстояния для перехода к ближнему наведению в окрестности круговой орбиты // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. 2018. Вып. 665. С. 7–13.
5. Ефимов В. В., Фоминов И. В. Системы управления космических аппаратов: учебник. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2022. 348 с.
6. Миронов В. И., Миронов Ю. В., Бурмистров В. В., Макаров М. М. Применение метода Хэррика–Лиу для расчета программы управления сближением космических аппаратов в нецентральной гравитационном поле Земли с конечной тягой // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. 2014. № 645. С. 171–176.
7. Миронов В. И., Миронов Ю. В., Макаров М. М. Применение метода Эйлера–Ламберта для расчета программы управления сближением космических аппаратов в нецентральной гравитационном поле Земли // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2015. Т. 144, № 1. С. 29–35.
8. Баранов А. А., Будянский А. А., Разумный Ю. Н. Управление движением космического аппарата при подлете к крупногабаритному объекту космического мусора // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 4. С. 285–289.
9. Шориков А. Ф., Горанов А. Ю. Алгоритм решения задачи оптимального программного терминального управления сближением космических аппаратов с учетом фазовых ограничений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 46–64. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-46-64.
10. Авксентьев А. А., Иванов А. О., Исупов Н. А. Метод расчета управления для сближения космического аппарата с орбитальным объектом за минимальное число витков // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. 2019. № 667. С. 8–15.
11. Миронов В. И., Миронов Ю. В., Фоминов И. В. Энергетически оптимальное управление сближением космических аппаратов в нецентральной гравитационном поле земли на этапе дальнего наведения // Труды СПИИРАН. 2019. Т. 18, № 1. С. 202–229.
12. Гончаревский В. С. Особенности и способы управления взаимным маневром космических аппаратов при осуществлении стыковки с орбитальными станциями // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. 2018. № 664. С. 27–33.
13. Михайлов М. В., Ларьков И. И. Решение задачи относительной навигации по измерениям глобальной спутниковой навигационной системы при сближении космических аппаратов // Труды МФТИ. 2011. Т. 3, № 3. С. 79–87.
14. Орловский И. В., Михайлов М. В., Рожков С. Н., Аванесов Г. А., Жуков Б. С. Сближение и причаливание космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации, совмещенной с оптической подсистемой причаливания // Космическая техника и технологии. 2021. № 2(33). С. 88–97.
15. Пат. РФ 2304288. Бортовой оптический локатор для определения параметров сближения двух космических аппаратов / А. В. Левицкий, Е. А. Микрин, С. А. Савченко, А. П. Фадеев. Опубл. 10.08.2007. Бюл. № 8.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

- Владимир Михайлович Ананенко** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; старший преподаватель; E-mail: avm-brok@mail.ru
- Дмитрий Евгеньевич Поляков** — курсант; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: DmPolv@yandex.ru

Поступила в редакцию 17.07.24; одобрена после рецензирования 24.07.24; принята к публикации 27.02.25.

## REFERENCES

1. Silant'yev S.B., Fominov V.I., Korolev S.Yu. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2016, no. 2(87), pp. 118–123. (in Russ.)
2. Ardashov A.A., Arsenyev V.N., Silant'yev S.B. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2016, no. 650, pp. 144–151. (in Russ.)
3. Sasunkevich A.A., Fominov I.V., Kuzmichev Yu.A. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2018, no. 661, pp. 198–206. (in Russ.)
4. Avksentyev A.A. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2018, no. 665, pp. 7–13. (in Russ.)
5. Efimov V.V., Fominov I.V. *Sistemy upravleniya kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft Control Systems), St. Petersburg, 2022, 348 p. (in Russ.)
6. Mironov V.I., Mironov Yu.V., Burmistrov V.V., Makarov M.M. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2014, no. 645, pp. 171–176. (in Russ.)
7. Mironov V.I., Mironov Yu.V., Makarov M.M. *Electromechanical matters*. VNIIE studies, 2015, no. 1(144), pp. 29–35. (in Russ.)
8. Baranov A.A., Budyanskiy A.A., Razumnyi Y.N. *Cosmic Research*, 2017, no. 4(55), pp. 270–274.
9. Shorikov A.F., Goranov A.Yu. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2021, no. 1(20), pp. 46–64, DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-46-64 (in Russ.)
10. Avksentyev A.A., Ivanov A.O., Isupov N.A. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2019, no. 667, pp. 8–15. (in Russ.)
11. Mironov V.I., Mironov Yu.V., Fominov I.V. *SPIIRAS Proceedings*, 2019, no. 1(18), pp. 202–229. (in Russ.)
12. Goncharevsky V.S. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2018, no. 664, pp. 27–33. (in Russ.)
13. Mikhailov M.V., Larkov I.I. *Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology*, 2011, no. 3(3), pp. 79–87. (in Russ.)
14. Orlovskiy I.V., Mikhailov M.V., Rozhkov S.N., Avanesov G.A., Zhukov B.S. *Space Technique and Technologies*, 2021, no. 2(33), pp. 88–97. (in Russ.)
15. Patent RU 2304288, *Bortovoy opticheskiy lokator dlya opredeleniya parametrov sblizheniya dvukh kosmicheskikh apparatov* (On-Board Optical Locator for Determining the Parameters of Approach of Two Spacecraft), A.V. Levitsky, E.A. Mikrin, S.A. Savchenko, A.P. Fadeev, Published 10.08.2007, Bulletin 8. (in Russ.)

## DATA ON AUTHORS

- Vladimir M. Ananenko** — PhD, Associate Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy; Senior lecturer; E-mail: avm-brok@mail.ru
- Dmitry E. Polyakov** — Military student; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; E-mail: DmPolv@yandex.ru

Received 17.07.24; approved after reviewing 24.07.24; accepted for publication 27.02.25.