

Комбинированное управление барражированием космического аппарата вдоль заданного направления

Combined control of spacecraft barrage along a given direction

Гончаревский /Goncharevsky V.

Вилен Степанович

(vilenstepan@yandex.ru)

доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки и техники РФ.

ФГБВОУ ВО «Военно-космическая

академия им. А. Ф. Можайского»

МО РФ, почетный профессор.

г. Санкт-Петербург

Ключевые слова: групповой полет – group flight; барражирование – barrage; относительное движение – relative motion; программа управления – control program.

В статье рассматривается метод выполнения барражирования космических аппаратов вдоль заданного направления, в котором для управления поперечным относительным движением активного аппарата используется непрерывный, а для корректирования продольного движения – дискретный вид управляющих воздействий. Получены программы управления вдоль и по нормали к линии визирования, а также соотношения для расчета энергетических затрат на осуществление маневра. Определены зависимости величины зоны барражирования и энергетических затрат на выполнение маневра от периода барражирования.

The article considers a method of performing spacecraft barrage along a given direction, in which a continuous type of control actions is used to control the transverse relative motion of the active vehicle, and a discrete type of control actions is used to correct the longitudinal motion. Control programs are obtained along and along the normal to the line of sight, as well as ratios for calculating the energy costs of the maneuver. The dependences of the size of the barrage zone and the energy costs of performing the maneuver on the period of the barrage are determined

Барражирование одного космического аппарата (КА) относительно другого является одной из разновидностей группового полета (ГП) [1–20]. Под ГП, который является одним из видов взаимного маневра (ВМ), понимается такое управляемое относительное движение (ОД) двух или более КА, в процессе кото-

рого относительное расстояние между ними либо не изменяется, либо изменяется по определенному закону в некоторых достаточно ограниченных пределах, и, кроме того, это расстояние остается значительно меньшим их расстояний до центра планеты. Отсюда следует, что основная цель управления ГП состоит в том, чтобы в процессе его осуществления вектор $\vec{q}(\tau)$ относительного состояния центров масс КА либо сохранял свое заданное начальное значение $\vec{q} = \vec{q}_0$, либо изменялся вполне определенным образом в пределах $\vec{q}_{\min} \leq \vec{q} \leq \vec{q}_{\max}$. Вектор $\vec{q}(\tau) = \begin{pmatrix} \vec{R}(\tau) \\ \vec{V}(\tau) \end{pmatrix}$, определя-

емый тремя компонентами вектора относительного положения $\vec{R}(\tau)$ и тремя компонентами вектора относительной скорости $\vec{V}(\tau)$, полностью описывает в любой момент времени τ относительное положение и относительные скорости КА, участвующих в ГП. Будем полагать, что в его процессе аппарат, относительного которого нужно осуществить барражирование, не изменяет траекторию центра масс, а управляемыми являются другие аппараты, участвующие в данной операции. Поэтому в дальнейшем первый из них называется пассивным аппаратом (ПА), а остальные – активными аппаратами (АА).

Отличительной чертой барражирования как разновидности ГП является то, что здесь АА в процессе его выполнения совершает многократное перемещение в пределах некоторой зоны фазового пространства относительных координат с заданными линейными или угловыми размерами, т. е. $R_{\min} < R < R_{\max}$, $\alpha_{\min} < \alpha < \alpha_{\max}$, $\beta_{\min} < \beta < \beta_{\max}$, где α и β – угловые компоненты вектора $\vec{R}$. Перемещение происходит между заданными точками этой зоны, т. е. должно выполняться условие $\vec{q}_0 = \vec{q}_{o3}$, $\vec{q}_k = \vec{q}_{k3}$ в течение всего периода времени $T = \tau_k - \tau_o$, где τ_o и τ_k – моменты

начала и окончания ГП. Если эти перемещения производятся между двумя заданными точками фазового пространства состояний, то $\vec{q}(\tau_0) = \vec{q}_{0z}$, $\vec{q}(\tau_k) = \vec{q}_{kz}$, если же около одной опорной точки, то $\vec{q}'_0 = \vec{q}_k$. В зависимости от того, каким образом происходит это перемещение, различают барражирование при отсутствии ограничений на вид траектории и барражирование, когда такие ограничения имеются. Ограничения на вид траектории вводятся в тех случаях, когда требуется барражирование на заданной дальности или барражирование вдоль заданного направления. Необходимость в различных видах барражирования может возникнуть при решении задач опознавания космических объектов, осуществления стыковки с орбитальными станциями, оборудованными несколькими стыковочными узлами, спасения экипажей пилотируемых КА в аварийных ситуациях и т. д.

Введение рассмотренных ограничений превращает траекторию ОД в вынужденную, а следовательно, требует для ее реализации применения непрерывных во времени управляющих воздействий и использования методов управления относительно ЛВ. Все это увеличивает энергетические затраты (ЭЗ) на выполнение маневра по сравнению с методами свободных траекторий (МСТ), где такие ограничения отсутствуют. Однако заметим, что ограничения на вид траектории ОД, вводимые в методах управления относительно ЛВ, представляют собой фактически ограничения лишь на одну из двух его составляющих, то есть на продольное (вдоль ЛВ) или на поперечное (по нормали к ЛВ) движение. Поэтому здесь принципиально вынужденным в процессе взаимного маневра (ВМ) является только одно из этих движений, второе может быть свободным. При выполнении маневра барражирования вдоль заданного направления с использованием методов управления относительно ЛВ ограничения накладываются лишь на траекторию поперечного движения, и следовательно, только этот вид движения является принципиально вынужденным. Продольное движение может быть свободным. В связи с этим в данном случае целесообразно применить схему одно- или двухимпульсного МСТ для управления продольным движением вдоль ЛВ. Метод управления в таком случае будет представлять в определенном смысле некоторую комбинацию МСТ и методов управления относительно ЛВ, что позволит уменьшить ЭЗ на выполнение маневра.

Для исследования барражирования целесообразно использовать линейную модель относительно движения КА. Этой модели соответствует система дифференциальных уравнений, которая в векторно-матричной форме может быть записана в виде [5–11]:

$$d\vec{R}/d\tau = \vec{V}, d\vec{V}/d\tau = A\vec{R} + B\vec{V} + \vec{U}, \quad (1)$$

где $\vec{U} = \vec{P}/m$ – управляющее ускорение, $\vec{P}$ – управляющее воздействие, m – масса АА, $A = [a_{ij}]_{3 \times 3}$, $B = [b_{ij}]_{3 \times 3}$ –

квадратные матрицы третьего порядка, вид которых определяется типом орбиты ПА.

Реализовать барражирование вдоль заданного направления можно с помощью методов управления вдоль линии визирования (ЛВ), которые относятся к методам управления маневром с ограничениями на вид программной траектории [9]. В методах управления вдоль ЛВ эти ограничения, накладываемые на кинематику ОД, имеют вид заданных линейных голономных связей типа

$$r_2 = k_{21} r_1, r_3 = k_{31} r_1, \quad (2)$$

где r_1, r_2, r_3 – декартовы координаты АА в выбранной ОСК $r_1 r_2 r_3$; k_{21} и k_{31} – угловые коэффициенты. Такие ограничения приводят к тому, что программная траектория в этой ОСК представляет собой отрезок неподвижной прямой, проходящей через центры масс АА и ПА, то есть ОД происходит в этом случае вдоль стабилизированной ЛВ, угловая скорость вращения которой в ОСК поддерживается равной нулю, а следовательно, и барражирование будет осуществляться вдоль заданного направления в этой ОСК, определяемого угловыми коэффициентами k_{21} и k_{31} .

В визирной ОСК хуз ограничения (2) принимают вид

$$y = z = \dot{y} = \dot{z} = \ddot{y} = \ddot{z} = 0. \quad (3)$$

Подставив условия (3) в соотношения (1), получим систему уравнений, описывающих движение в рассматриваемом случае:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - a_{11} x &= u_x, \\ -a_{21} x + b_{12} \dot{x} &= u_y, \\ -a_{31} x + b_{13} \dot{x} &= u_z. \end{aligned} \quad (4)$$

В системе (4) второе и третье уравнения являются алгебраическими и, следовательно, управляющие функции u_y и u_z могут быть однозначно определены, как только будет найден закон изменения координаты x , то есть программный закон движения вдоль ЛВ.

При использовании комбинированных методов управления этим движением осуществляется с помощью дискретных управляющих воздействий. Тогда, если предположить, что в некоторый момент времени $\tau = \tau_0$ АА находится на линии визирования, лежащей в плоскости наведения в точке с координатой x_0 и скоростью $\dot{x}_0$, то при помощи управляющего импульса, если считать его мгновенным, можно в данный момент изменить скорость $\dot{x}$, оставив прежним значение координаты x . Свободное движение АА вдоль ЛВ под действием сил тяготения после выключения двигательной установки будет описываться первым уравнением системы (3), если поло-

жить в нем $u_x=0$. Общее решение этого линейного дифференциального уравнения второго порядка с переменными коэффициентами имеет вид:

$$x(\tau) = f_{11}(\tau, \tau_0)x_0 + f_{12}(\tau, \tau_0)\dot{x}_0, \quad (5)$$

а первая его производная

$$\dot{x}(\tau) = f_{21}(\tau, \tau_0)x_0 + f_{22}(\tau, \tau_0)\dot{x}_0, \quad (6)$$

где

$f_{11} \dots f_{22}$ – элементы матрицанта $\Phi(\tau, \tau_0) = [f_{ij}(\tau, \tau_0)]^{2 \times 2}$. Начальная скорость $\dot{x}_{0T}$, требуемая для попадания АА в момент $\tau = \tau_k$ в точку, принадлежащей ЛВ и имеющей координату x_k , может быть получена из уравнения (5):

$$\dot{x}_{0T} = [x_k - f_{11}(\tau_k, \tau_0)x_0] / f_{12}(\tau_k, \tau_0). \quad (7)$$

С учетом соотношения (7) выражения (5), (6) принимают вид:

$$x_{IT}(\tau) = f_1 x_0 + \phi_1 x_k, \quad (8)$$

$$\dot{x}_{IT}(\tau) = \dot{f}_1 x_0 + \dot{\phi}_1 x_k, \quad (9)$$

где

$$f_1 = f_{11}(\tau, \tau_0) - f_{11}(\tau_k, \tau_0)f_{12}(\tau, \tau_0)/f_{12}(\tau_k, \tau_0),$$

$$\dot{f}_1 = f_{21}(\tau, \tau_0) - f_{11}(\tau_k, \tau_0)f_{22}(\tau, \tau_0)/f_{12}(\tau_k, \tau_0),$$

$$\phi_1 = f_{12}(\tau, \tau_0)/f_{12}(\tau_k, \tau_0), \quad \dot{\phi}_1 = f_{22}(\tau, \tau_0)/f_{12}(\tau_k, \tau_0).$$

Используя соотношения (7)–(9), можно найти программу дискретного управления барражированием АА вдоль ЛВ между двумя точками.

Импульс управления в точке 1 с координатой x_1 , необходимый для перехода АА в точку 2 с координатой x_2 за время $T = \tau_k - \tau_0$, определится как разность

между требуемой начальной скоростью $\dot{x}_{1T}$ в точке 1 и конечной скоростью $\dot{x}_1$, которую имеет АА в момент прихода в эту точку из точки 2. Если предположить, что маневры перехода из точки 1 в точку 2 и обратно выполняются за одинаковое время T , то выражения для этих скоростей согласно соотношениям (6) и (8) при $\tau_0 = 0$ и $\tau_k = T$ будут иметь вид:

$$\dot{x}_{1T} = [x_2 - f_{11}(T, 0)x_1] / f_{12}(T, 0),$$

$$\dot{x}_1 = \dot{f}_1(T, 0)x_2 + \dot{\phi}_1(T, 0)x_1.$$

Следовательно, управляющий импульс в точке 1:

$$\Delta \dot{x}_1 = \dot{x}_{1T} - \dot{x}_1 = b_2 x_2 - b_1 x_1, \quad (10)$$

где

$$b_1 = [f_{11}(T, 0) + f_{22}(T, 0)] / f_{12}(T, 0),$$

$$b_2 = [1 - f_{12}(T, 0) + f_{21}(T, 0) + f_{11}(T, 0)f_{22}(T, 0)] / f_{12}(T, 0).$$

Начальная скорость в точке 2, требуемая для обратного перехода:

$$\dot{x}_{2T} = [x_1 - f_{11}(T, 0)x_2] / f_{12}(T, 0),$$

а действительная скорость, которую имеет АА в этой точке после перехода из точки 1:

$$\dot{x}_2 = \dot{f}_1(T, 0)x_1 + \dot{\phi}_1(T, 0)x_2.$$

Отсюда программное приращение скорости в точке 2:

$$\Delta \dot{x}_2 = \dot{x}_{2T} - \dot{x}_2 = b_2 x_1 - b_1 x_2. \quad (11)$$

Программные законы изменения координаты x на участке движения из точки 1 в точку 2:

$$x_{IT} = f_1 x_1 + \phi_1 x_2, \quad (12)$$

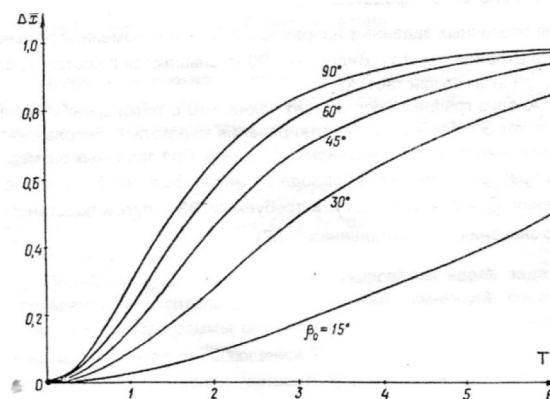


Рис. 1. Зависимость размеров зоны барражирования от времени маневра

а на участке обратного движения:

$$x_{\Pi}^* = f_1 x_2 + \varphi_1 x_1. \quad (13)$$

ЭЗ на реализацию дискретного управления на цикл барражирования

$$V_{\text{зрб}} = |\Delta \dot{x}_1| + |\Delta \dot{x}_2|. \quad (14)$$

Непрерывные управления u_y, u_z , удерживающие АА на ЛВ, согласно соотношениям (3), на первом участке имеют вид:

$$u_y = -a_{12} x_{\Pi} - b_{12} \dot{x}_{\Pi}, \quad u_z = -a_{32} x_{\Pi} - b_{32} \dot{x}_{\Pi}, \quad (14)$$

а на участке обратного движения:

$$u_y^* = -a_{12} x_{\Pi}^* - b_{12} \dot{x}_{\Pi}^*, \quad u_z^* = -a_{32} x_{\Pi}^* - b_{32} \dot{x}_{\Pi}^*, \quad (15)$$

где x_{Π}, x_{Π}^* определяются формулами (12)–(13).

ЭЗ на реализацию этих управлений

$$V_{\text{зрб}} = \int_0^T |u_y| d\tau + \int_0^T |u_y^*| d\tau, \quad V_{\text{зрб}} = \int_0^T |u_z| d\tau + \int_0^T |u_z^*| d\tau.$$

Суммарные ЭЗ на цикл барражирования

$$V_{\text{рб}\Sigma} = V_{\text{зрб}} + V_{\text{зрб}} + V_{\text{зрб}}.$$

Соотношения (10)–(15) определяют алгоритмы управления барражированием вдоль заданного направления в общем виде. Чтобы получить их конкретный вид для выбранного типа ОСК, нужно подставить в эти соотношения значения функций $f_{11} \dots f_{22}$ и коэффициентов a_{ij}, b_{ij} системы (3) для этой ОСК.

Так, например, в случае орбитальной ОСК и при компланарном барражировании:

$$f_{11} = f_{22} = \text{chr} \tau, \quad f_{12} = \text{shr} \tau / r, \quad f_{21} = r \text{shr} \tau,$$

$$r = |\sqrt{a_{11}}|, \quad a_{11} = 3 \sin^2 \beta_0,$$

$$a_{21} = a_{12} = 3 \sin \beta_0 \cos \beta_0, \quad b_{12} = 2,$$

$$f_1 = \text{shr}(T - \tau) / \text{shr} T, \quad \varphi_1 = \text{shr} \tau / \text{shr} T,$$

$$\dot{f}_1 = -r \text{chr}(T - \tau) / \text{shr} T, \quad \dot{\varphi}_1 = r \text{chr} \tau / \text{shr} T,$$

$$b_1 = 2 r \text{cthr} T, \quad b_2 = 2 r / \text{shr} T,$$

β_0 – угол, определяющий направление барражирования.

Для этого случая при выполнении маневра относительно опорной точки, имеющей состояние $x = x_0, \dot{x} = \dot{x}_0$, программы управления можно получить из соотношений (10)–(15), если принять там $x_2 = x_1$. В результате имеем:

$$\Delta \dot{x}_1 = (b_2 - b_1) x_1 = 2 r x_1 \text{thr} T / 2,$$

программный закон движения вдоль заданного направления:

$$x_{\Pi} = (f + \varphi) x_1 = x_1 [\text{sh}(T - \tau) + \text{shr} T] / \text{shr} T,$$

энергетические затраты на цикл барражирования

$$V_{\text{рб}\Sigma} = V_{\text{рб}} x + V_{\text{рб}} y + V_{\text{рб}} z, \quad (16)$$

где

$$V_{\text{рб}} x = |\Delta \dot{x}_1|, \quad V_{\text{рб}} y = \int_0^T |u_y| d\tau, \quad V_{\text{рб}} z = \int_0^T |u_z| d\tau,$$

а на виток ПА – $V_{\text{рб}\Sigma} = 2\pi V_{\text{рб}\Sigma} / T$.

Экстремальное значение отклонения АА от опорной точки имеет место при $\tau = T/2$ и равно $x_3 = x_1 / \text{chr} T / 2$, следовательно, размеры зоны барражирования

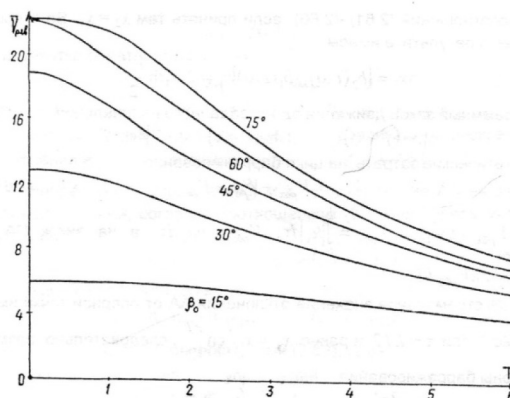


Рис. 2. Зависимость энергетических затрат от времени маневра

$$\Delta x = (x_1 - x_2) / x_1 = (1 - ch^{-1}rT/2).$$

На рис. 1, 2 представлены зависимости $\Delta \bar{x}$ и $V_{p\text{св}}$ от периода T для различных заданных направлений β_0 при неизменной дальности до опорной точки x_1 .

Видно, что ЭЗ уменьшаются с ростом T , однако при этом возрастает $\Delta \bar{x}$. Анализ графиков показывает также, что с точки зрения уменьшения как ЭЗ, так и зоны барражирования, желательно использовать направления, близкие к местному горизонту. При заданных размерах зоны требуемая величина периода T_T может быть найдена из соотношения $T_T = 2/rarh(1 - \Delta \bar{x})$, а требуемые ЭЗ – путем подстановки этого значения T в соотношения (16).

Литература

1. Алексеев, К. Б. Маневрирование космических аппаратов / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин, В.А. Ярошевский. – Москва : Машиностроение, 1970. – 416 с.
2. Балахонцев, В. Г. Сближение в космосе / В.Г. Балахонцев, В.А. Иванов, В.И. Шабанов. – Москва : Воениздат, 1973. – 240 с.
3. Бебенин, Г. Г. Системы управления полетом космических аппаратов / Г.Г. Бебенин, Б.С. Скребушевский, Г.А. Соколов. – Москва : Машиностроение, 1978. – 272 с.
4. Власов, С. А. Теория полета космических аппаратов / С.А. Власов, А.В. Кульвиц, А.Н. Скрипников. – Санкт-Петербург : ВКА имени А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.
5. Гончаревский, В. С. Основы теории управления встречей на орбите / В.С. Гончаревский. – Москва : Изд-во МО СССР, 1973. – 229 с.
6. Гончаревский, В. С. Радиоуправление сближением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – Москва : Советское радио, 1976. – 240 с.
7. Гончаревский, В. С. Методы и алгоритмы управления относительным движением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – Москва : МО РФ, 1998. – 87 с.
8. Гончаревский, В. С. Групповой полет космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – Москва : МО РФ, 2006. – 81 с.
9. Гончаревский, В. С. Методы управления взаимным маневром космических аппаратов / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2015. – № 4. – С. 126–129.
10. Гончаревский, В. С. Комбинированный метод управления облетом космических аппаратов / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2020. – № 2. – С. 148–151.
11. Гончаревский, В. С. Теоретические основы управления взаимным маневром космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2024. – 326 с.
12. Ермилов, Ю. А. Управление сближением космических аппаратов / Ю.А. Ермилов, Е.Е. Иванова, С.В. Пантюшин. – Москва : Наука, 1977. – 448 с.
13. Иванов, Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов / Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко. – Москва : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 523 с.
14. Калинин, В. Н. Теория управления космическим аппаратом (на основе концепции активного объекта) / В.Н. Калинин. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 182 с.
15. Кубасов, В. Н. Методы сближения на орбите / В.Н. Кубасов, Г.Ю. Данков, Ю.П. Яблонько. – Москва : Машиностроение, 1985. – 184 с.
16. Лебедев, А. А. Встреча на орбите / А.А. Лебедев, В.Б. Соколов. – Москва : Машиностроение, 1969. – 368 с.
17. Гончаревский, В. С. Моделирование управляемого движения космических аппаратов / В.С. Гончаревский, Ю.С. Мануйлов, Е.А. Новиков. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2011. – 334 с.
18. Пономарев, В. М. Теория управления движением космических аппаратов / В.М. Пономарев. – Москва : Наука, 1965. – 456 с.
19. Разыграев, А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А.П. Разыграев. – Москва : Машиностроение, 1977. – 472 с.
20. Титов, Г. С. Межорбитальные локальные маневры космических аппаратов / Г.С. Титов, В.А. Иванов, В.Л. Горьков. – Москва : Машиностроение, 1982. – 246 с.