УДК 629.78

Дискретное управление барражированием космического аппарата

Discrete control of spacecraft barrage

Гончаревский / Goncharevsky V.
Вилен Степанович
(vka@mil.ru)
доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки и техники РФ.
ФГБВОУ ВО «Военно-космическая
академия имени 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.

Рассматривается дискретное управление барражированием активного космического аппарата относительно пассивного аппарата, строительные оси которого занимают неизменное положение относительно местной вертикали. Это имеет место в том случае, когда в системе ориентации и угловой стабилизации пассивного аппарата в качестве опорной системы отсчета используется орбитальная относительная система координат. Определены алгоритмы расчета параметров управляющих импульсов, обеспечивающих барражирование активного аппарата между двумя краевыми точками фазового пространства относительных координат при отсутствии ограничений на вид траектории. Получены соотношения, позволяющие оценить энергозатраты на выполнение маневра.

The discrete control of the barrage of an active spacecraft relative to a passive spacecraft, the construction axes of which occupy an unchanged position relative to the local vertical, is considered. This is the case when the orbital relative coordinate system is used as a reference frame in the orientation and angular stabilization system of the passive vehicle. Algorithms for calculating the parameters of control pulses that ensure the barrage of the active apparatus between two edge points of the phase space of relative coordinates in the absence of restrictions on the type of trajectory are determined. The relations allowing estimating the energy consumption for the maneuver are obtained.

Введение

Барражирование одного космического аппарата (КА) относительно другого является одной из разновидностей группового полета (ГП) [1...19]. Под ГП, который является одним из видов взаимного маневра (ВМ), понимается такое управляемое относительное движение (ОД) двух или более КА, в процессе которого 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 $\vec{q}_{\min} \le q \le \vec{q}_{\max}$. Вектор $\vec{q}(\tau)=\begin{vmatrix}\vec{R}(\tau)\\ \vec{V}(\tau)\end{vmatrix}$, определяемый 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, то есть $R_{\min} < R < R_{\max}$, $\alpha_{\min} < \alpha < \alpha_{\max}$, $\beta_{\min} < \beta < \beta_{\max}$, где α и β – угловые компоненты вектора $\vec{R}$. Перемещение происходит между заданными точками этой зоны, то есть должно выполняться условие $\vec{q}_0 = \vec{q}_{0з}$, $\vec{q}_k = \vec{q}_{kз}$ в течение всего периода времени $T=\tau_к-\tau_o$, где τ_o и $\tau_к$ моменты начала и окончания ГП, причем $\vec{R}=\vec{R}_0$, а $\vec{V}=0$. В зависимости от того, каким образом происходит это перемещение,

2 2023.indd 144 13.06.2023 9:22:56

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.

Исследование динамики движения АА при осуществлении барражирования целесообразно проводить в относительной системе координат (ОСК), по осям которой осуществляется ориентация строительных осей ПА. Наиболее часто в качестве такой системы используется орбитальная ОСК, направление осей которой связано с направлением местной вертикали. Дифференциальные уравнения, описывающие динамику движения АА в этой ОСК, могут быть записаны в векторно-матричной форме в виде [5...9]

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

где $\vec{U}=\vec{P}/m$ – управляющее ускорение, $\vec{P}$ – управляющее воздействие, m – масса АА, $A=[a_{ij}]_{3x3}$, $B=[b_{ij}]_{3x3}$ –квадратные матрицы третьего порядка, вид которых определяется типом орбиты ПА.

Перейдем к отысканию программ управления барражированием при дискретном виде управляющих воздействий. В этом случае решение системы дифференциальных уравнений (1) можно представить в виде

$$\vec{q}(\tau)=\Phi(\tau,\tau_0)\vec{q}_0, \qquad (2)$$

где $\vec{q}_0=\begin{vmatrix}\vec{R}_0\\ \vec{V}_0\end{vmatrix}$ – вектор начальных условий маневра, $\Phi(\tau,\tau_0)=\left|f_{ij}\right|^{6x6}$ – матрицант решений $f_{11}\ldots f_{66}$ однородной системы уравнений (1).

Если разбить матрицант $\Phi(\tau,\tau_0)$ на четыре клеточные подматрицы третьего порядка $\Phi_{11}(\tau,\tau_0)\ldots\Phi_{22}(\tau,\tau_0)$, то соотношение (2) может быть представлено в виде двух векторно-матричных соотношений

$$\vec{R}(\tau)=\Phi_{11}(\tau,\tau_0)\vec{R}_0+\Phi_{12}(\tau,\tau_0)\vec{V}_0, \qquad (3)$$

$$\vec{V}(\tau)=\Phi_{21}(\tau,\tau_0)\vec{R}_0+\Phi_{22}(\tau,\tau_0)\vec{V}_0. \qquad (4)$$

По соотношению (3) можно найти значение вектора начальной относительной скорости $\vec{V}_{0T}$, требуемое для попадания АА в момент $\tau=\tau_к$ в точку с заданными координатами $\vec{R}(\tau_к)=\vec{R}_к$. Для этого в соотношение (3) нужно подставить $\tau=\tau_к$, $\vec{V}_0=\vec{V}_{0T}$ и $\vec{R}(\tau_к)=\vec{R}_к$. Выполнив это, получим

$$\vec{R}_к=\Phi_{11}(\tau_к,\tau_0)\vec{R}_0+\Phi_{12}(\tau_к,\tau_0)\vec{V}_{0T}. \qquad (5)$$

Отсюда

$$\vec{V}_{0T}=\Phi^{-1}{}_{12}(\tau_к,\tau_0)[\vec{R}_к-\Phi_{11}(\tau_к,\tau_0)\vec{R}_0], \qquad (6)$$

где $\Phi^{-1}{}_{12}(\tau_к,\tau_0)$– матрица, обратная матрице $\Phi_{12}(\tau_к,\tau_0)$.

Значение относительной скорости в момент $\tau=\tau_к$ можно найти из уравнения (4), если подставить туда вместо $\vec{V}_0$ величину $\vec{V}_{0T}$:

$$\vec{V}_k=\vec{V}(\tau_к)=\Phi_{21}(\tau,\tau_0)\vec{R}_0+\Phi_{22}(\tau,\tau_0)\vec{V}_{0T}. \qquad (7)$$

Соотношения (6) и (7) позволяют найти параметры импульсов управления, прикладываемых в краевых точках барражирования. Управляющий импульс в краевой точке 1, необходимый для перехода АА в краевую точку 2 за время T, определится как разность между требуемой начальной скоростью $\vec{V}_{1T}$ в точке 1 и конечной скоростью $\vec{V}_1$ в момент прихода АА в эту точку из точки 2. Если предположить, что $\tau_0=0$, а переходы из точки 1 в точку 2 и обратно выполняются за одинаковое время T, то согласно соотношениям (6) и (7)

$$\vec{V}_{1T}=\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)[\vec{R}_2-\Phi_{11}(T,0)\vec{R}_1],$$

$$\vec{V}_1=[\Phi_{21}(T,0)-\Phi_{22}(T,0)\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\Phi_{11}(T,0)]\vec{R}_2+$$
$$+\Phi_{22}(T,0)\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\vec{R}_1.$$

Следовательно, импульс управления в точке 1

$$\Delta\vec{V}_1=\vec{V}_{1T}-\vec{V}_1=Б_2(T,0)\vec{R}_2-Б_1(T,0)\vec{R}_1, \qquad (8)$$

где

$$Б_1(T,0)=\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\Phi_{11}(T,0)+\Phi_{22}(T,0)\Phi^{-1}{}_{12}(T,0),$$

$$Б_2(T,0)=\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)-\Phi_{21}(T,0)+$$
$$+\Phi_{22}(T,0)\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\Phi_{11}(T,0).$$

Начальная скорость, требуемая для перехода АА из точки 2 в точку 1 $\vec{V}_{2T}=\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)[\vec{R}_1-\Phi_{11}(T,0)\vec{R}_2]$, а действительная скорость АА в точке 2 после перехода из точки 1

$$\vec{V}_2=[\Phi_{21}(T,0)-\Phi_{22}(T,0)\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\Phi_{11}(T,0)]\vec{R}_1+$$
$$+\Phi_{22}(T,0)\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\vec{R}_2.$$

Отсюда программное приращение скорости (импульс управления), которое должно быть сообщено АА в точке 2,

$$\Delta\vec{V}_2=\vec{V}_{2T}-\vec{V}_2=Б_2(T,0)\vec{R}_1-Б_1(T,0)\vec{R}_2. \qquad (9)$$

2 2023.indd 145 13.06.2023 9:22:57

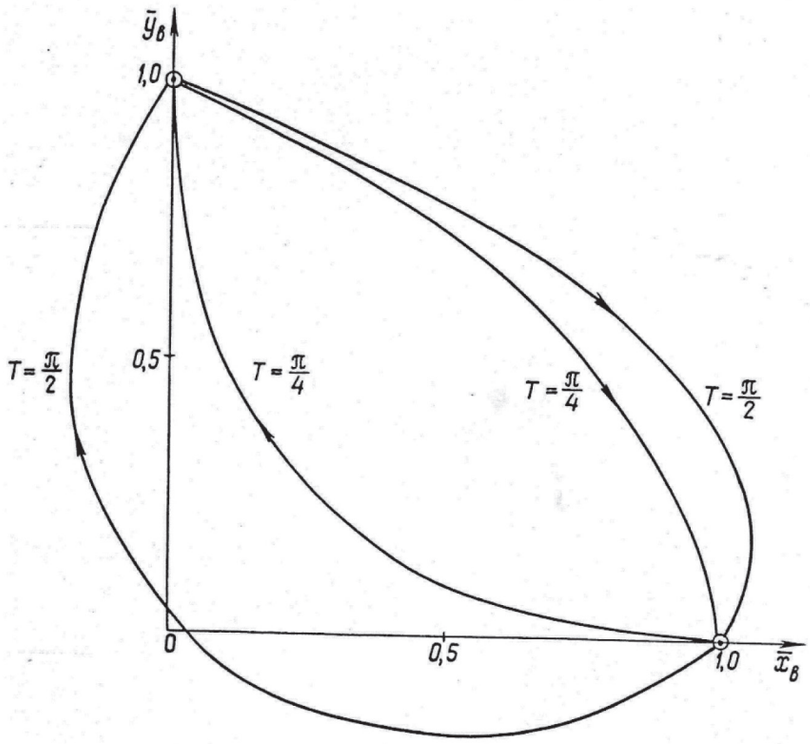

Рис. 1. Траектории барражирования

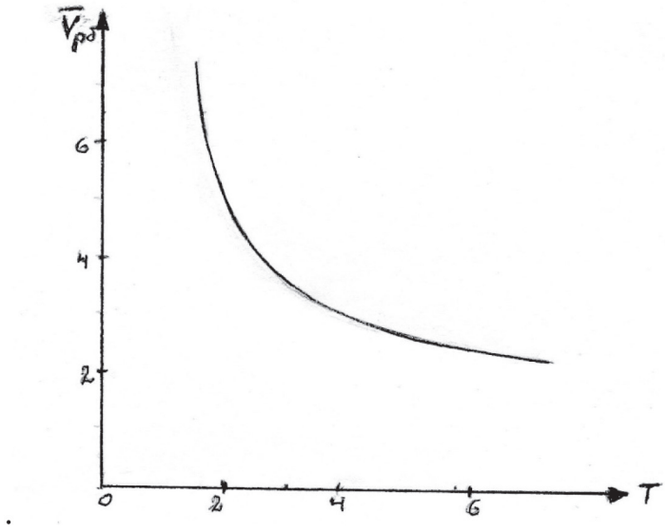

Рис. 2. Зависимость энергозатрат от полупериода барражирования

2 2023.indd 146 13.06.2023 9:23:01

Программные фазовые траектории на участке движения АА из краевой точки 1 в краевую точку 2

$$\vec{R}=F\ \vec{R}_1+\Phi\ \vec{R}_2\,, \qquad (10)$$

а на участке обратного движения

$$\vec{R}^*=F\ \vec{R}_2+\Phi\ \vec{R}_1\,, \qquad (11)$$

где

$$F=\Phi_{11}(\tau,0)-\Phi_{12}(\tau,0)\,\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\ \Phi_{11}(T,0)\,,$$
$$\Phi=\Phi_{12}(\tau,0)\,\Phi^{-1}{}_{12}(T,0)\,.$$

Энергозатраты (ЭЗ) на цикл барражирования

$$V_{рб}=\Delta\ V_1+\Delta\ V_2\,. \qquad (12)$$

Полученные соотношения определяют алгоритмы управления барражированием АА между двумя краевыми точками фазового пространства координат в общем виде. Они справедливы при линейной динамической модели ГП для любой ОСК, в которой описывается это движение, и для любой орбиты ПА, с которым связано начало данной ОСК.

Определим, какой вид имеют эти соотношения для орбитальной ОСК в случае круговой орбиты ПА. Подматрицы $\Phi_{11}(\tau,\tau_0)\ldots\Phi_{22}(\tau,\tau_0)$ в данном случае имеют вид [5, 6]:

$$\Phi_{11}(\tau,\tau_0)=\begin{bmatrix}1 & 6(\tau-\sin\tau) & 0\\ 0 & 4-3\cos\tau & 0\\ 0 & 0 & \cos\tau\end{bmatrix},$$

$$\Phi_{12}(\tau,\tau_0)=\begin{bmatrix}4\sin\tau-3\tau & 2(1-\cos\tau) & 0\\ -2(1-\cos\tau) & \sin\tau & 0\\ 0 & 0 & \sin\tau\end{bmatrix},$$

$$\Phi_{21}(\tau,\tau_0)=d\ \Phi_{11}(\tau,\tau_0)/d\ \tau\,,$$
$$\Phi_{22}(\tau,\tau_0)=d\ \Phi_{12}(\tau,\tau_0)/d\ \tau\,,$$

$\tau=\omega t$, ω – угловая скорость обращения ПА вокруг планеты.

Следовательно, составляющие приращения скорости $\Delta\ \vec{V}_1$

$$\Delta\ \dot{x}_1=2(x_1-x_2)\,\gamma_1/D\,,\ \Delta\ \dot{y}_1=[2(y_1-y_2)\,\gamma_6+3\,y_1\,\mathrm{T}\,\gamma_2]/D\,,$$
$$\Delta\ \dot{z}_1=2(z_2/\gamma_1-z_1\,\mathrm{ctgT});$$

составляющие приращения скорости $\Delta\ \vec{V}_2$

$$\Delta\ \dot{x}_2=-\Delta\ \dot{x}_1\,,\ \Delta\ \dot{y}_2=[3\,y_2\,\mathrm{T}\,\gamma_2-2(y_1-y_2)\,\gamma_6]/D\,,$$
$$\Delta\ \dot{z}_2=2(z_1/\gamma_1-z_2\,\mathrm{ctgT}),$$

где

$$\gamma_1=\sin\mathrm{T},\ \gamma_2=2(1-\cos\mathrm{T}),\ \gamma_6=4\ \sin\mathrm{T}-4\mathrm{T},\ D=3\mathrm{T}\,\gamma_1-4\,y_2\,.$$

Составляющие вектора положения АА на первом и втором участках траектории барражирования определяются соотношением (3), если подставить туда в первом случае значения $\vec{R}_0=\ \vec{R}_1$, $\vec{V}_0=\vec{V}_{1T}$, а во втором $\vec{R}_0=\vec{R}_2$, $\vec{V}_0=\vec{V}_{2T}$.

Рассмотрим примеры применения полученных алгоритмов. Предположим, что краевые точки барражирования АА лежат в плоскости орбиты ПА на одинаковой дальности R_0 от него, но на разных направлениях, характеризуемых углами β_1 и β_2. Тогда составляющие импульсов управления

$$\Delta\ \bar{\dot{x}}_1=2(\cos\beta_1-\cos\beta_2)\,\gamma_1/D\,,$$
$$\Delta\ \dot{y}_1=[2(\sin\beta_1-\sin\beta_2)\,\gamma_6+3\mathrm{T}\,\gamma_2\sin\beta_1]/D\,,$$

$$\Delta\ \bar{\dot{x}}_2=-\Delta\ \bar{\dot{x}}_1\,,\ \Delta\ \bar{\dot{y}}_2=[3\mathrm{T}\,\gamma_2\sin\beta_2-2\,\gamma_6(\sin\beta_1-\sin\beta_2)]/D\,.$$

На рис. 1 изображен вид траекторий барражирования АА в рассматриваемом примере для $\beta_1=0$, $\beta_2=90^0$ и двух значений полупериода T=π/4, T=π/2, а рис. 2 иллюстрирует зависимость энергозатрат на цикл барражирования $V_{рб}$ от величины полупериода T (индекс «-« означает нормирование величины энергозатрат по начальной дальности R_0).

Видно, что вид траекторий усложняется с ростом T, однако ЭЗ на цикл барражирования при этом уменьшаются.

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. Взаимный маневр космических аппаратов при отсутствии ограничений на вид траектории /

2 2023.indd 147 13.06.2023 9:23:01

В.С. Гончаревский. – Санкт-Петербург : ВКА имени А. Ф. Можайского, 2010. – 115 с.

10. Гончаревский, В. С. Методы программного управления взаимным маневром космических аппаратов / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2022. – № 1. – С. 138–142.

11. Ермилов, Ю. А. Управление сближением космических аппаратов / Ю.А. Ермилов, Е.Е. Иванова, С.В. Пантюшин. – Москва : Наука, 1977. – 448 с.

12. 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.

13. 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.

14. Кубасов, В. Н. Методы сближения на орбите / В.Н. Кубасов, Г.Ю. Данков, Ю.П. Яблонько. – Москва : Машиностроение, 1985. – 184 с.

15. Лебедев, А. А. Встреча на орбите / А.А. Лебедев, В.Б. Соколов. – Москва : Машиностроение, 1969. – 368 с.

16. 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.

17. Пономарев, В. М. Теория управления движением космических аппаратов / В.М. Пономарев. – Москва : Наука, 1965. – 456 с.

18. Разыграев, А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А.П. Разыграев. – Москва : Машиностроение, 1977. – 472 с.

19. Титов, Г. С. Межорбитальные локальные маневры космических аппаратов / Г.С. Титов, В.А. Иванов, В.Л. Горьков. – Москва : Машиностроение, 1982. – 246 с.

2 2023.indd 148 13.06.2023 9:23:02