Непрерывный метод управления облетом космических аппаратов

Continuous method of the spacecraft flight control

Гончаревский /Goncharevsky V.
Вилен Степанович
(vilenstepan@yandex.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; относительная система координат – relative coordinate system; линия визирования – line of sight; энергетические затраты – energy costs.

В статье рассматриваются особенности группового космического полета при выполнении операции облета. Предлагается один из возможных путей отыскания оптимальных непрерывных программ управления для этой разновидности взаимного маневра космических аппаратов. Получены программы управления облетом с постоянной угловой скоростью и даны рекомендации по выбору начальных условий и времени его выполнения.

The features of the group space flight during the flight operation are considered in the article. One of the possible ways of finding optimal continuous control programs for this type of the spacecraft mutual maneuver is proposed. Flight control programs with a constant angular velocity are obtained and recommendations on the choice of initial conditions and time of its implementation are given.

Облет является одной из разновидностей группового космического полета, выполнение которого может потребоваться при осуществлении стыковки с орбитальными станциями, оборудованными несколькими стыковочными узлами, при проведении ремонтных работ, при спасении экипажей пилотируемых космических аппаратов (КА) в аварийных ситуациях и т.д. Под групповым полетом (ГП) понимается такое вынужденное 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 заданных пределах. Кроме того, это расстояние остается значительно меньшим их расстояний до центра планеты, вокруг которого происходит их орбитальный полет. Следовательно, 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 $\vec{q}_{min} \le \vec{q} \le \vec{q}_{max}$. Вектор $\vec{q}(\tau) = [\vec{R}(\tau), \vec{V}(\tau)]$, определяемый тремя компонентами вектора относительного положения $\vec{R}(\tau)$ и тремя компонентами вектора относительной скорости $\vec{V}(\tau)$, полностью описывает в любой момент безразмерного времени $\tau = \omega t$ (ω – угловая скорость обращения пассивного аппарата вокруг центра планеты) относительное положение и относительные скорости двух КА, участвующих в ГП. Будем полагать, что один из них не изменяет свою траекторию в процессе ГП. Поэтому в дальнейшем будем его называть пассивным аппаратом (ПА), а другой – активным аппаратом (АА).

Особенностью ГП при выполнении облета является то, что в процессе его выполнения вектор $\vec{R}$, характеризующий положение АА в относительной системе координат (ОСК) с началом в центре масс ПА, поворачивается в пространстве на заданный угол, а его модуль изменяется по закону, определяемому выбранной формой траектории облета. Такие ограничения на вид траектории приводят к появлению определенных кинематических связей между отдельными компонентами относительного движения КА. Так, при выполнении облета на постоянной дальности R эти ограничения имеют вид $r_1^2 + r_2^2 + r_3^2 = R^2$, где $r_{1,2,3}$ – декартовы координаты активного КА в выбранной ОСК $r_1\ r_2\ r_3$. При их реализации траектория ГП в данной ОСК будет представлять собой окружность или ее отрезок, лежащий на сфере с центром в точке нахождения ПА и радиусом R. Следовательно, относительное движение будет происходить по траектории, в каждой точке которой радиальная относительная скорость поддерживается равной нулю, а вектор скорости $\vec{V}$ в каждый момент времени будет направлен по нормали к линии визирования (ЛВ), соединяющей центры масс аппаратов.

Так как в силу наложенных на нее ограничений траектория облета является вынужденной, то для осуществления движения по ней в общем случае необходимо использовать непрерывные методы управления отно-

2 2019.indd 136 14.06.2019 16:54:25

сительно линии визирования [1...5]. Однако в случае облета на постоянной дальности может быть применен и комбинированный метод, когда непрерывный вид управляющих воздействий используется только для управления продольным ОД активного аппарата (движения вдоль ЛВ), а для корректирования поперечного ОД (движения по нормали к ЛВ) может быть использован и дискретный их вид.

Вынужденный характер траектории облета, реализуемый обычно с помощью методов управления относительно ЛВ, приводит к повышению энергетических затрат (ЭЗ) на выполнение маневра по сравнению с методами свободных траекторий (МСТ). Поэтому здесь особенно актуальна задача разработки энергетически оптимальных непрерывных программ управления. Для ее решения можно воспользоваться методикой, изложенной в работе [6]. Однако в указанной работе были получены оптимальные программы в случае линейных кинематических связей между отдельными компонентами вектора положения на программной траектории ОД. Здесь же нелинейность этих связей существенно усложняет решение рассматриваемой задачи в замкнутой аналитической форме, так как становятся нелинейными соответствующие уравнения Эйлера – Пуассона.

Поэтому здесь может быть рекомендован следующий путь приближенного решения: круговая траектория облета заменяется правильным описанным многоугольником с апофемой R_0, а затем находится оптимальная программа управления движением вдоль каждой стороны этого многоугольника. В качестве такой программы можно использовать программу, полученную для линейных связей в работе [6], необходимо только учесть специфику краевых условий, которыми определяются входящие в программу постоянные C_i, состоящую в том, что начальными условиями на данном прямолинейном участке облета являются конечные условия на предыдущем участке, а конечными условиями – начальные условия для движения на последующем участке. Таким образом, результирующая оптимальная программа управления полным облетом будет состоять в этом случае из n (n – число сторон аппроксимирующего многоугольника) идентичных по своей структуре программ для линейных связей, отличающихся друг от друга только значением постоянных C_i.

Отметим, что такая оптимальная программа управления полным облетом ПА имеет довольно сложный для реализации вид. Поэтому представляет интерес отыскание таких программ, которые были бы близки к оптимальным по ЭЗ, но в то же время были более простыми. Одной из таких программ является программа управления облетом с постоянной угловой скоростью. Рассмотрим это управление на примере компланарного облета на постоянной дальности R_0 с угловой скоростью $\dot{\beta}_0$. В данном случае ограничения на кинематику ОД имеют вид:

$$\dot{R} = \ddot{R} = 0,\ R = R_0,\ \ddot{\beta} = 0,\ \dot{\beta} = \dot{\beta}_0, \beta = \beta_0 + \dot{\beta}_0\tau. \qquad (1)$$

Подставляя эти ограничения в уравнения движения в визирной орбитальной ОСК [7], получим следующие программы непрерывного управления облетом в плоскости орбиты ПА:

$$-\bar{u}_x = \dot{\beta}_0\left(\dot{\beta}_0 + 2\right) + 3\sin^2\left(\beta_0 + \dot{\beta}_0\tau\right),$$
$$\bar{u}_y = -1{,}5\sin 2\left(\beta_0 + \dot{\beta}_0\tau\right). \qquad (2)$$

Здесь индекс «–» означает нормирование по дальности облета .

ЭЗ на облет в секторе $B = \dot{\beta}_0 T$ при декартовом управлении и $-2 \geq \dot{\beta}_0 \rangle 0$

$$\bar{V}_{p2} = \bar{V}_{px} + \bar{V}_{py}, \qquad (3)$$

где

$$V_{px} = \int_0^T |u_x| d\tau,\ V_{py} = \int_0^T |u_y| d\tau.$$

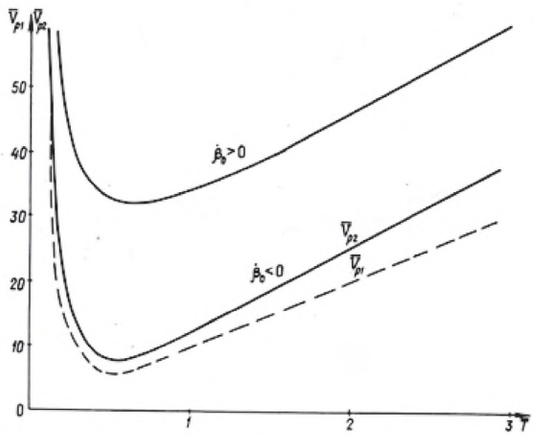

Рис. 1

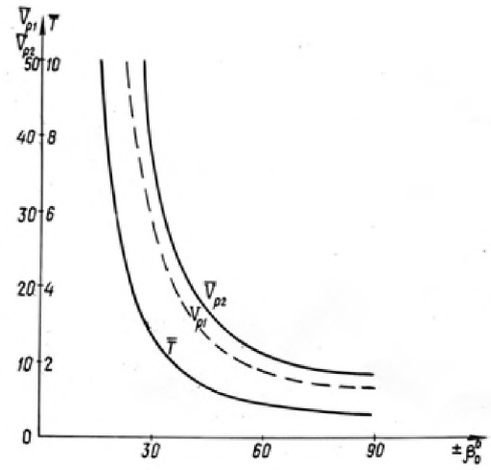

Рис. 2

2 2019.indd 137 14.06.2019 16:54:26

В случае полного облета, когда $B=\pm 2\pi$, программы непрерывного управления получаются путем подстановки в соотношения (2) условия $\dot{\beta}_0=\pm 2\pi/T$, ЭЗ на управление поперечным движением $\overline{V}_{py}=3T/2\pi$, а на управление продольным движением $V_{px}=1{,}5T+4\pi(1+\pi/T)$ при $\dot{\beta}_0>0$, $\overline{V}_{px}=1{,}5T+4\pi(\pi/T-1)$ при $\dot{\beta}_0<0$,

$$\overline{V}_{px}=4\left[\left(3T/8\pi+\pi/T-1\right)\left(\pi-4\arcsin 2\pi\sqrt{(\pi/T-1)/3}/T\right)+\right.$$
$$\left.+\sqrt{3(T/\pi-1)-4\pi^2(T/\pi-1)^2/T^2}\right]$$

при

$$-2\le\dot{\beta}_0<0.$$

Анализ соотношения (3) показывает, что при облете в заданном секторе B оптимальный угол, при котором целесообразно начинать управление, $\beta_{o\text{э}}=(m\pi-B)/2$, где m=0,1,2,3... В случае полного облета ЭЗ не зависят от угла β_0 и определяются только временем облета. Оптимальное значение этого времени, найденное из условия

$$\frac{\partial V_{p2}}{\partial T}=0,\quad T_{\text{э}}=2\pi\sqrt{2\pi/3(2+\pi)},$$

а соответствующие ему ЭЗ $\overline{V}_{p2\text{э}}=2\pi\left(2+\sqrt{6(1+2/\pi)}\right)\approx 32{,}26$. На рис. 1 представлены зависимости характеристических скоростей $\overline{V}_{p1}$ и $\overline{V}_{p2}$ от времени полного облета $\overline{T}=T/T_{\text{ц}}$, где $T_{\text{ц}}$ – период обращения ПА. Анализ этих графиков позволяет сделать вывод о том, что облет с отрицательным значением угловой скорости $\dot{\beta}_0$ при $\overline{T}>0{,}2$ требует значительно меньших ЭЗ, чем со скоростью $\dot{\beta}_0>0$. Видно также, что в обоих случаях существует оптимальное время облета $T_{\text{э}}$. Отклонения T в меньшую сторону от значения $T_{\text{э}}$ приводят к существенно большему возрастанию ЭЗ по сравнению с аналогичными отклонениями в обратную сторону. ЭЗ возрастают также прямо пропорционально дальности R_0.

Графики, представленные на рис. 2, позволяют сформулировать рекомендации по выбору оптимального момента начала полного облета при движении АА по орбите, близкой к круговой. На этом рисунке изображены зависимости значений V_{p1}, V_{p2} и T от угла β_0. Видно, что наиболее целесообразно начинать полный облет ПА в те моменты времени, когда АА находится непосредственно под или над ПА $\left(\beta_0=\pm 90^0\right)$. В этом случае можно выполнить облет с наименьшими ЭЗ и за наименьшее время. Характер изменения во времени $\overline{\tau}=\tau/T_{\text{п}}$ управляющих функций $\overline{u}_x$, $\overline{u}_y$ и $\overline{u}$ при облете с указанными начальными условиями иллюстрируется рис. 3.

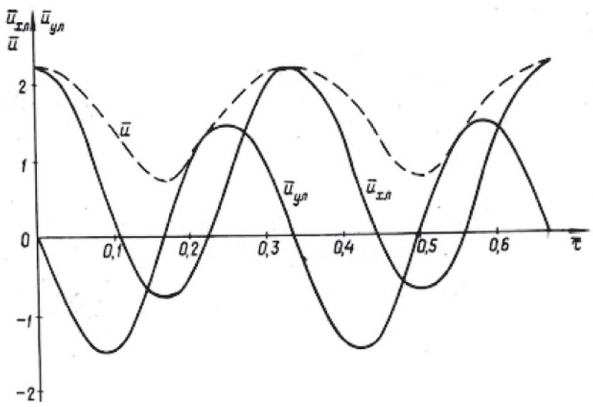

Рис. 3

ЭЗ и время маневра можно еще несколько уменьшить, если применить комбинированное управление, а именно в точке $\beta_0=\pm 90^0$ сообщить АА импульсное приращение скорости $\Delta\dot{\beta}_0\approx -0{,}5$, а затем с помощью непрерывного управления обеспечить облет ПА с угловой скоростью $\dot{\beta}_0=-2$, что обеспечивает согласно рис. 1, 2 минимальные ЭЗ и время облета при непрерывном управлении, а именно $\overline{V}_{p2}=7{,}65$, $T=0{,}5$.

Литература

1. Гончаревский, В. С. Автоматизированное управление взаимным маневром космических аппаратов вдоль линии визирования / В.С. Гончаревский. – СПб: ВКА им.А.Ф. Можайского, 2009. – 91 с.

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

3. Иванов, Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов / Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко. – М.: Издательство МГТУ им.Н.Э. Баумана, 2016. – 523 с.

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

5. Титов, Г. С. Межорбитальные локальные маневры космических аппаратов / Г.С. Титов, В.А. Иванов, В.Л. Горьков. – М.: Машиностроение, 1982. – 245 с.

6. Гончаревский, В. С. Энергетически оптимальное управление взаимным маневром космических аппаратов при наличии ограничений на вид траектории / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2009. – № 2. – С. 111–114.

7. Гончаревский, В. С. Методы и алгоритмы управления относительным движением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – МО РФ, 1998. – 87 с.

2 2019.indd 138 14.06.2019 16:54:32