Краевые и ограничивающие условия выполнения взаимного маневра космических аппаратов

Boundary and limiting conditions for mutual maneuver of spacecraft

Гончаревский / Goncharevsky V.
Вилен Степанович
(vka@mail.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: взаимный маневр – mutual maneuver; программа управления – program for guidance; относительная система координат – relative coordinate system; краевые условия – boundary conditions; ограничивающие условия – limiting conditions

Для осуществления взаимного маневра космических аппаратов необходимо разработать соответствующую программу управления движением центра масс активного аппарата. Эта программа представляет собой закон изменения во времени управляющего ускорения и вызывающих его управляющих воздействий, обеспечивающих требуемую программную траекторию. При разработке этой программы должны быть учтены определенные краевые и ограничивающие условия. В статье анализируются такие условия, свойственные различным разновидностям взаимного маневра и учитывающие возможности и особенности технических средств, с помощью которых планируется реализация этих разновидностей.

To implement the mutual maneuver of spacecraft, it is necessary to develop an appropriate program for controlling the movement of the center of mass of the active spacecraft. This program is the law of change in time control acceleration and causing its control effects, providing the required program trajectory. In developing this program, certain boundary and limiting conditions must be taken into account. The article analyzes these conditions peculiar to different varieties of mutual maneuver and taking into account the capabilities and features of the technical means by which the implementation of these varieties is planned.

Введение

Взаимный маневр (ВМ) космических аппаратов (КА) представляет собой разновидность управляемого программного движения, под которым понимается движение, удовлетворяющее определенным заданным требованиям. Он может быть выполнен с помощью ряда различных программных траекторий, каждой из которых соответствует своя определенная программа управления движением центра масс космического аппарата, выполняющего маневр[1...14]. Обычно при решении большинства практических задач маневр совершает один из космических аппаратов, участвующих в орбитальной операции, остальные же аппараты не изменяют в это время траекторию центра масс. Поэтому в дальнейшем первый из них называется активным космическим аппаратом (АКА), а остальные – пассивными аппаратами (ПКА).

Для реализации любого программного движения, и в частности взаимного маневра КА, необходимо разработать соответствующую программу управления. Иными словами, необходимо найти такой закон изменения во времени управляющего ускорения $\vec{u}(t)$, а следовательно, и вызывающих его управляющих воздействий, который бы обеспечил требуемую программную траекторию маневра, то есть. заданный вид функции $\vec{q}(t)$ в выбранной системе координат. Вектор $\vec{q}(t)=[\vec{R}(t),\vec{V}(t)]$, определяемый тремя компонентами вектора относительного положения $\vec{R}(t)=[R,\alpha,\beta]$ и тремя компонентами вектора относительной скорости $\vec{V}(t)=[R,\dot{\alpha},\dot{\beta}]$, где R, $\dot{R}$ – относительная дальность и относительная радиальная скорость; α,β и $\dot{\alpha},\dot{\beta}$ – углы и угловые скорости линии визирования (ЛВ), соединяющей ПКА и АКА, полностью описывает в любой момент времени t относительное положение и относительные скорости центров масс КА, участвующих в ВМ.

Приступая к разработке такой программы, прежде всего, следует учесть ряд необходимых условий, которым должны удовлетворять функция $\vec{u}(t)$, соответствующая ей функция изменения вектора состояния $\vec{q}(t)$, а также сама динамическая модель относительного движения (ОД), которая будет использоваться при разработке.

1 2021.indd 178 23.03.2021 14:17:06

Эти условия делятся на краевые условия и ограничивающие условия.

Краевые условия – это условия, которым должен удовлетворять программный вектор состояния $\vec{q}(t)$ в начальной и конечной точках маневра, то есть в моменты времени $t = t_0$ и $t = t_k$. Вид этих условий зависит от типа маневра, выполняемого активным КА (орбитальный переход, посадка, взаимный маневр).

Вид краевых условий для различных разновидностей взаимного маневра КА (сближение, удаление, групповой полет и др.) иллюстрируется табл. 1 [5–7].

Если краевые условия зависят только от выполняемой разновидности маневра, то вторая группа необходимых условий – ограничивающие условия – определяются в основном возможностями и особенностями технических средств, с помощью которых осуществляется управление маневром.

Ограничивающие условия могут быть трех основных видов. Первый вид характеризует различные ограничения, накладываемые на динамическую модель движения КА, которая используется при разработке программы управления. Эти ограничения могут быть обусловлены двумя основными причинами:

– стремлением упростить саму модель, а следовательно и дифференциальные уравнения, соответствующие ей, за счет учета лишь основных факторов

Таблица 1.

Вид маневра	Краевые условия			
	Начальные $\vec{q}(\tau_0)$		Конечные $\vec{q}(\tau_k)$	
	$\vec{R}(\tau_0)$	$\vec{V}(\tau_0)$	$\vec{R}(\tau_k)$	$\vec{V}(\tau_k)$
Сближение ($\dot{R}<0$)				
1. Мягкий контакт	$\vec{R}_0$	$\vec{V}_0$	0	0
2. Жесткий контакт	-"-	-"-	0	$\dot{R}_к$
3. Пролет	-"-	-"-	$\vec{R}_{кэ}$	$\vec{V}_к$
Удаление ($\dot{R}>0$)				
1. Мягкий контакт	0	0	$\vec{R}_ц$	$\vec{V}_ц$
2. Жесткий контакт	-"-	-"-	$\vec{R}_ц$	$\Delta\dot{R}_ц$
3. Пролет	-"-	-"-	$\Delta\vec{R}_{цэ}$	$\Delta\vec{V}_ц$
Групповой полет ($R_{min}<R<R_{max}$)				
1. Зависание	$\vec{R}_0$	0	$\vec{R}_0$	0
2. Облет	$\vec{R}_0$	$\vec{V}_{0э}$	$\vec{R}_0$	$\vec{V}_к$
3. Барражирование	$\vec{R}_0$	$\vec{V}_{0э}$	$R_{кэ}$	$\vec{V}_{кэ}$
	$R_0-R_к=$ $=\Delta R_э$	$\beta_0-\beta_к=$ $=\Delta\beta_э$	$\alpha_0-\alpha_к=$ $=\Delta\alpha_э$	
Обеспечение требуемого режима управления для				
1. Параллельного сближения	$\vec{R}_0$	$\vec{V}_0$	$\vec{R}_к$	$\dot{R}_{кэ}$, $\dot{\alpha}_к=\dot{\beta}_к=0$
2. Наведения по радиолучу	-"-	-"-	$\vec{R}_к$	$\dot{R}_{кэ}$, $\dot{\alpha}_к=\dot{\alpha}_ц$, $\dot{\beta}_к=\dot{\beta}_ц$
3. Группового полета	-"-	-"-	$\vec{R}_{кэ}$	$\vec{V}_{кэ}$

1 2021.indd 179 23.03.2021 14:17:07

и пренебрежения второстепенными факторами, влияющими на движение аппаратов ;

– невозможностью учета в модели некоторых факторов, в ряде случаев оказывающих даже существенное влияние на движение аппаратов, из-за отсутствия информации о характере этого влияния.

Примером ограничений, обусловленных первой причиной, являются ограничения, наложенные на динамическую модель, в которой не учтены возмущающие ускорения, вызываемые не центральностью основного гравитационного поля, влиянием других полей тяготения, влиянием среды, в которой происходит движение (влиянием остатков атмосферы и др.), а также проведена линеаризация основного гравитационного потенциала и отброшены члены этого разложения второго порядка и выше. Все эти факторы для условий, соответствующих движению в окрестности опорной траектории, являются второстепенными, и такая динамическая модель достаточно хорошо описывает действительное положение вещей. Более того, иногда справедлива (например, на участке причаливания при осуществлении стыковки КА) еще более упрощенная динамическая модель – модель движения в свободном пространстве (в бессиловом поле), в которой не учитывается еще и влияние разностного гравитационного ускорения.

В качестве примера ограничений, обусловленных второй причиной, являются ограничения, наложенные на только что упомянутую динамическую модель, в которой не учтена разница гравитационных ускорений аппаратов (разностное гравитационное, "приливное", ускорение). При значительных удалениях активного КА от опорной траектории и больших значениях времени выполнения маневра (например, на участке дальнего сближения при осуществлении стыковки КА) эта разница может оказать существенное влияние на движение центра масс КА, и поэтому, как правило, она должна учитываться. Однако в ряде случаев это не удается сделать. Например, если на борту аппаратов отсутствует построитель местной вертикали (а следовательно, и неизвестно направление гравитационного поля относительно опорной системы координат, в которой производится ориентация их строительных осей), то направление разностного гравитационного ускорения также неизвестно и его невозможно учесть в динамической модели, описывающей движение центров масс аппаратов в этой системе координат. Разностное гравитационное ускорение не может быть учтено и в тех случаях, когда неизвестны параметры опорной орбиты пассивного КА (для круговых орбит – угловая скорость обращения аппарата вокруг планеты).

Отсутствие разностного гравитационного ускорения в динамической модели фактически означает, что она не учитывает закономерностей орбитального движения аппаратов в гравитационном поле планеты, то есть является моделью движения в свободном пространстве. Поэтому использование динамической модели с ограничениями, обусловленными рассмотренными факторами, для разработки программы управления в большинстве случаев затруднено, так как возникает вопрос, как выбрать управляющие воздействия в условиях, когда последствия, к которым приведут эти воздействия, из-за неполноты информации о действующих на КА силах не могут быть предсказаны точно. Чтобы преодолеть эти трудности, необходимо вводить ряд дополнительных ограничивающих условий (в частности, ограничения на вид программной траектории движения), которые относятся к следующему их виду.

Ко второму виду ограничивающих условий относятся ограничения типа различных неравенств, которым должны удовлетворять программные функции $\vec{q}(t)$ и $\vec{u}(t)$. Эти ограничения в общем случае могут условно быть записаны следующим образом:

$$\vec{J}\left(\vec{u}(t),\vec{q}(t),t\right) \geq 0 \qquad (1)$$

где $\vec{J}$ – некоторая векторная функция.

К ограничениям вида (1) относятся ограничения по

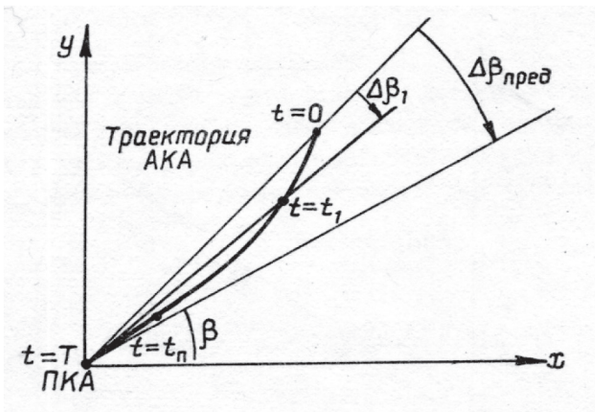

Рис. 1

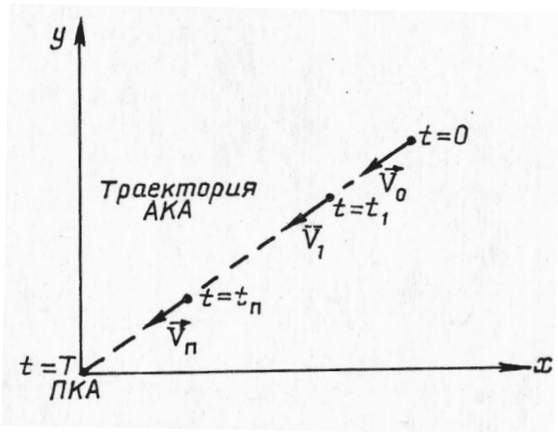

Рис. 2

1 2021.indd 180 23.03.2021 14:17:08

предельно допустимым значениям основных характеристик качества управления маневром, то есть чтобы относительный расход топлива $Q_р$, максимальная величина управляющего ускорения u_{max} или время маневра T, требуемые для выполнения маневра, не превысили заданный уровень, а также ограничения, накладываемые на компоненты вектора состояния $\vec{q}(t)$ на программной траектории. Частным случаем последних являются ограничения на вид программной траектории относительного движения, с которыми приходится часто встречаться на практике при разработке программ управления сближением или групповым полетом КА. Например, может потребоваться, чтобы эта траектория при сближении не выходила за пределы определенного углового сектора, заданного значением $\Delta\beta_{пред}$, где β – угол, характеризующий направление линии визирования в относительной системе координат (рис. 1), т.е. должно выполняться условие $\Delta\beta_{пред} - \Delta\beta \geq 0$.

Такая ситуация имеет место в случаях, когда есть ограничения на величину углов "прокачки" следящей антенны, осуществляющей автоматическое сопровождение пассивного КА по направлению в процессе маневра, или когда необходимо подойти к пассивному КА с определенной стороны (например, со стороны расположения стыковочного узла – при осуществлении стыковки аппаратов).

Ограничения на вид программной траектории приходится накладывать и тогда, когда динамическая модель не учитывает закономерностей орбитального движения в гравитационном поле планеты, то есть не учитывает разностное гравитационное ускорение. Так как из-за неполноты информации о действующих на аппараты силах вид траектории их относительного движения в этом случае предсказать невозможно, то для прохождения программной траектории сближаемого КА через точку местоположения пассивного КА можно, например, потребовать, чтобы в каждый момент времени вектор относительной скорости $\vec{V}$ совпадал с линией визирования (составляющая поперечной относительной скорости $\vec{V}_{пч}$ равнялась нулю, а составляющая продольной относительной скорости $\vec{V}_{пр}$ была направлена вдоль ЛВ). Это условие приведет к тому, что программная траектория сближения при любых значениях начальных условий и времени выполнения маневра будет представлять собой в относительной системе координат отрезок неподвижной прямой, проходящей через центры масс аппаратов (рис. 2).

Если в маневрах сближения по линии визирования программная траектория относительного движения должна представлять собой отрезок прямой линии, то при осуществлении облета пассивного КА на постоянной дальности, являющегося разновидностью группового полета, она должна иметь вид отрезка окружности с центром в точке расположения этого аппарата (рис. 3). Здесь составляющая поперечной относительной скорости $\vec{V}_{пч}$ должна быть направлена по нормали к ЛВ, а составляющая продольной относительной скорости $\vec{V}_{пр}$ должна быть равна нулю.

Другим частным случаем ограничений, накладываемых на компоненты программного вектора состояния $\vec{q}(t)$, являются ограничения по допустимой высоте переходной орбиты активного КА. Введение этих ограничений вызвано тем, что программная траектория маневра не должна заходить как в плотные слои атмосферы, так и (при наличии на борту экипажа) в область поясов с повышенной радиацией. Для околоземных операций первое условие дает ограничение снизу на высоту переходной орбиты активного КА, а второе условие – ограничение сверху. Оба условия можно записать в виде

$$R_{a\,min} \leq R_a \leq R_{a\,max} \qquad (2),$$

где $R_{a\,min}$ и $R_{a\,max}$ – соответственно минимально и максимально допустимые радиусы переходной орбиты активного КА.

При рассмотрении движения активного КА в относительной вращающейся системе координат $x_в y_в z_в$,

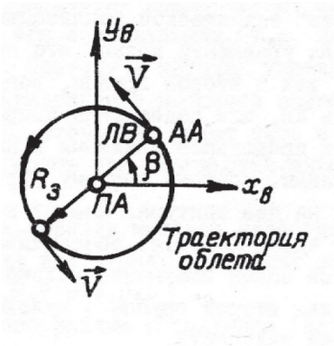

Рис. 3

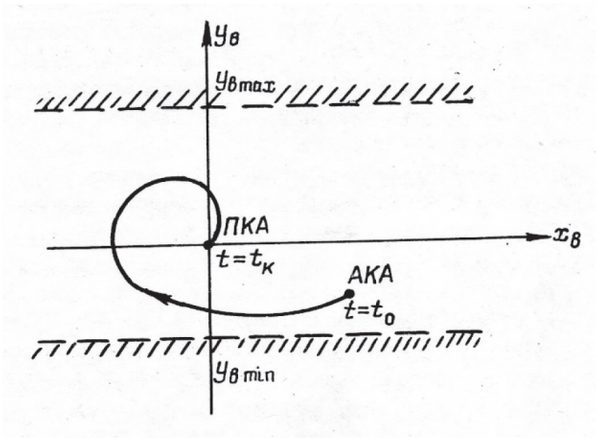

Рис. 4

1 2021.indd 181 23.03.2021 14:17:08

связанной с пассивным КА (рис. 4), условия (2) принимают вид следующих ограничений на координату $y_в$, являющуюся одним из компонентов вектора относительного состояния:

$$y_{в\,min} \le y_в \le y_{в\,max} \qquad (3)$$

Здесь $y_{в\,min} = R_{а\,min} - R_п$,

$$y_{в\,max} = R_{а\,max} - R_п$$

где $R_п$ – радиус орбиты пассивного КА.

Третий вид ограничивающих условий, которые учитываются при разработке программы управления маневром, определяет принадлежность функции управляющего ускорения $\vec{u}(t)$ к классу непрерывных, кусочно-непрерывных или импульсных функций времени. Эти ограничения накладываются такими техническими средствами, как двигательные установки системы управления, так как тип двигателей и режим их работы будут определять класс функции $\vec{u}(t)$. Например, если в двигательной установке используются жидкостные реактивные двигатели (ЖРД), то необходимо учитывать, что наилучшими режимами их работы являются непрерывный и дискретный режимы с постоянной тягой, если используются реактивные двигатели твердого топлива (РДТТ), то целесообразен непрерывный режим с постоянной тягой; если электрические реактивные двигатели (ЭРД) – непрерывный режим с постоянной или дросселируемой тягой. В соответствии с этим и управляющие воздействия, создаваемые данными двигателями, будут принадлежать к тому или иному классу функций.

К этому же виду ограничивающих условий относятся ограничения на возможное число включений отдельных двигателей, входящих в двигательную установку, которое определяет предельное количество возможных импульсов управления для двигателей, работающих в дискретном режиме.

Таким образом, анализ рассмотренных заданных ограничивающих условий позволяет выбрать необходимый метод управления, а ввод требуемых краевых условий, свойственных той или иной разновидности взаимного маневра, обеспечить заданный вид изменения функций $\vec{q}(t)$ и $\vec{u}(t)$ и тем самым получить программу управления центром масс активного аппарата для выполнения этой разновидности.

Литература

1. Алексеев, К. Б. Маневрирование космических аппаратов / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин, В.А. Ярошевский. – М.: Машиностроение, 1970. – 416 с.

2. Балахонцев, В. Г. Сближение в космосе / В.Г. Балахонцев, В.А. Иванов, В.И. Шабанов. – М.: Воениздат, 1973. – 240 с.

3. Гончаревский, В. С. Основы теории управления встречей на орбите / В.С. Гончаревский. – МО СССР, 1973. – 229 с.

4. Гончаревский, В. С. Радиоуправление сближением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – М.: Советское радио, 1976. – 240 с.

5. Гончаревский, В. С. Теория программного управления относительным движением / В.С. Гончаревский. – МО СССР, 1980. – 82 с.

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

7. Гончаревский, В. С. Групповой полет космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – МО РФ, 2006. – 81 с.

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

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

10. Калинин, В. Н. Теория управления космическим аппаратом: на основе концепции активного объекта: монография / В.Н. Калинин. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2014. – 188 с.

11 Кубасов, В. Н. Методы сближения на орбите / В.Н. Кубасов, Г.Ю. Данков, Ю.П. Яблонько. – М.: Машиностроение, 1985. – 183 с.

12. Моделирование управляемого движения космических аппаратов / В.С. Гончаревский [и др.]. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2011. – 334 с.

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

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

1 2021.indd 182 23.03.2021 14:17:09