
ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

УДК 629.78
DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-5-364-369

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ МЯГКОМ СБЛИЖЕНИИ С ОРБИТАЛЬНЫМ ОБЪЕКТОМ НА УЧАСТКЕ БЛИЖНЕГО НАВЕДЕНИЯ

А. А. АВКСЕНТЬЕВ

*Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: aaa1508@yandex.ru*

Рассматривается метод управления движением центра масс космического аппарата с использованием информации о линии визирования пассивного орбитального объекта. Определяется структура и значение коэффициента квазиоптимального по быстродействию закона управления. С учетом динамики углового движения КА и действующих на него возмущений уточняется значение коэффициента закона управления. Определяется расстояние между КА и объектом, при котором целесообразен переход от дальнего наведения к ближнему.

Ключевые слова: космический аппарат, квазиоптимальное управление, ближнее наведение, линия визирования

Введение. Общий участок сближения космического аппарата (КА) с орбитальным объектом (ОО) традиционно считается состоящим из нескольких участков, на которых используются различные методы управления. Участок ближнего наведения отличается от остальных тем, что на нем для формирования управления не используются законы орбитального движения. Метод управления определяется в предположении о том, что на КА и ОО действует одинаковое гравитационное ускорение. Такое предположение тем ближе к истине, чем меньше расстояние между рассматриваемыми объектами. С увеличением относительного расстояния разность гравитационных ускорений КА и ОО, как правило, возрастает. При достаточно большом расстоянии разность существенно увеличивается, что не позволяет осуществить сближение при сравнительно малом управляющем ускорении. Поэтому для метода управления, построенного без учета законов орбитального движения, существует область сходимости. В настоящей статье приведены расчеты размера указанной области, обоснован квазиоптимальный закон изменения относительной скорости КА при мягком сближении с ОО по линии визирования и продемонстрирована возможность использования полученного закона для организации выхода КА на траекторию квазиоптимального сближения в трехмерном пространстве за минимальное время, также предложен вариант коррекции коэффициента закона, приводящей к ускорению сближения в случае управления космическим аппаратом с учетом динамики углового движения.

Постановка задачи. Движение центров масс КА и ОО в инерциальной системе координат $OXYZ$ описывается векторными уравнениями

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\mathbf{V}_{КА}}{dt} &= \mathbf{G}_{КА} + \mathbf{W}_{ДУ}; \\ \frac{d\mathbf{R}_{КА}}{dt} &= \mathbf{V}_{КА}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\mathbf{V}_{ОО}}{dt} &= \mathbf{G}_{ОО}; \\ \frac{d\mathbf{R}_{ОО}}{dt} &= \mathbf{V}_{ОО}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где $\mathbf{V}_{КА}$ и $\mathbf{V}_{ОО}$ — скорости КА и ОО; $\mathbf{R}_{КА}$ и $\mathbf{R}_{ОО}$ — координаты КА и ОО; $\mathbf{G}_{КА}$ и $\mathbf{G}_{ОО}$ — гравитационные ускорения КА и ОО; $\mathbf{W}_{ДУ}$ — ускорение КА, создаваемое двигательной установкой (ДУ), модуль которого $|\mathbf{W}_{ДУ}| = W_{\max} \cup 0$; $t \in [0, t_k]$ — время.

Необходимо решить следующие задачи:

1) при допущениях о том, что $\mathbf{G}_{КА} = \mathbf{G}_{ОО}$ и движение КА происходит по неподвижной в инерциальном пространстве линии визирования, определить закон изменения зависимости относительной скорости сближения $V_{\text{опт}}$ рассматриваемых объектов от расстояния R между ними, который обеспечивает движение КА из начального состояния при $t = t_n$ в заданное конечное состояние за минимальное время $t_{\text{сбл}} = t_k - t_n$;

2) разработать алгоритм управления движением КА, обеспечивающий переход от движения по линии визирования (с параметрами $R, V_{\text{опт}}$) к движению в трехмерном пространстве (с параметрами $\mathbf{R}_{КА}, \mathbf{V}_{КА}, \mathbf{R}_{ОО}$ и $\mathbf{V}_{ОО}$) за минимальное время $t_{\text{сбл}} = t_k - t_n$;

3) учитывая динамику углового движения КА, рассмотренного в работе [1], скорректировать значение коэффициента закона $V_{\text{опт}}(R)$, обеспечив этим минимизацию времени $t_{\text{сбл}}$;

4) для $W_{\max} = 3 \text{ см/с}^2$ и $W_{\max} = 4,5 \text{ см/с}^2$ рассчитать радиусы сходимости рассмотренного метода сближения; расчеты провести для сближений до 1 м в радиальном, трансверсальном и бинормальном направлениях в окрестностях круговых орбит высотой примерно 600 км при действии основных возмущений.

Решение. Уравнения относительного движения для случая $G_{КА} = G_{ОО}$ формируются вычитанием системы уравнений (2) из системы (1). В проекциях на линию визирования они имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= W_{ДУ}; \\ \frac{dR}{dt} &= V, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где V — скорость центра масс КА относительно ОО; $W_{ДУ}$ — проекция вектора ускорения КА на линию визирования, $W_{ДУ} = -W_{\max} \cup 0 \cup W_{\max}$.

Гамильтониан для системы (3) и задачи оптимального быстрогодействия

$$H = -1 + \lambda_1 W_{ДУ} + \lambda_2 V, \quad (4)$$

где λ_1 и λ_2 — сопряженные переменные [2], изменения которых описываются уравнениями

$$\left. \begin{aligned} \dot{\lambda}_1 &= -\frac{\partial H}{\partial V} = -\lambda_2, \\ \dot{\lambda}_2 &= -\frac{\partial H}{\partial R} = 0. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

После интегрирования уравнений (5) гамильтониан (4) принимает вид

$$H = -1 + (At + B)W_{ДУ} - AV, \quad (6)$$

где A и B — произвольные постоянные.

Для линейной системы (3) необходимым и достаточным условием оптимальности является выбор такого значения $W_{ДУ}$, которое в каждый момент времени максимизирует гамильтониан (6). Достижение максимума зависит от знака функции $At + B$. Если $At + B > 0$, то $W_{ДУ} = W_{\max}$, а если $At + B < 0$, то $W_{ДУ} = -W_{\max}$. Знак линейной функции $At + B$ на интервале $[0, t_k]$ может измениться не больше одного раза. Поэтому оптимальное управление либо постоянно, либо один раз меняет свой знак. Поскольку $R > 0$ и при мягком сближении на последнем участке ближнего наведения $V < 0$, то в этом случае для снижения отрицательной скорости сближения $W_{ДУ} = W_{\max}$. При этом скорость сближения линейно изменяется от текущего значения до нуля по закону

$$V_{\text{опт}} = W_{\max}(t - t_k), \quad (7)$$

а расстояние

$$R = 0,5W_{\max}(t - t_k)^2. \quad (8)$$

Подставив в (8) выражение в скобках из уравнения (7), получим искомый в задаче 1 закон движения по линии визирования:

$$V_{\text{опт}} = \sqrt{2W_{\max}R}. \quad (9)$$

В трехмерном пространстве вектор оптимальной скорости $V_{\text{опт}}$ определяется с учетом его модуля (9) и направления линии визирования:

$$V_{\text{опт}} = V_{\text{опт}} \frac{\mathbf{R}_{\text{OO}} - \mathbf{R}_{\text{КА}}}{|\mathbf{R}_{\text{OO}} - \mathbf{R}_{\text{КА}}|}. \quad (10)$$

На рис. 1 для различных положений центра масс КА векторы $V_{\text{опт}}$ показаны пунктирными стрелками.

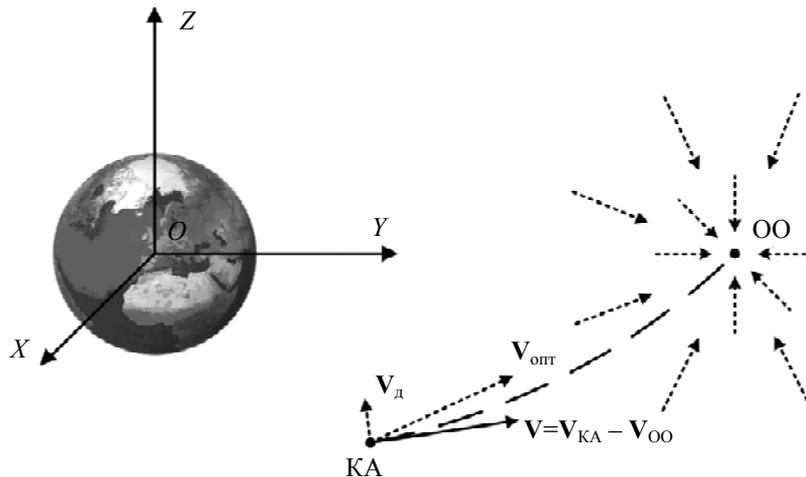


Рис. 1

Поскольку сближение оптимизируется по быстродействию, то необходимо текущую скорость $V_{КА}$ приблизить к оптимальной $V_{\text{опт}}$ за минимальное время. Для этого в направлении вектора добавочной скорости КА

$$V_d = V_{\text{опт}} - V$$

требуется придать КА максимально возможное управляющее ускорение

$$W_{ДУ} = W_{\max} \frac{V_d}{|V_d|}, \quad (11)$$

которое должно сообщаться КА до тех пор, пока скорость $V_{\text{опт}}$ не будет набрана. В результате объект управления, движущийся в трехмерном пространстве, за минимальное время выйдет на траекторию движения по линии визирования, что составляет суть решения задачи 2.

Зависимость (9) указывает значение скорости сближения, которое может быть реализовано двигательной установкой при условии безынерционных и абсолютно точных разворотов вектора тяги. Рассмотрим полярный способ управления движением КА как наиболее подходящий по критерию минимизации массогабаритных характеристик космического аппарата. Переориентация вектора тяги при полярном управлении выполняется путем разворота КА и жестко связанной с его корпусом двигательной установки. ДУ включается после завершения разворота, что приводит к задержке приложения тяги. На снижение относительной скорости и изменение расстояния между КА и ОО остается меньше времени, чем требовалось при непрерывной работе ДУ на полную мощность. В результате не обеспечивается выполнение требуемых конечных условий сближения. Кроме того, при разворотах появляются ошибки по направлению тяги. Разработчиком устанавливается допустимый угол $\alpha_{\text{доп}}$ между текущим и требуемым направлениями оси ДУ, при котором двигательная установка может быть включена. Влияние $\alpha_{\text{доп}}$ на эффективность сближения может быть рассчитано путем моделирования с использованием конкретных алгоритмов управления. Для рассматриваемого случая, как показали исследования [3], ДУ аппарата целесообразно включать при $\alpha \leq 6^\circ$.

Математическое моделирование сближения КА и ОО проведено с учетом управляющих моментов по осям ox , oy и oz связанной с КА системы координат:

$$M_x \in [-2,34; 2,34] \text{ Н}\cdot\text{м}, \quad M_y \in [-4,08; 4,08] \text{ Н}\cdot\text{м}, \quad M_z \in [-4,662; 4,662] \text{ Н}\cdot\text{м}$$

и главных моментов инерции:

$$J_x = 117 \text{ кг}\cdot\text{м}^2, \quad J_y = 206 \text{ кг}\cdot\text{м}^2, \quad J_z = 233 \text{ кг}\cdot\text{м}^2.$$

Моделирование проводилось при нескольких значениях входящего в выражение (9) численного коэффициента. Минимальное время сближения наблюдалось при значении коэффициента, равном примерно 1,4. Рассчитанное оптимальное значение коэффициента закона управления является решением задачи 3.

Для нормального поля тяготения [4], двух значений W_{\max} и ряда возмущений были проведены расчеты времени сближения КА и ОО до $R=1$ м. При расчетах учтены:

- погрешности и периодический характер работы измерительных приборов;
- эксцентриситет и перекокс тяги ДУ;
- засветки камеры наблюдения ОО излучением Солнца и Луны;
- неточность информации о начальных координатах и скоростях КА и ОО.

Расчеты проводились для движения КА и ОО по близким к круговым орбитам высотой примерно 600 км. Результаты представлены на рис. 2 зависимостью времени сближения $t_{\text{сбл}}$ рассматриваемых объектов от расстояния R_0 между ними. Более крупные точки, обозначенные буквами „б“, соответствуют результатам для $W_{\max} = 4,5 \text{ см}/\text{с}^2$, а точки, обозначенные буквами „а“, — для $W_{\max} = 3 \text{ см}/\text{с}^2$. Сближению в радиальном направлении соответствуют точки, обозначенные цифрами 1, в трансверсальном — 2, в бинормальном — 3. Неоднозначный характер зависимостей отражает результаты действия случайных возмущений.

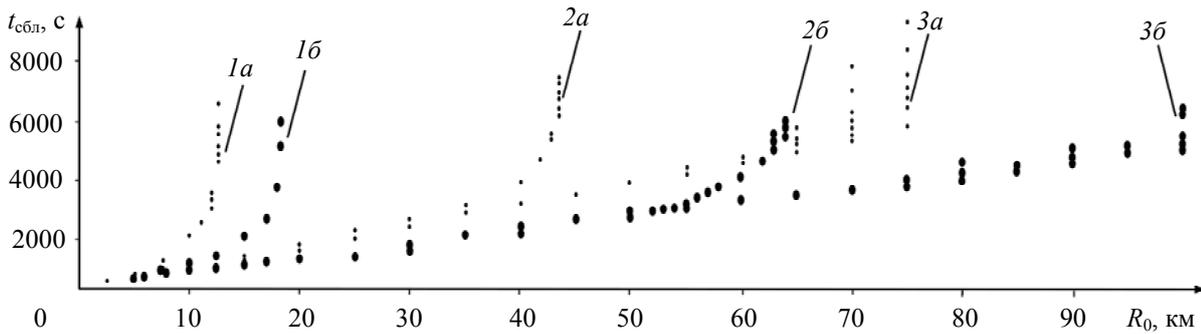


Рис. 2

Успешные сближения до относительного расстояния $R = 1$ м в бинормальном направлении при $W_{\max} = 4,5 \text{ см/с}^2$ (вариант 3б) возможны, если $R_0 \in [0,001, \approx 100]$ км. При этом же значении W_{\max} успешные сближения в радиальном направлении (вариант 1б) возможны, если $R_0 \in [0,001, \approx 18]$ км. В радиальном направлении градиент гравитационного ускорения максимален, и предположение о равенстве $G_{КА}$ и $G_{ОО}$ нарушается в наибольшей мере. Поэтому диапазон значений R_0 , при которых наблюдаются успешные сближения, минимален. Величину $R_0 = 18$ км можно считать радиусом сходимости метода сближения при $W_{\max} = 4,5 \text{ см/с}^2$ для задачи 4. При уменьшении W_{\max} в 1,5 раза радиус сходимости уменьшается до 12 км, т.е. приблизительно прямо пропорционально максимальному модулю управляющего ускорения.

Заключение. Разработан и исследован алгоритм управления сближением КА с ОО на участке ближнего наведения; работоспособность алгоритма подтверждена результатами математического моделирования с учетом действия основных возмущений. Основу алгоритма составляет метод скорейшего выхода КА на квазиоптимальную по быстродействию траекторию. Квазиоптимальность объясняется допущениями о равенстве гравитационных ускорений, действующих на КА и ОО, безынерционности и абсолютной точности разворотов КА, а также точности принятой модели движения. Рассчитаны расстояния от КА до ОО, при которых целесообразно использовать рассмотренный метод сближения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авксентьев А. А. Оптимальное управление угловым движением космического аппарата при оперативном сближении с орбитальным объектом // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 2. С. 128—133.
2. Математическая энциклопедия / Гл. ред. И. М. Виноградов. М.: Сов. энциклопедия. 1977. Т. 1. (Стб. 1152, Гамильтона функция.)
3. Авксентьев А. А., Ефимов В. П., Котяшов Е. В. Расчет условия включения двигательной установки космического аппарата с учетом динамики углового движения // Тр. XXXIV Всерос. конф. по проблемам науки и технологий, посвященной 90-летию со дня рождения акад. В. П. Макеева, 10—12 июня 2014 г., Миасс. С. 151—155.
4. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полета космических аппаратов: Учеб. пособие. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. 435 с.

Сведения об авторе

Александр Алексеевич Авксентьев — канд. техн. наук, доцент; ВКА им. А. Ф. Можайского;
E-mail: aaa1508@yandex.ru

Рекомендована
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию
14.01.16 г.

Ссылка для цитирования: Авксентьев А. А. Управление движением центра масс космического аппарата при мягком сближении с орбитальным объектом на участке ближнего наведения // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 5. С. 364—369.

**CONTROL OVER SPACECRAFT CENTER OF MASS MOVEMENT
DURING SOFT RENDEZVOUS WITH ORBITAL OBJECT
AT THE SHORT-RANGE GUIDANCE SEGMENT**

A. A. Avksentyev

*A. F. Mozhaysky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia
E-mail: aaa1508@yandex.ru*

A method of spacecraft center of mass motion control using information on line of sight of the passive orbital object to be approached is considered. The structure and value of the coefficient of quasi-optimal fast control law is determined. The coefficient value is adjusted with the account for the spacecraft angular dynamics and acting disturbances, and the distance to the object appropriate for transition from long-range to short-range guidance is defined.

Keywords: spacecraft, quasi-optimal control, short-range guidance area, line of sight

Alexander A. Avksentyev —

Data on author

PhD, Associate Professor; A. F. Mozhaysky Military Space Academy; E-mail: aaa1508@yandex.ru

For citation: Avksentyev A. A. Control over spacecraft center of mass movement during soft rendezvous with orbital object at the short-range guidance segment // Izv. vuzov. Priborostroenie. 2016. Vol. 59, N 5. P. 364—369 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-5-364-369