

---

---

# ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

---

---

УДК 629.78.015.001

В. К. СЕМЕНИХИН, Д. В. КИРИЧЕНКО

## АВТОНОМНОЕ УПРАВЛЕНИЕ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ПРИ СБЛИЖЕНИИ С ОБСЛУЖИВАЕМЫМ ОРБИТАЛЬНЫМ ОБЪЕКТОМ

Рассматривается методика автономного управления малым космическим аппаратом при его сближении с орбитальным объектом, обслуживаемым с использованием бортового оптико-электронного прибора измерения углов визирования и лазерного измерителя дальности.

*Ключевые слова:* орбитальный объект, малый космический аппарат, управление относительным движением.

В последнее время при разработке космических систем все большее внимание уделяется продлению ресурса их активного функционирования. Одним из направлений решения некоторых имеющих при этом место проблем является использование малых космических аппаратов (МКА), способных выполнять операции диагностирования и обслуживания КА непосредственно на орбите.

В зависимости от содержания процесса обслуживания особенность управления малым КА определяется необходимостью обеспечения его пребывания в течение определенного интервала времени на заданной дальности и при заданном ракурсе визирования по отношению к обслуживаемому КА. Эти требования к управлению МКА могут быть удовлетворены, если его бортовые средства наблюдения позволяют определять шесть параметров относительного движения обслуживаемого объекта с необходимой точностью. В качестве таких средств могут использоваться бортовой оптико-электронный прибор измерения углов визирования обслуживаемого объекта и лазерный измеритель относительной дальности (лидар). Скорости изменения этих параметров определяются путем фильтрации результатов измерений координат на некотором интервале накопления измерительной информации.

Управление движением МКА в окрестности обслуживаемого объекта осуществляется в бортовой полетной инерциальной системе координат (ИСК). При относительной дальности, значительно меньшей дальности перевода МКА в режим автономного управления, продольная ось бортовой полетной ИСК, по которой ориентируется оптическая ось бортовых измерителей углов визирования и дальности, направлена в расчетную точку положения обслуживаемого объекта. При этом определяются

$$\mathbf{r}_{\text{сф}} = \|\alpha, \beta, r\|; \quad \dot{\mathbf{r}}_{\text{сф}} = \|\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{r}\|,$$

где  $\mathbf{r}_{\text{сф}}$  — вектор относительных сферических координат,  $\alpha$  — курсовой угол,  $\beta$  — полярный угол,  $r$  — дальность,  $\dot{\mathbf{r}}_{\text{сф}}$  — вектор относительной скорости МКА.

Сферические параметры относительного движения преобразуются в бортовой полетной ИСК следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} x(t_k) &= \sqrt{r^2 - (z^2 + y^2)}, \quad \dot{x}(t_k) = \sqrt{\dot{r}^2 - (\dot{y}^2 + \dot{z}^2)}; \\ y(t_k) &= r\beta, \quad \dot{y}(t_k) = \dot{\beta}r + \dot{r}\beta; \\ z(t_k) &= -r\alpha, \quad \dot{z}(t_k) = -(\dot{\alpha}r + \dot{r}\alpha). \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Эти параметры принимаются в качестве начальных условий относительного движения при формировании управлений для коррекции орбиты МКА в момент  $t_k$ .

Рассмотрим методику управления МКА в предположении постоянства его угловой скорости  $\omega$  относительно центра Земли в окрестности обслуживаемого объекта. Относительное движение обслуживаемого объекта в бортовой полетной ИСК при этом описывается следующим векторным выражением [см. лит.]:

$$\mathbf{r}(t) = \mathbf{r}(t_k) \cos[\omega(t-t_k)] + \frac{\dot{\mathbf{r}}(t_k)}{\omega} \sin[\omega(t-t_k)], \quad t \in [t_k, t_f], \quad (2)$$

где  $\mathbf{r}(t_k)$ ,  $\dot{\mathbf{r}}(t_k)$  — векторы, определяемые системой уравнений (1);  $t_f$  — момент времени достижения МКА картинной плоскости обслуживаемого объекта.

Вектор скорости относительного движения в формуле (2) определяется как

$$\dot{\mathbf{r}}(t) = -\mathbf{r}(t_k) \omega \sin[\omega(t-t_k)] + \dot{\mathbf{r}}(t_k) \cos[\omega(t-t_k)], \quad (3)$$

а значение  $t_f$  можно вычислить из условия  $\mathbf{r}(t_f) \dot{\mathbf{r}}(t_f) = 0$ . Подставив в это выражение формулы (2) и (3), после преобразований получим уравнение, характеризующее момент достижения МКА картинной плоскости обслуживаемого объекта:

$$t_f = \frac{1}{2\omega} \operatorname{arctg} \left[ \frac{2\mathbf{r}(t_k) \dot{\mathbf{r}}(t_k)}{r^2(t_k) \omega - \frac{r^2(t_k)}{\omega}} \right].$$

Вектор  $\mathbf{r}(t)$  в соответствии с формулой (2) в момент времени  $t_f$  определяет положение МКА в картинной плоскости объекта, перпендикулярной к траектории относительного движения.

Управление МКА в окрестности обслуживаемого объекта заключается в том, чтобы обеспечить заданное значение вектора положения МКА в момент достижения картинной плоскости, т.е.

$$\mathbf{r}(t_f) = \mathbf{r}_3(t_f).$$

Этим обеспечиваются требуемые расстояния наблюдения для бортовых информационных средств МКА, а также ракурс визирования обслуживаемого объекта. Требуемый вектор  $\mathbf{r}_3(t_f)$  положения МКА в момент наблюдения задается в орбитальной системе координат объекта.

Получение исходных данных для формирования управления осуществляется преобразованием параметров в бортовой полетной ИСК. Тогда вектор, по которому формируется управление, определяется следующим образом:

$$\Delta \mathbf{r}(t_f) = \mathbf{r}(t_f) - \mathbf{r}_3(t_f).$$

Управление МКА осуществляется таким образом, чтобы тяга его двигателя была направлена против вектора  $\Delta \mathbf{r}(t_f)$ . Обычно корректирующая двигательная установка создает тягу в плоскости, перпендикулярной продольной оси МКА, по которой ориентируются оптические оси оптико-электронной системы и лидара. При средней тяге  $P$ , начальной массе МКА

$m$  и удельном расходе топлива  $\rho$  приращение скорости МКА за счет работы корректирующей двигательной установки будет составлять

$$\Delta V_K(t_K) = P \Delta \tau_K / \left( m - \frac{\rho \Delta \tau_K}{2} \right),$$

где  $\Delta \tau_K$  — длительность работы корректирующей двигательной установки.

Для ликвидации ошибки прибытия МКА в заданную точку необходимую длительность работы корректирующей двигательной установки можно определить из условия

$$\Delta r(t_f) = \frac{\Delta V_K(t_K)}{\omega} \sin[\omega(t_f - t_K)] - \Delta V_K(t_K) \frac{\Delta \tau_K}{2} \cos[\omega(t_f - t_K)]$$

следующим образом:

$$\Delta \tau_K = \left[ \frac{\Delta r(t_f) \rho}{2 \rho \cos[\omega(t_f - t_K)]} + \frac{\text{tg}[\omega(t_f - t_K)]}{\omega} \right] - \sqrt{\left[ \frac{\Delta r(t_f) \rho}{2 \rho \cos[\omega(t_f - t_K)]} + \frac{\text{tg}[\omega(t_f - t_K)]}{\omega} \right]^2 - \frac{2m \Delta r(t_f)}{2 \rho \cos[\omega(t_f - t_K)]}}.$$

В процессе управления корректирующая двигательная система генерирует ограниченную последовательность калиброванных импульсов тяги с частотой  $f$ . Количество калиброванных импульсов определяется как

$$n_K = \Delta \tau_K f. \quad (4)$$

В общем случае полученное с использованием формулы (4) количество калиброванных импульсов коррекции не является целым. Определение его до ближайшего целого вносит ошибку прибытия МКА в заданную точку. Ликвидировать эту ошибку можно путем округления значения  $n_K$  до большего целого за счет введения задержки  $\delta t_K$  на проведение коррекции.

При этом уточняются длительность работы двигательной установки  $\Delta \tau'_K = (n_K + \delta n_K) / f$  и приращение скорости МКА  $\Delta V'_K(t_K)$  при коррекции.

Далее определяется поправка к значению  $\Delta V_K(t_K)$ :

$$\delta V_K(t_K) = \frac{\rho \delta n_K}{(m - \rho \Delta \tau'_K) f}.$$

Соответствующая поправка к определению длительности задержки при проведении коррекции оценивается как

$$\delta \tau_K = \frac{\delta V_K(t_K)}{\Delta V'_K(t_K)} (t_f - t_K - \Delta \tau'_K).$$

Вследствие инструментальных и методической ошибок имеет место погрешность прибытия МКА в заданную точку картинной плоскости. Для ликвидации этих погрешностей могут производиться последующие коррекции траекторий сближения МКА с объектом по рассмотренной выше методике. Заключительная коррекция должна быть проведена на интервале подлета, достаточном для перевода специального комплекса обслуживания в рабочее состояние. При необходимости снижения относительной скорости МКА до заданного значения указанное время подлета должно обеспечить возможность переориентации МКА по вектору  $\mathbf{r}_3(t_f)$  и формирование требуемых импульсов коррекции.

Рассмотренная в настоящей статье методика позволяет при заданных начальных условиях движения МКА и обслуживаемого объекта, а также заданных граничных условиях относительного движения МКА в точке прибытия оценить общее время на реализацию коррекций, количество включений двигательной установки, расход рабочего тела и т.п. Предложенная методика может быть использована при проектировании малых космических аппаратов и их бортовых систем.

## ЛИТЕРАТУРА

Кириченко Д. В., Семенихин В. К., Слободчиков В. А. Модель относительного движения летательного аппарата // Сб. трудов 2-го науч.-исслед. центра 4-го ЦНИИ МО РФ. СПб., 2005. С. 127—132.

*Сведения об авторах*

- Виталий Кузьмич Семенихин** — канд. техн. наук, доцент; Научно-исследовательский центр (Санкт-Петербург) — филиал 4-го ЦНИИ Минобороны России
- Дмитрий Валерьевич Кириченко** — канд. техн. наук; Научно-исследовательский центр (Санкт-Петербург) — филиал 4-го ЦНИИ Минобороны России; E-mail: dvkey@rambler.ru

Рекомендована  
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию  
20.10.09 г.