
ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

УДК 629.78
DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-8-689-696

МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТАЛЬНЫМ ОБЪЕКТОМ НА УЧАСТКЕ ДАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

А. А. АВКСЕНТЬЕВ

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

Рассматривается метод управления сближением космического аппарата (КА) с орбитальным объектом (ОО). Учитывается динамика углового движения КА, на корпусе которого жестко закреплена двигательная установка (ДУ). Текущее управляющее воздействие рассчитывается с учетом влияния нецентрального поля тяготения, кусочно интервальной работы ДУ и ограничения на запас характеристической скорости КА. Для расчетов управляющего воздействия используются эквивалентные компланарные параметры движения КА, значения которых прогнозируются на момент прохождения противоположной точки линии апсид. Моделирование подтверждает работоспособность алгоритмов, разработанных по предложенному методу.

Ключевые слова: космический аппарат, дальнее наведение, непрерывная работа двигательной установки, ограниченный запас характеристической скорости

Участок дальнего наведения является начальным для сближения космического аппарата (КА) с орбитальным объектом (ОО), в отличие от участка ближнего наведения на нем используется управление, учитывающее законы орбитального движения.

Постановка задачи. КА с жестко закрепленной на его корпусе двигательной установкой (ДУ) и неуправляемый ОО находятся на околоземных орбитах. Движение центров масс КА и ОО в инерциальной системе координат $OXYZ$ описывается векторными уравнениями:

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

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

где $\mathbf{V}_{КА}$ и $\mathbf{V}_{ОО}$ — скорость КА и ОО; $\mathbf{R}_{КА}$ и $\mathbf{R}_{ОО}$ — координаты КА и ОО; $\mathbf{G}(\mathbf{R}_{КА})$ и

$\mathbf{G}(\mathbf{R}_{\text{ОО}})$ — гравитационное ускорение КА и ОО; $\mathbf{W}_{\text{КА}}$ — ускорение КА от ДУ, $|\mathbf{W}_{\text{КА}}| = W_{\text{max}} \cup 0$; $t \in [0, t_k]$ — время, величина t_k не фиксируется.

Уравнения углового движения и алгоритм управления угловым движением КА представлены в работе [1]. Гравитационное ускорение $\mathbf{G}(\mathbf{R})$ описывается моделью нормального поля Земли [2]. Запас характеристической скорости КА составляет V_{Σ} .

Необходимо разработать метод управления движением КА, обеспечивающий его сближение с ОО до достижения значений относительных параметров, лежащих в области сходимости алгоритма ближнего наведения [3] за минимальное время.

Решение. Задача решается путем ее декомпозиции на ряд подзадач, каждой из которых соответствует движение КА на своем отрезке траектории. При этом считается, что минимизация времени движения на каждом отрезке обеспечивает минимизацию общего времени движения. Рассматриваются следующие четыре отрезка

1) увеличения модуля разности больших полуосей орбит КА и ОО $|\Delta a|$. Увеличение начинается в момент начала сближения и заканчивается по достижении прогнозируемой величиной расхода скорости значения V_{Σ} . Минимизация времени обеспечивается путем скорейшего набора максимально возможного $|\Delta a|$, а также оптимальным выбором расположения интервалов работы ДУ и направления ее тяги. На этой и двух последующих отрезках траектории влияние несовпадения плоскостей орбит на результат расчета учитывается путем математического разворота фазового вектора движения КА в плоскость орбиты ОО;

2) пассивного сближения КА и ОО. Уменьшение времени движения на этом отрезке обеспечивается благодаря максимальной скорости фазирования, достигнутой вследствие максимизации $|\Delta a|$. Пассивное сближение продолжается до достижения такого взаимного положения, при котором немедленное начало уменьшения $|\Delta a|$ приводит к скорейшему приведению КА в область требуемых конечных условий;

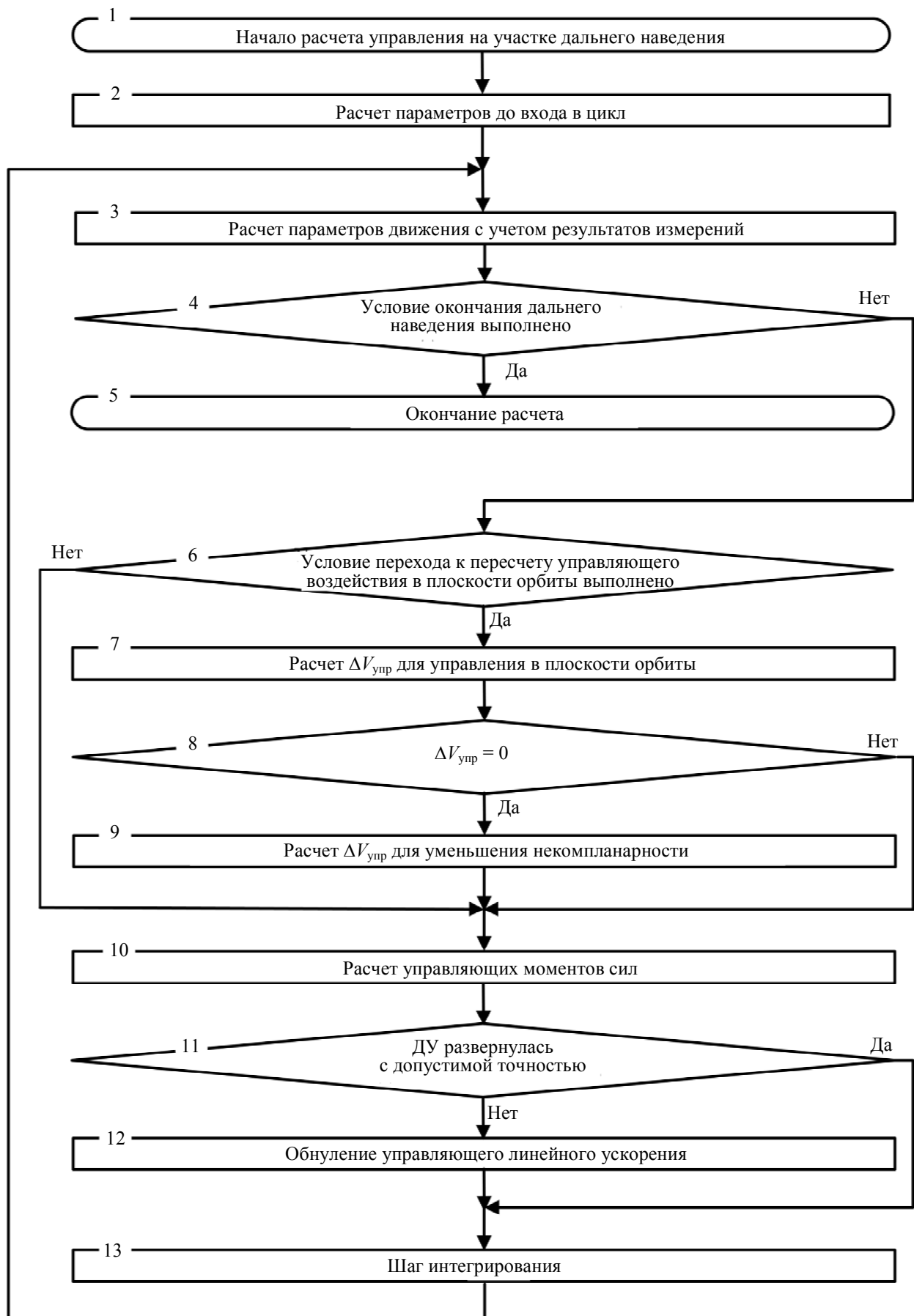
3) уменьшения $|\Delta a|$. Минимизация времени движения обеспечивается использованием максимально допустимых по приращению скорости интервалов непрерывной работы ДУ и выбором направления ее тяги. Уменьшение заканчивается при достижении требуемой для дальнейшего сближения разности высот полета рассматриваемых объектов;

4) уменьшения некомпланарности плоскостей орбит КА и ОО. Управление на этом отрезке траектории производится при отключенной ДУ на предыдущих отрезках, а также после их прохождения. Минимизация продолжительности движения по этой части траектории обеспечивается путем использования максимально допустимых по приращению скорости интервалов работы ДУ, а также выбором расположения этих интервалов и направления тяги. Уменьшение некомпланарности заканчивается при достижении допустимого достаточно малого ее значения.

Управление движением КА на участке дальнего наведения поясняет схема, представленная на рисунке.

В блоке 1 задаются начальные параметры движения ОО и КА, а также используемые при расчетах характеристики КА и ограничения: W_{max} , V_{Σ} , ΔV_{max} (максимальное приращение кажущейся скорости на интервале непрерывной работы ДУ).

В блоке 2 до входа в цикл рассчитывается ряд величин, которые используются при последующих расчетах. Вычисляются начальные координаты и скорости в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат (АГЭСК) [2]. Численно прогнозируются $\mathbf{R}_{\text{ООa}}$ и $\mathbf{R}_{\text{ООп}}$ — координаты ОО в апогее и перигее.



В блоке 3 моделируется работа измерительных приборов и с использованием их показаний производится уточнение параметров движения КА и ОО.

В блоке 4 определяются относительные параметры движения рассматриваемых объектов и сравниваются с допустимыми значениями, полученными на основании предварительных исследований, проведенных с помощью метода ближнего наведения [3]. Если при текущих относительных параметрах метод ближнего наведения обеспечивает дальнейшее сближение, участок дальнего наведения завершается, а если нет, то включаются в работу алгоритмы блока 6.

В блоке 6 определяется необходимость обновления вектора требуемого приращения скорости $\Delta \mathbf{V}_{\text{упр}} = (\Delta V_{x \text{ упр}}, \Delta V_{y \text{ упр}}, \Delta V_{z \text{ упр}})$. Если с момента предыдущего расчета прошло время, за которое при непрерывно работающей ДУ модуль приращения кажущейся скорости превысил бы 5 см/с, то начинается работа алгоритмов блока 7, а если меньше, то — блока 10, и при этом ранее рассчитанное управляющее воздействие сохраняется.

В блоке 7 рассчитывается некомпланарность орбит КА и ОО, т.е. угол $\gamma \in [0, 180^\circ]$ между векторами площадей двух объектов* [2]:

$$\mathbf{P} = \mathbf{R} \times \mathbf{V}, \quad (3)$$

где \mathbf{R} — радиус-вектор; \times — символ векторного произведения; \mathbf{V} — вектор скорости КА или ОО.

Кроме того, в блоке 7 рассчитывается относительная фаза рассматриваемых космических объектов, т.е. угол $\Delta \varphi \in (-180^\circ, 180^\circ]$, лежащий в плоскости орбиты ОО, с вершиной в центре Земли. Одна сторона этого угла является радиусом-вектором ОО, а вторая — проекцией радиуса-вектора КА на плоскость орбиты ОО. Положительной относительной фазе соответствует опережение космическим аппаратом орбитального объекта, а отрицательной — отставание КА от ОО.

В блоке 7 рассчитывается значение управляющего воздействия, обеспечивающее скорейшее сближение при пересчитанных в плоскость орбиты КА параметрах движения ОО. Вектор $\mathbf{R}_{\text{ОО}a}$ пересчитывается в $\mathbf{R}_{\text{ОО}ka}$, находящийся в плоскости орбиты КА. Пересчет производится на основании фундаментальной теоремы алгебры кватернионов [4] с учетом направления линии пересечения плоскостей орбит, вокруг которой производится математический поворот $\mathbf{R}_{\text{ОО}a}$ на угол некомпланарности γ . Затем в окрестностях направлений $\pm \mathbf{R}_{\text{ОО}ka}$ прогнозируются значения $\mathbf{R}_{\text{КА}a}$ и $\mathbf{R}_{\text{КА}п}$, представляющие собой координаты КА в окрестностях апогея и перигея ОО, повернутых в плоскость орбиты КА. Таким образом, рассчитываются прогнозируемые разности высот, которые будут иметь место после достижения компланарности:

$$\Delta R_a = R_{\text{КА}a} - R_{\text{ОО}a}, \quad \Delta R_{\text{п}} = R_{\text{КА}п} - R_{\text{ОО}п},$$

где $R_{\text{КА}a} = |\mathbf{R}_{\text{КА}a}|$; $R_{\text{КА}п} = |\mathbf{R}_{\text{КА}п}|$; $R_{\text{ОО}a} = |\mathbf{R}_{\text{ОО}a}|$; $R_{\text{ОО}п} = |\mathbf{R}_{\text{ОО}п}|$.

В соответствии с теорией Кеплера наименее энергетически затратным является изменение ΔR_a , вызванное импульсным изменением трансверсальной скорости в перигее [2]. При этом затраты скорости на устранение разности высот в апогее составляют

$$\Delta V_{\text{п}} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{\text{КА}п}}} \left(\sqrt{\frac{R_{\text{КА}a} + \Delta R_a}{R_{\text{КА}a} + R_{\text{КА}п} + \Delta R_a}} - \sqrt{\frac{R_{\text{КА}a}}{R_{\text{КА}a} + R_{\text{КА}п}}} \right),$$

где $\mu = 3,986004418 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$.

* В отличие от подхода, при котором компланарность отождествляется с двугранным углом между плоскостями орбит, такой подход не позволяет считать встречные орбиты компланарными.

Аналогичная зависимость справедлива для устранения разности высот в перигее [2]:

$$\Delta V_a = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{КАa}}} \left(\sqrt{\frac{R_{КАп} + \Delta R_{п}}{R_{КАп} + R_{КАa} + \Delta R_{п}}} - \sqrt{\frac{R_{КАп}}{R_{КАп} + R_{КАa}}} \right).$$

В этом же блоке определяются прогнозируемые затраты характеристической скорости на устранение некомпланарности. Для этого предварительно рассчитывается ряд величин. В соответствии с выражением (3) определяются векторы площадей КА и ОО $\mathbf{P}_{КА}$ и $\mathbf{P}_{ОО}$. Некомпланарность составляет

$$\gamma = \arccos \frac{\mathbf{P}_{КА} \cdot \mathbf{P}_{ОО}}{|\mathbf{P}_{КА}| |\mathbf{P}_{ОО}|},$$

где „ \cdot “ — символ скалярного произведения.

Рассчитываются векторы, направленные из центра Земли в обе стороны линии пересечения плоскостей орбит

$$\mathbf{R}_{лп1} = \mathbf{P}_{КА} \times \mathbf{P}_{ОО}, \quad \mathbf{R}_{лп2} = -\mathbf{P}_{КА} \times \mathbf{P}_{ОО}.$$

Истинная аномалия КА на линии пересечения плоскостей орбит составляет

$$\vartheta_1 = \arccos \frac{\mathbf{R}_{лп1} \cdot \mathbf{R}_{КАп}}{|\mathbf{R}_{лп1}| |\mathbf{R}_{КАп}|}, \quad \vartheta_2 = \vartheta_1 + 180^\circ.$$

Трансверсальная скорость КА в точке орбиты с истинной аномалией ϑ_1 определяется в соответствии с выражением [2, с. 33]:

$$V_{\tau 1} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \cos \vartheta_1),$$

где $p = a(1 - e^2)$; $a = 0,5(R_{КАa} + R_{КАп})$; $e = \frac{R_{КАa} - R_{КАп}}{2a}$. Величина трансверсальной скорости

КА $V_{\tau 2}$ в противоположной точке на линии пересечения орбит получается по аналогичной формуле, в которой вместо ϑ_1 используется ϑ_2 .

Для экономии рабочего тела из величин $V_{\tau 1}$ и $V_{\tau 2}$ следует выбрать меньшую и уменьшать некомпланарность в окрестности соответствующей ей истинной аномалии ϑ_1 или ϑ_2 .

С целью ускорения сближения некомпланарность следует уменьшать как в окрестности ϑ_1 , так и в окрестности ϑ_2 . При этом из величин $V_{\tau 1}$ и $V_{\tau 2}$ для гарантии энергетической обеспеченности сближения целесообразно выбрать большую.

Пусть на основании приведенных рассуждений из двух величин выбрана одна, равная V_{τ} . Тогда из геометрических соображений прогнозируемые затраты скорости на устранение некомпланарности составят

$$\Delta V_{\gamma} = 2V_{\tau} \sin(0,5\gamma). \quad (4)$$

С использованием рассчитанных значений прогнозируемых затрат при прохождении отрезка 1 траектории сближения определяется энергетическая целесообразность дальнейшего увеличения рассогласования по $|\Delta a|$. В момент времени t увеличение целесообразно, если:

$$V_{\Sigma} - \Delta V_t - \Delta V_a - \Delta V_{п} - \Delta V_{\gamma} - \Delta V_{\delta л} > 0, \quad (5)$$

где ΔV_t — текущее значение израсходованной характеристической скорости, получаемое интегрированием управляющего ускорения на пройденном участке сближения; $\Delta V_{\delta л}$ — запас характеристической скорости, резервируемый для сближения на участке ближнего наведения (значение $\Delta V_{\delta л}$ рассчитывается с помощью алгоритма ближнего наведения). Например, в работе [3], $\Delta V_{\delta л} = 70$ м/с.

Если условие (5) выполняется, то рассчитывается управляющее воздействие, увеличивающее $|\Delta a|$. В соответствии с третьим законом Кеплера это приводит к скорейшему изменению $\Delta\varphi$. Значение $|\Delta a|$ может возрасти как при увеличении высот апогея и перигея КА, так и при их уменьшении. Эти два варианта моделируются последовательно, и из них выбирается лучший по времени сближения.

Расчет значения $\Delta\mathbf{V}_{\text{упр}}$, обеспечивающего увеличение $|\Delta a|$, начинается с пересчета вектора $\mathbf{R}_{\text{КА}}$ в плоскость орбиты ОО аналогично тому, как это было сделано для $\mathbf{R}_{\text{ООа}}$. Затем для окрестности полученного вектора численно определяется вектор скорости орбитального объекта $\mathbf{V}_{\text{ОО}}$ и поворачивается в плоскость орбиты КА. Направление полученного $\mathbf{V}_{\text{ООк}}$ совпадает с требуемым направлением скорости КА в текущей точке орбиты. Тогда для увеличения $|\Delta a|$ путем увеличения высот апогея и перигея

$$\Delta\mathbf{V}_{\text{упр}} = (V_{\text{КА}} + W_{\text{max}}\Delta t_p) \frac{\mathbf{V}_{\text{ООк}}}{|\mathbf{V}_{\text{ООк}}|} - \mathbf{V}_{\text{КА}}, \quad (6)$$

где $V_{\text{КА}}$ — модуль текущего значения скорости КА; Δt_p — шаг расчета управления.

Если рассматривается вариант увеличения $|\Delta a|$ путем уменьшения высот апогея и перигея, то в выражении (6) знак перед W_{max} должен быть взят отрицательным.

Нарушение условия (5) означает, что запаса характеристической скорости по прогнозу не хватит для окончания сближения. В этом случае ДУ выключается, $\Delta\mathbf{V}_{\text{упр}} = 0$, и начинается 2-й отрезок траектории дальнего наведения, на котором фазирование продолжается без расхода характеристической скорости. Для перехода к 3-му отрезку необходимо достижение такого взаимного положения КА и ОО, при котором немедленное начало уменьшения $|\Delta R_a|$ и $|\Delta R_n|$ к моменту выполнения условия

$$|\Delta R_a - R_k \text{sign}(\Delta\varphi)| < \varepsilon \cap |\Delta R_n - R_k \text{sign}(\Delta\varphi)| < \varepsilon \quad (7)$$

обеспечивает относительную фазу

$$|\Delta\varphi| < \Delta\varphi_k, \quad (8)$$

где $\varepsilon > 0$ — точность достижения требуемых высот; $R_k > 0$ — значение, меньшее радиуса сходимости алгоритма ближнего наведения; $\Delta\varphi_k > 0$ — точность достижения нулевой относительной фазы. Величина $\Delta\varphi_k$ выбирается такой, чтобы при принятых значениях допустимой некомпланарности $\gamma_{\text{доп}}$ и R_k параметры движения КА обеспечивали сходимость алгоритма ближнего наведения. Например, при $R_k = 6$ км, $\gamma_{\text{доп}} = 10^{-3}$ рад, $|\mathbf{R}_{\text{КА}}| = 6971$ км и радиусе сходимости 12 км по геометрическим соображениям получается $\Delta\varphi_k = 10^{-3}$ рад.

Выполнение условия (8) проверяется путем расчета прогнозируемых значений $|\Delta\varphi|$ на момент попадания в области (7). После попадания в одну из областей управление с соответствующей стороны линии апсид прекращается, а после попадания во вторую, при выполнении условия (8), начинается 3-й отрезок траектории, на котором $\Delta\mathbf{V}_{\text{упр}}$ вычисляется в соответствии с соотношениями, описанными для 1-го отрезка, но направление приращения скорости выбирается таким, чтобы приближать $|\Delta R_a|$ и $|\Delta R_n|$ к $R_k \text{sign}(\Delta\varphi)$.

Если в результате работы алгоритмов блока 7 рассчитывается $\Delta V_{\text{упр}} = 0$, и $\gamma > \gamma_{\text{доп}}$, то включается в работу алгоритм блока 9, где вычисляется $\Delta V_{\text{упр}}$ для уменьшения γ . Модуль требуемого приращения скорости $|\Delta V_{\text{упр}}| = \Delta V_{\gamma}$ определяется из выражения (4), но если $\Delta V_{\gamma} > \Delta V_{\text{max}}$, то модуль ограничивается значением $|\Delta V_{\text{упр}}| = \Delta V_{\text{max}}$. $\Delta V_{\text{упр}}$ является одним из ортов лучей биссектрисы между $\mathbf{R}_{\text{КА}}$ и $\mathbf{R}_{\text{ОО}}$. Из двух ортов выбирается тот, при направлении приращения скорости по которому γ уменьшается. Для привязки интервала уменьшения некомпланарности к линии пересечения плоскостей орбит рассчитывается угол u между $\mathbf{R}_{\text{КА}}$ и $\mathbf{R}_{\text{лп1}}$. Если $u > u_{\text{доп}} \cap u < \pi - u_{\text{доп}}$ ($u_{\text{доп}}$ — допустимое значение), то ДУ выключается.

Угол $u_{\text{доп}}$ определяет границы областей в окрестностях линии пересечения плоскостей орбит, при движении в пределах каждой из которых КА сможет набрать рассчитанное для уменьшения некомпланарности приращение скорости $|\Delta V_{\text{упр}}|$. Значение $u_{\text{доп1}}$ (в радианах) для окрестности луча $\mathbf{R}_{\text{лп1}}$ можно рассчитать по формуле

$$u_{\text{доп1}} = \frac{|\Delta V_{\text{упр}}| \sqrt{\mu} \left(1 + \frac{\mathbf{R}_{\text{лп1}} \cdot \mathbf{R}_{\text{КАп}} (R_{\text{КАа}} - R_{\text{КАп}})}{|\mathbf{R}_{\text{лп1}}| |\mathbf{R}_{\text{КАп}}| (R_{\text{КАа}} + R_{\text{КАп}})} \right)^2}{4W_{\text{max}} \sqrt{2 \left(\frac{R_{\text{КАа}} R_{\text{КАп}}}{R_{\text{КАа}} + R_{\text{КАп}}} \right)^3}}. \quad (9)$$

Угол $u_{\text{доп2}}$ в окрестности второго луча линии пересечения орбит вычисляется по формуле, аналогичной (9), где $\mathbf{R}_{\text{лп1}}$ необходимо заменить на $-\mathbf{R}_{\text{лп2}}$.

В результате работы описанных алгоритмов рассчитывается вектор $\Delta V_{\text{упр}}$, направление которого определяет требуемую ориентацию ДУ. В работу включаются алгоритмы расчета управляющих моментов, входящие в блок 10. Производимые вычисления описаны в работе [1].

В блоке 11 рассчитывается угол между текущим и требуемым направлениями оси ДУ $\delta_{\text{вкл}}$. Если он превышает допустимое значение, то в блоке 12 производится обнуление $\Delta V_{\text{упр}}$. Величина $\delta_{\text{вкл}}$ определяется заранее в соответствии с методом, изложенным в работе [5].

Далее включается в работу блок 13, где с использованием текущих параметров движения, уравнений (1) и (2), а также приведенных в работе [1] уравнений углового движения численно рассчитываются параметры движения на шаг вперед, после чего снова включаются в работу алгоритмы блока 3.

Заключение. Разработан метод, позволяющий в полете рассчитывать требуемую ориентацию и режим работы ДУ, обеспечивающие сближение КА с некооперируемым ОО на участке дальнего наведения. Метод может быть использован совместно с методами управления угловым движением и ближнего наведения, описанными в работах [1, 3]. Указаны условия, позволяющие оптимизировать управление по быстрдействию или расходу характеристической скорости.

На основе описанного метода разработан программный комплекс, моделирующий сближение в условиях действия возмущений. Моделирование показало работоспособность предложенного метода управления сближением КА с ОО на участке дальнего наведения. По сравнению с расходом характеристической скорости при энергетически оптимальных хомановских переходах дополнительные затраты в исследованных случаях не превысили 20%. Время сближения для таких случаев может различаться в несколько раз, поскольку отрезки 1 и 3 траектории при достаточно малом ускорении от ДУ становятся многовитковыми.

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. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полета космических аппаратов: Учеб. пособие. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. 435 с.
3. 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.
4. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
5. Авксентьев А. А., Ефимов В. П., Котьяшов 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 академика В. П. Макеева. Миасс, Челябинская обл., 10—12 июня 2014 г. С. 151—155.

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
04.04.17 г.

Ссылка для цитирования: Авксентьев А. А. Метод управления сближением космического аппарата с орбитальным объектом на участке дальнего наведения // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60, № 8. С. 689—696.

**METHOD OF CONTROL OVER SPACECRAFT CONVERGENCE
WITH ORBITAL OBJECT DURING LONG-RANGE GUIDANCE**

A. A. Avksentyev

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

A method of control over spacecraft during its long-range convergence with orbital object is considered. Angular movement dynamics of the spacecraft with a jet engine rigidly fixed on its body is taken into account. The current control action is calculated with consideration for the influence of noncentral gravitational field, the piecewise continuous jet engine operation, and restrictions on characteristic velocity. Values of equivalent coplanar motion parameters of the spacecraft used for calculations are predicted for the time of passage of the opposite point of the line of apsides. Results of computer simulations are presented to confirm the efficiency of the algorithms developed using the proposed method.

Keywords: spacecraft, long-range guidance, continuous jet engine operation, limited stock of characteristic velocity

Data on author

Alexander A. Avksentyev — PhD, Associate Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy;
E-mail: aaa1508@yandex.ru

For citation: Avksentyev A. A. Method of control over spacecraft convergence with orbital object during long-range guidance. *Journal of Instrument Engineering*. 2017. Vol. 60, N 8. P. 689—696 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-8-689-696