

Афанасьев В. А., Балоев А. А., Мещанов А. С., Сиразетдинов Р. Т.

УПРАВЛЕНИЕ ВОЗВРАЩАЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ПЕРЕХОДНЫХ ТРАЕКТОРИЯХ В АТМОСФЕРЕ

Введение. Полёт возвращаемого космического аппарата (ВКА) в атмосфере как правило сопровождается переходом с одного установившегося на другой установившийся режим. Например, при перехвате подвижной цели ВКА осуществляет переход с одной высоты горизонтального полёта на другую в зависимости от прогнозируемого состояния цели. Простейший закон управления содержит два импульса подъёмной силы с одной точкой переключения: кабрирование-пикирование при переходе на большую высоту или пикирование-кабрирование при переходе на меньшую высоту. Решается двухкоординатная терминальная задача с заданными конечными величинами высоты и угла наклона траектории. Предполагается, что ВКА в форме удлинённого и слабо затупленного конуса совершает сход с околоземной орбиты или получает разгон стартовым ускорителем с поверхности. Он обладает высоким нерегулируемым аэродинамическим качеством и малым баллистическим параметром. Достаточно большая подъёмная сила создаётся за счёт аэродинамической асимметрии корпуса, а регулирование направления её действия достигается изменением угла скоростного крена.

1. Задача управления переходом ВКА на новую высоту полёта. Решение задачи управления переходом ВКА на новую большую высоту горизонтального полёта проведём методом аналитического конструирования составной траектории из двух типовых составляющих: траекторий кабрирования и пикирования [1,2].

Для описания переходного полёта ВКА в вертикальной плоскости используется следующая система дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\sigma\rho V^2 - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= K\sigma\rho V \cos \gamma + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \\ \dot{D} &= V \cos \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

где V – скорость; θ – угол наклона траектории к поверхности; h – высота; D – дальность полёта; ρ – плотность атмосферы; g – ускорение силы земного притяжения; $r = R + h$, r – длина радиус-вектора, проведённого из центра Земли до центра масс ВКА; R – радиус сферы Земли; γ – угол скоростного крена; $K = C_y / C_x$ – аэродинамическое качество; C_x –

коэффициент силы лобового сопротивления; C_y – коэффициент подъёмной силы; $\sigma = C_x S / (2m)$ – баллистический параметр; m – масса ВКА; S – площадь миделевого сечения.

Для системы (1) заданы начальные условия:

$$t = t_0, V(t_0) = V_0 \neq 0, \theta(t_0) = \theta_0 = 0, h(t_0) = h_0, D(t_0) = D_0, \quad (2)$$

соответствующие параметрам ВКА при завершении горизонтального полёта на высоте h_0 . Конечные параметры ВКА задаются исходя из размерности решаемой терминальной задачи. В данном случае из пяти возможных терминальных параметров:

$$t = t_k, V(t_k) = V_k, \theta(t_k) = \theta_k, h(t_k) = h_k, D(t_k) = D_k \quad (3)$$

заданы два параметра выхода на новую высоту горизонтального полёта:

$$\theta_k = 0, h_k > h_0.$$

Атмосферу будем считать экспоненциальной, в которой плотность атмосферы изменяется в соответствии с дифференциальным уравнением:

$$\rho dh = -h_e d\rho, \quad (4)$$

где $h_e = \text{const}$, значение которой выбирается исходя из конкретной высоты полёта.

Отметим, решения системы (1) справедливы только при строгом кабрировании $\gamma = 0$ под действием подъёмной силы вверх и строгом пикировании $\gamma = \pi$ под действием подъёмной силы вниз.

Требуется построить закон управления $\{K = \text{const}, \gamma\}$, обеспечивающий переход ВКА с высоты $h_0 = h(t_0)$ горизонтального полёта $\theta_0 = \theta(t_0) = 0$ на новую большую высоту $h_k = h(t_k)$, $h_k > h_0$, горизонтального полёта $\theta_k = \theta(t_k) = 0$.

2. Решение задачи управления полётом на переходной траектории. Программную траекторию составим из двух типовых составляющих: траектории кабрирования до высоты h_1 при $\gamma = 0$ и траектории пикирования при $\gamma = \pi$, продолжающейся до выхода в горизонтальный полёт на новой высоте $h_2 = h_k$ (рис. 1).

Структура закона управления на двухсоставной траектории показана на рис. 2. Постоянное аэродинамическое качество $K = \text{const}$ обеспечивает кабрирующий полёт при $\gamma = 0$ до искомой высоты h_1 , на которой аэродинамическое качество такой же величины переключается на пикирование при $\gamma = \pi$ до заданной высоты h_2 .

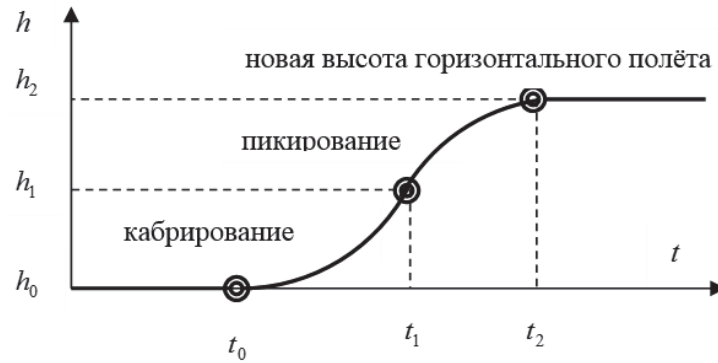


Рисунок 1 – Двухсоставная траектория перехода на новую высоту

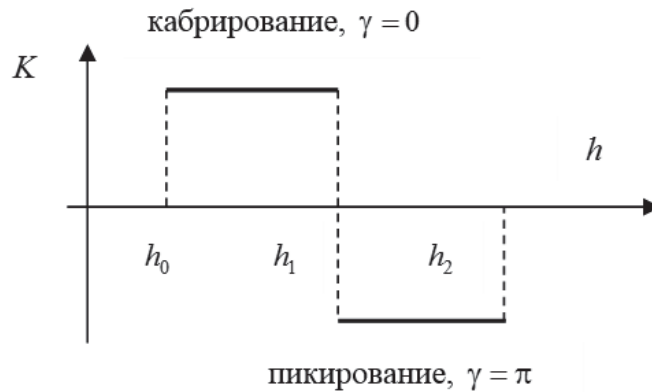


Рисунок 2 – Закон управления переходом на новую высоту

Аналитические решения дифференциальных уравнений (1) на типовых составляющих кабрирования и пикирования двухсоставной переходной траектории (рис. 1) получены в предположении, что величина K достаточно велика, что позволяет пренебречь составляющими гравитационного ускорения в первом и втором уравнениях (1).

3. Аналитические решения уравнений кабрирования, $\gamma = 0$.

$$V_1 = V_0 e^{\frac{\theta_1 - \theta_0}{K}},$$

$$\cos \theta_1 = \cos \theta_0 + K \sigma h_e (\rho_1 - \rho_0), \quad (5)$$

$$D_1 = D_0 + h_e \left[\theta_1 - \theta_0 - \frac{2a}{\sqrt{a^2 - 1}} \left(\operatorname{arctg} \frac{\sqrt{a^2 - 1} \operatorname{tg} \frac{\theta_1}{2}}{a + 1} - \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{a^2 - 1} \operatorname{tg} \frac{\theta_0}{2}}{a + 1} \right) \right],$$

где $a = K \sigma h_e \rho_0 - \cos \theta_0$, $a^2 - 1 > 0$.

4. Аналитические решения уравнений пикирования, $\gamma = \pi$.

$$V_2 = V_1 e^{\frac{\theta_2 - \theta_1}{K}},$$

$$\cos \theta_2 = \cos \theta_1 - K \sigma h_e (\rho_2 - \rho_1), \quad (6)$$

$$D_2 = D_1 + h_e \left[\theta_2 - \theta_1 - \frac{2a_1}{\sqrt{a_1^2 - 1}} \left(\operatorname{arctg} \frac{\sqrt{a_1^2 - 1} \operatorname{tg} \frac{\theta_2}{2}}{a_1 - 1} - \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{a_1^2 - 1} \operatorname{tg} \frac{\theta_1}{2}}{a_1 - 1} \right) \right],$$

где $a_1 = K\sigma h_e \rho_1 + \cos \theta_1$, $a_1^2 - 1 > 0$.

Для решения поставленной задачи достаточно использовать вторые уравнения систем (5) и (6), из которых следует искомый управляющий параметр в структуре конструируемого закона управления:

$$\rho_1 = \frac{\rho_0 + \rho_2}{2}, \quad (7)$$

где ρ_2 – известная плотность атмосферы на новой высоте горизонтального полёта.

Другие алгебраические уравнения в системах (5) и (6) используются при решении терминальных задач более высокого порядка, но для этого задаётся другая структура закона управления с дополнительными управляющими параметрами. В данной задаче полученные формулы позволяют оценить величины скорости и протяжённости переходного полёта, хотя они и не регулируются.

Заключение. Для одной из структур закона управления переходным полётом на новую высоту горизонтального полёта методом аналитического конструирования составной траектории из типовых составляющих кабрирования и пикирования получена формула для определения значения управляющего параметра в законе управления при решении двухкоординатной терминальной задачи. Роль второго управляющего параметра играет непрерывно возрастающая высота полёта, по достижении заданной величины которой фиксируется решение терминальной задачи. Результаты применимы для разработки перспективных ВКА со сложными траекториями полёта в атмосфере.

Библиографический список

- 1 Афанасьев, В.А. Аналитический синтез управлений возвращаемыми космическими аппаратами методом сопряжения типовых траекторий [Текст]/В.А Афанасьев, А.С Мещанов, В.Р. Хайруллин//Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. –2009. – № 4. – С.96–102.
- 2 Афанасьев, В.А. Аналитическое конструирование траекторий полета возвращаемых космических аппаратов [Текст]/В.А. Афанасьев, А.С. Мещанов, В.Р. Хайруллин//Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. – 2010. – № 4. – С.161–170.