

Богданов С.О., Мещанов А.С., Самышева Е.Ю.

**К СБЕРЕЖЕНИЮ ЭНЕРГИИ НА УПРАВЛЕНИЕ
В СКОЛЬЗЯЩИХ РЕЖИМАХ ПРИ НОМИНАЛЬНЫХ
И НЕОПРЕДЕЛЕННЫХ ВОЗМУЩЕНИЯХ. II**

Показаны возможности эффективного практического применения разработанных методов уменьшения энергетических затрат и регулирования установившихся колебаний управления [1] в стабилизации программных движений подвижных объектов и их электромеханических систем.

Применение в стабилизации продольного движения самолета

Рассмотрим уравнения продольного движения самолета [2] в виде системы (1) [1],

где $x = (V, \alpha, \vartheta, \dot{\vartheta})^T$, $A = A_0 + \Delta A$, $B = B_0$, $D = D_0$, $F = F_0 + \Delta F$:

$$A_0 = (a_{ij}^0)_{i,j=1}^4 = \begin{pmatrix} 0,010 & 0,080 & -0,200 & 0 \\ -0,680 & -2,500 & 0 & 1,000 \\ 0 & 0 & 0 & 1,000 \\ 1,276 & -14,250 & 0 & -2,900 \end{pmatrix}, B = B_0 = (b_{ir}) = \begin{pmatrix} 0,020 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -100,000 \end{pmatrix},$$

$D = D_0 = B_0(1/0,02; -1/100)^T$, $F_0 = (0; 0)^T$, $F = (\Delta f_1; \Delta f_2)^T$; $u = (u_1; u_2)^T = (P; \delta_B)^T$, где P , δ_B – соответственно отклонения по тяге и углу руля высоты; $\Delta A = (\Delta a_{ij})_{i,j=1}^4$, где Δf_i и $\Delta a_{11} = \Delta n_{11}$, $\Delta a_{14} = \Delta n_{14}$ обусловлены порывами ветра и неопределенными изменениями плотности атмосферы. Представленными в первой части статьи [1] сравнительно общими методами можно решить задачу стабилизации программного движения самолета на инвариантных к возмущениям скользящих режимах по пересечению двух гиперплоскостей [3]. Для снижения энергетических затрат и регулирования параметров установившихся колебаний управления применимы все предложенные в статье [1] ступени, как для малых, так и для больших неопределенностей. В частности, на второй ступени уменьшения энергетических затрат двухмерное многообразие скольжения $S(s = (s_1; s_2)^T = Cx = 0)$ предлагается находить по подходящим собственным значениям $\lambda_{1,2} = -2,7 \pm 3,76i$ матрицы A_0 [3] таким образом, чтобы основная по норме составляющая SA_0x в управлении u_0 в скользящем режиме принимала нулевое значение.

Применение УУ СПС в стабилизации угловой скорости вала двигателя постоянного тока на борту самолета

Принципиальной схеме системы стабилизации угловой скорости двигателя постоянного тока (ДПТ) на борту самолета в случае ее переменной структуры соответствует структурная схема, включающая в себя управляющее устройство с переменной структурой (УУ СПС), передаточные функции электромашинного усилителя (ЭМУ), генератора, двигателя, двигателя по моменту сопротивления M_c и тахогенератора в обратной связи (рис. 1).

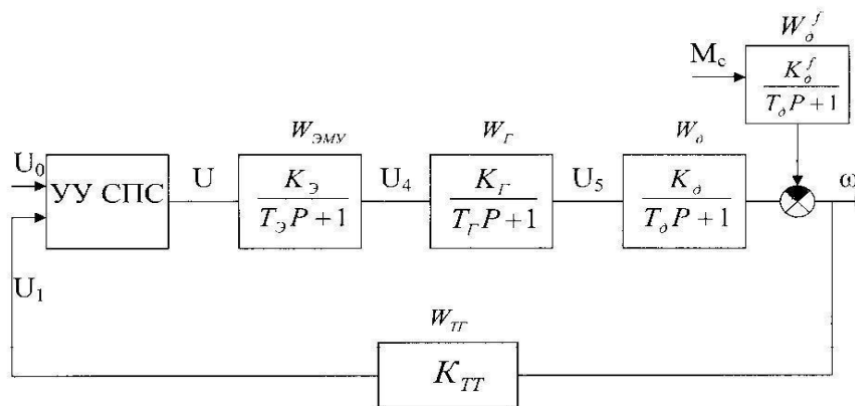


Рис.1. УУ СПС в стабилизации угловой скорости ДПТ

Для формирования УУ СПС, обеспечивающего выполнение поставленной задачи, сначала осуществляется переход в координаты ошибки и ее производных. Найденное в таких координатах управление U , а по нему и УУ СПС подставляется в исходную структурную схему (рис. 1), а также может быть подставлено в любую другую систему дифференциальных уравнений, представляющих данную САУ СПС и полученную любым не особенным линейным преобразованием одна из другой.

С этой целью находим изображение угловой скорости $\omega(p)$:

$$\omega(p) = W_{ЭМУ} W_{Г} W_{д} U - W_{д}^f M_c, \quad (11)$$

откуда следует

$$(T_{Э}P + 1)(T_{Г}P + 1)(T_{д}P + 1)\omega = K_{Э}K_{Г}K_{д}U - K_{д}^f(T_{Э}P + 1)(T_{Г}P + 1)M_c. \quad (12)$$

Перейдем в уравнении (12) к ошибке ε . Согласно

$$U_0 - U_1 = \varepsilon, \quad U_1 = K_{ТГ}\omega, \quad (13)$$

где $U_0 = K_0 \cdot 1(t)$, получаем выражение для $\omega(p)$:

$$\omega = \frac{U_1}{K_{ТГ}} = \frac{U_0 - \varepsilon}{K_{ТГ}}. \quad (14)$$

Левая часть уравнения (12) после ее раскрытия по степеням P запишется в виде

$$\begin{aligned} [(T_{\mathcal{E}}P+1)(T_{\Gamma}P+1)(T_{\delta}P+1)]\omega &= [T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}T_{\delta}P^3 + (T_{\Gamma}+T_{\mathcal{E}})T_{\delta}P^2 + T_{\delta}P + T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}P^2 + 1]\omega = \\ &= [T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}T_{\delta}P^3 + [(T_{\Gamma}+T_{\mathcal{E}})T_{\delta} + T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}]P^2 + (T_{\delta}+T_{\Gamma}+T_{\mathcal{E}})P + 1]\omega. \end{aligned} \quad (15)$$

Тогда после подстановки выражения $\omega(p)$ (14) в уравнение (12) и переноса всех входных воздействий U_0, U, M_c в правую часть получаем (после замены комплексной величины p преобразования Лапласа на символ дифференцирования $D \equiv d/dt$) дифференциальное уравнение относительно координаты ошибки:

$$\begin{aligned} [T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}T_{\delta}D^3 + [(T_{\mathcal{E}}+T_{\Gamma})T_{\delta} + T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}]D^2 + (T_{\mathcal{E}}+T_{\Gamma}+T_{\delta})D + 1]\varepsilon &= -K_{\mathcal{E}}K_{\Gamma}K_{\delta}K_{T\Gamma}U + \\ + K_{T\Gamma}K_{\delta}^f [T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}D^2 + (T_{\mathcal{E}}+T_{\Gamma})D + 1]M_c &+ [T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}T_{\delta}D^3 + \\ + [(T_{\mathcal{E}}+T_{\Gamma})T_{\delta} + T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}]D^2 + (T_{\mathcal{E}}+T_{\Gamma}+T_{\delta})D + 1]U_0. \end{aligned} \quad (16)$$

Далее в уравнении (16) ступенчатые воздействия U_0, M_c принимаются за постоянные величины. Полагая производные от них нулевыми, переходим к исследованию уравнения с отличной по сравнению с уравнением (16) правой частью и, следовательно, с отличными начальными условиями:

$$(a_0D^3 + a_1D^2 + a_2D + a_3)\varepsilon = -K_{\text{раз}}U + K_{T\Gamma}K_{\delta}^f M_c + a_3U_0, \quad (17)$$

где $a_0 = T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}T_{\delta}$, $a_1 = (T_{\mathcal{E}}+T_{\Gamma})T_{\delta} + T_{\mathcal{E}}T_{\Gamma}$, $a_2 = T_{\mathcal{E}}+T_{\Gamma}+T_{\delta}$, $a_3 = 1$, $K_{\text{раз}} = K_{\mathcal{E}}K_{\Gamma}K_{\delta}K_{T\Gamma}$.

Сделаем следующее замечание. Новые начальные условия для уравнения (17) можно определить из условия равенства изображений по Лапласу для ошибки $\varepsilon(p)$, получаемых для исходного и преобразованного дифференциальных уравнений (16) и (17). Однако для решаемой задачи построения разрывного управления (управления СПС), приводящего САУ СПС в скользящий режим при любых начальных условиях их конкретные ограниченные значения не существенны. Поэтому далее останавливаемся на исследовании только уравнения (17), полагая воздействия U_0, M_c постоянными.

Вводим обозначения

$$x_1 = \varepsilon, \quad x_2 = \dot{\varepsilon} = \dot{x}_1, \quad x_3 = \ddot{\varepsilon} = \dot{x}_2 \quad (18)$$

и переходим от уравнения (17) к системе уравнений в нормальном виде и в форме Фробениуса

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= x_3, \\ \dot{x}_3 &= -\frac{a_3}{a_0}x_1 - \frac{a_2}{a_0}x_2 - \frac{a_1}{a_0}x_3 - \frac{K_{\text{раз}}}{a_0}U + \frac{K_{T\Gamma}K_{\delta}^f}{a_0}M_c + \frac{a_3}{a_0}U_0, \end{aligned} \quad (19)$$

где $a_3 = 1$, $t \in I = [t_0, \infty)$.

Так как данная система (19) путем замен обозначений приводится полностью к виду системы (1) [1], то полученные в работе [1] методы синтеза управлений полностью применимы к решению и данной задачи стабилизации угловой скорости.

Выводы

Таким образом, в обеих частях статьи получены достаточно общие методы управления на скользящих режимах для линейных стационарных в номинальной части объектов при действии ограниченных параметрических и внешних неопределенных возмущениях и при ограниченных номинальных внешних возмущениях. Представлены методы уменьшения и минимизации энергетических затрат на управление; преимущества получаемых управлений по сравнению с известными линейными управлениями, оптимальными по минимуму интеграла от квадрата ошибки, и методы регулирования его установившихся параметров колебаний во избежание их возможных негативных воздействий на элементы системы управления. Представлен метод идентификации приведенного вектора неопределенных возмущений, способствующий при их больших значениях и компенсации существенно уменьшению затрат. Показана на двух примерах достаточно большая общность представленных методов для линейных объектов с возможностью получения преимуществ в качестве переходных процессов, в минимизации затрат при неопределенности, в регулировании параметров самого управления. В сопоставлении с другими известными методами управления на скользящих режимах выявляется существенно более простая реализация, имеющая во столько раз меньшее число логических переключающих устройств, чем равна размерность системы уравнений объекта. Перечисленные преимущества повышают эффективность представленного управления.

Публикация осуществлена при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Республики Татарстан в рамках научного проекта № 18-41-160012.

Библиографический список

1. Богданов С.Н., Мещанов А.С., Самышева Е.Ю. К сбережению энергии на управление в скользящих режимах при номинальных и неопределенных возмущениях. I. Сборник трудов XXI Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Часть I. Самара, 13-15 июня 2018 г., С. 34-39.
2. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом. М.: Наука, 1964. – 700 с.
3. Мещанов А.С. Методы построения разрывных управлений и поверхностей переключения в многомерных системах // Изв. вузов. Авиационная техника, 1981, № 2, С. 39-44.