Адаптивные и робастные электромеханические системы управления упругими летательными аппаратами (по состоянию и по выходу)

В. В. Путов, В. Ф. Нгуен, А. В. Путов
Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина)
vvputov@mail.ru

Э. С. Занеский
ПНИПУ

***Аннотация*. В докладе обсуждаются вопросы построения, исследования и сравнительного анализа эффективности в подавлении аэроупругих колебаний адаптивных систем управления полетом летательных аппаратов, базирующихся на методах управления по состоянию и по выходу, в том числе, учитывающих влияние динамики электромеханических систем рулевых органов.**

Ключевые слова: летательный аппарат; продольное движение; нелинейная математическая модель; аэроупругость крыльев; изгибно-крутильный флаттер; метод последовательного компенсатора; метод мажорирующих функций; электромеханческая система управления рулевым органом

I. Введение

Рассмотрим некоторые методы построения адаптивных систем управления продольным движением упругого летательного аппарата (ЛА), решающих задачу повышения устойчивости полета ЛА в условиях проявления аэроупругих свойств конструкции, нелинейности и неопределенности математической модели и ее неполной измеримости. Подчеркнем, что задача активного (принудительного) подавления крутильных упругих колебаний крыльев средствами адаптивного управления в рамках системы автоматического управления продольным движением ЛА принципиально разрешима в силу управляемости процесса крутильных упругих колебаний крыльев со стороны управляющих воздействий, вырабатываемых рулем высоты. В свою очередь, решение задачи принудительного подавления крутильных упругих колебаний крыльев предотвращает возможность возникновения и развития изгибно-крутильного флаттера крыльев как необходимо двумерного неустойчивого автоколебательного динамического процесса.

II. Нелинейная математическая модель продольного движения летательного аппарата, учитывающая аэроупругость крыльев

Примем исходную математическую модель объекта управления (без учета динамики электромеханической следящей системы руля) в следующем виде [1]:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = -\dfrac{g}{V_k}\cos\theta + \dfrac{P + f(\alpha)qS}{mV_k}\alpha + \dfrac{c_{y0}qS}{mV_k}; \\ \dot{\alpha} = \dfrac{g}{V_k}\cos\theta - \dfrac{P + f(\alpha)qS}{mV_k}\alpha + \omega_z - \dfrac{c_{y0}qS}{mV_k}; \\ \dot{\omega}_z = \dfrac{k_\Delta}{J_{\text{фюз}_z}}\theta + \dfrac{k_\Delta}{J_{\text{фюз}_z}}\alpha - \dfrac{k_\Delta}{J_{\text{фюз}_z}}\Delta;\ \dot{\Delta} = \omega_\Delta; \\ \dot{\omega}_\Delta = -\dfrac{k_\Delta}{J_{\text{кр}}}\theta + \left(\dfrac{M_{z_\alpha} - k_\Delta}{J_{\text{кр}}}\right)\alpha + \dfrac{k_\Delta}{J_{\text{кр}}}\Delta + \dfrac{M_{z_{\omega z}}}{J_{\text{кр}}}\omega_z + \dfrac{M_{z_{z\text{в}}}}{J_{\text{кр}}}\delta_\text{в}. \end{cases} \tag{1}$$

Здесь обозначено: P – сила тяги; V_k – земная скорость центра масс ЛА; θ – угол наклона траектории полета к горизонту; α – угол атаки; ϑ – угол тангажа; $\omega_z = \dot{\vartheta}$ – угловая скорость тангажа; J_z – суммарный момент инерции ЛА относительно поперечной оси ; M_z – момент относительно поперечной оси ЛА; $Y_a = Sqc_y(\alpha)$ – подъемная сила; $q = \rho V_k^2/2$ – скоростной напор; S – площадь крыла; ρ – плотность воздуха; $c_y(\alpha) = c_{y0} + f(\alpha)\alpha$; $f(\alpha) = c_{y1} + c_{y2}\alpha + c_{y3}\alpha^2$ – нелинейный аэродинамический коэффициент подъемной силы; Δ – угол крутильных аэроупругих деформаций крыльев; ω_Δ – скорость углового скручивания упругих крыльев; $M_y = k_\Delta(\vartheta - \Delta) = k_\Delta(\alpha + \theta - \Delta)$ – упругий момент; k_Δ – нелинейный аэродинамический коэффициент крутильной аэроупругости;
$k_\Delta(\Delta) = k_{\Delta_0} + k_{\Delta_1}\Delta + k_{\Delta_2}\Delta^2 + k_{\Delta_3}\Delta^3 + k_{\Delta_4}\Delta^4;\ J_z = J_{\text{кр}} + J_{\text{фюз}_2};$

$J_{\text{кр}}, J_{\text{фюз}_z}$ – моменты инерции соответственно крыльев и фюзеляжа ЛА относительно поперечной оси;

M_{z_α}, $M_{z_{\omega z}}$, $M_{z_{\delta_B}}$ – величины, рассчитанные по следующим формулам:

$M_{z_\alpha} = -m_{z_\alpha} qSb_a$; $\quad M_{z_{\omega_z}} = -m_{z_{\omega_z}} qSb_a^2 / V_k$;

$M_{z_{\delta_B}} = -m_{z_B} qSb_a$; m_{z_α}, $m_{z_{\omega z}}$, $m_{z_{\delta_B}}$ – частные производные продольного момента M_z по углу атаки α, угловой скорости тангажа ω_z и отклонению рулей высоты $\delta_в$ соответственно; b_a – средняя аэродинамическая хорда крыльев.

Введем для удобства последующих записей стандартные обозначения переменных состояния: $\theta = x_1$; $\alpha = x_2$; $\omega_z = x_3$; $\Delta = x_4$; $\omega_\Delta = x_5$: измерению подлежит угол наклона $\theta = x_1$; k_c – коэффициент передачи датчика θ.

III. Адаптивная система управления продольным движением упругого летательного аппарата, построенная методом мажорирующих функций

Рассматриваемая адаптивная система нелинейным объектом (1) требует полного измерения состояния [2, 3] и содержит эталонную модель, вырабатывающую эталонный вектор $\mathbf{x}_\text{М}$; вспомогательный модальный регулятор; адаптивный параметрически настраиваемый адаптивный закон управления вида

$$u_\text{А} = \mathbf{k}_\text{А}^\text{T} diag \left\{ f_r^* \right\}_1^5 \hat{\mathbf{x}} + k_b u^0, \tag{2}$$

где $\mathbf{k}_\text{А}$ – (5x1) – мерный вектор настраиваемых параметров адаптивного закона (2); k_b – настраиваемый входной коэффициент, $f_r^* = f_r^*(\hat{x}_r) = \hat{x}_r^p, p = 0,1,2,...$ – скалярные функции скалярного аргумента, мажорирующие соответствующие скалярные нелинейные функции объекта наибольшего роста, $r = \overline{1,5}$, и регуляризованные алгоритмы настройки параметров адаптивного закона (2), выражающиеся дифференциальными уравнениями вида

$$\left.\begin{aligned} \dot{\mathbf{k}}_\text{А}^\text{T} &= -\gamma_\text{А} \mathbf{b}_\text{М}^\text{T} \mathbf{P} \hat{\mathbf{e}} \hat{\mathbf{x}}^\text{T} diag \left\{ f_r \right\}_1^5 - \lambda_\text{А} \mathbf{k}_\text{А}^\text{T}; \\ \dot{\text{k}}_b &= -\gamma_b \mathbf{b}_\text{М}^\text{T} \mathbf{P} \hat{\mathbf{e}} u^0 - \lambda_b k_b, \end{aligned}\right\} \tag{3}$$

где $\mathbf{P}$ – постоянная симметричная положительно определенная 5x5-матрица – решение матричного уравнения Ляпунова

$$\mathbf{A}_\text{М}^\text{T} \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_\text{М} = -\mathbf{G};$$

$\mathbf{G}$ – любая симметричная положительно определенная матрица; $\hat{\mathbf{e}} = \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}_\text{М}$ – (5x1)-мерный вектор ошибки; $\gamma_\text{А}, \lambda_\text{А}, \gamma_\text{b}, \lambda_\text{b}$ – положительные коэффициенты усилений контуров алгоритмов настройки (3).

Выбор мажорирующих функций определяется структурой нелинейностей объекта управления и в случае нелинейного объекта вида (1) с нелинейными коэффициентами подъемной силы и крутильной упругости крыльев будут:

$$f_1^* = x_1;\, f_2^* = x_2^2,\, f_3^* = x_3,\, f_4^* = x_4^3,\, f_5^* = 1.$$

IV. Адаптивная система управления управления продольным движением упругого летательного аппарата, построенная методом последовательного компенсатора

Для применения этого метода управления по выходу, следуя [4], необходимо представить нелинейный объект (1) в форме вход-выход вида

$$y = \frac{b(p)}{a(p)} u + \frac{c(p)}{a(p)} \overline{\varphi}(y), ; \tag{4}$$

где $y = y(t)$ – измеряемая выходная переменная; $b(p) = b_m p^m + ... + b_1 p + b_0$; $c(p) = c_r p^r + ... + c_1 p + c_0$ и $a(p) = p^n + ... + a_1 p + a_0$ – полиномы с неизвестными параметрами; $r \le n-1$; передаточная функция $b(p)/a(p)$ имеет относительную степень $\rho = n - m$; полином $b(p)$ – гурвицев, коэффициент $b_m > 0$; неизвестная функция $\overline{\varphi}(y)$ удовлетворяет условию секторного ограничения вида [4]

$$\left| \overline{\varphi}(y(t)) \right| \le c_0 \left| y(t) \right|; \tag{5}$$

число $c_0 > 0$ неизвестно.

Для приведения нелинейных уравнений (1) к виду (5) определим в (1) неизвестную функцию $\overline{\varphi}(y) = \cos\theta$, линеаризуем нелинейные аэродинамические коэффициенты подъемной силы и крутильной упругости и примем $V_k = \text{const}$.

Запишем частично линеаризованный объект в векторно-матричной форме:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_0 \mathbf{x} + \mathbf{b}_0 u + \mathbf{f} \cos x_1,\; y = \mathbf{c}^\text{T} \mathbf{x} = \theta, \tag{6}$$

где $\mathbf{A}_0$, $\mathbf{b}_0, \mathbf{f}, \mathbf{c}$ – постоянные матрицы и векторы, имеющие следующий вид:

$$\mathbf{A}_0 = \begin{pmatrix} 0 & a_1^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -a_1^0 & 1 & 0 & 0 \\ a_2^0 & a_2^0 & 0 & -a_2^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -a_3^0 & a_4^0 & a_5^0 & a_3^0 & 0 \end{pmatrix}; \tag{7}$$

$\mathbf{b}_0 = (0\,0\,0\,0\,b)^\text{T}$; $\mathbf{c}^\text{T} = (c0\,0\,0\,0)$;

$\mathbf{x} = (x_1\, x_2\, x_3\, x_4\, x_5)^\text{T} = (\theta\, \alpha\, \omega_z\, \Delta\, \omega_\Delta)^\text{T}$; $\mathbf{f} = [-dd000]^\text{T}$;

$$a_1^0 = \frac{P + c_{y_0} qS}{mV_k};\ a_2^0 = \frac{k_{\Delta 0}}{J_{\text{фюз}_z}};\ a_3^0 = \frac{k_{\Delta 0}}{J_{кр}};$$

$$a_4^0 = \left(\frac{M_{z_\alpha} - k_{\Delta 0}}{J_{\text{кр}}}\right);\ a_5^0 = \frac{M_{mz_{\omega z}}}{J_{кр}};\ b = \frac{M_{z_{\delta в}}}{J_{кр}};\ d = \frac{g}{V_k};$$

$y = \mathbf{c}^{\mathrm{T}}\mathbf{x}$ – уравнение измерения; $\delta_b = u = u^0 + u_{\mathrm{A}}$; u^0 – программное управление; u_{A} – искомое адаптивное управление.

Представление нелинейной системы (1) (с частичной линеаризацией (7)) в форме вход-выход будет иметь следующий вид:

$$\begin{gathered} y = \frac{b_0}{p^5 + d_4 p^4 + d_3 p^3 + d_2 p^2 + d_1 p} + \\ + \frac{c_4 p^4 + c_2 p^2 + c_1 p + c_0}{p^5 + d_4 p^4 + d_3 p^3 + d_2 p^2 + d_1 p} \bar{\varphi}(y); \end{gathered} \tag{8}$$

где

$$y = \theta; \bar{\varphi}(\theta) = \bar{\varphi}(y) = \cos x_1; b_0 = a_1^0 a_2^0 bc; d_0 = 0;$$
$$d_4 = a_1^0; d_3 = -\left(a_2^0 + a_3^0\right); d_2 = \left(a_2^0 a_5^0 - a_1^0 a_2^0 - a_1^0 a_3^0\right);$$
$$d_1 = \left(a_2^0 a_3^0 + a_2^0 a_4^0 + a_1^0 a_2^0 a_5^0\right); c_4 = cd; c_2 = -cd\left(a_2^0 + a_3^0\right);$$
$$c_1 = cda_2^0 a_5^0; c_0 = cd\left(a_2^0 a_3^0 + a_2^0 a_4^0\right);$$

$n = 5; m = 0; r = 4; b_0 > 0$; передаточная функция $b(p)/a(p)$ имеет относительную степень $\rho = 5$.

Выберем закон адаптивного управления по выходу следующим образом [4]:

$$u_{\mathrm{A}} = -\bar{\alpha}(p)(\mu + k)\hat{e},\ \hat{e} = \hat{y} - y^*; \tag{9}$$

где $\hat{e} = \hat{e}(t)$ – оценка ошибки $e = y - y^*$, $y^* = y^*(t)$ – заданная (программная) выходная величина; число μ и полином $\bar{\alpha}(p)$ степени $\rho - 1$ выбираются из условия гурвицевости полинома вида

$$a(p) + \mu b(p)\bar{\alpha}(p);$$

положительный параметр k предназначен для компенсации неопределенной функции $\bar{\varphi}(y)$; функция $\hat{e}(t)$ является оценкой переменной $e(t)$ и формируется системой вида:

$$\begin{gathered} \dot{\xi}_1 = \sigma\xi_2; \dot{\xi}_2 = \sigma\xi_3; \dot{\xi}_3 = \sigma\xi_4; \\ \dot{\xi}_4 = \sigma(-k_1\xi_1 - k_2\xi_2 - k_3\xi_3 - k_4\xi_4 + k_1 e); \\ \hat{e} = \xi_1; \end{gathered} \tag{10}$$

где $\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4$ – формальные переменные системы (10); точка над переменными означает дифференцирование по времени t; число $\sigma > \mu + k$, а коэффициенты $k_i, i = \overline{1,4}$, вычисляются из условия асимптотической устойчивости системы (10) при нулевом входе $e = 0$.

Возможным вариантом настройки коэффициентов σ, μ, κ является их увеличение до тех пор, пока не будет выполнено целевое условие следующего вида: $|e(t)| < \varepsilon_0$ при $t \geq t_1$. где число ε_0 задается разработчиком. Для реализации этой рекомендации можно воспользоваться алгоритмом настройки вида [4]: $\tilde{k}(t) = \int_{t_0}^{t} \lambda(\tau)\, d\tau$, где $\tilde{k}(t) = \kappa + \mu$, а функция $\lambda(t)$ рассчитывается как

$$\lambda(t) = \lambda_0\ при\, |y(t)| > \varepsilon_0; \lambda(t) = 0\ при\, |y(t)| \leq \varepsilon_0,\ \lambda_0 > 0.$$

Выберем σ следующим образом: $\sigma = \sigma_0 \tilde{k}^2$, где число $\sigma_0 > 0$.

V. Адаптивная система управления продольным движением упругого летательного аппарата, учитывающая динамику электромеханической следящей системы рулевого органа

Математическая модель (1) продольного движения упругого ЛА приведена без учета динамики электромеханической следящей системы (ЭМСС), являющейся неотъемлемой частью рулевого органа ЛА. В докладе приводятся результаты исследований построенных адаптивных систем по состоянию и по выходу при условиях, когда динамика ЭМСС рассматривается как неучтенная («паразитная»), и показывается, что при номинальных параметрах ЭМСС эффективность адаптивных систем в подавлении аэроупругих колебаний и достижении желаемого качества переходных процессов резко снижается вплоть до нарушения работоспособности. Поэтому при проектировании адаптивных систем управления полетом ЛА необходимо включать динамику ЭМСС в состав объекта управления [5].

Введем переменные: $q_я$, $\omega_я = \dot{q}_я$ и $I_я$– угловое положение, угловая скорость и ток якоря электродвигателя; если принять механическую трансмиссию жёсткой, то $q_я = \delta_B$; $\omega_я = \omega_{\delta_B} = \dot{\delta}_B$; δ_B, ω_{δ_B} – угловое положение и угловая скорость рулевого органа ЛА; $L_я, R_я$ – индуктивность и активное сопротивление якорной цепи двигателя соответственно.

Будем полагать, что исполнительный электродвигатель рулевого органа включен в типовую структуру трехконтурной электромеханической следящей системы [5]; Рп, Рс, Рт – контурные регуляторы положения, скорости и тока соответственно; $\beta_{\mathrm{т}}, \beta_{\mathrm{c}}, \beta_{\mathrm{п}}$ – их передаточные функции (в частности, коэффициенты усиления); $u_{\mathrm{т}}, u_{\mathrm{c}}, u_{\mathrm{п}}$ – выходные напряжения контурных регуляторов. $k_{\mathrm{т}}, k_{\mathrm{c}}, k_{\mathrm{п}}$ – коэффициенты передачи датчиков тока $I_я$, угловой скорости $\omega_я$ и положения $q_я$;

$\delta_B^0 = \delta_B^0(t)$ – программное угловое положение рулевого органа (независимая функция времени), J_Σ – суммарный момент инерции, включающий моменты инерции якоря двигателя $J_я$, а также присоединенные к якорю двигателя моменты инерции трансмиссии $J_{ТР}$ и рулевого органа J_{δ_B}; $J_\Sigma = J_я + J_{ТР} + J_{\delta_B}$ (зазорами в механической трансмиссии пренебрегаем).

Система нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих продольное движение ЛА с учетом динамики ЭМСС рулевого органа возрастает с 5-го до 8-го порядка (сравни с системой (1)) и принимает следующий вид (управление *u* переносится на вход контура положения ЭМСС):

$$\begin{cases} \dot\theta = -\dfrac{g}{V_k}\cos\theta + \dfrac{P + f(\alpha)qS}{mV_k}\alpha + \dfrac{c_{y0}qS}{mV_k}; \\ \dot\alpha = \dfrac{g}{V_k}\cos\theta - \dfrac{P + f(\alpha)qS}{mV_k}\alpha + \omega_z - \dfrac{c_{y0}qS}{mV_k}; \\ \dot\omega_z = \dfrac{k_\Delta}{J_{фюз_z}}\Delta; \ \dot\Delta = \omega_\Delta; \\ \dot\omega_\Delta = \dfrac{M_{z_\alpha}}{J_{кр}}\alpha + \dfrac{M_{z_{\omega_z}}}{J_{кр}}\omega_z - \dfrac{k_\Delta}{J_{кр}}\Delta + \dfrac{M_{z_{\delta_B}}}{J_{кр}}\delta_B; \end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases} \dot\delta_B = \omega_{\delta_B}; \dot\omega_{\delta_B} = \dfrac{km}{J_\Sigma} I_я; \\ \dot I_я = -\dfrac{k_y k_\Pi \beta_c \beta_T \beta_\Pi}{L_я}\delta_B - \dfrac{1}{L_я}\left(k_y k_c \beta_T \beta_c + k_e\right)\omega_{\delta_B} - \\ \quad -\dfrac{1}{L_я}\left(k_y k_T \beta_T + R_я\right) I_я + \dfrac{k_y \beta_c \beta_T \beta_\Pi}{L_я} u. \end{cases}$$

При высокой размерности объекта управления и широком диапазоне параметрической неопределенности простое адаптивное управление по выходу, построенное методом последовательного компенсатора, является малоэффективным, поэтому для исследования предлагается адаптивная система управления, построенная методом мажорирующих функций.

Адаптивный закон управления с регуляризованными алгоритмами настройки его параметров имеют следующий вид:

$$u_А = \mathbf{k}_А^{\mathrm{T}} diag\left\{ f_r^* \right\}_1^8 \hat{\mathbf{x}} + k_b u^0; \tag{12}$$

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{k}}_А^{\mathrm{T}} = -\gamma_А \mathbf{b}_М^{\mathrm{T}} \mathbf{P}\hat{\mathbf{e}}\hat{\mathbf{x}}^{\mathrm{T}} diag\left\{ f_r \right\}_1^8 - \lambda_А \mathbf{k}_А^{\mathrm{T}}; \\ \dot{k}_b = -\gamma_b \mathbf{b}_М^{\mathrm{T}} \mathbf{P}\hat{\mathbf{e}} u^0 - \lambda_b k_b, \end{cases} \tag{13}$$

где $\hat{\mathbf{e}} = \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}_М$ – вектор ошибок – разностей между переменными состояния наблюдателя и эталонной модели; $\gamma_А, \lambda_А, \gamma_b, \lambda_b$ – положительные коэффициенты усилений настроек.

Мажорирующие функции определяются видом нелинейных аэродинамических коэффициентов $c_y(\alpha)$ и $k_\Delta(\Delta)$ и будут следующие:

$$f_1^* = x_1;\ f_2^* = x_2^2,\ f_3^* = x_3,\ f_4^* = x_4^3,\ f_5^* = 1,\ f_6^* = 1,\ f_7^* = 1,\ f_8^* = 1.$$

Список литературы

[1] Путов В.В., Шелудько В.Н., Нгуен В.Ф., Путов А.В., Тхань Н.Д. Адаптивная система управления нелинейным упругим летательным аппаратом, построенная по выходу методом последовательного компенсатора // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». СПб.: 2018. Вып. 5.

[2] Путов В.В. Прямые и непрямые беспоисковые адаптивные системы с мажорирующими функциями и их приложения к управлению нелинейными механическими объектами с упругими деформациями// Мехатроника, автоматизация и управление № 10. 2007. С. 4–11

[3] Путов В.В., Нгуен В.Ф., Тхань Н.Д., Шелудько В.Н. Адаптивное управление упругим беспилотным летательным аппаратом в условиях неопределенности // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». СПб.: 2018. Вып. 4.

[4] Бобцов А.А., В.О. Никифоров В.О. Адаптивное управление по выходу: проблематика. Прикладные задачи и решения//Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 1 (83). С. 1-14

[5] Путов В.В., Шелудько В.Н. Адаптивные и модальные системы управления многомассовыми нелинейными упругими механическими объектами. СПб.: ООО «Техномедиа». Изд-во «Элмор», 2007. 244 с.