

Адаптивное управление движением легких летательных аппаратов, учитывающее упругость крыльев и рулевых органов

В. В. Путов, Чан Куок Тоан, В. Н. Шелудько, М. М. Копычев
 Кафедра систем автоматического управления
 Санкт-Петербургский государственный электротехнический
 университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина)
 mmkopychev@etu.ru

Аннотация. В докладе рассмотрены вопросы построения и сравнительного анализа модального и адаптивного управления продольным движением ЛА с учетом аэроупругости крыла и упругости электромеханической следящей системы руля высоты. Приведены результаты компьютерного исследования процесса стабилизации полета на примере экспериментальной модели БПЛА-70V.

Ключевые слова: летательный аппарат; аэроупругость крыла; упругость электромеханической следящей системы; компьютерное исследование; адаптивная система управления по колебаниям рулевого органа и аэроупругости крыла

I. ВВЕДЕНИЕ

Летательные аппараты (ЛА) легких и сверхлегких классов находят все большее применение во многих областях народного хозяйства и задачи управления ими как сложными динамическими объектами в течение многих десятилетий находятся в центре внимания ученых и инженеров, активно применяющих принципы и технику адаптивного управления [1, 2]. Особенно опасны возникающие при возрастании скоростей полета упругие вибрации, определяемые геометрией аэродинамических поверхностей ЛА. В [3] задача подавления крутильных упругих колебаний крыла, предотвращающая возможность возникновения и развития изгибно-крутильного флаттера крыла как необходимо двумерного неустойчивого авто-колебательного процесса, решается методами адаптивного управления по выходу (методом последовательного компенсатора [4]). Отметим также, что для легких конструкций ЛА в полосе проявления нелинейных упругих колебаний крыла могут также возбуждаться упругие колебания в конструкции рулевого органа, препятствующие управлению колебаниями крыла. В докладе рассматривается задача управления продольным движением ЛА с одновременным принудительным подавлением упругих крутильных колебаний крыла и руля высоты в условиях неопределенности, нелинейности и неполной измеримости.

II. НЕЛИНЕЙНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, УЧИТЫВАЮЩАЯ АЭРОУПРУГОСТЬ КРЫЛА И УПРУГОСТЬ РУЛЯ ВЫСОТЫ

Система дифференциальных уравнений продольного движения ЛА с учетом аэроупругости крыла и упругости электромеханической следящей системы руля высоты имеет следующий вид [7, 8, 11, 12]:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\theta} &= -\frac{g}{V_k} \cos \theta + \frac{P\alpha + c_y(\alpha)qS}{mV_k}; \\ \dot{\alpha} &= \frac{g}{V_k} \cos \theta - \frac{P\alpha + c_y(\alpha)qS}{mV_k} + \omega_z; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{k_\Delta}{J_{\Phi_{Ю3z}}} \Delta; \quad \dot{\Delta} = \omega_\Delta; \\ \dot{\omega}_\Delta &= \frac{M_{z\alpha}}{J_{кр}} \alpha + \frac{M_{z\omega_z}}{J_{кр}} \omega_z - \frac{k_\Delta}{J_{кр}} \Delta + \frac{M_{z\delta_{в\Sigma}}}{J_{кр}} \delta_{в\Sigma}; \\ \dot{\delta}_{в\Sigma} &= \omega_{\delta_{в\Sigma}}; \quad \dot{\omega}_{\delta_{в\Sigma}} = -J_{\delta_{в\Sigma}}^{-1} m_y + J_{\delta_{в\Sigma}}^{-1} k_m I_{я}; \quad \dot{m}_y = p_0 \omega_{\delta_{в\Sigma}}; \\ \dot{I}_{я} &= -\frac{k_y k_{\Pi} \beta_T \beta_c \beta_{\Pi}}{L_{я}} \delta_{в\Sigma} - \frac{1}{L_{я}} (k_y k_c \beta_T + k_e) \omega_{\delta_{в\Sigma}} - \\ &\quad - \frac{1}{L_{я}} (k_y k_T \beta_T + R_{я}) I_{я} + \frac{k_y \beta_T \beta_c \beta_{\Pi}}{L_{я}} u. \end{aligned} \right. \quad (1)$$

Здесь θ – угол наклона траектории полета к горизонту; g – ускорение свободного падения; V_k – скорость ЛА в системе координат связанной с землей; P – сила тяги; α – угол атаки; $c_y(\alpha)$ – безразмерный аэродинамический коэффициент подъемной силы; q – скоростной напор; S – площадь крыла ЛА; m – масса ЛА; $\omega_z = \dot{\vartheta}$ – угловая скорость тангажа, ϑ – угол тангажа; Δ – угол

крутильных упругих деформаций крыльев; ω_Δ – скорость углового скручивания упругого крыла; k_Δ – нелинейный коэффициент крутильной аэроупругости для конкретного примера ЛА имеет вид [6]:

$$k_\Delta(\Delta) = k_{\Delta 0} + k_{\Delta 1}\Delta + k_{\Delta 2}\Delta^2 + k_{\Delta 3}\Delta^3 + k_{\Delta 4}\Delta^4; \quad (2)$$

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

$$J_{kp} = (m_k x_\Delta^2 b^2 + J_{kp0}); \quad (3)$$

m_k – масса крыла; $J_{kp0}, x_\Delta b$ – эмпирические коэффициенты; $J_{kp0} = 15$, $x_\Delta = 0.1873$; величины, $M_{z_\alpha}, M_{z_{\omega_z}}, M_{z_{\delta_{B\Sigma}}}$, рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} M_{z_\alpha} &= -m_{z_\alpha} q S b_a, \quad M_{z_{\omega_z}} = -m_{z_{\omega_z}} q S b_a^2 / V_k, \\ M_{z_{\delta_{B\Sigma}}} &= -m_{z_{\delta_{B\Sigma}}} q S b_a, \end{aligned} \quad (4)$$

где $m_{z_\alpha}, m_{z_{\omega_z}}, m_{z_{\delta_{B\Sigma}}}$ – частные производные продольного момента M_z по углу атаки α ; угловой скорости тангажа ω_z и углу отклонения рулей высоты $\delta_{B\Sigma}$ соответственно; b_a – средняя аэродинамическая хорда крыльев; $\delta_{B\Sigma}$ – угловое положение руля высоты ЛА; $\omega_{\delta_{B\Sigma}}$ – угловая скорость руля высоты ($\omega_{\delta_{B\Sigma}} = \omega_\Delta = i\omega_{\delta_B}$) $\omega_\Delta, \omega_{\delta_B}$ – соответственно, угловые скорости электродвигателя и руля высоты; i – коэффициент редукции; m_y – упругий момент, возникающий при деформации в упругой связи при отсутствии зазора; I_Δ – ток якоря электродвигателя; p_0 – коэффициент упругости руля высоты; $J_{\delta_{B\Sigma}}$ – момент руля высоты ($J_{\delta_{B\Sigma}} = J_\Delta + i^2 J_{\delta_B}$), J_{δ_B}, J_Δ – соответственно, моменты инерции руля высоты и ротора двигателя; k_e, k_m – постоянные коэффициенты (при неизменном потоке намагничивания), определяемые конструктивными данными электродвигателя; k_y – коэффициент передачи усилителя мощности, подключенного к якорю двигателя; k_τ, k_c, k_Π – коэффициенты передачи датчиков тока I_Δ , угловой скорости и положения двигателя; L_Δ, R_Δ – индуктивность и активное сопротивление якорной цепи двигателя соответственно; $\beta_\tau, \beta_c, \beta_\Pi$ – передаточные функции (в частности, коэффициенты усиления) контурных регуляторов электромеханической следящей системы; $u = u^0 + u_\Delta + u_A$; $u^0 = \delta_{B\Sigma}^0$ – программное

задание на руль; u_Δ и u_A – линейное и адаптивное управления, подлежащие определению.

Ассоциируя объект управления (1) с используемым в качестве конкретного примера гипотетическим БПЛА-70V, представим выражение для коэффициента подъемной силы разложением вида [4, 5]

$$c_y(\alpha) = c_{y0} + c_{y1}\alpha + c_{y2}\alpha^2 + c_{y3}\alpha^3, \quad (5)$$

где $c_y(\alpha)$ – частная производная подъемной силы по углу атаки α .

Для построения модального управления и наблюдателя потребуется линеаризовать нелинейную систему (1). Согласно [14], можно пренебречь, в силу малости, членом $\frac{g}{V_k} \cos \theta$ и (2), (5) запишем в виде:

$$c_y(\alpha) \approx c_{y0} + c_{y1}\alpha \approx c_{y1}\alpha; \quad k_\Delta(\Delta) \cong k_{\Delta 0}. \quad (6)$$

Линеаризованный объект (1) получим в следующем виде (в тех же обозначениях переменных):

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_0 \mathbf{x} + \mathbf{b}_0 u, \quad \mathbf{y} = \mathbf{c}^T \mathbf{x}, \quad (7)$$

где

$$\mathbf{A}_0 = \{a_{ij}\}, \quad ij = \overline{1,9}; \quad \mathbf{b} = (0 \quad \dots \quad b)^T; \quad \mathbf{c}^T = (k_c \quad \dots \quad 0);$$

$$\mathbf{x} = (\theta \quad \alpha \quad \omega_z \quad \Delta \quad \omega_\Delta \quad \delta_{B\Sigma} \quad \omega_{\delta_{B\Sigma}} \quad m_y \quad I_\Delta)^T;$$

$$a_{12} = -a_{22} = \frac{P + c_{y1} q S}{m V_k}; \quad a_{44} = \frac{k_\Delta}{J_{\text{фюз}_z}}; \quad a_{54} = -\frac{k_\Delta}{J_{kp}};$$

$$a_{52} = \frac{M_{z_\alpha}}{J_{kp}}; \quad a_{53} = \frac{M_{z_{\omega_z}}}{J_{kp}}; \quad a_{56} = \frac{M_{z_{\delta_{B\Sigma}}}}{J_{kp}}; \quad a_{78} = -J_{\delta_{B\Sigma}}^{-1};$$

$$a_{79} = J_{\delta_{B\Sigma}}^{-1} k_m; \quad a_{87} = p_0; \quad a_{96} = -\frac{k_y k_\Pi \beta_\tau \beta_c \beta_\Pi}{L_\Delta};$$

$$a_{97} = -\frac{1}{L_\Delta} (k_y k_c \beta_\tau \beta_c + k_e); \quad a_{99} = -\frac{1}{L_\Delta} (k_y k_\tau \beta_\tau + R_\Delta);$$

$$b = \frac{k_y \beta_\tau \beta_c \beta_\Pi}{L_\Delta}; \quad a_{23} = a_{45} = a_{67} = 1;$$

где \mathbf{x} – вектор состояния линеаризованного объекта (7); $\mathbf{y} = \mathbf{c}^T \mathbf{x}$ – уравнение измерения, k_c – коэффициент передачи датчика угла наклона $\theta = x_1$; тройка матриц $\{\mathbf{A}_0, \mathbf{b}_0, \mathbf{c}\}$ – полностью управляема и наблюдаема.

Модальный регулятор для линеаризованного объекта (7), (8) имеет вид полной линейной обратной связи по оценке состояния, вырабатываемой наблюдателем:

$$u_{\Gamma} = \mathbf{k}^T \hat{\mathbf{x}} = k_1 \hat{\theta} + k_2 \hat{\alpha} + k_3 \hat{\omega}_z + k_4 \hat{\Delta} + k_5 \hat{\omega}_{\Delta} + k_6 \hat{\delta}_{\Sigma} + k_7 \hat{\omega}_{\delta_{\Sigma}} + k_8 \hat{m}_y + k_9 \hat{I}_{\Sigma} \quad (9)$$

рассчитанной по заданному желаемому виду характеристического многочлена:

$$\varphi_{\text{зам}}^{\text{сист}}(\lambda) = \det(\mathbf{A}_0 + \mathbf{b}_0 \mathbf{k}^T - \lambda \mathbf{E}) \quad (10)$$

III. АДАПТИВНАЯ РОБАСТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, УЧИТЫВАЮЩАЯ НЕЛИНЕЙНУЮ АЭРОУПРУГОСТЬ КРЫЛА И УПРУГОСТЬ РУЛЕВОГО ОРГАНА

При сравнительно высокой размерности нелинейной модели (1), для исследования предлагается адаптивная робастная система управления, построенная методом мажорирующих функций [5].

В указанном методе предполагается, что нелинейный объект управления (1) принадлежит к классу объектов с функциональной неопределенностью. Более точно, в методе предполагается, что n -мерный объект представим в эквивалентном виде с линейно вынесенным вектором состояния.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}) + \mathbf{b}u, \quad (10)$$

где $n \times 1$ -матрица \mathbf{b} – известная постоянная, а неизвестные элементы $n \times n$ -матрицы $\mathbf{A}(\mathbf{x})$ допускают параметризацию в виде разложений по каждой переменной состояния x_r по неизвестным функциям бесконечного роста при $|x_r| \rightarrow \infty$ с неизвестными глобально ограниченными нелинейными коэффициентами $a_{qr}(x)$, $q, r = 1, 2, \dots, n$, и известны только степенные функции, мажорирующие неизвестные функции роста объекта по каждой переменной вида $f_r^* = f^*(x_r) = x_r^p$, $p = 1, 2, \dots$ [5]

Адаптивная робастная система содержит следующие блоки. Эталонная модель представляет систему дифференциальных уравнений, имеющую порядок, равный порядку объекта (1)

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_M \mathbf{x}_M + \mathbf{b}_M u^0, \quad (11)$$

где $\mathbf{x}_M = (\theta_M, \alpha_M, \omega_{zM}, \Delta_M, \omega_{\Delta M}, \delta_{\Sigma M}, \omega_{\delta_{\Sigma M}}, m_{yM}, I_{\Sigma M})^T$ – вектор состояния эталонной модели; матрица \mathbf{A}_M – гурвицева; $\mathbf{b}_M = [k_M \ 0 \dots 0]^T$, k_M – постоянный положительный коэффициент.

Адаптивный закон управления с параметрической настройкой запишем в виде:

$$u_A = \mathbf{k}_A^T \text{diag} \left\{ \frac{f_r^*}{x_r} \right\}_1^9 \hat{\mathbf{x}} + k_b u^0, \quad (12)$$

где $\mathbf{k}_A^T(t) = (k_{1A}, k_{2A}, \dots, k_{9A})$ – вектор-строка настраиваемых коэффициентов; k_b – настраиваемый входной коэффициент адаптивного закона (12) и $\hat{\mathbf{x}} = (\hat{\theta}, \hat{\alpha}, \hat{\omega}_z, \hat{\Delta}, \hat{\omega}_{\Delta}, \hat{\delta}_{\Sigma}, \hat{\omega}_{\delta_{\Sigma}}, \hat{m}_y, \hat{I}_{\Sigma})^T$ – вектор оценки переменных состояния наблюдателя.

Регуляризованные алгоритмы настройки параметров адаптивного закона (11) имеют вид:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{k}}_A^T = -\gamma_A \mathbf{b}_M^T \mathbf{P} \hat{\mathbf{x}}^T \text{diag} \{f_r\}_1^9 - \lambda_A \mathbf{k}_A^T; \\ \dot{k}_b = -\gamma_b \mathbf{b}_M^T \mathbf{P} \hat{\mathbf{x}}^T u^0 - \lambda_b k_b, \end{cases} \quad (13)$$

где $\hat{\mathbf{e}} = \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}_M$ – вектор ошибок – разность между переменными состояния наблюдателя (9) и эталонной модели (11); $\gamma_A, \lambda_A, \gamma_b, \lambda_b$ – положительные коэффициенты усиления настроек; матрица \mathbf{P} удовлетворяет уравнению Ляпунова $\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} = -\mathbf{G}$, имеющему единственное решение $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T > 0$ в силу гурвицевости \mathbf{A}_M для любой симметричной положительно определенной матрицы $\mathbf{G} = \mathbf{G}^T > 0$. В случае объекта (1) с характерными нелинейными коэффициентами крутильной аэроупругости $k_{\Delta} = k(x_4)$ вида (2) и подъемной силы $c_y(\alpha) = c_y(x_2)$ вида (5) мажорирующие функции в алгоритмах адаптивного робастного управления (12), (13) будут следующие:

$$f_2^* = x_2^2, f_4^* = x_4^3, f_r^* = 1, r = 1, 3, 5, 6, 7, 8, 9. \quad (14)$$

IV. КОМПЬЮТЕРНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

Для построенной адаптивной системы вида (8), (9), (12), (13) можно показать ее робастность (экспоненциальную диссипативность по ошибке и параметрическим рассогласованиям) только в случае линеаризованного объекта (7) и приравнении всех мажорирующих функций (14) к единице, если при этом выполняются условия согласованности [5]. Поэтому исследование работоспособности построенной адаптивной системы в общем нелинейном случае целесообразно провести моделированием.

В Matlab Simulink программа цифровой реализации построенной адаптивной системы составлена при следующих номинальных параметрах гипотетического БПЛА-70V:

$$V_k = 40 \text{ м/с}, m = 56 \text{ кг}, b_a = 0.35 \text{ м}, S = 1.05 \text{ м}^2,$$

$$m_{z_{\alpha}} = -1.45, m_{z_{\delta_b}} = -2.2, m_{z_{\omega_z}} = -16,$$

$$k_{\Delta}(\Delta) = 3700(1 + 1.14\Delta + 1.7\Delta^2 - 0.5\Delta^3 - 7.6\Delta^4);$$

$$c_y(\alpha) = -0.07 + 5.9\alpha + 0.0057\alpha^2 - 0.01\alpha^3,$$

$$k_{\Delta 0} = 3700 \text{ Нм / рад}, J_{kp0} = 15 \text{ кгм}^2,$$

$$J_{\delta_{\Sigma 0}} = 15 \text{ кгм}^2, p_0 = 2800 \text{ Нм / рад}, J_{\phi_{\text{юз}} 0} = 30 \text{ кгм}^2.$$

На рис. 1 показаны свободные нелинейные упругие колебания угла наклона θ , возбуждаемые ненулевыми начальными данными в исходной нелинейной математической модели ЛА с упругостями крыла и руля высоты вида (1), (2), (5) при $V_k = 40 \text{ м/с}$; $f_1 = 4.89 \text{ Гц}$ (кривая 1); $f_2 = 2.49 \text{ Гц}$ (кривая 2).

На рис. 2 показаны переходные процессы по углу наклона θ при изменении коэффициента k_{Δ} аэроупругости крыла в системе с адаптивным управлением, где кривые: 1 – эталонная модель; 2 – $k_{\Delta} = 0.3k_{\Delta}^0$; 3 – $k_{\Delta} = 0.5k_{\Delta}^0$; 4 – $k_{\Delta} = 1.5k_{\Delta}^0$; 5 – $k_{\Delta} = 2.0k_{\Delta}^0$; 6 – $k_{\Delta} = 2.5k_{\Delta}^0$; 7 – $k_{\Delta} = 3.0k_{\Delta}^0$.

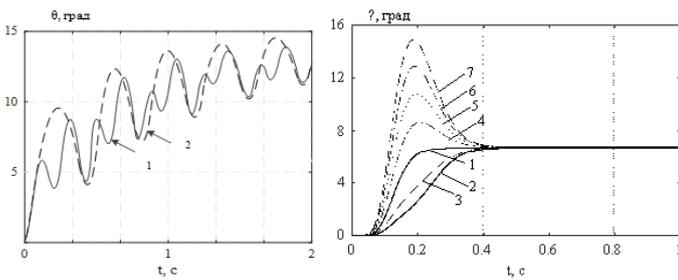


Рис. 1

Рис. 2

На рис. 3 показаны переходные процессы по углу наклона θ при изменении коэффициента упругости руля высоты p_0 в системе с адаптивным управлением, где кривые: 1 – эталонная модель; 2 – $p_0 = 0.3p_0^0$; 3 – $p_0 = 0.7p_0^0$; 4 – $p_0 = 1.3p_0^0$; 5 – $p_0 = 1.9p_0^0$; 6 – $p_0 = 2.5p_0^0$; 7 – $p_0 = 3.0p_0^0$.

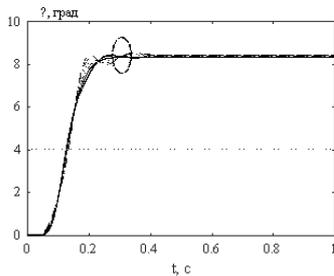


Рис. 3

Заметим, что на рис. 3 кривые переходных процессов располагаются так кучно, что нет необходимости в их цифровой индексации. Система с модальным управлением становится неустойчивой уже при уменьшении

коэффициента упругости руля более чем в 2 раза или при увеличении коэффициента аэроупругости крыла более чем в 2 раза по сравнению с номинальными значениями p_0^0 или k_{Δ}^0 (соответствующие иллюстрации не приведены за недостатком места).

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Повышение динамической точности и быстродействия продольного движения легких и сверхлегких воздушных аппаратов сталкиваются с проблемами возбуждения упругих крутильных колебаний крыла и конструкции руля высоты, имеющих низкие частоты (до 2,5–5 Гц).

Модальное управление в общем нелинейном случае не справляется с задачей принудительного подавления упругих колебаний при уменьшении коэффициента крутильной упругости руля в 2 раза и увеличении коэффициента крутильной аэроупругости крыла в 2 раза.

Адаптивное робастное управление построенное методом мажорирующих функций, обеспечивает подавление упругих колебаний крыла и руля в десятикратном диапазоне изменения нелинейных коэффициентов упругости крыла и руля высоты $k_{\Delta} = 0.3 \div 3.0k_{\Delta}^0$; $p_0 = 0.3 \div 3.0p_0^0$ и сохраняет работоспособность и удовлетворительную динамическую точность в нелинейном случае.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] A Decentralized Fault-Tolerant Control System for Accommodation of Failures in Higher-Order Flight Control Actuators / Boskovic J., Mehra R. // Proc. of IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. 2010. Vol. 18, No. 5. p. 1103–1115.
- [2] Андриевский Б.Р., Фрадков А.Л. Адаптивное управление летательным аппаратом с идентификацией на скользких режимах // Сб. Управление большими системами. Вып. 26. 2009. Институт проблем управления РАН (ИПУ РАН), Москва. С. 113–144.
- [3] 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 последовательного компенсатора // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». СПб.: 2018. Вып. 5. С. 32–48.
- [4] Бобцов А.А., 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. Прямые и не прямые беспойсковые 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.
- [6] Лысенко Л.Н., Нгуен Дык Кыонг, Фан Ван Чыонг. Моделирование движения дистанционно пилотируемого летательного аппарата с модифицированным нечетким регулятором в контуре управления полетом // Полет. М.: Машиностроение, №2, 2013. С. 24–30.