

УДК 519.7:618.5

Чан Куок Тоан, В. В. Путов, В. Н. Шелудько
Санкт-Петербургский государственный электротехнический
университет «ЛЭТИ» им. В. И. Ульянова (Ленина)

Электромеханические адаптивные системы управления боковым движением летательного аппарата, разработанные на основе метода последовательного компенсатора

Рассмотрены вопросы разработки и исследования электромеханических адаптивных систем управления боковым движением летательных аппаратов легкого и сверхлегкого классов, которые находят все большее применение благодаря их тактико-техническим характеристикам. Строятся нелинейные и линеаризованные математические модели динамики бокового движения летательного аппарата, учитывающие и не учитывающие электромагнитную динамику исполнительного электропривода рулевого органа. Полагая, что в обоих случаях математических моделей как объектов управления нарушены условия согласования, параметры линейных частей неизвестны, а нелинейная часть является ограниченной функцией, для построения адаптивных систем рассматривается метод последовательного компенсатора. Приводятся результаты компьютерных исследований эффективности построенных электромеханических адаптивных систем в достижении ими свойств динамической устойчивости и быстродействия в условиях влияния электромагнитной динамики либо трактуемой как сингулярное возмущение, либо учитывая ее математическую модель объекта. Компьютерное моделирование продемонстрировало также эффективность метода последовательного компенсатора в обеспечении стабильности бокового движения к действию ветровых возмущений. Исследования проводились на базе расчетной модели легкого беспилотного летательного аппарата БПЛА-70V (массой 65 кг) компании «Aerospace Academy» (Вьетнам), предназначенного для дистанционного мониторинга подстилающих поверхностей.

Летательный аппарат, боковое движение, адаптивное управление, метод последовательного компенсатора, электромагнитная динамика исполнительных электроприводов, ветровые возмущения

Период конца XX и начала XXI столетий характеризуется бурным развитием нелинейных и адаптивных методов в теории систем автоматического управления и их многочисленных приложений, позволяющих решать задачи управления неопределенными нелинейными объектами, подверженными внешним воздействиям. Основные положения развития математической теории нелинейных, адаптивных и робастных систем управления нелинейными объектами с параметрической, функциональной и структурной неопределенностью изложены в строгой математической трактовке в фундаментальных научных изданиях [1]–[6], содержащих как основные понятия математической теории нелинейных и адаптивных систем управления, так и новейшие достижения в этой области. Важно также отметить, что большинство полученных в этот период научных результатов, определивших современ-

ный облик теории нелинейного и адаптивного управления, впервые нашли в этих изданиях систематическое и обстоятельное изложение на русском языке. Одним из практических приложений нелинейных и адаптивных систем являются задачи управления воздушными летательными аппаратами (ЛА) [7]–[10]. Существенными нелинейностями математических моделей движения ЛА являются аэродинамические характеристики, изменяющиеся в широких пределах и нелинейно зависящие от скоростей и маневренности ЛА. Особенно опасны нелинейные упругие вибрации аэродинамических поверхностей ЛА, имеющие тенденцию к развитию флаттера – лавинообразного возрастания возбуждаемых воздушным потоком упругих колебаний, приводящих к разрушению конструкции и гибели ЛА [11], [12]. Очевидно, что для решения задач управления динамикой ЛА, являющихся в силу сказанного

параметрически, функционально и структурно неопределенными, а также не полностью измеримыми нелинейными объектами с возмущениями, следует привлекать методы адаптивного и робастного подходов.

Математические модели продольного и бокового движения ЛА являются не полностью измеримыми, и их линеаризованные (и нелинейные) входе-выходные модели, построенные как с учетом, так и без учета характерных упругих явлений крыла и трансмиссий рулевых органов, имеют относительные степени, большие единицы [13]–[15] и, как правило, не удовлетворяют структурным условиям адаптируемости (согласования), что не позволяет применять адаптивные методы, основанные на принципе непосредственной компенсации [5].

Для преодоления структурных препятствий, возникающих при нарушении условий адаптируемости, широко применяются методы адаптивного и робастного управления нелинейными объектами, основанные на итеративной процедуре синтеза [16]–[18], называемой также методом бэкстеппинга или методом (адаптивного) обхода интегратора. Они практически реализуются как при условии полной измеримости объекта или наличии идентификатора состояния (наблюдателя), так и при синтезе адаптивного и робастного управления по выходу, основанном на совместном применении метода адаптивного обхода интегратора и специального метода нелинейного демпфирования возмущений [19]–[20]. Адаптивные и робастные системы управления, синтезированные на основе итеративной процедуры, обеспечивают высокое качество переходных процессов (при ограниченном уровне управления), но отличаются сложной процедурой синтеза, требующей большого объема вычислений, и громоздкостью аналитических выражений для расчета управления, возрастающей с увеличением порядка и числа каскадов математической модели объекта управления.

Летательные аппараты легких и сверхлегких классов находят все большее применение во многих областях народного хозяйства благодаря своим тактико-техническим характеристикам. Это требует разработки высокоэффективных методов и средств управления, обладающих простотой инженерной реализации.

Для стабилизации входе-выходных нелинейных моделей зачастую применяется так называемый метод последовательного компенсатора, базирующийся на теореме о пассивации А. Л. Фрадкова [1], [20]–[23]. Этот метод стал популярен в силу простоты расчетов и реализации.

В настоящей статье предлагается применение метода последовательного компенсатора при разработке электромеханических адаптивных систем управления боковым движением жесткого летательного аппарата, построенных без учета и с учетом электромагнитной динамики исполнительных электроприводов и устойчивых к ветровым возмущениям. Предложенный метод обладает простотой инженерной реализации, что делает его привлекательным для использования на реальных объектах.

Постановка задачи. Система дифференциальных уравнений бокового движения жесткого летательного аппарата, построенная с учетом электромагнитной динамики ($L_{\Sigma} \neq 0$), имеет следующий вид [24]:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\beta} &= -\frac{C_{z\beta} q S}{m v_k} \beta - \omega_y; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{m_{y\beta} q S b_a}{J_y} \beta + \frac{m_{y\omega_y} q S b_a^2}{v_k J_y} \omega_y + \\ &+ \frac{m_{y\delta_n} q S b_a}{J_y} \delta_n; \\ \dot{\delta}_n &= \omega_{\delta_n}; \\ \dot{\omega}_{\delta_n} &= J_{\Sigma}^{-1} k_m I_{\Sigma}; \\ \dot{I}_{\Sigma} &= -L_{\Sigma}^{-1} \left[k_y k_{\Pi} \beta_T \beta_c \beta_{\Pi} \delta_n + (k_y k_c \beta_T + k_e) \omega_{\delta_n} + \right. \\ &\left. + (k_y k_T \beta_T + R_{\Sigma}) I_{\Sigma} - k_y \beta_T \beta_c \beta_{\Pi} u_{\Sigma} \right], \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где β – угол скольжения; $C_{z\beta}$ – безразмерный коэффициент силы бокового сопротивления; v_k – скорость ЛА в системе координат, связанной с землей; q – скоростной напор; S – площадь крыла ЛА; m – масса ЛА; ω_y – моменты инерции ЛА оси Oy в системе координат с началом в центре масс ЛА; J_y – моменты инерции ЛА относительно оси Oy в связанной системе координат; $m_{y\beta}$, $m_{y\omega_y}$, $m_{y\delta_n}$ – частные производные бокового момента M_y , соответственно, по углу скольжения β , по уг-

ловой скорости рыскания ω_y и по углу отклонения руля направления δ_H ; b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла; ω_{δ_H} – угловая скорость руля направления; J_Σ – суммарный момент инерции, включающий моменты инерции якоря двигателя $J_я$, а также присоединенных к якорю двигателя моментов инерции трансмиссии $J_{Тр}$ и механизмов руля направления J_{δ_H} ($J_\Sigma = J_я i^2 + J_{Тр} + J_{\delta_H}$); i – коэффициент передачи; k_e , k_m – постоянные коэффициенты (при неизменном потоке намагничивания), определяемые конструктивными данными электропривода; $I_я$ – ток якоря электропривода; β_T , β_c , β_Π – передаточные функции (в частности, коэффициенты усиления) контурных регуляторов; k_y – коэффициент усиления источника напряжения; коэффициенты передачи, соответственно, датчиков тока $I_я$, угловой скорости $\omega_я$ и положения $q_я$; $L_я$, $R_я$ – индуктивность и активное сопротивление якорной цепи двигателя соответственно; $u_\Sigma = u^0 + u_{A1}$ – суммарный управляющий сигнал, u^0 – программное управление, u_{A1} – адаптивное управление, подлежащее определению в рамках уравнений (1) бокового движения ЛА, учитывающих электромагнитную динамику ($L_я \neq 0$).

В уравнениях (1) введем обозначения ненулевых коэффициентов:

$$b_1 = -\frac{C_{z\beta} qS}{mvk}; b_2 = -\frac{m_{y\beta} qSb_a}{J_y}; b_3 = -\frac{m_{y\omega_y} qSb_a^2}{v_k J_y};$$

$$b_4 = -\frac{m_{y\delta_H} qSb_a}{J_y}; b_5 = J_\Sigma^{-1} k_m;$$

$$b_6 = -L_я^{-1} k_y k_\Pi \beta_T \beta_c \beta_\Pi; b_7 = -L_я^{-1} (k_y k_c \beta_T + k_e);$$

$$b_8 = -L_я^{-1} (k_y k_T \beta_T + R_я); a = -L_я^{-1} k_y \beta_T \beta_c \beta_\Pi.$$

Запишем линеаризованный объект (1) в векторно-матричной форме:

$$\dot{x} = \mathbf{B}_1 x + \mathbf{a}_1 u_\Sigma, \quad (2)$$

где $\mathbf{B}_1 = \{b_{ij}\}$, $ij = \overline{1,5}$; $\mathbf{a}_1 = (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ a)^T$;
 $x = (\beta \ \omega_y \ \delta_H \ \omega_{\delta_H} \ I_я)^T$.

Система дифференциальных уравнений бокового движения жесткого летательного аппарата, построенная без учета электромагнитной инерции ($L_я = 0$), имеет вид

$$\begin{cases} \dot{\beta} = -\frac{C_{z\beta} qS}{mvk} \beta - \omega_y; \\ \dot{\omega}_y = \frac{m_{y\beta} qSb_a}{J_y} \beta + \frac{m_{y\omega_y} qSb_a^2}{v_k J_y} \omega_y + \\ + \frac{m_{y\delta_H} qSb_a}{J_y} \delta_H; \\ \dot{\delta}_H = \omega_{\delta_H}; \\ \dot{\omega}_{\delta_H} = J_\Sigma^{-1} \left[-(R_я^{-1} k_m k_y k_\Pi \beta_c \beta_\Pi) \delta_H - \right. \\ \left. - R_я^{-1} k_m (k_y k_c \beta_c + k_e) \omega_{\delta_H} + (R_я^{-1} k_m k_y \beta_c \beta_\Pi) \delta_H^0 \right], \end{cases} \quad (3)$$

где $\delta_H^0 = u^0 + u_{A2}$, u^0 – программное управление, u_{A2} – адаптивное управление, подлежащее определению в рамках уравнений (3) бокового движения ЛА, не учитывающих электромагнитную динамику ($L_я = 0$).

В уравнениях (3) введем обозначения ненулевых коэффициентов b_1, b_2, b_3, b_4 , такие как в случае (1), остальные обозначения, введенные в (3), имеют вид

$$b_5 = -J_\Sigma^{-1} R_я^{-1} k_y k_m k_\Pi \beta_c \beta_\Pi;$$

$$b_6 = -J_\Sigma^{-1} R_я^{-1} (k_y k_c \beta_c + k_e);$$

$$a = -J_\Sigma^{-1} R_я^{-1} k_y k_m \beta_c \beta_\Pi.$$

Запишем линеаризованный объект (3) в векторно-матричной форме:

$$\dot{x} = \mathbf{B}_2 x + \mathbf{a}_2 u_\Sigma, \quad (4)$$

где $\mathbf{B}_2 = \{b_{ij}\}$, $ij = \overline{1,4}$; $\mathbf{a}_2 = (0 \ 0 \ 0 \ a)^T$; $x = (\beta \ \omega_y \ \delta_H \ \omega_{\delta_H})^T$.

Метод последовательного компенсатора. Следуя работам [1], [20]–[23] рассмотрим входо-выходную модель линейной системы:

$$y = \frac{b(p)}{a(p)} u. \quad (5)$$

В передаточной функции (5) измеряется выходная переменная y , но не измеряются ее производные; $p = d/dt$ – оператор дифференцирования; $u = u^0 + u_A$ – сигнал управления; $b(p) = b_m p^m + b_{m-1} p^{m-1} + b_1 p + b_0$, $a(p) = a_n p^n + b_{n-1} p^{n-1} + a_1 p + a_0$ – полиномы с неизвестными

ми параметрами, $m \leq n - 1$; передаточная функция $\frac{b(p)}{a(p)}$ имеет относительную степень $\rho = n - m$; полином $b(p)$ гурвицев и коэффициент $b_m > 0$.

Командный сигнал y^* , доступный измерению, а также его производные с первой по ρ -ю – ограничены, т. е.

$$\left| \frac{d^i y^*}{dt^i} \right| \leq C_0 < \infty, \text{ при } i = \overline{1, \rho}. \quad (6)$$

В (6) C_0 – положительное число, а вертикальные черточки обозначают модуль или евклидову норму.

Основываясь на результатах работ [1], [20]–[23], закон управления выбирают следующим образом:

$$u_A = -\bar{\alpha}(p)(\mu + \kappa)\hat{e}, \quad (7)$$

где \hat{e} – оценка ошибки $e = y - y^*$; y^* – желаемый выход; число μ и полином $\bar{\alpha}(p)$ степени $\rho - 1$ выбираются из условия гурвицевости полинома $a(p) + \mu b(p)\bar{\alpha}(p)$, функция $\hat{e}(t)$ формируется алгоритмом вида

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = \sigma \xi_2; \\ \dot{\xi}_2 = \sigma \xi_3; \\ \dots; \\ \dot{\xi}_{\rho-1} = \sigma(-k_1 \xi_1 - k_2 \xi_2 - \dots - k_{\rho-1} \xi_{\rho-1} + k_1 e), \end{cases} \quad (8)$$

$$\hat{e} = \xi_1, \quad (9)$$

где $\sigma > \mu + \kappa$; коэффициенты k_i рассчитываются из требований асимптотической устойчивости (9) при $e = 0$ тривиального решения системы. Закон управления (7) является практически реализуемым, так как содержит поддающиеся измерению и известные сигналы [1].

При учете электромагнитной динамики электропривода ($L_{я} \neq 0$) в соответствии с уравнениями (1) закон управления (7), (8) примет вид:

$$u_{A_2} = -(\mu + \kappa)(\hat{e}^{(4)} + 12\hat{e}^{(3)} + 54\hat{e}^{(2)} + 108\hat{e}^{(1)} + 81\hat{e}); \quad (10)$$

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = \sigma \xi_2; \dot{\xi}_2 = \sigma \xi_3; \dot{\xi}_3 = \sigma \xi_4; \\ \dot{\xi}_4 = \sigma(-k_1 \xi_1 - k_2 \xi_2 - k_3 \xi_3 - k_4 \xi_4 + k_1 e). \end{cases} \quad (11)$$

При отнесении электромагнитных процессов к немоделируемой динамике ($L_{я} = 0$) в соответствии с уравнениями (3) закон управления (7), (8) примет вид:

$$u_{A_2} = -(\mu + \kappa)(\hat{e}^{(3)} + 9\hat{e}^{(2)} + 27\hat{e}^{(1)} + 27\hat{e}); \quad (12)$$

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = \sigma \xi_2; \dot{\xi}_2 = \sigma \xi_3; \\ \dot{\xi}_3 = \sigma(-k_1 \xi_1 - k_2 \xi_2 - k_3 \xi_3 + k_1 e). \end{cases} \quad (13)$$

Алгоритм настройки коэффициентов адаптивного закона (7) $\tilde{k}(t) = \mu + \kappa$ имеет следующий вид:

$$\tilde{k}(t) = \int_{t_0}^t \lambda(\tau) d\tau; \quad \lambda(t) = \begin{cases} \lambda_0 & \text{при } |e(t)| > \varepsilon_0; \lambda_0 > 0; \\ 0 & \text{при } |e(t)| \leq \varepsilon_0, \end{cases} \quad (14)$$

где ε_0 задается разработчиком и должно выполняться условие $\sigma > \tilde{k} = \mu + \kappa$ (подробности обоснования метода последовательного компенсатора можно найти в [1]).

Таким образом, уравнения (10), (11), (14) и (12)–(14) представляют системы адаптивного управления по выходу боковым движением летательного аппарата, построенные с учетом ($L_{я} \neq 0$) и без учета электромагнитной динамики рулевого исполнительного электропривода.

Модель ветрового возмущения. Рассмотрим ступенчатое ветровое возмущение (рис. 1), направленное перпендикулярно ЛА и действующее в горизонтальной плоскости. Модель ступенчатого ветрового возмущения описывается в виде [25] (рис. 1):

$$W_z = \begin{cases} 0 & \text{при } x_0 < x_0^*; \\ W_{z_0} & \text{при } x_0 \geq x_0^*, \end{cases}$$

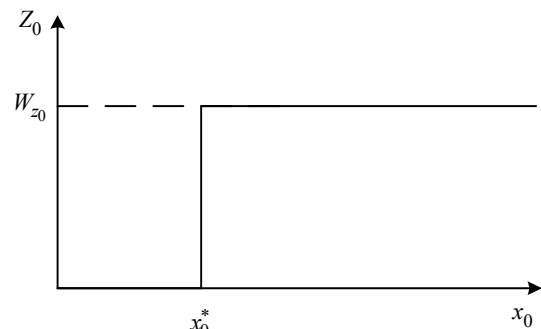


Рис. 1

где x_0 – координата по оси Ox , x_0^* – начальная точка; W_{z_0} – амплитуда ветра, м/с.

Результаты моделирования. Для компьютерного моделирования используется БПЛА-70V, который является летательным аппаратом легкого класса ($m = 65$ кг) и произведен во Вьетнаме компанией «Aerospace Academy» для дистанционного мониторинга подстилающей поверхности [26].

В среде Matlab-Simulink построены программы компьютерного моделирования со следующими основными расчетными параметрами:

- параметры ЛА: $v_k = 40$ м/с, $m = 56$ кг, $b_a = 0.35$ м, $S = 1.05$ м², $J_y = 33.5$ кг·м², $m_{y_\beta} = -1.1674$, $m_{y_{\delta_H}} = -0.8875$, $m_{y_{\omega_y}} = -9.5373$, $C_{z_\beta} = -2.865$;

- параметры электромеханической следящей системы рулевого электропривода: $k_e = 1.025$, $k_m = 0.7$, $k_T = 1$, $k_C = 0.246$, $k_{II} = 0.04$, $R_{я} = 11$.

Расчетные значения параметров матриц \mathbf{B}_1 ; \mathbf{B}_2 ; \mathbf{a}_1 ; \mathbf{a}_2 в случае $L_{я} \neq 0$:

$$\mathbf{B}_1 = \begin{pmatrix} -1.28 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 12.27 & 0.877 & 9.327 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1138 \\ 0 & 0 & 5.491e+0.4 & -2206 & -150 \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{a}_1 = (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ -1.373e+06)^T;$$

в случае $L_{я} = 0$:

$$\mathbf{B}_2 = \begin{pmatrix} -1.28 & -1 & 0 & 0 \\ 12.27 & 0.877 & 9.327 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 31.59 & -1.274 \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{a}_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -789.8 \end{pmatrix}.$$

На рис. 2 показаны процессы настройки параметров \tilde{k} и σ , демонстрирующие работоспособность построенных адаптивных систем: коэффициенты \tilde{k} и σ быстро устанавливаются (рис. 2, кривые: 1 – коэффициент σ , 2 – коэффициент \tilde{k}).

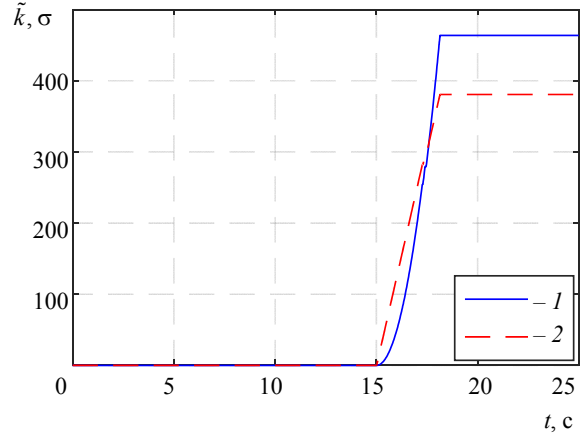


Рис. 2

Влияние электромагнитной динамики исполнительного электропривода как немоделируемой динамики на эффективность адаптивного управления. На рис. 3 показаны переходные процессы по углу скольжения β , полученные без учета электромагнитной динамики, где кривые: 1 – в эталонной модели; 2 – в адаптивной системе.

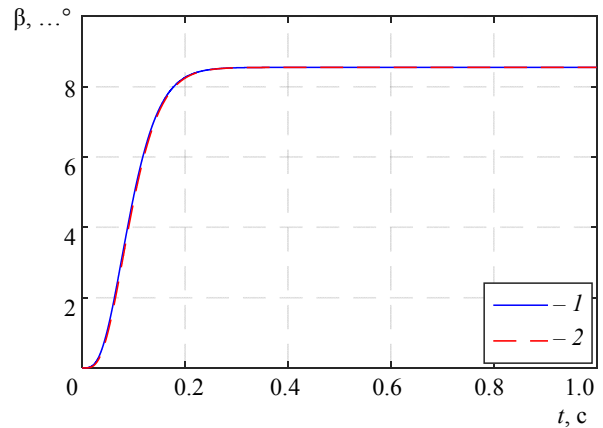


Рис. 3

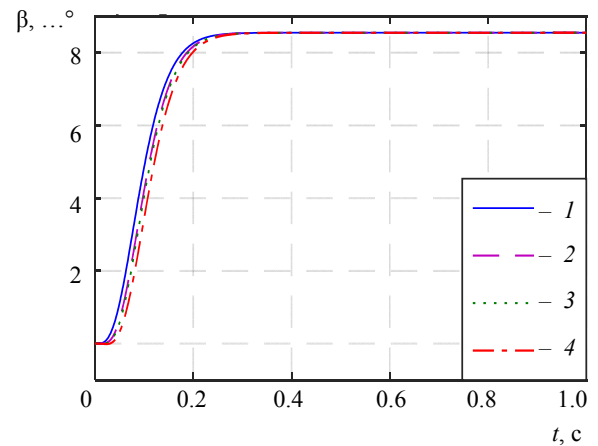


Рис. 4

На рис. 4 показаны переходные процессы по углу скольжения β , полученные с учетом электромагнитной динамики, при изменении индуктивности

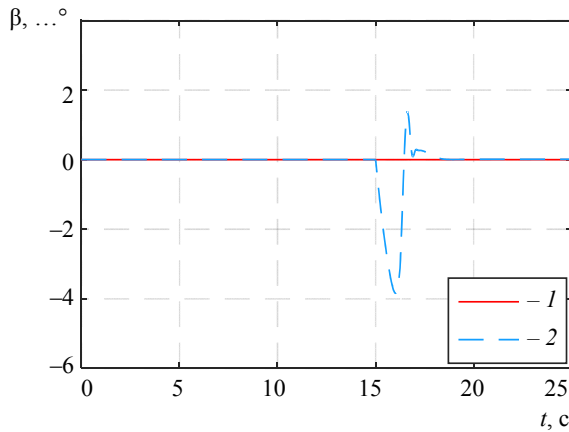


Рис. 5

двигателя $L_{я}$, где кривые: 1 – в эталонной модели; 2 – в адаптивной системе при $L_{я} = 1.5L_{я}^0$; 3 – в адаптивной системе при $L_{я} = 2.5L_{я}^0$; 4 – в адаптивной системе при $L_{я} = 3.0L_{я}^0$.

Влияние ветровых возмущений на эффективность построенных адаптивных систем. На рис. 5 показаны переходные процессы по углу скольжения β , полученные в адаптивной системе, построенной без учета электромагнитной динамики, при воздействии ступенчатого ветрового возмущения. На рис. 6 показаны переходные процессы по углу скольжения β , полученные в адаптивной системе, построенной с учетом электромагнитной динамики при воздействии ступенчатого ветрового возмущения и изменении индуктивности двигателя $L_{я}$, где кривые: 1 – в эталонной модели; 2 – в адаптивной системе при $L_{я} = 1.5L_{я}^0$; 3 – в

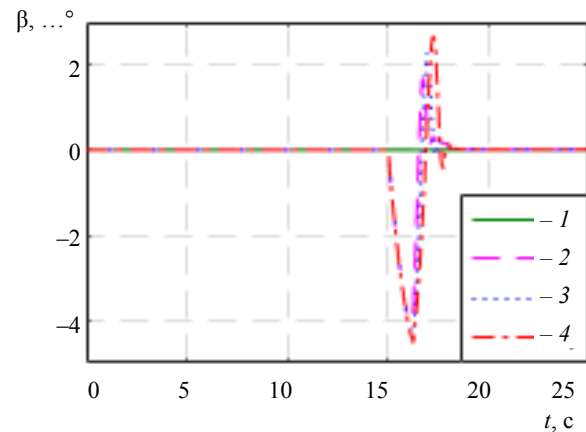


Рис. 6

адаптивной системе при $L_{я} = 2.5L_{я}^0$; 4 – в адаптивной системе при $L_{я} = 3.0L_{я}^0$.

В результате исследования адаптивных систем управления боковым движением летательного аппарата, построенных методом последовательного компенсатора без учета и с учетом электромагнитной динамики исполнительного электропривода и при воздействии ветровых возмущений, можно сделать следующие выводы: адаптивные системы управления, построенные методом последовательного компенсатора без учета и с учетом электромагнитной динамики исполнительных электроприводов, обеспечивают стабильность систем при изменении параметров электромагнитной динамики, успешно справляются с задачей подавления действия ветрового возмущения и остаются работоспособными при действии ветровых возмущений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андриевский Б. Р., Бобцов А. А., Фрадков А. Л. Методы анализа и синтеза нелинейных систем управления / Институт компьютерных исследований. М.-Ижевск, 2018. 336 с.
2. Андриевский Б. Р., Фрадков А. Л. Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке MATLAB. СПб.: Наука, 1999. 467 с.
3. Фомин В. Н., Фрадков А. Л., Якубович В. А. Адаптивное управление динамическими объектами. М.: Наука, 1981. 448 с.
4. Фрадков А. Л. Адаптивное управление в сложных системах. М.: Наука, 1990. 286 с.
5. Мирошник И. В., Никифоров В. О., Фрадков А. Л. Нелинейное и адаптивное управление сложными динамическими системами. М.: Наука, 2000. 549 с.
6. Тюкин И. Ю., Терехов В. А. Адаптация в нелинейных динамических системах. М.: Изд-во ЛКИ, 2008. 384 с.
7. Flight validation of a metrics driven L1 adaptive control in the presence of general unmodeled dynamics / E. Xargay, V. Dobrokhodov, I. Kitsios et al. // IEEE Int. Conf. Control and Automation, 2009. ICCA 2009. Kathmandu, Nepal, 2009. P. 2243–2248.
8. Gao L., Wu W., Zhou S. Adaptive Flight Control Design for the Unmanned Aerial Vehicles // Int. Conf. Intelligent Computation Technology and Automation (ICICTA), Shenzhen, Guangdong, 2011. Vol. 1. P. 345–348.
9. Boskovic J., Mehra R. A Decentralized Fault-Tolerant Control System for Accommodation of Failures in Higher-Order Flight Control Actuators // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. 2010. Vol. 18, № 5. P. 1103–1115.
10. Андриевский Б. Р., Фрадков А. Л. Адаптивное управление летательным аппаратом с идентификацией на скользящих режимах // Управление большими системами. Вып. 26 / Ин-т проблем управления РАН (ИПУ РАН). М., 2009. С. 113–144.

11. Аэрогидроупругость конструкций / А. Г. Горшков, В. И. Морозов, А. Т. Пономарев, Ф. Н. Шкрярчук // М.: Физматлит, 2000. 591 с.
12. Байрамов Ф. Д., Сафронов М. Ю. Устойчивость изгибно-крутильных колебаний упругого крыла с подвешенным к нему двигателем // Изв. вузов. Сер. Авиационная техника. 2001. № 4. С. 29–33.
13. Адаптивная система управления нелинейным упругим летательным аппаратом, построенная по выходу методом последовательного компенсатора / В. В. Путов, В. Н. Шелудько, В. Ф. Нгуен, А. В. Путов, Н. Д. Тхань // Изв. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2018. № 5. С. 61–68.
14. Адаптивное управление упругим беспилотным летательным аппаратом в условиях неопределенности / В. В. Путов, В. Ф. Нгуен, Н. Д. Тхань, В. Н. Шелудько // Изв. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2018. № 4. С. 48–57.
15. Адаптивное управление продольным движением беспилотного летательного аппарата / В. В. Путов, В. Ф. Нгуен, А. В. Путов, Т. Т. Нгуен, Чан Куок Тоан // Изв. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2017. № 4. С. 35–43.
16. Kanellakopoulos I., Kokotovich P. V., Morse A. S. Systematic design of adaptive controllers for feedback linearizable systems // IEEE Trans. Jn Automatic Control. 1991. Vol. 36. P. 1241–1253.
17. Kritic M., Kanellakopoulos I., Kokotovich P. Nonlinear and adaptive control design. New York: John Wiley and Sons Inc., 1995.
18. Kritic M., Kokotovich P. Adaptive nonlinear output feedback schemes with Marino-Tomei controller // IEEE Trans. Jn Automatic Control. 1996. Vol. 41, № 2. P. 274–280.
19. Никифоров В. О., Слита О. В., Ушаков А. В. Интеллектуальное управление в условиях неопределенности: учеб. пособие / СПбГУ ИТМО. СПб., 2011. 226 с.
20. Fradkov A. L. Passification of nonsquare linear systems and Yzkuovich-Kalman-Popov Lemma // European J. of Control. 2003. № 6. P. 573–582.
21. Bobtsov A. A. Adaptivnoe i robastnoe upravlenie neopredelennymi sistemami po vykhodu [Adaptive and robust control of uncertain systems via output]. St. Petersburg: Nauka Publ., 2011. 174 p.
22. Bobtsov A. A., Kapitonov A. A., Nikolaev N. A. Control over the output of nonlinear systems with unaccounted dynamics // Automation and Remote Control. 2010. Vol. 71, № 12. P. 2497–2504.
23. Бобцов А. А., Николаев Н. А. Адаптивная стабилизация нелинейной системы с ограниченными функциональными неопределенностями // Мехатроника, автоматизация, управление. 2004. № 7. С. 5–11.
24. Нгуен В. Ф. Адаптивные электромеханические системы управления продольным движением летательных аппаратов с упругими свойствами: дис. ... канд. техн. наук / СПбГЭТУ «ЛЭТИ». СПб., 2018. 221 с.
25. JAR – VLA: Joint Airworthiness Requirements For Very Light Aeroplanes, 1990. URL: <http://sharif.ir/~hadadadpour/Homeworks/HW1/Download/JAR-VLA.pdf> (дата обращения 28.07.19).
26. Лысенко Л. Н., Нгуен Дык Кьонг, Фан Ван Чьонг. Моделирование движения дистанционно пилотируемого летательного аппарата с модифицированным нечетким регулятором в контуре управления полетом // Полет. 2013. № 2. С. 24–30.

Chan Kuok Toan, V. V. Putov, V. N. Sheludko
 Saint Petersburg Electrotechnical University

ELECTROMECHANICAL ADAPTIVE AIRCRAFT LATERAL CONTROL SYSTEMS DEVELOPED BASED ON THE SERIAL COMPENSATOR METHOD

The article deals with the development and study of electromechanical adaptive lateral motion control systems for aircraft of light and ultralight classes, which are increasingly used due to the demand for their tactical and technical characteristics. Nonlinear and linearized mathematical models of the dynamics of the lateral movement of the aircraft are constructed, taking into account and not taking into account the electromagnetic dynamics of the executive electric drive of the steering organ. Assuming that in both cases of mathematical models as control objects, the matching conditions are violated, the parameters of the linear parts are unknown, and the nonlinear part is a limited function, the sequential compensator method is considered for constructing adaptive systems. The results of computer studies of the effectiveness of the constructed electromechanical adaptive systems in achieving dynamic stability and performance under the influence of electromagnetic dynamics, treated either as a singular perturbation or taking into account its mathematical model, are presented. Computer simulation has also demonstrated the effectiveness of the sequential compensator method in ensuring the stability of lateral movement to the action of wind disturbances. The studies were carried out on the basis of the calculation model of the UAV-70V light unmanned aerial vehicle (weighing 65 kg) of the Aerospace Academy company (Vietnam), designed for remote monitoring of underlying surfaces.

Aircraft, lateral movement, adaptive control, sequential compensator method, electromagnetic dynamics of executive electric drives, wind disturbances