

УДК 517.938

А.М. Бронников, Е.О. Каравашкина**ВЫСОКОТОЧНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОВЫСОТНЫМ ПОЛЕТОМ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА ПРИ ПРОСТРАНСТВЕННОМ МАНЕВРИРОВАНИИ***

Рассматривается алгоритмическое обеспечение системы улучшения устойчивости и управляемости беспилотного вертолета в условиях интенсивного пространственного маневрирования. Закон управления синтезирован на основе обеспечения условий инвариантности канала высоты вертолета к произвольному маневрированию по крену. Для обеспечения нечувствительности системы к параметрическим и внешним возмущениям используется адаптивный алгоритм с идентификатором и эталонной моделью. Предложенный алгоритм позволяет обеспечить требуемые характеристики устойчивости и управляемости при воздействии неконтролируемых внешних и параметрических возмущений: порывов ветра, непредвиденном изменении свойств вертолета и его системы управления. В результате обеспечивается высокоточное управление высотой полета вертолета в условиях параметрической неопределенности, интенсивного маневрирования по крену, наличия порывов ветра.

Беспилотный вертолет; система улучшения устойчивости и управляемости; адаптивная система с идентификатором; эталонная модель.

А.М. Bronnikov, E.O. Karavashkina**THE PRECISION CONTROL ALGORITHM OF LOW-ALTITUDE FLIGHT FOR UNMANNED HELICOPTER UNDER INTENSIVE SPATIAL MANEUVERING**

Considered the algorithm of system to improve stability and control for unmanned helicopter under conditions of intense space maneuvering. The control law is synthesized at the base of ensuring the conditions of invariance height channel of helicopter to arbitrary maneuvering on a roll. To ensure the insensitivity of the system to parametric and external perturbations is used a digital adaptive algorithm with an identifier and a reference model. The proposed algorithm can provide the required stability and controllability characteristics when exposed to uncontrollable external and parametric perturbations: wind gusts, unexpected change in the properties of helicopter and its management system. The result is a highly accurate height flight control of the helicopter in conditions of parametric uncertainty, intense maneuvering on a roll, the presence of wind gusts.

Unmanned helicopter; system to improve stability and control; adaptive system with an identifier; reference model.

Введение. Рассматривается решение одной из задач автоматизации управления маловысотного полета беспилотного вертолета (БПВ), связанной с автоматической компенсацией возмущений в канале управления вертикальной скорости при выполнении разворотов, а также при разгоне и торможении. Предлагаемые алгоритмы управления могут использоваться как при дистанционном управлении БПВ, так и при его автоматическом автономном управлении.

Успешное применение БПВ на малых и предельно малых высотах связывается с возможностью уверенного и безопасного облета препятствий по высоте и по направлению. Полет БПВ на таких высотах, как правило, осуществляется в режиме дистанционного управления на основе визуального или телевизионного наблюдения оператором. Повышение эффективности и безопасности полета вертолета на предельно малых высотах возможно на основе более совершенной, нежели это делается сейчас, автоматизации этого режима полета. Предлагается компенсировать

* Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 13-08-01430.

влияние на канал управления абсолютной высотой перекрестных связей от каналов управления креном, тангажом и рысканием. При этом в случае изменения углов крена, рыскания и тангажа автоматически выдерживается исходная абсолютная высота за счет компенсационного управления общим шагом (ОШ) несущего винта (НВ) от системы улучшения устойчивости и управляемости (СУУ). При этом сигнал абсолютной высоты в СУУ не используется. Считается, что управление по высоте задается верхним контуром управления – оператором или системой автоматического управления. Управление высотой полета для облета препятствий по высоте осуществляется посредством отклонения СУУ общего шага НВ.

Решение данной задачи применительно к линеаризованной относительно опорного режима полета математической модели гипотетического пилотируемого вертолета соосной схемы в неадаптивной постановке рассмотрено в работе [1]. Для обеспечения заданных показателей качества управления в условиях параметрической неопределенности математической модели БПВ предлагается использовать адаптивную систему управления с идентификатором и эталонной моделью (ЭМ), основанную на упрощенных требованиях к идентификатору [2]. В указанной работе обоснованы условия, при выполнении которых точность слежения за эталонной моделью не связывается напрямую с асимптотической точностью выдаваемых идентификатором оценок параметров, а обеспечивается при более простых и легко реализуемых на практике условиях. В [3] рассматривается задача точного слежения выхода линейной стационарной системы за эталонной моделью, порядок которой совпадает с размерностью выхода и ниже порядка вектора состояния. Полученное решение основано на одновременном использовании условий инвариантности выхода к параметрическим и внешним возмущениям и беспоиcкового алгоритма адаптации с текущей идентификацией при упрощенных требованиях к идентификатору. В [4] рассматривается в нелинейной постановке задача компенсации возмущений в канале управления высотой полета применительно к пилотируемому вертолету соосной схемы. В отличие от [4] в данной работе рассматривается БПВ одновинтовой схемы, который управляется в автономном режиме или оператором.

Методическая основа решения. Пусть модель объекта управления представлена в виде нелинейного дифференциального уравнения

$$\dot{x} = f(x, a, t) + B(x, t)u + S(x, t)w, \quad x(0) = x_0, \quad (1)$$

где $x \in \mathfrak{X}^n$, $u \in \mathfrak{X}^l$ и $w \in \mathfrak{X}^s$ – векторы состояния, управления и внешних возмущений; вектор состояния x непосредственно измеряется; w – произвольное неизвестное ограниченное возмущение; $f(x, a, t)$ – вектор-функция, элементы которой непрерывны и зависят от вектора состояния x , вектора неизвестных параметров a и времени t ; $B(x, t)$ и $S(x, t)$ – матрицы с известными переменными параметрами соответствующих размеров. Качество объекта (1) оценивается по выходу $y \in \mathfrak{X}^m$, определяемому по формуле

$$y(t) = Cx(t), \quad (2)$$

где C – матрица с постоянными числовыми элементами размером $m \times n$. Для упрощения вывода результатов принято допущение об измеримости производной \dot{y} . Это допущение может быть снято, как это показано в [5]. Требования к качеству выхода формализуются в виде эталонной модели

$$\dot{y}_ж = A_ж y_ж + B_ж v, \quad y_ж(0) = y(0) = Cx_0, \quad (3)$$

где $v \in \mathfrak{X}^k$ – вектор задающих воздействий, вектор состояния $y_ж \in \mathfrak{X}^m$, а матрица $A_ж$ устойчивая. Заметим, что в уравнении (3) размерность вектора состояния $y_ж$ совпадает с размерностью выхода y системы (1), (2). Качество слежения выхода за эталонной моделью оценивается по невязке

$$e(t) = y(t) - y_{\text{ж}}(t).$$

Ставится задача: определить управление u , обеспечивающее целевое условие $|e(t)| \leq \delta$

на всем промежутке времени работы системы, где δ – заданная точность слежения.

Идентификации подлежат только часть элементов вектор-функции $f(x, a, t)$ или их линейных комбинаций, задаваемых соотношением $Cf(x, a, t)$. Идентификация осуществляется по ошибке предсказания $\varepsilon(t)$, которая вычисляется по следующей формуле:

$$\varepsilon(t) = \dot{y}(t) - Cf(x, \hat{a}, t) - CB(x, t)u - CS(x, t)w.$$

Большинство алгоритмов идентификации (например, рекуррентные методы наименьших квадратов, Гаусса-Ньютона и др.) обеспечивают быструю сходимость $\varepsilon(t)$ в малую область в окрестности нуля при достаточно простых выполнимых на практике условиях. Как известно, сходимость оценок параметров $\hat{a} \rightarrow a$ обеспечивается далеко не всегда, часто требует продолжительного времени и соблюдения практически невыполнимых постановочных гипотез. Поэтому, следуя предложенной в [2] идее, качество слежения выхода системы (1), (2) за ЭМ (3) связывается не с точностью оценок параметров \hat{a} , а с нормой ошибки предсказания $|\varepsilon(t)|$. Условимся, что норма ошибки предсказания на всем промежутке работы системы $|\varepsilon(t)| < \rho$, где ρ – некоторое заданное положительное число, значение которого будет конкретизировано ниже.

Введем определение [4].

Определение. Если для функциональной матрицы $Q(x, t)$ размером $n \times m$ и постоянным рангом r существуют матрицы $\overline{Q(x, t)}^L$, $\overline{Q(x, t)}^R$ и $(Q(x, t))^-$ рангов $n-r$, $m-r$ и r соответственно, такие что при любом t и $x \in X$ выполняются тождества

$$\overline{Q(x, t)}^L Q(x, t) = 0, \quad Q(x, t) \overline{Q(x, t)}^R = 0,$$

$$Q(x, t)(Q(x, t))^- Q(x, t) = Q(x, t), \quad (Q(x, t))^- Q(x, t)(Q(x, t))^- = (Q(x, t))^-,$$

то будем говорить, что матрица $Q(x, t)$ имеет непрерывные делители нуля и сводный канонизатор.

При этом матрицу $\overline{Q(x, t)}^L$ будем называть левым делителем нуля, матрицу $\overline{Q(x, t)}^R$ – правым делителем нуля, а матрицу $(Q(x, t))^-$ – сводным канонизатором. Подробную информацию о свойствах делителей нуля и канонизаторов матриц с числовыми элементами можно получить из монографии [6].

Утверждение [4]. Если для системы (1), (2) матрица $CB(x, t)$ на всем промежутке времени работы системы и $x \in X$ обладает непрерывными делителями нуля и сводным канонизатором, то при выполнении условий:

$$\overline{CB(x, t)}^L (A_{\text{ж}}Cx + B_{\text{ж}}v - Cf(x, a, t)) = 0, \quad CS(x, t) = 0,$$

$$\overline{CB(x, t)}^L (A_{\text{ж}}Cx + B_{\text{ж}}v - Cf(x, \hat{a}, t)) = 0 \quad (4)$$

при любом управлении из множества

$$\{u\}_{\xi} = (CB(x, t))^- (A_{\text{ж}}Cx - Cf(x, \hat{a}, t) + B_{\text{ж}}v) + \overline{CB(x, t)}^R \xi \quad (5)$$

динамика ошибки слежения описывается следующим устойчивым дифференциальным уравнением

$$\dot{e} - A_{\text{ж}}e = \varepsilon, \quad e(0) = 0. \quad (6)$$

Здесь X – множество допустимых значений вектора состояния; ξ – вектор подходящей размерности с произвольными элементами, варьирование которого порождает множество (5).

Как следует из (6), динамика ошибки слежения описывается асимптотически устойчивым дифференциальным уравнением, в качестве возмущения в которое входит не точность выдаваемых идентификатором оценок параметров, а ошибка предсказания. Для обеспечения заданной точности слежения δ из уравнения (6) формулируется требование на ограничение нормы $|\varepsilon(t)|$. Ограниченность заданной величиной нормы $|\varepsilon(t)|$ обеспечивается за счет настройки алгоритма текущей идентификации.

Из (6) следует, что при диагоналируемой матрице $A_{\text{ж}}$ справедливо неравенство [7. С. 72]:

$$|e(t)| < \frac{\rho}{\sigma} \|T\| \|T^{-1}\|, \quad t \in [0, \infty[, \quad (7)$$

где $\|\cdot\|$ – какая-либо матричная норма $A_{\text{ж}} = T^{-1}DT$, D – диагональная матрица, σ – степень устойчивости матрицы $A_{\text{ж}}$. Тогда для выполнения целевого условия необходимо за счет выбора эталонной модели и настройки алгоритма текущей идентификации обеспечить справедливость неравенства

$$\frac{\rho}{\sigma} \|T\| \|T^{-1}\| \leq \delta.$$

При выполнении условий утверждения обеспечивается устойчивость и точное слежение за эталонной моделью только выхода y . При этом часть компонент вектора состояния x , не входящая в выход, оказывается неконтролируемой и для обеспечения устойчивости системы в целом требуется выполнение дополнительных условий, которые здесь в виду ограниченного объема статьи не приводятся. Данные условия применительно к линейному стационарному объекту управления приведены в [3].

Синтез алгоритма управления СУУ БПВ. Рассматривается нелинейная нестационарная математическая модель гипотетического вертолета одновинтовой схемы массой 1000 кг. Векторы состояния и управления имеют следующий вид:

$$x = [V_{kx} \ V_{ky} \ V_{kz} \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ \vartheta \ \gamma \ H \ V_{yg}]^T, \quad u = [\eta \ \kappa \ \varphi_{\text{рв}} \ \varphi_{\text{ош}}]^T,$$

где V_{kx} , V_{ky} и V_{kz} – составляющие земной скорости вертолета на оси связанной системы координат; V_{yg} – вертикальная скорость; ω_x , ω_y и ω_z – угловые скорости относительно соответствующих осей связанной системы координат; γ и ϑ – углы крена и тангажа; H – абсолютная высота полета; η , κ – углы поперечного и продольного наклона тарелки автомата перекоса; $\varphi_{\text{рв}}$ и $\varphi_{\text{ош}}$ – углы общего шага рулевого и несущего винтов.

Качество системы оценивается по выходу

$$y = \begin{bmatrix} H \\ V_{yg} \end{bmatrix}.$$

Матрицы, входящие в уравнение эталонной модели (3), задаются следующими структурами:

$$A_{\text{ж}} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & a_{\text{ж}22} \end{bmatrix}, B_{\text{ж}} = \begin{bmatrix} 0 \\ b_{\text{ж}2} \end{bmatrix}.$$

Назначение коэффициентов $a_{\text{ж}22}$ и $b_{\text{ж}2}$ осуществляется по условиям обеспечения приемлемых характеристик устойчивости и управляемости в канале управления вертикальной скоростью, а также из учета возможностей системы управления общим шагом.

Проверяем выполнимость условий (4). Входящие в них матрицы и их комбинации имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} C &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; CB(x,t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_{101} & b_{102} & b_{103} & b_{104} \end{bmatrix}; \\ \overline{CB(x,t)}^L &= [1 \ 0]; \\ \overline{CB(x,t)}^L A_{\text{ж}} Cx &= [1 \ 0] \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & a_{\text{ж}22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x = \\ &= [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1] x = V_{\text{yg}}; \overline{CB(x,t)}^L B_{\text{ж}} = [1 \ 0] \begin{bmatrix} 0 \\ b_{\text{ж}2} \end{bmatrix} = 0; \\ \overline{CB(x,t)}^L Cf(x, a, t) &= [1 \ 0] \begin{bmatrix} V_{\text{yg}} \\ f_{10}(x, a, t) \end{bmatrix} = V_{\text{yg}}; CS(x,t) = 0. \end{aligned}$$

Таким образом, условия (4) выполняются. Входящие в закон управления (5) комбинации матриц имеют следующий вид:

$$(CB(x,t))^{-} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1/b_{104} \end{bmatrix}; \overline{CB(x,t)}^R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\frac{b_{101}}{b_{104}} & -\frac{b_{102}}{b_{104}} & -\frac{b_{103}}{b_{104}} \end{bmatrix}.$$

В результате закон управления (5) записывается в виде следующей формулы:

$$\begin{aligned} \{u\}_{\xi} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1/b_{104} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} V_{\text{yg}} \\ a_{\text{ж}22} V_{\text{yg}} \end{bmatrix}_{A_{\text{ж}} Cx} - \begin{bmatrix} V_{\text{yg}} \\ f_{10}(x, \hat{a}, t) \end{bmatrix}_{Cf(x, \hat{a}, t)} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_{\text{ж}2} \end{bmatrix} X_{\text{ош}} \right) + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\frac{b_{101}}{b_{104}} & -\frac{b_{102}}{b_{104}} & -\frac{b_{103}}{b_{104}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1/b_{104} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ a_{\text{ж}22} V_{\text{yg}} - f_{10}(x, \hat{a}, t) + b_{\text{ж}2} X_{\text{ош}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\frac{b_{101}}{b_{104}} & -\frac{b_{102}}{b_{104}} & -\frac{b_{103}}{b_{104}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{a_{\text{ж}22} V_{\text{yg}} - f_{10}(x, \hat{a}, t) + b_{\text{ж}2} X_{\text{ош}}}{b_{104}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \\ -\frac{b_{101}}{b_{104}} \xi_1 - \frac{b_{102}}{b_{104}} \xi_2 - \frac{b_{103}}{b_{104}} \xi_3 \end{bmatrix}, \quad (8) \end{aligned}$$

где ξ_1 , ξ_2 и ξ_3 - произвольные числа или функции. Для возможности обеспечения желаемых характеристик управления в каналах тангажа, крена и рыскания, назначим их в следующем виде:

$$\xi_1 = k_{\omega_x} \omega_x + k_{X_\gamma} X_\gamma = \eta,$$

$$\xi_2 = k_{\omega_z} \omega_z + k_{X_\vartheta} X_\vartheta = \kappa,$$

$$\xi_3 = k_{\omega_y} \omega_y + k_{X_\eta} X_\eta = \varphi_{\text{рв}},$$

где k_i – выбранные передаточные функции, X_γ , X_ϑ , X_η – задающие воздействия по крену, тангажу, направлению, формируемые оператором или верхним уровнем комплексной системы управления. Тогда закон управления (8) записывается в результирующем виде:

$$\eta = k_{\omega_x} \omega_x + k_{X_\gamma} X_\gamma, \quad \kappa = k_{\omega_z} \omega_z + k_{X_\vartheta} X_\vartheta, \quad \varphi_{\text{рв}} = k_{\omega_y} \omega_y + k_{X_\eta} X_\eta,$$

$$\varphi_{\text{ош}} = \frac{a_{\text{ж22}} V_{\text{yg}} - f_{10}(x, \hat{a}, t)}{b_{104}} + \frac{b_{\text{ж2}}}{b_{104}} X_{\text{ош}} - \frac{b_{101}}{b_{104}} \eta - \frac{b_{102}}{b_{104}} \kappa - \frac{b_{103}}{b_{104}} \varphi_{\text{рв}}. \quad (9)$$

Заметим, что обратная связь по высоте в закон управления (9) не входит. Считается, что при необходимости эта обратная связь реализуется оператором или верхним уровнем системы управления.

При проведении численных исследований для сравнительного анализа ряду с законом управления (9) используются еще два закона управления:

– закон управления без компенсации возмущений в канале высоты, в котором

$$\varphi_{\text{ош}} = b_{\text{ж2}}/b_{104} X_{\text{ош}};$$

– неадаптивный стационарный закон управления, соответствующий закону управления (9), в котором $f_{10}(x, \hat{a}, t) = f_{10}(x, a_0, t)$, т.е. вместо выдаваемых идентификатором оценок параметров используются их номинальные значения a_0 , не изменяемые по режимам полета.

Результаты численных исследований. Численные исследования проводились с использованием нелинейной нестационарной модели вертолета, модели привода, датчиков первичной информации. На рис. 1 представлены переходные процессы при выполнении БПВ горизонтального маневра типа “змейка” со средней скоростью 120 км/час. В канале поперечного управления создаются знакопеременные крены до 25 градусов.

Считается, что оператор или верхний уровень системы управления формирует только управление поперечным наклоном тарелки автомата перекоса X_γ для формирования заданного управления креном. Управления X_η , X_η и $X_{\text{ош}}$ равны нулю.

Переходный процесс $\Delta H^{\text{бк}}$ демонстрирует результат использования закона управления без компенсации возмущений в канале высоты. Как видно в этом случае происходит потеря высоты со средней вертикальной скоростью около 5 м/с.

Переходный процесс $\Delta H^{\text{с}}$ соответствует использованию неадаптивного стационарного закона управления. В этом случае скорость потери высоты уменьшилась практически на порядок, но из-за неточной настройки параметров регулятора все же происходит неконтролируемая потеря высоты.

Переходный процесс $\Delta H^{\text{а}}$ соответствует использованию адаптивного закона управления (7). Здесь потери высоты практически не происходит.

Исследования, приведенные на рис. 1, соответствуют случаю идеальных измерений. При использовании модели датчиков первичной информации точность управления в канале высоты в основном определяется точностью измерения вертикальной скорости. При постоянной ошибке датчика вертикальной скорости про-

изводная ошибки по высоте в асимптотике стремится к ошибке датчика вертикальной скорости.

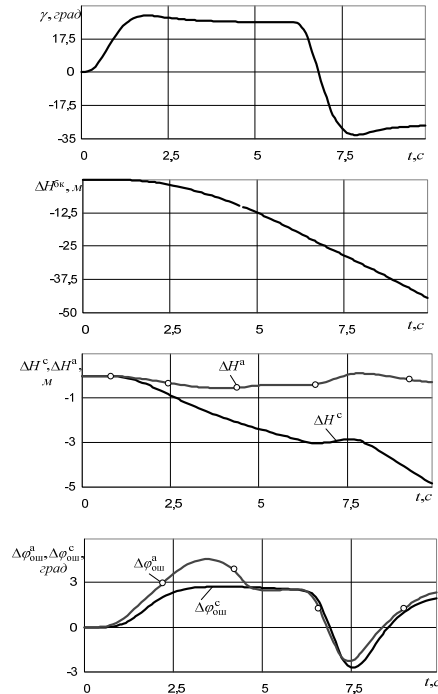


Рис. 1. Переходные процессы при стабилизации высоты при управлении креном

Заключение. Слежение выхода объекта управления (1), (2) за ЭМ (3) обеспечивается законом управления (5) при выполнении условий (4). Синтезированный по представленной методике закон управления СУУ БПВ имеет вид (7). Численные исследования синтезированного закона СУУ показывают его работоспособность и эффективность.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Буков В.Н., Бронников А.М., Сельвесюк Н.И., Чекин А.Ю. Компенсация возмущений в канале управления высотой полета вертолета при произвольном горизонтальном маневрировании // Управление и информатика в авиакосмических системах. Приложение к журналу “Мехатроника, автоматизация, управление”. 2006. – № 9. – С. 15-23.
2. Буков В.Н., Круглов С.П., Решетняк Е.П. Адаптируемость линейной динамической системы с идентификатором и эталонной моделью // Автоматика и телемеханика, 1994. – № 3. – С. 99-107.
3. Бронников А.М. Внешняя и параметрическая инвариантность выхода адаптивной системы с идентификатором и эталонной моделью // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2008. – № 2. – Т. 6. – С. 15-23.
4. Бронников А.М. Адаптивная система улучшения устойчивости и управляемости вертолета с компенсацией возмущений в канале управления высотой // Материалы Международной научно-технической конференции Мехатроника, автоматизация, управление. – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2007. - С. 175-180.
5. Бронников А.М., Журавлев Д.А., Харьков В.П. Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2011. – № 1. – Т. 6. – С. 96-104.

6. Буков В.Н. Вложение систем. Аналитический подход к анализу и синтезу матричных систем. – Калуга: Изд-во научной литературы Н.Ф. Бочкаревой, 2006. – 720 с.
7. Поляк Б.Т., Щербakov П.С. Робастная устойчивость и управление. – М.: Наука, 2002. – 304 с.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. Н.И. Сельвесюк.

Бронников Андрей Михайлович – Военная академия ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого в г. Москве; e-mail: bronnikov_a_m@mail.ru; 109074, г. Москва, Китайгородский проезд, 9/5; тел.: 84997864618; в распоряжении начальника академии; д.т.н.; доцент.

Каравашкина Елена Олеговна – МНПК «Авионика» в г. Москве; e-mail: informpo4ta@mail.ru; 127055, г. Москва, ул. Образцова, 7; тел.: 84956842004; заместитель начальника отдела.

Bronnikov Andrey Mihaylovitsh – Military Academy of Strategic Rocket Forces, Moscow; e-mail: bronnikov_a_m@mail.ru; 9/5, Kitaygorodsky proezd, Moscow, 109074, Russia; phone: +74997864618; at the disposal of the head of the Academy; dr. of eng. sc.; associate professor.

Karavashkina Elena Olegovna – Joint Stock Company “AVIONICA”, Moscow; e-mail: informpo4ta@mail.ru; 7, Obraztsova street, Moscow, 127055, Russia; phone: +74956842004; deputy head of department.

УДК 621.314.5

А.А. Зарифьян, П.Г. Колпахчян, В.Х. Пшихопов, М.Ю. Медведев

ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩИХ СИСТЕМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГОВОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА*

Рассматривается проблема синтеза энергосберегающего управления тяговым электроприводом железнодорожного транспорта. Приводится обзор классических методов управления тяговыми приводами. Рассмотрены принципы построения и структура современного асинхронного тягового электропривода. Для приведенной структуры описана комплексная математическая модель тягового электропривода. Приводятся результаты моделирования асинхронного тягового электропривода в режимах трогания с места и подавления боксования. Отмечается, что улучшение тяговых свойств электропривода возможно за счет более полного учета условий сцепления в системах автоматики.

Тяговый электропривод; энергосбережение.

A.A. Zarifian, P.G. Kolpahchyan, V.Kh. Pshikhopov, M.Yu. Medvedev

PROBLEMS OF DEVELOPMENT OF ENERGY-EFFICIENT ELECTRIC TRACTION CONTROL SYSTEMS.

This paper presents problem of power saving control design for electric traction drives. Review of classical control systems of electric traction drives is given. The principles and block-diagram of the modern AC traction drive for train. For the given block-diagram complex mathematical model of the AC traction drive is described. Computer simulation results for mode of movement starting and slip mode are presented. The properties of AC traction drives are possible to increase by full modeling of friction in the automatic mode.

Tracion drive; energy savings.

* Работа поддержана грантом РФФИ №12-08-13112 офи_м_РЖД «Разработка методов оптимизации энергопотребления электропоездов в динамических режимах на базе комплексной системы управления движением и энергоснабжением».