

И. В. РОЖКОВ

СИНТЕЗ ИНВАРИАНТНОГО КОНТУРА УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО УГЛУ ТАНГАЖА

Учреждение образования “Белорусская государственная академия авиации”

В статье рассматривается методика синтеза инвариантной системы автоматической стабилизации беспилотного летательного аппарата по углу тангажа, базирующаяся на концепции обратных задач динамики. Приводятся методика и результаты имитационного математического моделирования синтезированного контура стабилизации с использованием пакета расширения Simulink программы MATLAB. Представлены результаты сравнительного анализа динамических характеристик контура угловой стабилизации беспилотного летательного аппарата по углу тангажа с PID-регулятором и синтезированным робастным регулятором.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат; робастная система автоматической стабилизации; обратные задачи динамики; математическая модель беспилотного летательного аппарата.

Введение

Важную роль в обеспечении управляемого полета беспилотного летательного аппарата (БЛА) играет система угловой стабилизации.

Для многих систем управления БЛА характерна большая неопределенность условий их работы, обусловленная изменением параметров объекта управления, а также внешних возмущений, действующих на БЛА.

В настоящее время контуры стабилизации большинства известных типов САУ строятся на основе PID-регуляторов. Такие регуляторы имеют простую структуру и позволяют получать приемлемое качество процессов регулирования для номинальных параметров объекта управления (ОУ).

Нестационарность ОУ может привести к недопустимому снижению качества регулирования в контурах стабилизации, а в некоторых случаях и к потере их устойчивости.

Существенным негативным фактором при стабилизации БЛА является уровень флуктуационной составляющей угловых колебаний, обусловленной воздействием на летательный аппарат турбулентной атмосферы. Повышенный уровень угловых флуктуаций может привести к увеличению силы лобового сопротивления, а значит, к уменьшению продолжительности полета, а также к снижению точности вывода БЛА в заданные

координаты и точности прицеливания (для ударных БЛА).

Разработан целый ряд способов получения систем стабилизации, инвариантных к изменению параметров ОУ и внешних возмущений. Контуры стабилизации углового положения БЛА могут строиться либо как адаптивные системы управления, либо как системы эквивалентные адаптивным.

К системам эквивалентным адаптивным относятся системы с эталонными моделями, параметрически инвариантные компенсационные системы (ПИКС), системы переменной структуры. Такие системы являются робастными, т.е. обладают слабой чувствительностью параметров переходного процесса в широком диапазоне изменения параметров объекта управления. Однако они обладают различной степенью «помехозащищенности», которая определяется полосой пропускания контура стабилизации.

Для БЛА, особенно классов микро и мини, рациональным является использование робастных систем автоматической стабилизации.

Они должны быть максимально простыми по структуре, обеспечивать требуемое качество переходного процесса в контуре и обладать свойством инвариантности характеристик переходного процесса к изменению параметров летательного аппарата. Кроме того, они

должны обладать слабой чувствительностью выходных сигналов к случайным возмущениям, действующим на БЛА.

Постановка задачи исследования

В данной работе предлагается разработать методику синтеза инвариантного контура угловой стабилизации БЛА по каналу тангажа, основанную на концепции обратных задач динамики (ОЗД); проверить качество функционирования и оценить качество переходных процессов контура стабилизации БЛА по каналу тангажа с PID – регулятором и регулятором с предлагаемой структурой.

Решение задачи

В общем случае состояние ОУ характеризуется n -мерным вектором X , описываемым стохастическим дифференциальным уравнением:

$$\dot{X} = AX + BU + N\xi, \quad (1)$$

где A , B , N – матрицы постоянных коэффициентов соответствующей размерности, U – m -мерный вектор управления, ξ – n -мерный вектор белого шума с известной матрицей интенсивностей.

В процессе управления измеряются все или часть фазовых координат объекта в соответствии с уравнением измерений:

$$Z = CX + \eta, \quad (2)$$

где Z – r -мерный вектор измерений, C – матрица размерности $n \times r$, определяющая измеряемые координаты, η – r -мерный вектор шума измерений с известной матрицей интенсивностей.

В соответствии с принципом ОЗД [3], оптимальное управление находится в виде такой функции вектора фазовых координат $U(X)$, которая обеспечивает близость фазовых траекторий ОУ и эталонной модели (ЭМ) с заданными динамическими свойствами. Эталонная модель представляет собой детерминированную динамическую систему, описываемую в пространстве состояний n -мерным вектором Y , удовлетворяющим уравнению:

$$\dot{Y} = A_y Y + A^0 Y^0, \quad (3)$$

где A_y , A^0 – известные матрицы постоянных коэффициентов, причем элементы матрицы A_y определяют требуемые динамические ха-

рактеристики ЭМ, Y^0 – вектор, определяющий вынужденное движение ЭМ.

Степень близости фазовых траекторий ОУ и ЭМ будем характеризовать вектором Δ расхождения их фазовых скоростей:

$$\Delta = \dot{Y} - \dot{X}. \quad (4)$$

Тогда в качестве критерия оптимальности может быть принята квадратичная форма:

$$G(U) = \frac{1}{2} \Delta^T L \Delta, \quad (5)$$

где L – диагональная матрица весовых коэффициентов размерности $n \times n$.

Поскольку квадратичная форма (4) является случайной функцией, для решения задачи оптимизации будем использовать функцию риска:

$$\hat{G}(U) = M_z[G(U)] = \frac{1}{2} M_z(\Delta^T L \Delta), \quad (6)$$

где M_z – операция определения условного математического ожидания.

Оптимальный вектор управления U находится путем решения задачи локальной оптимизации. Это значит, что вектор управления должен удовлетворять дифференциальному уравнению:

$$\dot{U} = -P[\text{grad } \hat{G}(U)]^T, \quad (7)$$

где $\text{grad } \hat{G}(U) = \left(\frac{d\hat{G}}{du_1}, \frac{d\hat{G}}{du_2}, \dots, \frac{d\hat{G}}{du_m} \right)$, P – диагональная матрица весовых коэффициентов размерности $n \times m$.

С учетом соотношений (4) и (6), получим выражение для вектора градиента функции риска:

$$\begin{aligned} \text{grad } \hat{G}(U) &= \left(\frac{d\hat{G}}{dU} \right)^T = M_z(\Delta^T L \frac{d\Delta}{dU})^T = \\ &= -M_z(\Delta^T L B)^T. \end{aligned}$$

Тогда уравнение для \dot{U} будет иметь вид:

$$\dot{U} = P M_z(\Delta^T L B)^T = P B^T L^T M_z(\Delta). \quad (8)$$

Проинтегрировав обе части уравнения (8) по времени, с учетом соотношения (3), окончательно получим:

$$\begin{aligned} U &= P B^T L^T M_z[\int \Delta dt] = \\ &= P B^T L^T M_z[\int \dot{Y} dt - \dot{X}] = \\ &= P B^T L^T [\int (A_y Y + A^0 Y^0) dt - \dot{X}] \end{aligned} \quad (9)$$

где $\hat{X} = M_z(X)$ – условное математическое ожидание вектора состояния, которое может

быть получено путем использования фильтра Калмана.

С учетом близости фазовых траекторий ОУ и ЭМ в уравнении (9) вместо Y можно приближенно использовать \hat{X} . Такая замена позволяет получить вектор управления в виде обратной связи:

$$U = PB^T L^T [\int (A_y \hat{X} + A^0 Y^0) dt - \hat{X}]. \quad (10)$$

С учетом выражения (10), структурная схема оптимальной системы стабилизации будет иметь вид, представленный на рис. 1.

Таким образом, в соответствии с теоремой разделения задача оптимального управления системой стабилизации для линейной модели ОУ распадается на две подзадачи: задачу построения оптимальной оценки вектора состояния системы (фильтр Калмана) и задачу синтеза оптимального регулятора,

реализующего закон управления в форме (10) [1,2].

Для частного случая, когда ОУ представляет собой детерминированную систему второго порядка, а матрицы весовых коэффициентов имеют вид:

$$L = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & b_0 \end{bmatrix}, \quad P = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & p_0 \end{bmatrix},$$

структурная схема контура угловой стабилизации полностью соответствует структуре, изображенной на рис. 2. Передаточная функция БЛА по каналу тангажа:

$$W_{\delta}^{\alpha}(p) = \frac{K_{\alpha}(T_V p + 1)}{p(T_{\alpha}^2 p^2 + 2\xi_{\alpha} T_{\alpha} p + 1)}, \quad (11)$$

где $K_{\alpha} = \frac{K_{\alpha}}{T_V}$ – коэффициент передачи в канале тангажа; T_V – аэродинамическая постоянная.

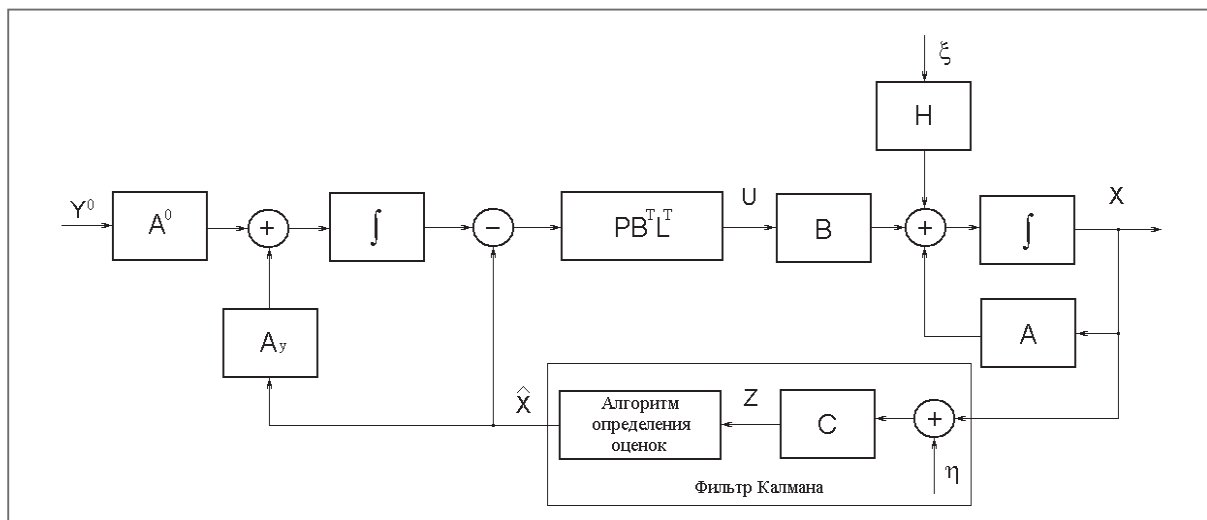


Рис. 1. Структурная схема контура стабилизации

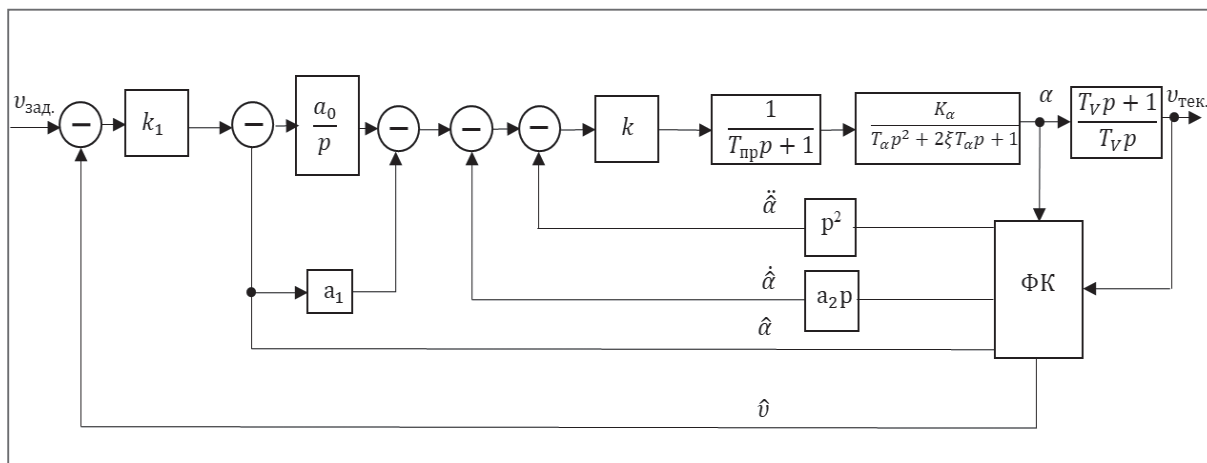


Рис. 2. Структурная схема инвариантного контура угловой стабилизации по каналу тангажа

ная времени БЛА; $K_\alpha, T_\alpha, \xi_\alpha$ – коэффициент передачи, постоянная времени и коэффициент демпфирования по углу атаки.

Предполагается, что наибольшие изменения могут претерпевать параметры БЛА $K_\alpha, T_\alpha, \xi_\alpha$.

Параметры регулятора выбираются таким образом, чтобы на выходе передаточной функции ОУ по углу тангажа формировался такой же сигнал, как и на выходе ЭМ, в качестве которой принята система 3 порядка:

$$W_p(p) = \frac{kk_\alpha a_0}{(T_\alpha^2 + kk_\alpha)p^3 + (2\xi_\alpha T_\alpha + kk_\alpha a_2)p^2 + (1 + kk_\alpha a_1)p + kk_\alpha a_0}$$

При сравнительно небольших значениях k выполняются условия $kk_\alpha a_2 \gg 2\xi_\alpha T_\alpha$; $kk_\alpha \gg T_\alpha^2$; $kk_\alpha a_1 \gg 1$. Тогда передаточная функция разомкнутой части контура определяется выражением:

$$W_p(p) = \frac{a_0}{p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0},$$

т.е. перестает зависеть от параметров ОУ и определяется только коэффициентами ЭМ.

Проверка качества функционирования контура стабилизации угла тангажа проводилась путем компьютерного моделирования с использованием пакета расширения Simulink программы MATLAB.

В математической модели БЛА предусмотрена возможность оперативного изменения

$$\ddot{y} + a_2 \dot{y} + a_1 y + a_0 y = a_0 \Delta \vartheta'. \quad (12)$$

Условием близости фазовых траекторий $|\alpha(t) - y(t)| < \varepsilon \rightarrow 0$ является условие минимума функции:

$$G(u) = (\ddot{y} - \ddot{\alpha}(u))^2 \rightarrow \min. \quad (13)$$

Функция управления $u(t)$ имеет вид:

$$u(t) = k \left[a_0 \int (k_1 \Delta \hat{\vartheta} - \hat{\alpha}) dt - a_1 \hat{\alpha} - a_2 \dot{\hat{\alpha}} - \ddot{\hat{\alpha}} \right]. \quad (14)$$

Передаточная функция разомкнутой части системы по углу атаки:

коэффициентов $K_\alpha, T_\alpha, \xi_\alpha$. Методика проведения экспериментов заключается в определении зависимости характеристик переходного процесса (длительность T_{III} и перерегулирование σ) в зависимости от вариации параметров ОУ при использовании PID-регулятора и синтезированного робастного регулятора. Изменение параметров ОУ приводится в относительных единицах – процентах от их номинальных значений. За номинальные значения параметров БЛА по углу атаки приняты [4]: $T_\alpha = 0,1$ с, $K_\alpha = 1,525$, $\xi_\alpha = 0,805$. Графики переходных процессов представлены на рис. 3–6.

Из графиков, представленных на рис. 3–5 видно, что для PID-регулятора динамические характеристики контура угловой стабилизации

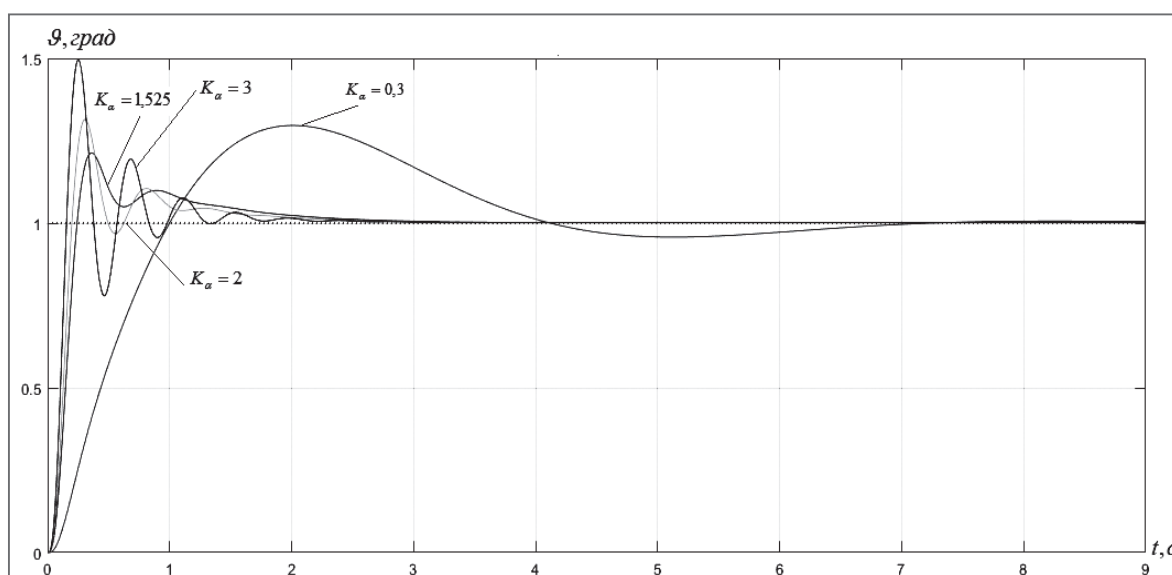


Рис. 3. Переходные процессы при отработке единичного ступенчатого воздействия и вариации коэффициента K_α (PID- регулятор)

БЛА по каналу тангажа значительно ухудшаются при вариации параметров БЛА на величину $\pm 30\div 50\%$ от их номинальных значений. Для синтезированного робастного регулятора графики переходных процессов практически не отличаются от графика для номинальных значений (рис. 6).

Заключение

1. Постоянное входное воздействие обрабатывается контуром стабилизации по тангажу с предлагаемой структурой и параметрами регулятора без статической ошибки.

2. Качество переходного процесса в контуре стабилизации с предлагаемой схемой регулятора остается высоким ($T_{III}=2,6$ с, $\sigma=1,6\%$) при вариациях параметров БЛА в диапазоне от 30% до 300% от номинального значения. Для классического PID-регулятора качество переходного процесса существенно ухудшается при отклонении параметров на величину $\pm 30\div 50\%$ от номинальных значений.

3. Синтезированная система может быть отнесена к типу параметрически инвариантных компенсационных систем с эталонной моделью в прямой цепи регулятора.

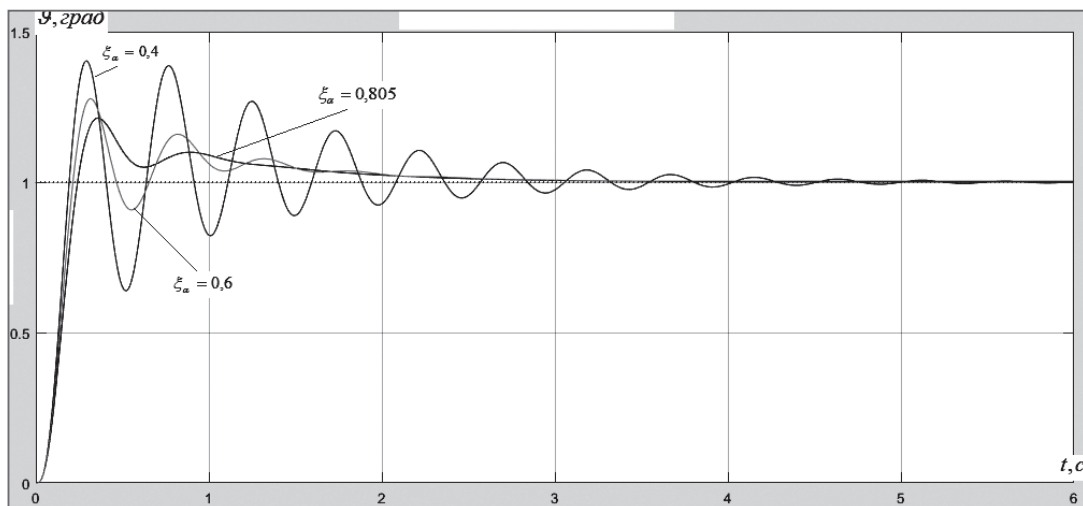


Рис. 4. Переходные процессы при обработке единичного ступенчатого воздействия и вариации коэффициента ξ_{α} (PID-регулятор)

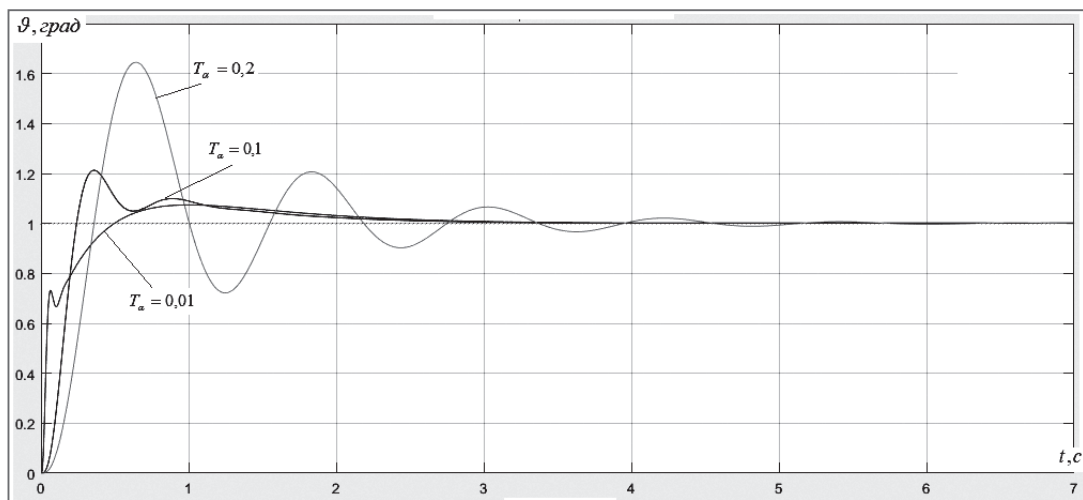


Рис. 5. Переходные процессы при обработке единичного ступенчатого воздействия и вариации коэффициента T_{α} (PID-регулятор)

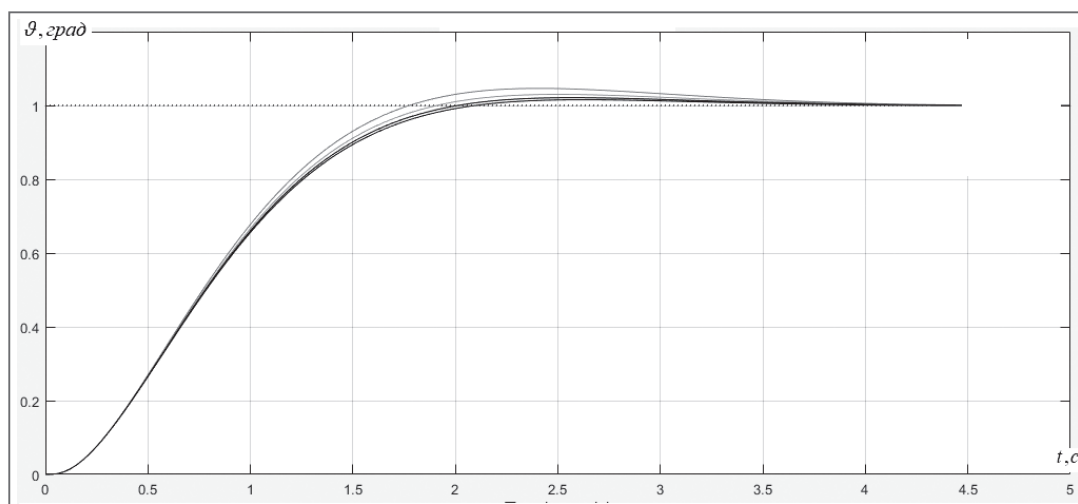


Рис. 6. Переходные процессы при обработке единичного ступенчатого воздействия и вариации параметров БЛА (робастный регулятор)

ЛИТЕРАТУРА

1. Аоки, М. Оптимизация стохастических систем / М. Аоки. – Москва: Наука, 1971. – 424 с.
2. Брайсон, А. Прикладная теория оптимального управления. Оптимизация, оценка и управления / А. Брайсон, Хо Ю-Ши. – Москва: Мир, 1972. – 544 с.
3. Крутько, П. Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. Цикл лекций / П. Д. Крутько. – Москва: Машиностроение, 2004. – 576 с.
4. Микросистемы ориентации беспилотных летательных аппаратов / под ред. В. Я. Распопова. – Москва: Машиностроение, 2011. – 184 с.
5. Михалев, И. А. Системы автоматического управления полетом самолета. Методы анализа и расчета / И. А. Михалев. – Москва: Машиностроение, 1971. – 464 с.
6. Распопов, В. Я. Автопилот мини-беспилотного летательного аппарата / В. Я. Распопов [и др.] // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2008. – № 10. – С. 19.
7. Рэндал У. Биард, Тимоти У. МакЛэйн. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. – Москва: ТЕХНОСФЕРА, 2015. – 312 с.

REFERENCES

1. Aoki, M. Optimization of stochastic systems / Moscow. Aoki. – M.: Nauka, 1971. – 424 p.
2. Bryson, A. Applied theory of optimal control. Optimization, evaluation and management / A. Bryson, Ho Yu-Shi. – Moscow: Mir, 1972. – 544 p.
3. Krutko, P. D. Inverse problems of dynamics in the theory of automatic control. Lecture cycle. – Moscow: Mechanical Engineering, 2004. – 576 p.
4. Microsystems of orientation of unmanned aerial vehicles / ed. V. Ya. Raspopova. – Moscow: Mechanical Engineering, 2011. – 184 p.
5. Mikhalev, I. A. Automatic flight control systems of the aircraft. Methods of analysis and calculation / I. A. Mikhalev. – Moscow: Mechanical Engineering, 1971. – 464 p.
6. Raspopov, V. Ya. Autopilot of a mini unmanned aerial vehicle / V. Ya. Raspopov [et al.] // Mechatronics, automation, control. – 2008. – № 10. – p. 19.
7. Randal W. Byard, Timothy W. McLain. Small unmanned aerial vehicles: theory and practice. – Moscow: TECHNOSPHERA, 2015. – 312 p.

ROZHKOV I. V.

SYNTHESIS OF INVARIANT CIRCUIT ANGULAR STABILIZATION OF UNMANNED AIRCRAFT AT THE PITCH ANGLE

The article considers the synthesis methods of an automatic invariant system of the pitch angle stabilization of an unmanned aerial vehicle that is based on the concept of inverse dynamics problems. The methods and results of simulation mathematical results of synthesized stabilization loop with using the Simulink of program MATLAB. The results of a comparative

analysis of the dynamic characteristics of the contour of angular stabilization of an unmanned aerial vehicle by pitch angle with a PID-controller and a synthesized robust controller are presented.

Keywords: *unmanned aerial vehicle; robust automatic stabilization system; inverse dynamics problems; mathematical model of an unmanned aerial vehicle.*



Рожков Игорь Владимирович – магистр технических наук, соискатель ученой степени кандидата технических наук, старший преподаватель кафедры беспилотных авиационных комплексов и боевого управления учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации».

Rozhkov Igor Vladimirovich – master of technical sciences, candidate of the degree of candidate of technical sciences, senior lecturer at the department of unmanned aircraft systems and combat control establishment of education «Belarusian State Academy of Aviation».

Email: 7528972@mail.ru.