

ЭЛЕКТРОНИКА, РАДИОФИЗИКА, РАДИОТЕХНИКА, ИНФОРМАТИКА

УДК 621.396.934

**СИНТЕЗ РОБАСТНОГО КОНТУРА УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

В.А. МАЛКИН

*Военная академия Республики Беларусь
Минск–57, 220057, Беларусь**Поступила в редакцию 24 октября 2012*

Рассматривается методика синтеза робастного контура угловой стабилизации для объекта управления с астатизмом первого порядка. Получены структура и параметры робастного регулятора в контуре стабилизации угла тангажа беспилотного летательного аппарата. Представлены результаты моделирования динамических характеристик контура стабилизации при изменении параметров объекта управления.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, система угловой стабилизации, робастный регулятор, динамические характеристики.

Введение

Системы управления современными беспилотными летательными аппаратами (БЛА) по своей сложности и предъявляемым к ним требованиям не уступают аналогичным системам в пилотируемой авиации. Важную роль в обеспечении управляемого полета БЛА играет система угловой стабилизации, предназначенная для отработки регулярных управляющих воздействий и парирования случайных возмущений по каналам тангажа, курса и крена.

Классификация и структурные схемы систем автоматической стабилизации углового положения летательных аппаратов представлены в литературе [1–3]. Все контуры угловой стабилизации строятся как замкнутые следящие системы с обратными связями, определяющимися параметрами собственного вращательного движения летательного аппарата. По виду сигналов обратных связей различают законы управления:

- по углу и первой производной угла;
- по углу, первой и второй производным угла;
- по углу, первой производной и интегралу от угла.

Параметры цепей обратных связей контуров угловой стабилизации для фиксированных параметров объекта управления (планера БЛА) выбираются исходя из требуемого качества переходного и установившегося процессов автопилота. Основной проблемой, возникающей при использовании регуляторов с постоянными коэффициентами, является нестационарность контура стабилизации, обусловленная изменением параметров летательного аппарата. Изменения параметров летательного аппарата могут быть вызваны как изменением его аэродинамических характеристик в связи со сменой режима полета (высота, скорость, число M и т.д.), так и изменением массы, моментов инерции и центровки БЛА. Нестационарность объекта управления может привести к недопустимому снижению качества регулирования в контурах стабилизации, а в некоторых случаях и к потере их устойчивости.

Для устранения этих недостатков контуры стабилизации углового положения ЛА строятся как адаптивные системы управления. Адаптивные системы стабилизации содержат основной контур стабилизации и управления полетом, а также контур самонастройки регулятора, за-

дачей которого является идентификация характеристик объекта управления, формирование требуемого критерия качества регулирования и поиск его экстремума [2].

Такие системы достаточно сложны в реализации, обладают следующими недостатками и требуют:

- решения задачи идентификации параметров летательного аппарата в реальном масштабе времени;
- применения специальных тестирующих внешних сигналов (импульсных или гармонических);
- использования достаточно сложных алгоритмов поиска экстремумов нелинейных функций нескольких переменных.

Для беспилотных летательных аппаратов, особенно классов микро и мини, более рациональным является использование робастных систем автоматической стабилизации. Такие системы обладают слабой чувствительностью их динамических характеристик к изменению параметров летательного аппарата в определенном диапазоне изменения этих параметров.

В статье рассматриваются результаты синтеза робастной системы угловой стабилизации БЛА и методика, основанная на концепции обратных задач динамики [4]. Полученные результаты существенно уточняют основные положения, изложенные в работе [4], и позволяют получить структуру системы угловой стабилизации БЛА, достоинствами которой являются обеспечение высокого качества переходных процессов в контуре, а также сохранение требуемых параметров переходного процесса в широком диапазоне изменения характеристик БЛА.

Синтез робастного контура угловой стабилизации

Синтез робастного контура угловой стабилизации рассмотрим на примере канала стабилизации и управления БЛА по углу тангажа. Данный пример является наиболее общим и позволяет учесть все особенности, характерные для других каналов управления.

Общим для всех каналов управления является то, что передаточная функция объекта управления имеет астатизм первого порядка. Рассмотренная в работе [4] методика построения регуляторов для астатических объектов управления не позволяет получить работоспособную схему контура стабилизации.

Сущность предлагаемой в статье методики синтеза заключается в следующем. Передаточная функция БЛА по каналу тангажа описывается выражением:

$$W_{\delta}^g(p) = \frac{K_g(T_V p + 1)}{p(T_a^2 p^2 + 2\xi_a T_a p + 1)}, \quad (1)$$

где $K_g = \frac{K_a}{T_V}$ – коэффициент передачи в канале тангажа; T_V – аэродинамическая постоянная времени БЛА; K_a , T_a , ξ_a – коэффициент передачи, постоянная времени и коэффициент демпфирования по углу атаки.

При синтезе закона управления в канале тангажа предполагается, что наибольшие изменения могут претерпевать параметры БЛА K_a , T_a , ξ_a . Поскольку разомкнутая передаточная функция $W_{\delta}^g(p)$ имеет астатизм первого порядка, для нормальной работы контура стабилизации требуется введение функционально необходимой отрицательной обратной связи по положению. В результате введения этой обратной связи получается исходная структурная схема контура стабилизации, по которой осуществляется синтез робастного регулятора (рис. 1).

В соответствии с концепцией ОЗД структура и параметры регулятора выбираются таким образом, чтобы на выходе передаточной функции объекта управления по углу атаки формировался такой же сигнал, как и на выходе эталонной модели, в качестве которой принята система 3 порядка

$$\ddot{y} + a_2 \dot{y} + a_1 \dot{y} + a_0 y = a_0 \Delta \vartheta', \quad (2)$$

где $\Delta \vartheta' = k_1 \Delta \vartheta$.

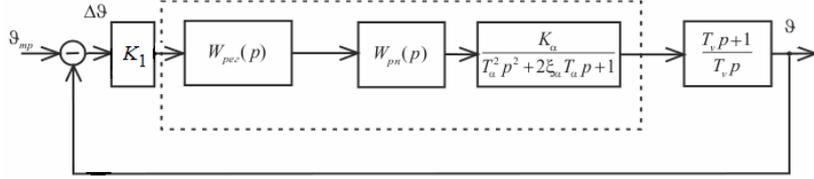


Рис. 1. Структурная схема контура стабилизации по каналу тангажа

Коэффициенты модели выбираются исходя из желаемых свойств переходного процесса при обработке единичного ступенчатого воздействия. Коэффициент $a_0 = \omega_0^3$ определяет скорость протекания переходного процесса в системе с характеристическим уравнением, соответствующим формуле (2). В данном случае $\omega_0 = \frac{1}{T_0}$ – собственная частота системы (2). Коэффициенты a_1 и a_2 могут быть выбраны как коэффициенты полинома Баттерворта 3 порядка: $a_1 = 2,41\omega_0^2, a_2 = 2,41\omega_0$. Коэффициент k_1 выбирается исходя из требуемого значения добротности контура по скорости.

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

$$G(u) = (\ddot{y} - \ddot{\alpha}(u))^2 \rightarrow \min. \quad (3)$$

Выбирается такое управление $u(t)$, которое обеспечивает минимум функции (3) в каждый текущий момент времени (локальная минимизация). Условие минимума функции (3) имеет вид [5]:

$$\dot{u} = -\lambda \frac{\partial G(u)}{\partial u} = k(\ddot{y} - \ddot{\alpha}), \quad (4)$$

где λ – постоянный коэффициент, $k = -\lambda a_0$ выбирается также постоянным ($k = 8 \div 10$).

Проинтегрировав уравнение (4) при нулевых начальных условиях, получим выражение для функции управления:

$$u = k(\ddot{y} - \ddot{\alpha}) = k(a_0 \int (k_1 \Delta\theta - y) dt - a_2 \dot{y} - a_1 y - \ddot{\alpha}). \quad (5)$$

С учетом близости траекторий $\alpha(t)$ и $y(t)$ в уравнении (5) можно произвести приближенную замену переменных: $y(t) = \alpha(t); \dot{y}(t) = \dot{\alpha}(t)$. Тогда выражение для функции управления $u(t)$ будет иметь вид:

$$u(t) = k[a_0 \int (k_1 \Delta\theta - \alpha) dt - a_1 \alpha - a_2 \dot{\alpha} - \ddot{\alpha}] \quad (6)$$

Структурная схема робастного контура стабилизации и управления по каналу тангажа представлена на рис. 2.

Снижение степени влияния параметров объекта управления $K_\alpha, T_\alpha, \xi_\alpha$ на качество переходного и установившегося режимов заключается в том, что передаточная функция $W_s^9(p)$ охвачена тремя контурами отрицательных обратных связей: по углу атаки и двум его производным. С учетом допущения о безынерционности рулевого привода получим передаточную функцию разомкнутой части системы, обведенной на рис. 2 пунктиром:

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

Даже при сравнительно небольших значениях k выполняются условия $kk_\alpha \gg T_\alpha^2; kk_\alpha a_2 \gg 2\xi_\alpha T_\alpha; kk_\alpha a_1 \gg 1$. В этом случае передаточная функция разомкнутой час-

ти 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 объекта управления и определяется только коэффициентами эталонной модели.

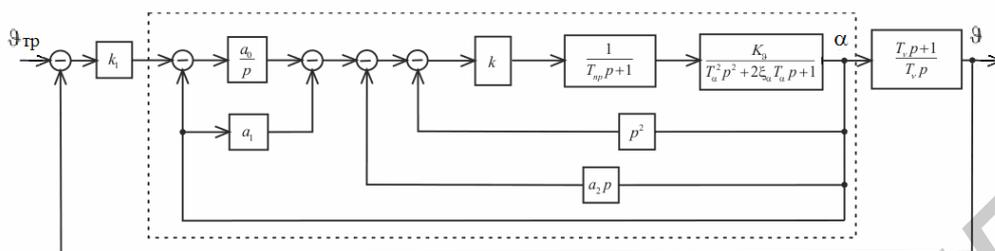


Рис. 2. Структурная схема робастного контура стабилизации

Таким образом, полученный в результате синтеза закон управления обеспечивает низкую чувствительность (робастность) характеристик переходного процесса и устанавливавшегося движения к изменению параметров объекта управления (БЛА). По сложности реализации предлагаемая схема регулятора незначительно отличается от классического *PID*-регулятора. Используемые в цепях обратных связей величины $\dot{\alpha}$ и $\ddot{\alpha}$ могут быть заменены значениями $\dot{\vartheta}$ и $\ddot{\vartheta}$, которые вычисляются в пилотажно-навигационном комплексе БЛА.

Результаты математического моделирования контура стабилизации

Проверка качества функционирования робастного контура стабилизации по углу тангажа проводилась путем компьютерного моделирования с использованием пакета *MATLAB-SIMULINK*.

Математическая модель контура угловой стабилизации включает в себя следующие составные части:

- математическую модель БЛА по каналу тангажа;
- математическую модель рулевого привода;
- математическую модель исследуемого робастного регулятора;
- математическую модель классического *PID*-регулятора;
- математическую модель входных сигналов;
- средства визуализации результатов моделирования.

В качестве математической модели БЛА по каналу тангажа использована линейная модель, описываемая передаточной функцией вида (1). В математической модели БЛА предусмотрена возможность оперативного изменения коэффициентов $K_\alpha, T_\alpha, \xi_\alpha$. Математическая модель рулевого привода позволяет учесть значение добротности контура РП, а также ограничения по углу отклонения руля высоты δ_e и скорости его отработки $\dot{\delta}_e$. Математическая модель предлагаемого робастного регулятора реализует закон управления вида (6).

Для сравнительно анализа характеристик процессов управления в контур стабилизации введена модель классического *PID*-регулятора параллельного типа, коэффициенты которого определяются, исходя из требуемых характеристик процессов при номинальных значениях параметров модели БЛА.

Наиболее полную характеристику динамических свойств системы как в переходном, так и в установившемся режимах дает реакция системы на единичное ступенчатое воздействие. Поэтому этот вид входного сигнала является основным. Кроме этого, при тестировании могут использоваться гармонический и линейно изменяющийся сигналы. В качестве случайных возмущений может использоваться либо белый шум, формируемый стандартным генератором пакета *SIMULINK*, либо окрашенный шум, формируемый с помощью специальных фильтров.

Методика проведения экспериментов заключается в определении зависимости характеристик переходного процесса (длительность T и перерегулирование σ) в зависимости от изменения параметров объекта управления. Изменение параметров объекта управления приводится в относительных единицах – процентах от их номинальных значений.

Получение переходных процессов при скачкообразном изменении $\vartheta_{\text{зад}} = 5^\circ$ и заданных значений параметров модели БЛА повторяется для двух исследуемых схем: предлагаемого робастного регулятора и классического PID -регулятора. Коэффициенты PID -регулятора настраиваются для номинальных значений параметров БЛА. На рис. 3 и 4 приведен вид переходных процессов при обработке ступенчатого воздействия двумя типами регуляторов для номинальных (рис. 3) значений параметров и при увеличении параметра T_α в 2 раза (рис. 4).

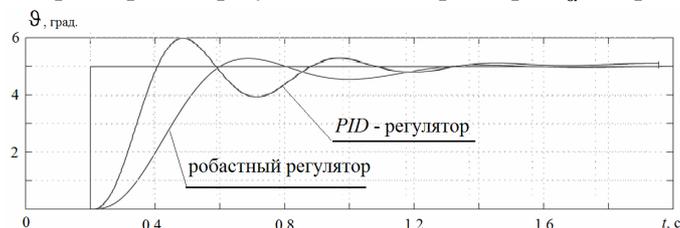


Рис. 3. Переходный процесс при номинальных значениях параметров объекта управления

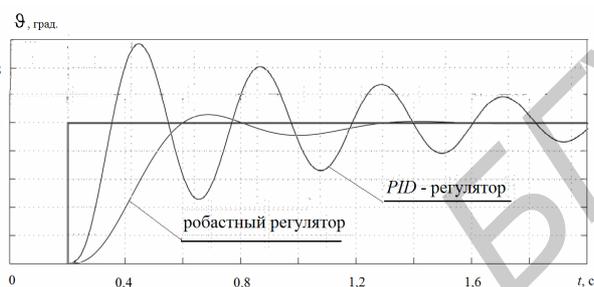


Рис. 4. Переходный процесс при увеличении T_α в 2 раза

С использованием приведенной выше модели исследовалось также влияние случайного входного воздействия на процессы, протекающие в контуре. В экспериментах на вход контура стабилизации подавалось единичное ступенчатое воздействие, дополнительно к которому на вход объекта управления подавалось случайное возмущение различной интенсивности и ширины спектра. На рис. 5 показаны переходные процессы, а также участок установившегося состояния при обработке единичного ступенчатого входного сигнала с учетом случайного возмущения.

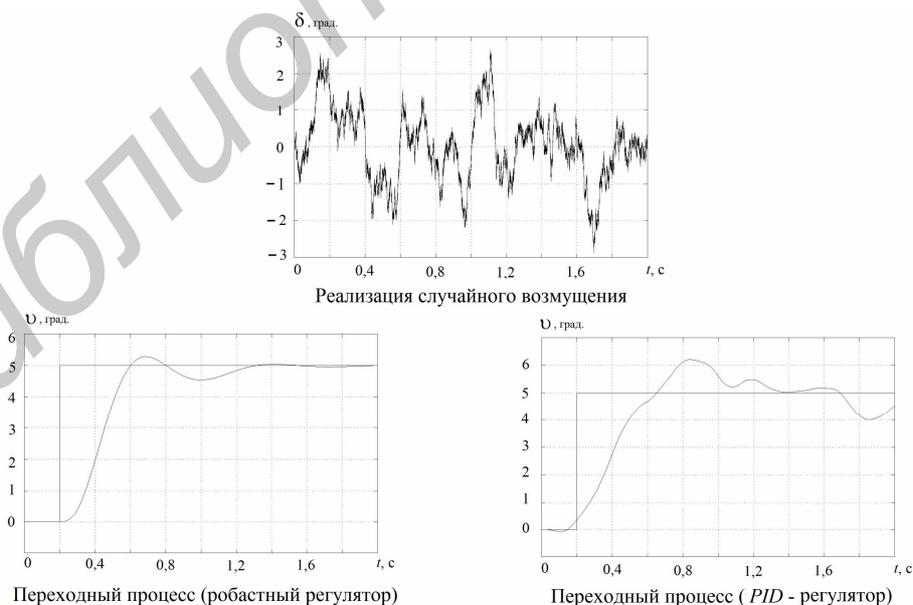


Рис. 5. Переходные процессы при обработке единичного ступенчатого входного сигнала с учетом случайного возмущения

Выводы

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 (перерегулирование $< 10\%$, время переходного процесса $T=0,2 - 0,4$ с) при вариациях параметров объекта управления в диапазоне: T_α от 30% до 300% от номинального значения; K_α – от 30% до 500% от номинала; ξ_α – от 10% до 500% от номинала. Для классического PID -регулятора качество переходного процесса существенно ухудшается при отклонении параметров на величину $\pm 30\div 50\%$ от номинальных значений.

3. Уровень флуктуационной составляющей сигнала на выходе контура стабилизации с предлагаемой схемой робастного регулятора примерно на порядок ниже, чем для системы с классическим PID -регулятором.

THE SYNTHESIS OF ROBUST ANGLE STABILIZATION COUNTOUR OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLE

V.A. MALKIN

Abstract

The methodic of synthesis of robust angle stabilization countour for the control object with astatism of the 1st order is considered. The structure and parameters of the robust controller in the pitch stabilization countour of the unmanned aerial vehicle are received. The results of the stabilization countour dynamic research of under the control object parameters modification are presented.

Список литературы

1. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. М., 1973.
2. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. М., 1973.
3. Распопов В.Я. Микросистемная авионика: учебное пособие. Тула, 2010.
4. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. М., 2004.
5. Пупкова К.А., Егунова Н.Д. Классическая и современная теория автоматического управления. М., 2004.