

Метод синтеза адаптивного помехоустойчивого автопилота угла крена

Рассматривается задача синтеза адаптивной системы автоматического управления углом крена летательного аппарата, обеспечивающей единообразие в управлении объектом на всех режимах полета с помощью контура комбинированной самонастройки. Показано, что с помощью разработанного адаптивного автопилота обеспечивается помехоустойчивость канала крена при действии ступенчатых и случайных возмущений. Приведены результаты моделирования.

В.И. ПЕТУНИН,
д-р техн. наук,
Л.М. НЕУГОДНИКОВА,
канд. техн. наук
(УУНУТ, Уфа)
petunin_vi@mail.ru

Адаптация, помехоустойчивость, система автоматического управления, летательный аппарат, контур комбинированной самонастройки, компенсация возмущений

Как известно, полет летательных аппаратов происходит при изменении высоты и скорости, в условиях турбулентности атмосферы, при действии различных ветровых возмущений. В связи с этим важна проблема обеспечения адаптивных свойств систем автоматического управления (САУ) летательных аппаратов, повышения их помехоустойчивости к действию подобных возмущений.

Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления рассмотрены в работе [1], самонастраивающиеся системы с моделью приведены в работе [2]. Динамика полетов летательных аппаратов в неспокойной атмосфере рассмотрена в работе [3]. Влияние ветровых возмущений в системах автоматического управления угловым движением беспилотных летательных аппаратов исследуется в работе [4], методы теории инвариантности систем автоматического управления к возмущениям – в работе [5]. Вопросы повышения помехоустойчивости летательных аппаратов рассмотрены в работе [6]. Оценка законов управления боковым движением летательного аппарата с учетом ветровых возмущений проведена в работе [7].

Адаптивное управление применяется для объектов с широкими диапазонами изменения динамических свойств при неполной априорной информации об условиях работы системы [1], причем эта неполнота настолько существенна, что для выполнения заданных требований приходится определять некоторые характеристики системы и перестраивать параметры или структуру устройства управления. Все это характерно для современных летательных аппаратов.

На рис. 1 показана структурная схема адаптивной САУ [8], где приведены следующие обозначения: ЛА – летательный аппарат; СПЭ – сервопривод элеронов; ДУС – датчик угловой скорости крена; ДУК – датчик угла крена; КЗ1 и КЗ2 – корректирующие звенья; ЭМ – эталонная модель по угловой скорости крена; ДУ – дифференцирующее устройство; УУ – устройство умножения; У – усилитель; УН – устройство настройки, для которого характерны, как показали проведенные исследования, не только хорошие адаптивные свойства, но и повышенная помехоустойчивость. Здесь $\omega = \dot{\gamma}$ – угловая скорость крена.

Целью статьи является синтез структуры автопилота угла крена летательного аппарата и анализ его динамических характеристик.

Проведем синтез основного контура управления углом крена летательного аппарата.

Передаточная функция летательного аппарата по углу крена γ [9]:

$$W_{\gamma\delta_3}(p) = \frac{\gamma(p)}{\delta_3(p)} = \frac{-n_3}{p(p+n_{22})} = \frac{k(t)}{p[p+a(t)]}, \quad (1)$$

где $k(t)$, $a(t)$ – переменные параметры.

Пусть в системе автоматического управления углом крена реализуется закон управления астатического автопилота угла крена (см. рис. 1):

$$p\delta_3 = k_\gamma(\gamma - \gamma_0) + k_{\dot{\gamma}}p\dot{\gamma} + k_{\ddot{\gamma}}p^2\ddot{\gamma}, \quad (2)$$

где k_γ , $k_{\dot{\gamma}}$, $k_{\ddot{\gamma}}$ – передаточные числа.

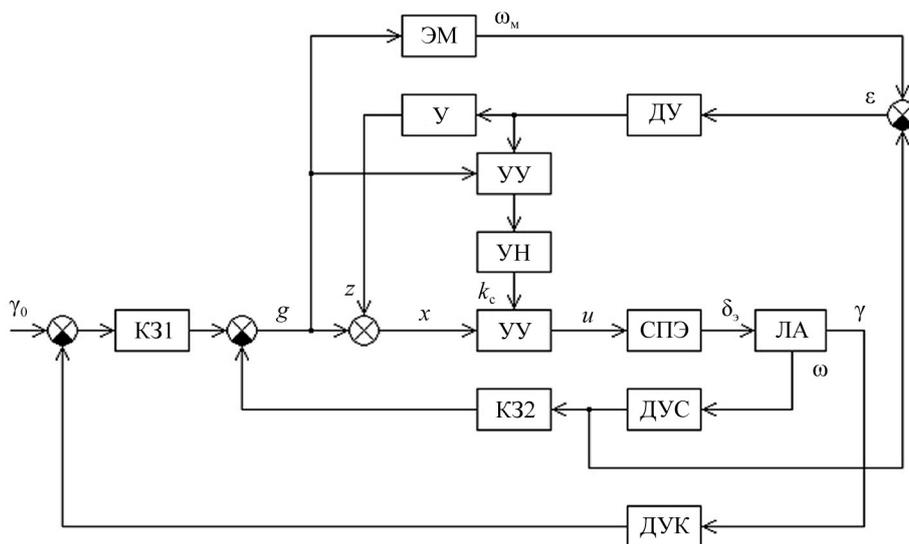


Рис. 1

Осуществим синтез рассмотренной САУ летательного аппарата.

Передаточная функция замкнутой системы по углу крена с учетом выражений (1), (2) имеет следующий вид:

$$\Phi_\gamma(p) = \frac{\gamma(p)}{\gamma_0(p)} = \frac{k_\gamma n_3}{p^3 + (n_{22} + k_{\dot{\gamma}} n_3) p^2 + k_{\dot{\gamma}} n_3 p + k_\gamma n_3}.$$

Желаемая передаточная функция замкнутой системы по углу крена:

$$\Phi_\gamma^*(p) = \frac{\omega_0^3}{p^3 + A_1 \omega_0 p^2 + A_2 \omega_0^2 p + \omega_0^3}, \quad (3)$$

где ω_0 – собственная частота; A_1, A_2 – требуемые коэффициенты.

Тогда при условии $\Phi_\gamma(p) = \Phi_\gamma^*(p)$ передаточные числа автопилота:

$$k_\gamma = \frac{\omega_0^3}{n_3}; \quad k_{\dot{\gamma}} = \frac{A_2 \omega_0^2}{n_3}; \quad k_{\ddot{\gamma}} = \frac{1}{n_3} (A_1 \omega_0 - n_{22}). \quad (4)$$

Структурная схема полученной системы представлена на рис. 2.

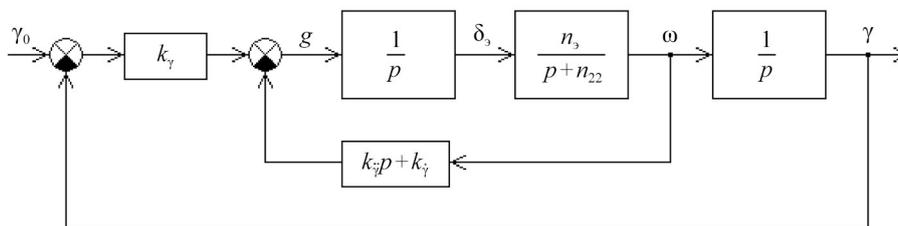


Рис. 2

Осуществим синтез комбинированной самонастройки канала крена летательного аппарата.

Для канала крена летательного аппарата характерной чертой является непостоянство во времени его параметров при изменении режимов полета и внешних условий [4].

Адаптивные системы, в которых осуществляется изменение параметров управляющего устройства с целью обеспечения оптимальной работы системы, являются самонастраивающимися системами. В большинстве случаев самонастраивающиеся системы строятся на принципе добавления к основной

автоматической системе контура адаптации. По способу достижения эффекта самонастройки адаптивные системы условно подразделяют на самонастраивающиеся системы с сигнальной (пассивной) и параметрической (активной) настройкой. В системах первой группы самонастройка происходит без изменения параметров управляющего устройства с помощью компенсирующих сигналов. Простейшими из них являются системы с большим коэффициентом усиления и глубокой отрицательной обратной связью [5]. Такие системы имеют достаточно простое конструктивное решение, но обеспечивают приемлемое качество управления лишь в ограниченном диапазоне изменения параметров объекта. В самонастраивающихся системах второй группы адаптация достигается с помощью изменения параметров управляющего устройства [1]. Эти системы более универсальны, чем самонастраивающиеся системы с сигнальной настройкой, но сложнее в исполнении. С целью повышения точности управления нестационарными объектами в переходном и установившемся режимах используются комбинированные самонастраивающиеся системы, в которых сочетаются преимущества сигнальной и параметрической настроек [2].

Рассмотрим вопрос синтеза адаптивной системы на основе прямого метода Ляпунова введением комбинированного контура адаптации в общую структуру автопилота. При этом число контуров самонастройки соответствует числу переменных параметров летательного аппарата.

Уравнение, описывающее динамические свойства летательного аппарата по углу крена, представляется в следующем виде:

$$\ddot{\gamma} + a(t)\dot{\gamma} = k(t)\delta_3, \quad (5)$$

где γ – угол крена; δ_3 – отклонение элеронов; $a(t)$, $k(t)$ – изменяющиеся во времени параметры.

Контур адаптации САУ (см. рис. 1) строится по угловой скорости крена. Это уменьшает порядок адаптируемой части и упрощает решение задачи синтеза.

Для синтеза контура адаптации выбирается часть САУ по угловой скорости крена, которая описывается уравнением

$$\ddot{\omega} + a(t)\dot{\omega} = k(t)k_c(g + z), \quad (6)$$

где $\omega = \dot{\gamma}$ – угловая скорость крена; g – входной сигнал; z – сигнал на выходе сигнальной самонастройки; k_c – перестраиваемый коэффициент усиления.

Эталонная модель выбирается из условия обеспечения заданного качества переходного процесса и представляет собой динамическое звено следующего вида:

$$\ddot{\omega}_m + b_m\dot{\omega}_m = k_m g, \quad (7)$$

где b_m , k_m – заданные параметры.

В соответствии с выражениями (6), (7) составляется уравнение ошибки $\varepsilon = \omega_m - \omega$:

$$\ddot{\varepsilon} + b_m\dot{\varepsilon} = [a(t) - b_m]\dot{\omega} + [k_m - k(t)k_c]g - k(t)k_c z. \quad (8)$$

Синтез структуры контура адаптации производится на основе прямого метода Ляпунова, что позволяет выявить достаточные условия устойчивости системы. Функция Ляпунова выбирается в виде квадратичной определенно-положительной формы

$$V = \dot{\varepsilon}^2 + \lambda \xi^2, \quad (9)$$

где λ – положительная постоянная;

$$\xi = k_m - k(t)k_c. \quad (10)$$

Производная функции Ляпунова имеет следующий вид:

$$\frac{dV}{dt} = 2\dot{\varepsilon}\ddot{\varepsilon} + 2\lambda\xi\dot{\xi} = -2b_m\dot{\varepsilon}^2 + 2\dot{\varepsilon}[a(t) - b_m]\dot{\omega} + 2\dot{\varepsilon}\xi g - 2\dot{\varepsilon}k(t)k_c z + 2\lambda\xi\dot{\xi}. \quad (11)$$

Как следует из уравнения (11), производная функции Ляпунова (11) будет неположительной, если выполнить два условия:

$$[a(t) - b_m] \dot{\omega} - k(t) k_c z = 0 ; \quad (12)$$

$$\dot{\varepsilon} g + \lambda \dot{\xi} = 0 . \quad (13)$$

Из выражения (12) получаем

$$z = B = \frac{[a(t) - b_m] \dot{\omega}}{k(t) k_c} . \quad (14)$$

Так как

$$z = \varphi(\dot{\varepsilon}) , \quad (15)$$

то при ограниченных сигналах алгоритм сигнальной самонастройки без нарушения условий устойчивости [2] можно представить в виде

$$z = k_y \dot{\varepsilon} , \quad (16)$$

где $k_y = B$ – коэффициент передачи усилителя.

Уравнение (13) определяет алгоритм настройки коэффициента усиления системы

$$\dot{\xi} = -\frac{1}{\lambda} \dot{\varepsilon} g . \quad (17)$$

С другой стороны, в силу выражения (10) при квазистационарном изменении коэффициента усиления $k(t)$ следует

$$\dot{\xi} = -k(t) \dot{k}_c . \quad (18)$$

Приравнивая правые части выражений (17), (18), получим

$$\dot{k}_c = k_n \dot{\varepsilon} g , \quad (19)$$

где $k_n = \frac{1}{\lambda k(t)}$ – коэффициент передачи контура адаптации.

Таким образом, алгоритм параметрической настройки имеет следующий вид:

$$k_c = \int_0^t k_n \dot{\varepsilon} g dt . \quad (20)$$

Проведем моделирование адаптивного автопилота.

С помощью пакета Simulink системы MATLAB рассмотрим пример исследования синтезированной адаптивной системы, для которой передаточная функция летательного аппарата по углу крена имеет вид

$$W_{\text{ЛА}}(p) = \frac{-n_3}{p^2 + n_{22} p} ,$$

где $n_3 = 150$; $n_{22} = 7,55$ [9]. Передаточные числа автопилота имеют следующие значения: $k_\gamma = 0,833$; $k_{\dot{\gamma}} = 0,5$; $k_{\ddot{\gamma}} = 0,05$. Переменные параметры летательного аппарата изменяются в следующих пределах: $k(t) = (0,1 \div 10)n_3$; $a(t) = (0,1 \div 10)n_{22}$. Коэффициенты контуров самонастройки: $k_y = 16$; $k_n = 12$. Задающее воздействие: $\gamma_0 = 1$.

Приведем результаты моделирования.

В таблицу сведены результаты оценки качества переходных процессов адаптивного автопилота при разных вариантах изменения исходных параметров летательного аппарата по каналу крена. Здесь: σ – величина перерегулирования; $\bar{t}_{\text{пер}}$ – время регулирования.

$k(t)$	$a(t)$	Система без контура адаптации		Система с контуром адаптации	
		$\sigma, \%$	$\bar{t}_{\text{пер}}$	$\sigma, \%$	$\bar{t}_{\text{пер}}$
$10n_3$	$10n_{22}$	0,4	1,307	0	1,259
	n_{22}	0	1,54	0	1,26
	$0,1n_{22}$	0	1,567	0	1,26
n_3	$10n_{22}$	29,4	6,3	0	1,25
	n_{22}	0	1,259	0	1,259
	$0,1n_{22}$	0	1,55	0	1,26
$0,1n_3$	$10n_{22}$	68,6	56,7	0	1,216
	n_{22}	36,5	7,74	0	1,252
	$0,1n_{22}$	Система неустойчива		0	1,259

Переходные процессы, протекающие в системе без контура адаптации при наиболее критичных режимах работы, а также переходные процессы в адаптивной системе при этих режимах изображены на рис. 3. Здесь: 1 – параллельная эталонная модель; 2 – система с контуром адаптации; 3 – система без контура адаптации при $k(t) = 0,1n_3, a(t) = 10n_{22}$; 4 – система без контура адаптации при $k(t) = 0,1n_3, a(t) = 0,1n_{22}$. Все переменные приведены в относительных единицах.

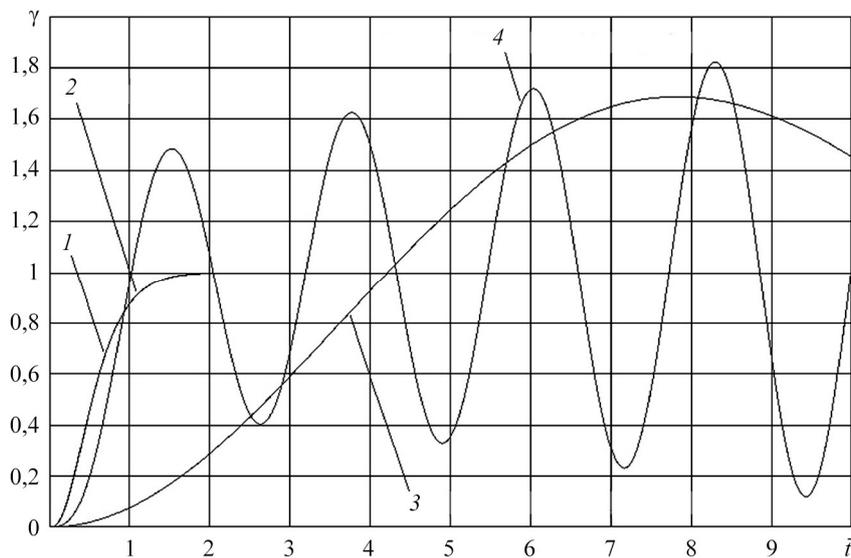


Рис. 3

В адаптивной системе переходные процессы остаются постоянными и не отличаются от переходных процессов эталонной модели.

Проанализируем помехоустойчивость адаптивной САУ углом крена.

Действие возмущений на летательный аппарат как объект управления по каналу крена обычно реализуется в следующем виде [4, 9]:

$$(p + n_{22})p\gamma = -n_3\delta_3 + f, \quad (21)$$

где f – возмущение.

Структурная схема летательного аппарата по каналу крена приведена на рис. 4.

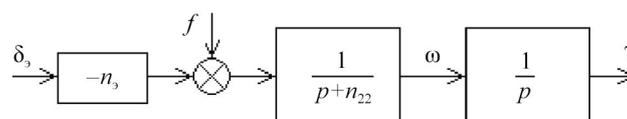


Рис. 4

В работах [10, 11] показано, что для устранения сигнального возмущения, действующего на летательный аппарат, необходимо использовать компенсатор возмущений, простейшая схема которого приведена на рис. 5.

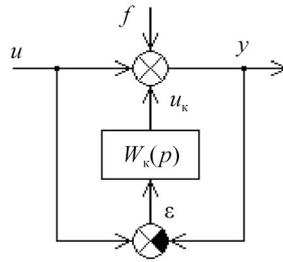


Рис. 5. Структурная схема компенсатора возмущений

Уравнения компенсатора возмущений:

$$\begin{cases} y = u + f + u_k; \\ \varepsilon = u - y; \\ u_k = W_k(p)\varepsilon. \end{cases} \quad (22)$$

Здесь $W_k(p)$ – передаточная функция компенсирующей обратной связи.

В результате преобразований получаем

$$y = u + \frac{1}{1 + W_k(p)} f. \quad (23)$$

Если используется астатический контур компенсации, то

$$W_k(p) = \frac{k}{p},$$

где $k \rightarrow \infty$.

При этом

$$y = \lim_{k \rightarrow \infty} \left(u + \frac{p}{p + k} \right) f = u. \quad (24)$$

Если используется статический контур компенсации, то

$$W_k(p) = k \rightarrow \infty.$$

При этом

$$y = \lim_{k \rightarrow \infty} \left(u + \frac{1}{1 + k} \right) f = u. \quad (25)$$

Однако в первом случае в компенсирующей обратной связи присутствуют динамические составляющие, которые приводят к переходным процессам и в результате – к неточной компенсации сигнальных возмущений. Следовательно, в таком компенсаторе наилучшие характеристики имеет статическая компенсирующая обратная связь, когда $W_k(p) = k$, где k имеет достаточно большое значение.

Таким образом, увеличивая коэффициент передачи k компенсирующей обратной связи, можно существенно уменьшить влияние возмущающих воздействий и повысить помехоустойчивость САУ.

В рассмотренной адаптивной САУ в качестве сигнала ошибки контура компенсации возмущений выступает сигнал ошибки контура адаптации, который уменьшается за счет сигнальной самонастройки.

Приведем результаты анализа помехоустойчивости системы для случайных возмущений, когда контур адаптации выключен (рис. 6, а) и включен (рис. 6, б), а также для ступенчатых возмущений при $\bar{t} = 3$, когда контур адаптации выключен (рис. 7, а) и включен (рис. 7, б). При этом $n_s = 150$;

$n_{22} = 10 \cdot 7,55 = 75,5$; $f = 1$; случайные возмущения – белый шум. Помехоустойчивость адаптивной САУ по величине отклонения примерно на порядок выше по сравнению с обычной системой.

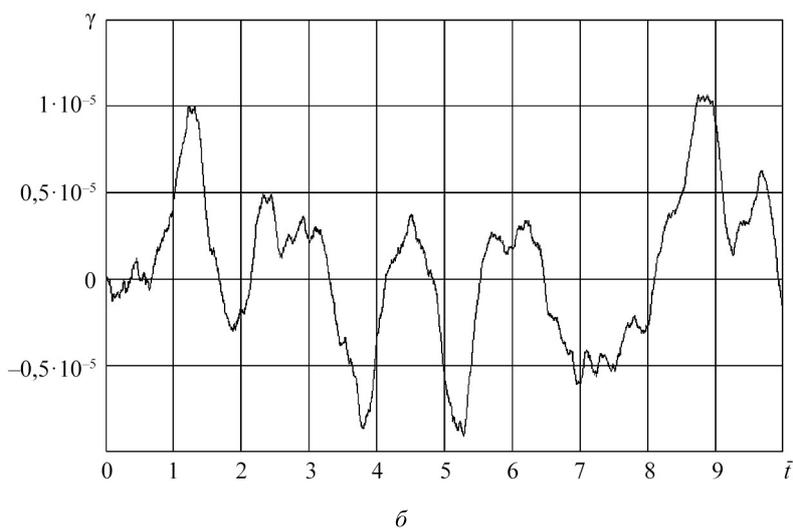
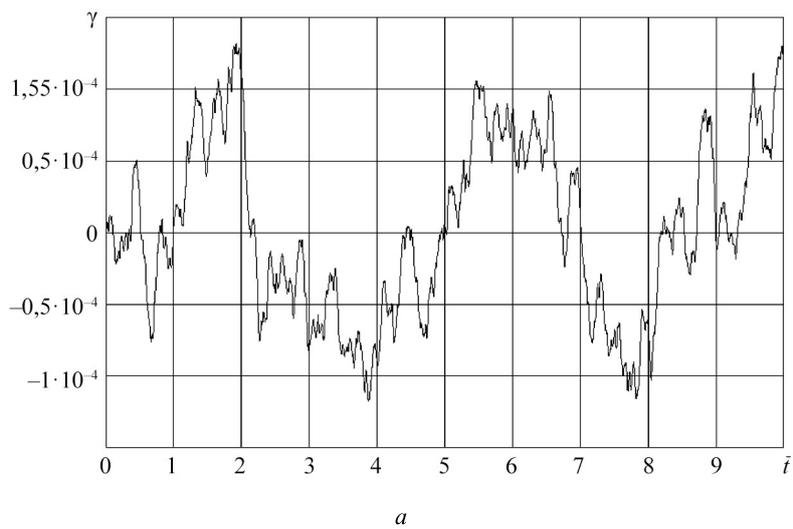


Рис. 6

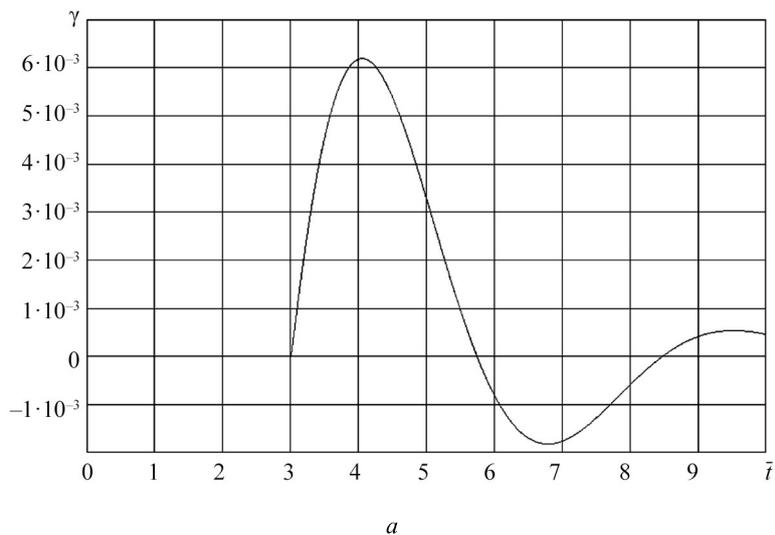


Рис. 7 (Начало)

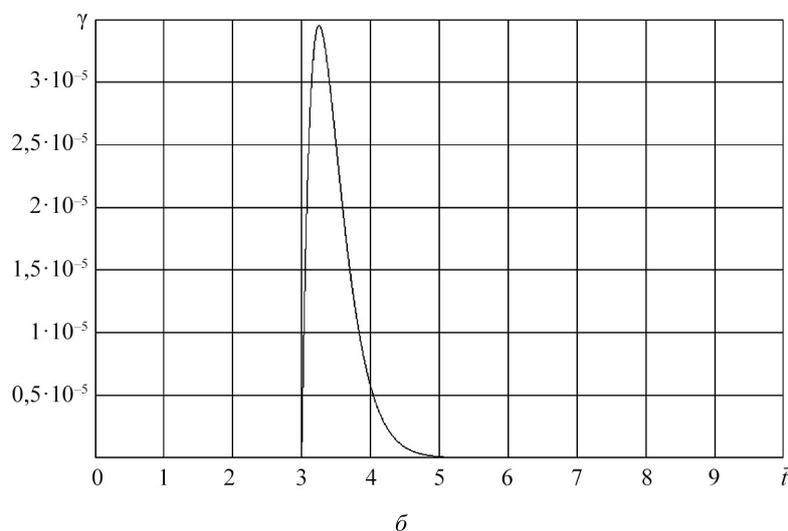


Рис. 7 (Окончание)

Таким образом, согласно проведенному анализу с помощью системы MATLAB при различных вариациях изменяющихся параметров летательного аппарата система, не содержащая контура адаптации, не удовлетворяет заданным требованиям по качеству переходного процесса и даже может стать неустойчивой. В адаптивной системе переходные процессы остаются постоянными и не отличаются от переходных процессов эталонной модели. Помехоустойчивость разработанной адаптивной системы при действии случайных и сигнальных возмущений также значительно выше по сравнению с обычной системой.

Полученная система имеет довольно высокое качество переходных процессов и удовлетворяет всем требованиям, предъявляемым к САУ летательного аппарата [12].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петров Б.Н. и др. Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления. М.: Машиностроение, 1972. 260 с.
2. Громыко В.Д., Санковский Е.А. Самонастраивающиеся системы с моделью. М.: Энергия, 1974. 80 с.
3. Доброленский Ю.П. Динамика полетов в неспокойной атмосфере. М.: Машиностроение, 1969. 256 с.
4. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: Техносфера, 2015. 312 с.
5. Менский Б.М. Принцип инвариантности в автоматическом регулировании и управлении. М.: Машиностроение, 1972. 248 с.
6. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. М.: Машиностроение, 1980. 213 с.
7. Родищев Н.Е., Романенко Л.Г., Денисов К.Г. К оценке параметров законов управления боковым движением летательного аппарата с учетом ветровых возмущений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 44–49.
8. Адаптивный автопилот угла крена: пат. 2272747 Рос. Федерация, № 2004117707; заявл. 10.06.2004; опубл. 27.03.06, Бюл. № 9.
9. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1973. 506 с.
10. Петунин В.И., Неугодникова Л.М. Метод повышения помехоустойчивости систем автоматического управления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 65–71.
11. Помехоустойчивая система автоматического управления углом крена летательного аппарата: пат. 2737872 Рос. Федерация, № 2020114048; заявл. 3.04.2020; опубл. 4.12.2020, Бюл. № 34.
12. Михалев И.А., Окоёмов Б.Н., Чукулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.

Поступила в редакцию 24.01.25
 После доработки 11.02.25
 Принята к публикации 11.02.25

Method of Synthesis of the Adaptive Noise-Immune Roll Angle Autopilot

V.I. PETUNIN AND L.M. NEUGODNIKOVA

UUST, Ufa

The problem of synthesizing the adaptive system for an aircraft roll angle automatic control, which ensures the uniformity of the object control in all flight modes using a combined self-adjusting loop, is considered. It is shown that the developed adaptive autopilot makes it possible to ensure the noise immunity of the roll channel under the action of stepwise and random disturbances. The simulation results are presented.

Adaptation, noise immunity, automatic control system, aircraft, combined self-adjusting loop, disturbance compensation