

---

---

# ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

---

---

УДК 681.51:629.73  
DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-1-26-34

## УПРАВЛЕНИЕ КРЕНОМ ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ СТРУКТУРНОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Э. Ю. АБДУЛЛИНА, В. Н. ЕФАНОВ

*Уфимский государственный авиационный технический университет, 450008, Уфа, Россия  
E-mail: efanov@mail.ru*

Рассматривается задача управления высокоманевренным летательным аппаратом, способным изменять свое положение в пространстве путем управления вектором скорости по величине или направлению. Представлены результаты разработки рационального алгоритма функционирования автоматической системы управления полетом, не допускающего превышение основных эксплуатационных ограничений. С этой целью в состав пилотажного контура, управляющего движением вокруг центра масс летательного аппарата, помимо каналов стабилизации углового положения, включаются каналы ограничения заданных параметров. Предложен метод обеспечения согласованного взаимодействия указанных каналов в режиме переключений за счет использования обобщенной характеристики системы, позволяющей описывать поведение всего ансамбля выходных реакций системы для всех возможных моментов изменения структуры управляющей части. Эффективность предложенного подхода подтверждается результатами моделирования синтезированной системы автоматического управления угловым положением летательного аппарата.

***Ключевые слова:** летательный аппарат, маневренность, система управления полетом, алгебраический селектор, математическая модель, автопилот, автомат ограничения, синтез*

**Введение.** Одним из важнейших качеств летательного аппарата любого назначения является маневренность, характеризующая способность аппарата изменять вектор скорости полета по величине и направлению. Максимальные маневренные возможности летательного аппарата определяются радиусом, угловой скоростью и временем предельного виража, которые, в свою очередь, зависят от предельно возможных и допустимых величин перегрузок, быстрой создания перегрузок, а также диапазона допустимых скоростей полета [1—3]. При превышении значений этих параметров возникает опасность выхода летательного аппарата на закритические углы атаки, на которых нарушаются условия обтекания планера воздушным потоком и наступает срыв потока с несущих поверхностей, что сопровождается потерей устойчивости и управляемости с последующим сваливанием в штопор. Нарушение ограничений по максимальной скорости и динамическому скоростному напору приводит к снижению прочности и жесткости конструкции, потере эффективности элевонов, возрастанию потребляемой мощности рулевых машин. В наиболее неблагоприятных случаях следствием превышения основных ограничений, связанных с эксплуатацией летательного аппарата, может

стать разрушение конструкции летательного аппарата в воздухе или неконтролируемое его падение на землю.

Для предотвращения указанных ситуаций требуется разработка рационального алгоритма функционирования автоматической системы управления полетом, не допускающего превышение основных эксплуатационных ограничений, соблюдение которых требуется по условиям безопасности полета. С этой целью в состав пилотажного контура, управляющего движением вокруг центра масс летательного аппарата, помимо каналов стабилизации углового положения, включаются каналы ограничения заданных параметров. Как правило, взаимодействие этих каналов осуществляется с помощью алгебраических селекторов [4—6]. Недостаток такого подхода заключается в том, что параметры каждого из указанных каналов выбираются исходя из условий их автономной работы. Однако переключение каналов происходит в любой, заранее неизвестный, момент времени. Это создает предпосылки для несогласованного взаимодействия каналов, поскольку канал ограничения начинает работать при ненулевых начальных условиях, которые определяются состоянием канала стабилизации в момент переключения. При этом возможно возникновение скачков и перерегулирования по выходным координатам, что может приводить к режиму обратного переключения каналов и, как следствие, к автоколебательному режиму переключений с одного канала на другой [7—9]. В настоящей статье рассматривается метод обеспечения согласованного взаимодействия каналов управления креном летательного аппарата в режиме переключений. Для этого предлагается использовать обобщенную характеристику системы, позволяющую описать поведение всего ансамбля выходных реакций системы для всех возможных моментов изменения структуры управляющей части.

**Математическая модель системы автоматического управления угловым положением летательного аппарата с учетом случайного изменения ее структуры.** Структурная схема системы автоматического управления летательного аппарата (ЛА), в состав которой входят автопилот (АП), автомат ограничения (АО), алгебраический селектор (АС), сервопривод (СП) и датчики ( $D_1$  и  $D_2$ ), приведена на рис. 1 [10, 11]. Здесь переменная  $Y_1$  определяет изменение ограничиваемого параметра, а переменная  $Y_2$  — заданное изменение основного параметра ЛА. Алгебраический селектор производит сравнение входных воздействий по абсолютной величине и формирует управляющее воздействие по следующему алгоритму:

$$U = \begin{cases} U_1, & \text{если } |U_1| > |U_2|; \\ U_2, & \text{если } |U_2| > |U_1|. \end{cases}$$

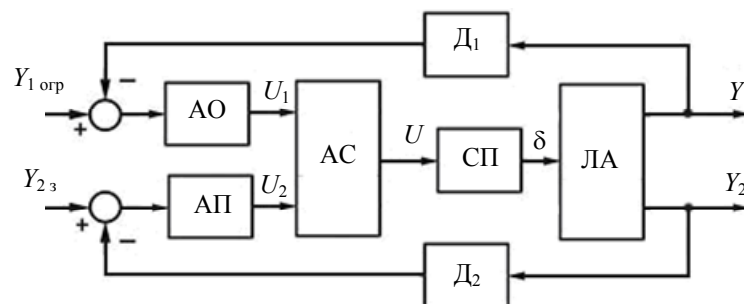


Рис. 1

Рассмотрим математическую модель такой двухконтурной системы применительно к системе автоматического управления углом крена с автоматом ограничения угловой скорости крена.

Выбираем схему астатического автопилота угла крена со скоростной обратной связью:

$$s\delta_3(s) = k_\gamma(\gamma(s) - \gamma_3) + \frac{k_{\dot{\gamma}} + k_{\ddot{\gamma}}s}{\tau s + 1} \cdot s\gamma(s),$$

где  $\delta_3$  — угол отклонения элеронов;  $\gamma$  — угол крена;  $k_\gamma, k_{\dot{\gamma}}, k_{\ddot{\gamma}}$  — передаточные числа автопилота.

Структурная схема контура управления углом крена представлена на рис. 2. Здесь передаточная функция летательного аппарата для угловой скорости крена  $\omega_\gamma$  по углу отклонения элеронов  $\delta_3$  имеет вид  $W_{\text{ЛА}}(s) = \frac{-n_3}{s + n_{22}}$  ( $n_3$  и  $n_{22}$  — безразмерные коэффициенты). Передаточная функция контура обратной связи  $W_{\text{ОС}}(s) = \frac{k_{\dot{\gamma}} + k_{\ddot{\gamma}}s}{\tau s + 1}$ .

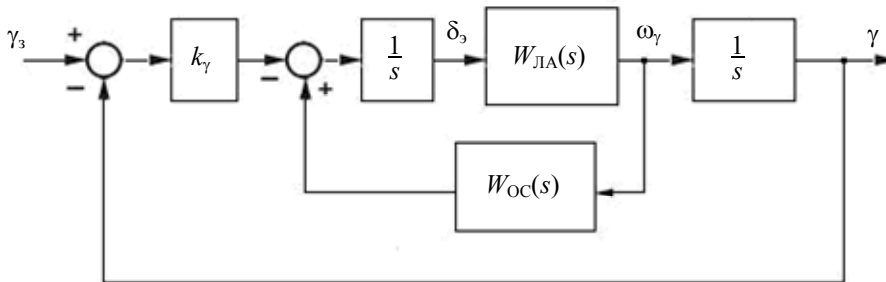


Рис. 2

Проведя структурные преобразования системы, показанной на рис. 2, получаем передаточную функцию контура управления углом крена

$$\Phi_\gamma(s) = \frac{n_3 k_\gamma (\tau s + 1)}{\tau s^4 + (\tau n_{22} + 1)s^3 + (n_{22} + n_3 k_{\dot{\gamma}})s^2 + n_3(k_{\dot{\gamma}} + \tau k_\gamma)s + n_3 k_\gamma}.$$

Представим эту передаточную функцию в более компактном виде:

$$\Phi_\gamma(s) = \frac{Q_0(s)}{P_0(s)} = \frac{b_1^0 s + b_0^0}{s^4 + a_3^0 s^3 + a_2^0 s^2 + a_1^0 s + a_0^0}.$$

Таким образом, процессы в контуре управления углом крена описываются следующим уравнением:

$$\begin{aligned} \frac{d^4 \gamma_0(t)}{dt^4} + a_3^0 \frac{d^3 \gamma_0(t)}{dt^3} + a_2^0 \frac{d^2 \gamma_0(t)}{dt^2} + a_1^0 \frac{d \gamma_0(t)}{dt} + a_0^0 \gamma_0(t) = \\ = b_1^0 \frac{d \gamma_3(t)}{dt} + b_0^0 \gamma_3(t). \end{aligned} \tag{1}$$

Рассмотрим теперь контур ограничения угловой скорости крена, структурная схема которого представлена на рис. 3. Закон управления для автомата ограничения угловой скорости крена может быть представлен как

$$s\delta_3(s) = k_\omega(\omega_\gamma(s) - \omega_{\gamma_3}) + \frac{k_{\dot{\omega}} s}{\tau s + 1} \omega_\gamma(s),$$

где  $k_\omega, k_{\dot{\omega}}$  — передаточные числа автомата ограничения.

В этом случае передаточная функция контура обратной связи  $W_{OC}^*(s) = \frac{k_{\dot{\omega}} s}{\tau s + 1}$ .

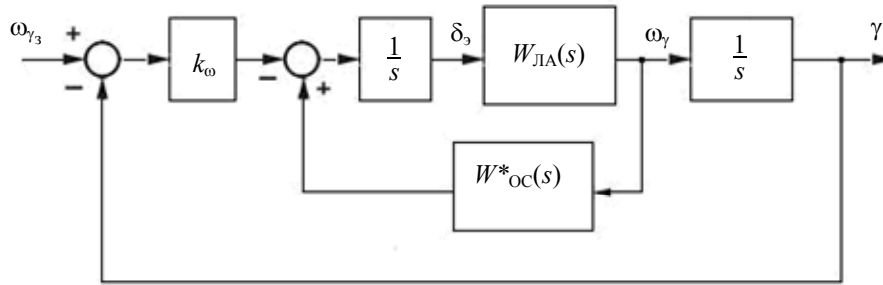


Рис. 3

Проведем аналогичные структурные преобразования для системы, показанной на рис. 3, и получим передаточную функцию контура ограничения угловой скорости крена

$$\Phi_{\omega}(s) = \frac{k_{\omega} n_3 (\tau s + 1)}{\tau s^4 + (1 + n_{22} \tau) s^3 + (n_{22} + n_3 k_{\dot{\omega}} + k_{\omega} n_3 \tau) s^2 + k_{\omega} n_3 s}$$

или в стандартной форме записи —

$$\Phi_{\omega}(s) = \frac{Q_1(s)}{P_1(s)} = \frac{b_1^1 s + b_0^1}{s^4 + a_3^1 s^3 + a_2^1 s^2 + a_1^1 s}.$$

В результате находим уравнение, которое описывает процессы в контуре ограничения угловой скорости крена:

$$\frac{d^4 \gamma_1(t)}{dt^4} + a_3^1 \frac{d^3 \gamma_1(t)}{dt^3} + a_2^1 \frac{d^2 \gamma_1(t)}{dt^2} + a_1^1 \frac{d \gamma_1(t)}{dt} = b_1^1 \frac{d \omega_{\gamma_3}(t)}{dt} + b_0^1 \omega_{\gamma_3}(t). \quad (2)$$

Получим аналитическое выражение для обобщенной характеристики  $E(\gamma(t))$ , описывающей поведение системы с учетом изменения ее структуры [12, 13]. Считаем, что в некоторый неизвестный заранее момент времени  $\tau$  алгебраический селектор переключает управление с контура управления углом крена на контур ограничения угловой скорости крена.

При  $t \geq \tau$  поведение системы описывается уравнением

$$P_1(D) \gamma_1(t, \tau) = Q_1(D) \omega_{\gamma_3}(t) \quad (3)$$

при начальных условиях, определяющих совпадение состояний системы в момент изменения режима управления:

$$[\gamma_1(t, \tau)]^{(i)} \Big|_{t=\tau} = [\gamma_0(t)]^{(i)} \Big|_{t=\tau}, \quad i = 0, 1, 2, 3.$$

Считаем, что переключение структуры управления происходит с постоянной интенсивностью  $\lambda$ . Тогда функция распределения времени переключения подчиняется закону  $f(\tau) = \lambda e^{-\lambda \tau}$ . Предполагается, что оценка параметра  $\lambda$  формируется на основе данных, записанных в бортовой аппаратуре самолета.

Таким образом,

$$E(\gamma(t)) = \int_0^{\infty} \gamma(t, \tau) f(\tau) d\tau. \quad (4)$$

В интервале времени  $0 \leq t \leq \tau$  работает контур управления углом крена. При этом  $\gamma(t, \tau) = \gamma_0(t)$ , где  $\gamma_0(t)$  удовлетворяет уравнению (1). В интервале времени  $t \geq \tau$  в работу вступает контур ограничения угловой скорости крена и  $\gamma(t, \tau) = \gamma_1(t, \tau)$ , где  $\gamma_1(t, \tau)$  удовлетворяет уравнению (3).

Разобьем интеграл (4) на два слагаемых, которые соответствуют указанным режимам работы:

$$\begin{aligned} E(\gamma(t)) &= \int_0^t \gamma(t, \tau) f(\tau) d\tau + \int_t^{\infty} \gamma(t, \tau) f(\tau) d\tau = \int_0^t \gamma_1(t, \tau) f(\tau) d\tau + \int_t^{\infty} \gamma_0(t) f(\tau) d\tau = \\ &= \int_0^t \gamma_1(t, \tau) f(\tau) d\tau + \frac{1}{\lambda} \gamma_0(t) e^{-\lambda t}. \end{aligned}$$

Для вычисления интегралов в последнем выражении представим решение системы (3) в виде суммы  $\gamma_1(t, \tau) = \gamma_1(t) + \gamma_1^*(t, \tau)$  частного решения неоднородного уравнения (2) с нулевыми начальными условиями и общего решения однородного уравнения  $P_1(D)\gamma_1^*(t, \tau) = 0$  с ненулевыми начальными условиями. Поскольку для  $\gamma_1(t, \tau)$  справедливы начальные условия (3), получаем

$$\left[ \gamma_1^*(t, \tau) \right]^{(i)} \Big|_{t=\tau} = \left[ \gamma_0(t) \right]^{(i)} \Big|_{t=\tau} - \left[ \gamma_1(t) \right]^{(i)} \Big|_{t=\tau}, \quad i = 0, 1, 2, 3.$$

Решение однородного уравнения имеет следующий вид:

$$\gamma_1^*(t, \tau) = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^{3-i} [\gamma_0(\tau) - \gamma_1(\tau)]^{(i)} a_{i+j+1}^1 \cdot [w_1(t-\tau)]^{(j)},$$

где  $a_{i+j+1}^1$  — коэффициенты в записи полинома  $P_1(D)$ ;  $w_1(t)$  — функция веса (импульсная переходная функция) контура ограничения угловой скорости крена.

В результате выражение для  $E(\gamma(t))$  приобретает вид

$$\begin{aligned} E(\gamma(t)) &= \frac{1}{\lambda} \gamma_0(t) e^{-\lambda t} + \frac{1}{\lambda} \gamma_1(t) (1 - e^{-\lambda t}) + \\ &+ \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^{3-i} a_{i+j+1}^1 \int_0^t [\gamma_0(\tau) - \gamma_1(\tau)]^{(i)} e^{-\lambda \tau} [w_1(t-\tau)]^{(j)} d\tau. \end{aligned} \quad (5)$$

Рассмотрим далее условия, обеспечивающие желаемое поведение обобщенной характеристики  $E(\gamma(t))$ .

**Обеспечение желаемого поведения системы автоматического управления угловым положением летательного аппарата при изменении ее структуры.** Найдем изображение по Лапласу для  $E(\gamma(t))$ :

$$\begin{aligned} L\{E(\gamma(t))\} &= L\left\{ \frac{1}{\lambda} \gamma_0(t) e^{-\lambda t} \right\} + L\left\{ \frac{1}{\lambda} \gamma_1(t) (1 - e^{-\lambda t}) \right\} + \\ &+ L\left\{ \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^{3-i} a_{i+j+1}^1 \int_0^t [\gamma_0(\tau) - \gamma_1(\tau)]^{(i)} e^{-\lambda \tau} [w_1(t-\tau)]^{(j)} d\tau \right\}. \end{aligned}$$

Учитывая, что последнее слагаемое содержит интеграл свертки, получаем

$$L\{E(\gamma(t))\} = \frac{1}{\lambda} \gamma_0(s+\lambda) + \frac{1}{\lambda} (\gamma_1(s) - \gamma_1(s+\lambda)) + \frac{[\gamma_0(s+\lambda) - \gamma_1(s+\lambda)]}{P_1(s)} \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^{3-i} a_{i+j+1}^1 (s+\lambda)^i s^j.$$

Двойная сумма в данном выражении может быть представлена соотношением

$$\sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^{3-i} a_{i+j+1}^1 (s+\lambda)^i s^j = \frac{1}{\lambda} (P_1(s+\lambda) - P_1(s)),$$

с учетом которого окончательно получаем

$$L\{E(\gamma(t))\} = \frac{1}{\lambda} \left[ \gamma_1(s) + (\gamma_0(s+\lambda) - \gamma_1(s+\lambda)) \frac{P_1(s+\lambda)}{P_1(s)} \right]. \quad (6)$$

Общий знаменатель полученного дробно-рационального изображения имеет вид:  
 $P(s) = P_0(s+\lambda)P_1(s) = sc(s) = s(s^7 + c_6s^6 + \dots + c_1s + c_0)$ .

Потребуем, чтобы все корни многочлена  $c(s)$  были вещественными и обеспечивали заданную степень устойчивости  $\eta$ . Выполнение этих условий гарантирует, что обобщенная реакция  $E(\gamma(t))$  системы будет апериодической или слабо колебательной, а время переходного процесса в системе будет не более  $t_p \leq 3/\eta$ . Для удовлетворения этих требований синтезируем параметры управляющей части интегрированной системы на основе модифицированного алгебраического критерия Соколова — Липатова [14,15].

Следующие условия обеспечивают расположение корней многочлена  $c(s)$  на вещественной оси слева от вертикальной линии, проходящей через точку  $(-\eta, j0)$ :

$$\left. \begin{aligned} & \left[ \frac{c_i - c_{i+1}(n-i)\eta}{c_{i-1}c_{i+2}} \cdot [c_{i+1} - c_{i+2}(n-i-1)\eta] \right] > 16; \quad i=1, 2, \dots, 5; \\ & c_l - c_{l+1}(n-l)\eta \geq 0; \quad l=1, 2, \dots, 6; \\ & c_0 - c_1\eta + \frac{2c_2\eta^2}{3} \geq 0. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Решение этой системы неравенств относительно параметров управляющей части завершает процедуру синтеза.

Для иллюстрации изложенного подхода рассмотрим задачу синтеза системы автоматического управления угловым положением летательного аппарата с параметрами  $n_3 = 30,7$ ,  $n_{22} = 6,7$  и интенсивностью переключения каналов  $\lambda = 1 \text{ с}^{-1}$ . При этом коэффициенты характеристического полинома контура управления углом крена определяются как

$$a_3^0 = \frac{1+6,7\tau}{\tau}; \quad a_2^0 = \frac{30,7k_{\dot{\gamma}} + 6,7}{\tau}; \quad a_1^0 = \frac{30,7(k_{\dot{\gamma}} + \tau k_{\gamma})}{\tau}; \quad a_0^0 = \frac{30,7k_{\gamma}}{\tau},$$

а соответственно коэффициенты характеристического полинома контура ограничения угловой скорости крена

$$a_3^1 = \frac{1+6,7\tau}{\tau}; \quad a_2^1 = \frac{6,7 + 30,7k_{\dot{\omega}} + 30,7k_{\omega}\tau}{\tau}; \quad a_1^1 = \frac{30,7k_{\omega}}{\tau}.$$

Найдем теперь коэффициенты полинома  $c(s)$ , определяющие обобщенную реакцию системы  $E(\gamma(t))$ :

$$\begin{aligned} c_6 &= a_3^0 + a_3^1 + 4; \quad c_5 = 3a_3^0 + a_2^0 + 6 + a_3^1(a_3^0 + 4) + a_2^1; \\ c_4 &= 3a_3^0 + 2a_2^0 + a_1^0 + 4 + a_3^1(3a_3^0 + a_2^0 + 6) + a_2^1(a_3^0 + 4) + a_1^1; \\ c_3 &= a_3^0 + a_2^0 + a_1^0 + a_0^0 + 1 + a_3^1(3a_3^0 + 2a_2^0 + a_1^0 + 4) + a_2^1(3a_3^0 + a_2^0 + 6) + a_1^1(a_3^0 + 4); \\ c_2 &= a_3^1(a_3^0 + a_2^0 + a_1^0 + a_0^0 + 1) + a_2^1(3a_3^0 + 2a_2^0 + a_1^0 + 4) + a_1^1(3a_3^0 + a_2^0 + 6); \\ c_1 &= a_2^1(a_3^0 + a_2^0 + a_1^0 + a_0^0 + 1) + a_1^1(3a_3^0 + 2a_2^0 + a_1^0 + 4); \quad c_0 = a_1^1(a_3^0 + a_2^0 + a_1^0 + a_0^0 + 1). \end{aligned}$$

Подставляя полученные коэффициенты в систему неравенств (7), находим множество значений параметров управляющей части, обеспечивающих желаемую обобщенную реакцию системы  $E(\gamma(t))$ , например:

$$k_{\gamma} = 16,42; \quad k_{\dot{\gamma}} = 6,19; \quad k_{\dot{\omega}} = 0,56; \quad k_{\omega} = 2,06; \quad k_{\dot{\omega}} = 0,30.$$

Результаты моделирования синтезированной системы для различных моментов переключения каналов управления представлены на рис. 4 графиками переходных процессов (в относительных единицах): 1 —  $\gamma(t)$ , 2 —  $\omega_\gamma(t)$ , 3 —  $U_2(t)$ , 4 —  $U_1(t)$ , 5 —  $U(t)$ . Результаты свидетельствуют о том, что при переключении на канал ограничения в системе сохраняется апериодический характер переходных процессов, без забросов и колебаний.

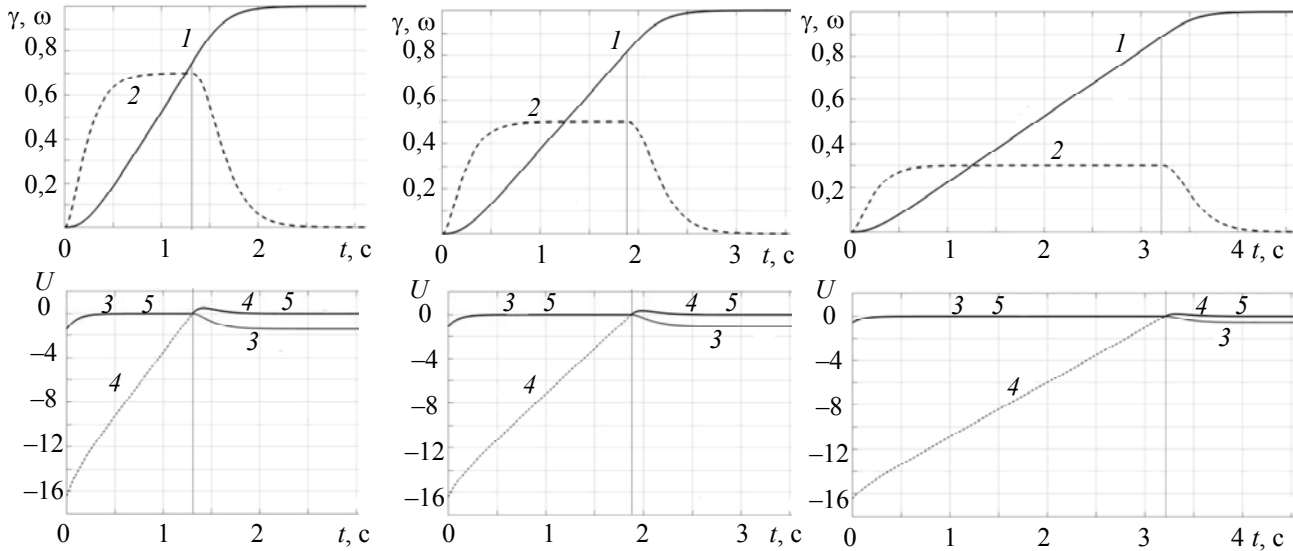


Рис. 4

**Заключение.** Предложенный в работе метод совмещенного синтеза алгоритмов управления каналами стабилизации и ограничения заданных параметров с использованием обобщенной характеристики системы позволяет устранить несогласованное взаимодействие каналов системы управления. При этом появляется возможность выполнять пространственные маневры с большими значениями угловых скоростей, углов атаки и скольжения на малых, близких к нулевым, скоростях. Однако выполнение таких маневров приводит к резкому изменению характера обтекания управляющих плоскостей самолета воздушным потоком, что создает предпосылки для образования вихрей, срыва потока и сваливания в штопор.

Чтобы устранить подобные негативные явления в состав системы управления полетом вводятся каналы ограничения основных эксплуатационных параметров. В настоящее время накоплен богатый опыт разработки каналов управления параметрами полета, которые обеспечивают высокую точность и качество управления на заданных режимах полета и для фиксированного диапазона изменения внешних условий. Однако этого оказывается недостаточно для получения высоких показателей совместного функционирования совокупности подсистем в рамках интегрированной системы управления. В результате возникает так называемый интегративный эффект, суть которого заключается в том, что объединение оптимальных подсистем не обеспечивает оптимальных характеристик системы в целом.

Результаты моделирования подтверждают эффективность предложенного метода.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Воробьев В. В., Киселёв А. М., Поляков В. В. Системы управления летательных аппаратов: Учебник для курсантов и слушателей вузов ВВС. М.: Изд-во ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2008. 203 с.
2. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / Под ред. М. Н. Красильщикова, Г. Г. Себрякова. М.: Физматлит, 2009. 556 с.
3. Федосов Е. А., Бобронников В. Т., Красильщиков М. Н., Кухтенко В. И. и др. Динамическое проектирование систем управления автоматических маневренных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1997. 336 с.
4. Petunin V. I., Neugodnikova L. M. Method for constructing automatic control systems with restriction on aircraft critical parameters // Russian Aeronautics. 2015. Vol. 58, N 3. P. 279—285.

5. Петунин В. И. Синтез систем автоматического управления летательными аппаратами с автоматами ограничений предельных параметров // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. Т. 53, № 10. С. 18—24.
6. Петунин В. И., Фрид А. И. Анализ и синтез логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2012. № 6. С. 80—94.
7. Гуревич О. С., Гольберг Ф. Д., Селиванов О. Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. М.: Машиностроение, 1993. 304 с.
8. Ефанов В. Н., Зайцева А. А. Интеллектуальное управление летательным аппаратом в условиях структурной и параметрической неопределенности // Интеллектуальные системы управления / Под ред. С. Н. Васильева. М.: Машиностроение, 2010. С. 135—141.
9. Ефанов В. Н., Зайцева А. А., Микрюков С. Г. Интегрированная система управления многорежимной силовой установкой вертолета // Вестн. УГАТУ. 2012. Т. 16, № 6 (51). С. 37—43.
10. Петунин В. И., Абдуллина Э. Ю. Аналитический синтез законов управления автопилота // Авиакосмическое приборостроение. 2012. № 3. С. 29—34.
11. Efanov V. N., Mufazzalov D. F. Robust autopilot synthesis // Russian Aeronautics. 2012. Vol. 55, N 1. P. 14—18.
12. Скляревич А. Н. Линейные системы с возможными нарушениями. М.: Наука, 1975. 352 с.
13. Васильев В. И., Гусев Ю. М., Ефанов В. Н. и др. Многоуровневое управление динамическими объектами. М.: Наука, 1987. 309 с.
14. Липатов А. В., Соколов Н. И. О некоторых достаточных условиях устойчивости и неустойчивости линейных непрерывных стационарных систем // Автоматика и телемеханика. 1978. № 9. С. 30—37.
15. Петров Б. Н., Соколов Н. И., Липатов А. В., Носов Л. А. и др. Системы автоматического управления объектами с переменными параметрами: Инженерные методы анализа и синтеза. М.: Машиностроение, 1986. 256 с.

#### *Сведения об авторах*

**Эльза Юнировна Абдуллина**

— аспирант; Уфимский государственный авиационный технический университет, кафедра электроники и биомедицинских технологий; E-mail: elzik86@mail.ru

**Владимир Николаевич Ефанов**

— д-р техн. наук, профессор; Уфимский государственный авиационный технический университет, кафедра электроники и биомедицинских технологий; E-mail: efanov@mail.ru

Поступила в редакцию  
10.10.19 г.

**Ссылка для цитирования:** Абдуллина Э. Ю., Ефанов В. Н. Управление креном высокоманевренного летательного аппарата в условиях структурной неопределенности // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 1. С. 26—34.

### **ROLL CONTROL OF A HIGHLY MANEUVERABLE AIRCRAFT UNDER CONDITIONS OF STRUCTURAL UNCERTAINTY**

**E. Yu. Abdullina, V. N. Efanov**

*Ufa State Aviation Technical University, 450008, Ufa, Russia  
E-mail: efanov@mail.ru*

The problem of controlling a highly maneuverable aircraft capable of changing its position in space by modifying the velocity vector in magnitude or direction is considered. A rational algorithm developed for governing an automatic flight control system that does not exceed the main operational limits is presented. For this purpose, in addition to channels for stabilizing the angular position, channels for limiting the specified parameters are included in the aerobatic circuit that controls movement around the center of mass of the aircraft. A method is proposed for ensuring the coordinated interaction of these channels in the switching mode by using a generalized system characteristic that allows describing the entire ensemble of output reactions of the system for all possible moments of change in the structure of the control part. The effectiveness of the proposed approach is confirmed by the results of modeling the synthesized system of automatic control of the angular position of the aircraft.



**Keywords:** aircraft, maneuverability, flight control system, algebraic selector, mathematical model, autopilot, automatic limitation, synthesis

#### REFERENCES

1. Vorob'yov V.V., Kiselev A.M., Polyakov V.V. *Sistemy upravleniya letatel'nykh apparatov* (Aircraft Control Systems), Moscow, 2008, 203 p. (in Russ.)
2. Krasilshchikov M.N., Sebyakov G.G., ed., *Sovremennyye informatsionnyye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov* (Modern Information Technologies in the Problems of Navigation and Guidance of Unmanned Maneuverable Aircraft), Moscow, 2009, 556 p. (in Russ.)
3. Fedosov E.A., Bobronnikov V.T., Krasilshchikov M.N., Kukhtenko V.I. et al. *Dinamicheskoye proyektirovaniye sistem upravleniya avtomaticheskikh manevrennykh letatel'nykh apparatov* (Dynamic Design of Control Systems for Automatic Maneuverable Aircraft), Moscow, 1997, 336 p. (in Russ.)
4. Petunin V.I., Neugodnikova L.M. *Russian Aeronautics*, 2015, no. 3(58), pp. 279–285.
5. Petunin V.I. *Journal of Instrument Engineering*, 2010, no. 10(53), pp. 18–24. (in Russ.)
6. Petunin V.I., Frid A.I. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, no. 6, pp. 80–94. (in Russ.)
7. Gurevich O.S., Gol'berg F.D., Selivanov O.D. *Integrirovannoye upravleniye silovoy ustanovkoy mnogorezhimnogo samoleta* (Integrated Multi-Mode Aircraft Propulsion Control), Moscow, 1993, 304 p. (in Russ.)
8. Efanov V.N., Zaytseva A.A. *Intellektual'nyye sistemy upravleniya*, Moscow, 2010, pp. 135–141. (in Russ.)
9. Efanov V.N., Zaytseva A.A., Mikryukov S.G. *Vestnik UGATU*, 2012, no. 6(16), pp. 37–43. (in Russ.)
10. Petunin V.I., Abdullina E.Yu. *Aerospace Instrument-Making*, 2012, no. 3, pp. 29–34.
11. Efanov V.N., Mufazzalov D.F. *Russian Aeronautics*, 2012, no. 1(55), pp. 14–18.
12. Sklyarevich A.N. *Lineynyye sistemy s vozmozhnyimi narusheniyami* (Linear Systems with Potential Violations), Moscow, 1975, 352 p. (in Russ.)
13. Vasiliev V.I., Gusev Yu.M., Efanov V.N. et al. *Mnogourovnevoye upravleniye dinamicheskimi ob'yektami* (Multilevel Management of Dynamic Objects), Moscow, 1987. 309 p. (in Russ.)
14. Lipatov A.V., Sokolov N.I. *Automation and Remote Control*, 1979, no. 9(39), pp. 1285–1291.
15. Petrov B.N., Sokolov N.I., Lipatov A.V., Nosov L.A. et al. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya ob'yektami s peremennymi parametrami: Inzhenernyye metody analiza i sinteza* (Automatic Control Systems for Objects with Variable Parameters: Engineering Methods of Analysis and Synthesis), Moscow, 1986, 256 p. (in Russ.)

#### Data on authors

- El'za Yu. Abdullina** — Post-Graduate Student; Ufa State Aviation Technical University, Department of Electronics and Biomedical Technologies; E-mail: elzik86@mail.ru
- Vladimir N. Efanov** — Dr. Sci., Professor; Ufa State Aviation Technical University, Department of Electronics and Biomedical Technologies; E-mail: efanov@mail.ru

**For citation:** Abdullina E. Yu., Efanov V. N. Roll control of a highly maneuverable aircraft under conditions of structural uncertainty. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. Vol. 63, N 1. P. 26—34 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-1-26-34