

## Настройка контуров управления беспилотного воздушного судна самолетного типа с использованием генетического алгоритма

© А.А. Кошкина, А.Л. Масленников, М.Д. Бабенко, Н.А. Чулин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*Рассмотрена задача настройки системы управления беспилотного воздушного судна самолетного типа с применением генетического алгоритма. Используется «полная» математическая модель беспилотного воздушного судна, в которой учитываются аэродинамические характеристики, полученные с помощью прикладного пакета SolidWorks Flow Simulation. Система управления состоит из четырех контуров: по высоте, скорости, курсу и боковой перегрузке, которые дополнительно включают внутренние контуры регулирования. Контур управления реализован на ПИД-регуляторах, коэффициенты которых подбираются с применением трех последовательных оптимизационных процедур. Сначала подбираются параметры контура управления по скорости, затем по высоте, а потом совместно по углу курса и боковой перегрузке. Приведена общая постановка оптимизационной задачи и критерии минимизации для каждого случая, которые связываются с показателями качества переходных процессов в зависимости от подбираемых коэффициентов регуляторов. Для проверки предложенного подхода был проведен вычислительный эксперимент, результаты которого показали, что генетические алгоритмы вполне применимы для решения поставленной задачи.*

**Ключевые слова:** беспилотное воздушное судно, ПИД-регулятор, генетический алгоритм, система управления

**Введение.** Синтез и настройка законов регулирования и/или управления сложными нелинейными системами могут быть реализованы разными методами, непосредственно разработанными для систем управления подобного класса [1]. Однако методы синтеза регулирования и управления для нелинейных систем не являются универсальными, а возможность их применения зависит от математической модели рассматриваемой системы. Альтернативой может служить достаточно стандартный подход — непосредственное использование линейных законов регулирования, например, пропорционально-интегрально-дифференциальных (ПИД) регуляторов разных модификаций и конфигураций [2]. Так, подобный подход задействован в системе регулирования квадрокоптера [3], многозвенного манипулятора с использованием метода компенсации нелинейностей [4]. Настройку ПИД-регулятора можно проводить методами, предназначенными для линейных систем, однако применение данных методов для нелинейных систем фактически невозможно, а настройка «вручную» занимает много времени и является неэффективной и неоптимальной [5].

Для настройки ПИД-регуляторов можно использовать оптимизационные процедуры получения оптимальных значений коэффициентов регуляторов, обеспечивающих заданные показатели качества переходных процессов [6]. Отметим, что хотя с теоретической точки зрения понятие показателей качества сформулировано для линейных систем, в данной работе оно применяется к нелинейным системам в контексте некоторых количественных показателей, характеризующих вид переходного процесса нелинейной системы [7]. При этом ввиду сильной нелинейной зависимости показателей качества от значений подбираемых коэффициентов регуляторов решение оптимизационной задачи классическими детерминированными численными методами оптимизации на практике нереализуемо. В связи с этим целесообразно использовать эволюционные методы оптимизации, например генетические алгоритмы (ГА) [8, 9]. Подобный подход хорошо зарекомендовал себя при решении задач, связанных с настройкой системы регулирования двухроторной аэродинамической системы [10], формированием программы тангажа при выведении ракеты-носителя на заданную орбиту [11] и настройкой системы стабилизации космического аппарата [12].

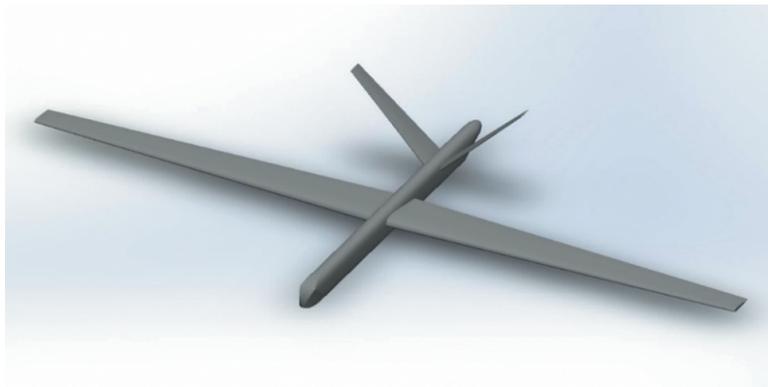
В данной работе рассматривается сложная нелинейная система управления абстрактным беспилотным воздушным судном (БВС) самолетного типа нормальной аэродинамической схемы с V-образным оперением, аэродинамические характеристики которой были рассчитаны с применением методов вычислительной гидродинамики в программном пакете SolidWorks Flow Simulation.

Цель данной работы — рассмотреть подход к настройке системы управления БВС самолетного типа для «полной» нелинейной математической модели с использованием оптимизационных процедур и генетического алгоритма в качестве численного метода. Система управления состоит из четырех контуров: управления высотой, скоростью, углом курса и стабилизации боковой перегрузки; настройка коэффициентов в данных контурах реализуется генетическим алгоритмом.

**Математическая модель БВС самолетного типа.** В работе рассматривается БВС самолетного типа, внешний вид которого, созданный в среде SolidWorks, представлен на рис. 1. Размах крыла БВС составляет 16 м, длина 8 м, высота 3 м.

«Полная» математическая модель БВС самолетного типа состоит из двенадцати уравнений следующего вида [13, 14]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = \frac{F_{xk}}{m}; \\ \dot{\theta} = \frac{F_{yk}}{mV}; \\ \dot{\Psi} = -\frac{F_{zk}}{mV \cos \theta}; \\ \dot{x}_g = V \cos \Psi \cos \theta; \\ \dot{y}_g = V \sin \theta; \\ \dot{z}_g = -V \sin \Psi \cos \theta; \\ \dot{\omega}_x = \frac{M_x - (I_z - I_y)\omega_y \omega_z}{I_x}; \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y - (I_x - I_y)\omega_x \omega_z}{I_x}; \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z - (I_y - I_x)\omega_x \omega_y}{I_z}; \\ \dot{\Psi} = \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}; \\ \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{array} \right. \quad (1)$$



**Рис. 1.** Трехмерная модель беспилотного воздушного судна самолетного типа

Здесь  $V$  — земная скорость БВС, м/с;  $F_{xk}$ ,  $F_{yk}$ ,  $F_{zk}$  — проекции аэродинамических сил, действующих на БВС, в траекторной системе координат (СК), Н, которые записываются в виде

$$\begin{bmatrix} F_{xk} \\ F_{yk} \\ F_{zk} \end{bmatrix} = D_k^g \left( D_g^{cb} \left( D_{cb}^a \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ -mg \\ 0 \end{bmatrix} \right), \quad (2)$$

где  $D_k^g$ ,  $D_g^{cb}$ ,  $D_{cb}^a$  — матрицы перехода из нормальной земной СК в траекторную, из скоростной в нормальную земную, из связанной в скоростную СК соответственно;  $m$  — масса, кг;  $\theta$  — угол наклона траектории, рад;  $\Psi$  — угол пути, рад;  $x_g$ ,  $y_g$ ,  $z_g$  — координаты в нормальной земной СК, м;  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  — проекции вектора угловой скорости вращения связанной СК относительно нормальной на оси связанной СК, рад/с;  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  — проекции аэродинамических моментов на оси связанной СК, Н·м;  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  — проекции моментов инерции на оси связанной СК, кг·м<sup>2</sup>;  $\psi$  — угол рыскания, рад;  $\gamma$  — угол крена, рад;  $\vartheta$  — угол тангажа, рад [15].

Изменение силы  $P$  тяги двигателя описывается следующим дифференциальным уравнением:

$$T_{дв} \dot{P} + P = n_{дв}^{\delta_d} \delta_d, \quad (3)$$

где  $T_{дв}$  — постоянная времени двигательной установки, с;  $n_{дв}^{\delta_d}$  — коэффициент усиления;  $\delta_d$  — угол отклонения дроссельной заслонки.

Аэродинамические силы  $X_a$ ,  $Y_a$ ,  $Z_a$  находят из соотношений:

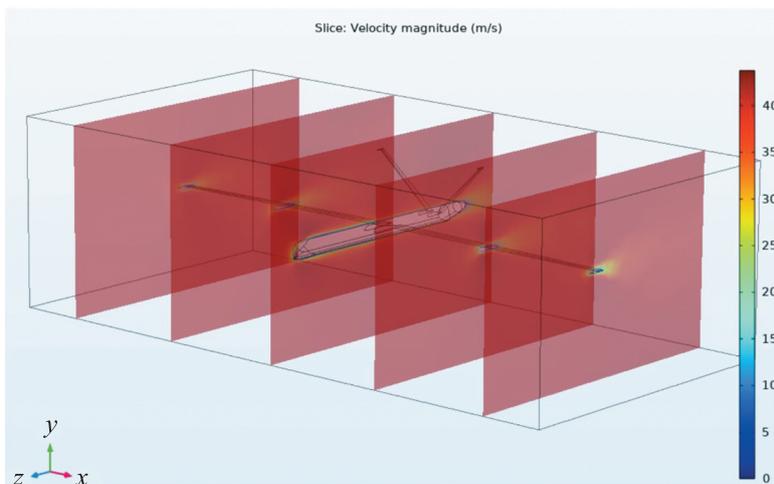
$$X_a = C_x(\alpha, \beta) \frac{\rho V^2}{2} S; \quad (4)$$

$$Y_a = C_y(\alpha, \beta) \frac{\rho V^2}{2} S; \quad (5)$$

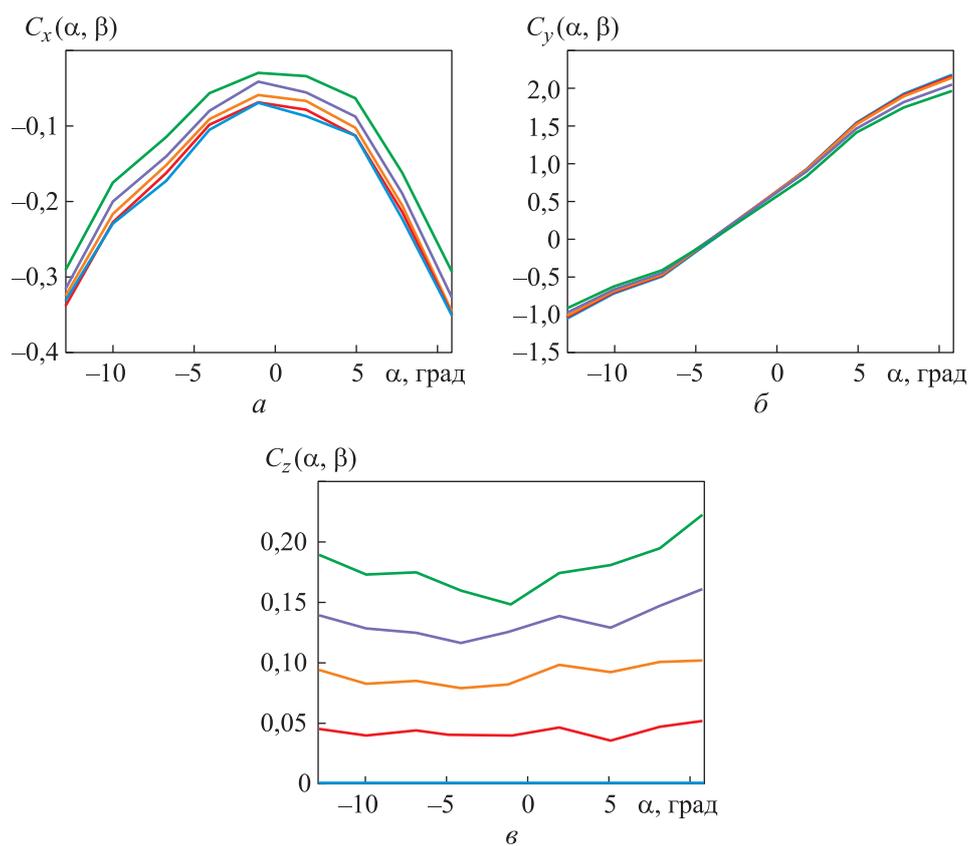
$$Z_a = C_z(\alpha, \beta) \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (6)$$

где  $C_x(\alpha, \beta)$ ,  $C_y(\alpha, \beta)$ ,  $C_z(\alpha, \beta)$  — аэродинамические коэффициенты, зависящие от углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ , которые были получены с использованием методов вычислительной гидродинамики в программном пакете SolidWorks Flow Simulation;  $\rho V^2/2$  — скоростной напор набегающего потока, кг/(м·с<sup>2</sup>);  $S$  — характерная площадь обтекаемого тела, м<sup>2</sup> [16].

В качестве примера на рис. 2 представлены срезы, демонстрирующие распределение скорости в пространстве при обдуве модели БВС со скоростью набегающего потока 40 м/с.



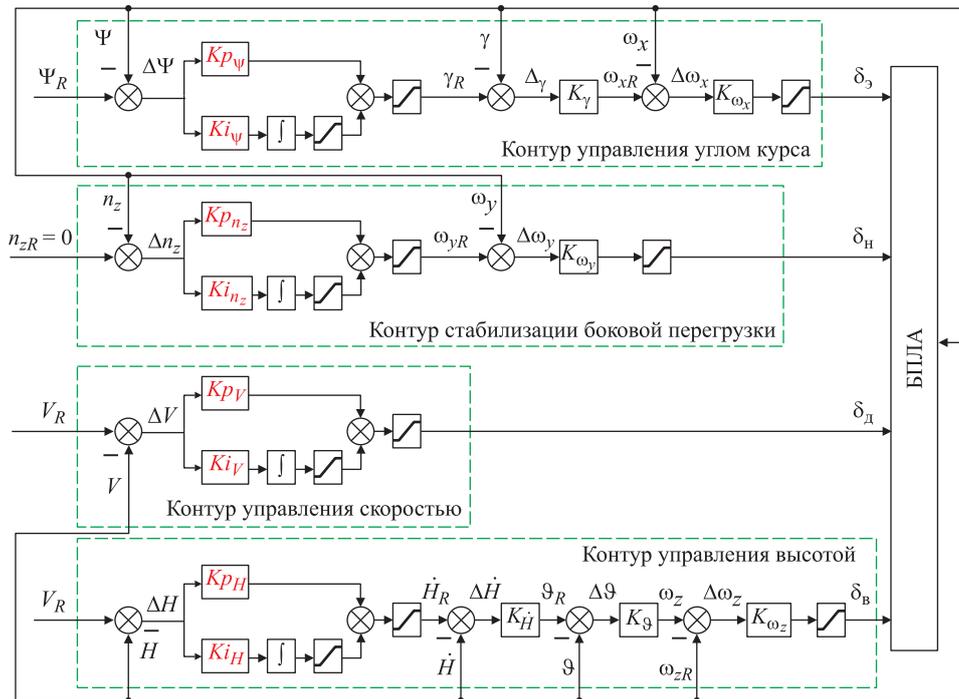
**Рис. 2.** Распределение скорости в пространстве при обдуве модели беспилотного воздушного судна



**Рис. 3.** Зависимости аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления (а), подъемной силы (б) и боковой силы (в) от углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  ( $\beta$ , град: — 0; — 3,75; — 7,5; — 11,25; — 15)

В результате компьютерного моделирования были получены необходимые зависимости аэродинамических коэффициентов. На рис. 3, а, б и в приведены коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и боковой силы, соответственно, в зависимости от углов атаки и скольжения.

**Система управления.** Для рассматриваемого БВС спроектирована система управления с четырьмя контурами: по высоте, скорости, углу курса и боковой перегрузке. Структурно-функциональная схема системы управления представлена на рис. 4.



**Рис. 4.** Схема управления беспилотного воздушного судна:  
э — элероны; БПЛА — беспилотный летательный аппарат

Контур управления по высоте, получая на вход заданную уставку  $H_R$ , за счет вложенных контуров регулирования по вертикальной скорости, тангажу и угловой скорости тангажа формирует управляющий сигнал  $\delta_в$ , который передается на руль высоты. Контур управления по курсу, получая на вход заданную уставку  $\Psi_R$ , посредством вложенных контуров регулирования по крену и угловой скорости крена генерирует управляющий сигнал  $\delta_э$ , который передается на элероны. Из-за наличия крена возникают угол скольжения и вызываемые им боковая перегрузка и момент крена, которые мешают изменению курса. Для решения данной проблемы внедрен контур по боковой перегрузке,

который, получая на вход уставку  $n_{zR} = 0$ , за счет вложенного контура регулирования по угловой скорости рыскания формирует управляющий сигнал  $\delta_n$  на руль направления. Система управления высотой и углом курса не смогла бы функционировать без поддержания заданной, необходимой для выполнения маневров скорости полета. Поэтому внедрен контур по скорости, который, получая на вход заданную уставку  $V_R$ , формирует управляющее воздействие  $\delta_d$ , поступающее на двигатель.

В контурах управления реализован ПИ-регулятор по ошибке относительно заданной уставки по высоте, скорости, углу курса и боковой перегрузке. Для предотвращения выхода БВС на закритические углы введены ограничения на выходах ПИ-регуляторов контуров по высоте, боковой перегрузке и курсу. Насыщения на выходах контуров управления введены ввиду физических ограничений на отклонение рулевых поверхностей и дроссельной заслонки.

**Настройка контуров системы управления с применением генетического алгоритма.** Разработанная система управления включает в себя множество коэффициентов, которые требуется определить. Коэффициенты, не относящиеся к ПИ-регулятору (табл. 1), определяют предварительно, исходя из необходимого демпфирования углового движения и масштабирования сигналов с учетом физических величин, которым они соответствуют.

Таблица 1

**Коэффициенты контуров управления, подобранные без использования генетического алгоритма**

Контур управления	Коэффициент		
По высоте	$k_{\dot{H}} = 0,15$	$k_{\dot{g}} = 0,17$	$k_{\omega_z} = 15$
По углу курса	$k_{\gamma} = 0,06$		$k_{\omega_x} = 40$
По боковой перегрузке	$k_{\omega_y} = 800$		

В общем случае задача подбора коэффициентов для контуров управления описывается следующим образом:

$$\mathbf{k}_{\text{опт}} = \arg \min_{\mathbf{k} \in K} (J(\mathbf{k}, \mathbf{x})). \quad (7)$$

Здесь  $\mathbf{k}_{\text{опт}}$  — оптимально подобранные коэффициенты регулятора;  $\mathbf{k}$  — вектор подбираемых коэффициентов;  $K$  — множество допустимых значений коэффициентов регуляторов;  $\mathbf{x}$  — вектор состояния системы;  $J(\mathbf{k}, \mathbf{x})$  — критерий минимизации, который имеет вид

$$J = \sum_{m=\{V,H,\Psi,n_z\}} \sum_{i=\{e_{уст}, T_{пп}, \eta\}} \alpha_{m,i} J_{m,i}, \quad (8)$$

где  $\alpha_{m,i}$  — весовые коэффициенты каждого критерия, разные у разных контуров;  $J_{m,i}$  — критерии минимизации, связанные со статической ошибкой регулирования, временем переходного процесса  $T_{пп}$  и перерегулированием  $\eta$ , т. е. показателями качества, которые получают при моделировании системы с подбираемыми коэффициентами регуляторов  $\mathbf{k}$ .

Весовые коэффициенты определяют степень влияния каждого из критериев: статической ошибки ( $\alpha_1$ ), времени переходного процесса ( $\alpha_2$ ), перерегулирования ( $\alpha_3$ ) на общий критерий минимизации. В общем случае для рассматриваемых контуров критерии минимизации следующие:

$$J_V = \alpha_{V1} (V_{уст} - V_R) + \alpha_{V2} T_{ппV} + \alpha_{V3} \eta_V; \quad (9)$$

$$J_H = \alpha_{H1} (H_{уст} - H_R) + \alpha_{H2} T_{ппH} + \alpha_{H3} \eta_H; \quad (10)$$

$$J_\Psi = \alpha_{\Psi1} (\Psi_{уст} - \Psi_R) + \alpha_{\Psi2} T_{пп\Psi} + \alpha_{\Psi3} \eta_\Psi; \quad (11)$$

$$J_{n_z} = \alpha_{n_z1} n_z + \alpha_{n_z2} T_{ппn_z}. \quad (12)$$

Ввиду того что задача оптимизации имеет сильный нелинейный характер, процедура настройки проходит в три этапа: настройка контура по скорости, далее по высоте, а затем совместно по курсу и боковой перегрузке, так как последние тесно взаимосвязаны.

Для проверки предложенного подхода к настройке системы управления БВС был проведен вычислительный эксперимент, в котором настройку контуров управления проводили вручную и с использованием ГА, а затем сравнивали результаты. Параметры уставок при настройке контуров были приняты следующие. Контур управления скоростью настроен при постоянной высоте  $H = 500$  м и нулевом угле курса. Начальное значение скорости БВС  $V_0 = 40$  м/с, заданное значение скорости  $V_r = 50$  м/с. Настройка контура управления высотой проводилась при постоянной скорости  $V = 50$  м/с и нулевом угле курса. Начальная высота полета БВС  $H = 480$  м, заданное значение  $H_r = 500$  м. Настройка контуров управления курсом и боковой перегрузкой выполнена при постоянной скорости  $V = 50$  м/с и высоте  $H = 500$  м. Начальное значение угла курса  $\Psi_0 = 0^\circ$ , заданное —  $\Psi_r = 180^\circ$ .

Результаты настройки контура управления по скорости

Метод подбора	Коэффициент		Показатель качества		
	$K_p$	$K_i$	$T_{\text{пн}}, \text{с}$	$\eta, \%$	Ошибка, м
<i>Контур по скорости</i>					
ГА	3,3702	0,2280	1,0	0,3017	0,0419
Вручную	5,0	0,4	1,6	1,1987	0,0790
<i>Контур по высоте</i>					
ГА	0,6449	0,1954	17,0	0,0622	$3,2 \cdot 10^{-6}$
Вручную	0,9	0,01	17,2	0,1106	0,0901
<i>Контур по курсу</i>					
ГА	0,1249	0,0005	404,99	2,3357	$8,035 \cdot 10^{-7}$
Вручную	0,05	0	402,39	8,4724	$0,625 \cdot 10^{-7}$
<i>Контур по боковой перегрузке</i>					
ГА	145,6298	0,0007	404,99	–	$1,976 \cdot 10^{-7}$
Вручную	50,0	0	402,39	–	$0,295 \cdot 10^{-7}$

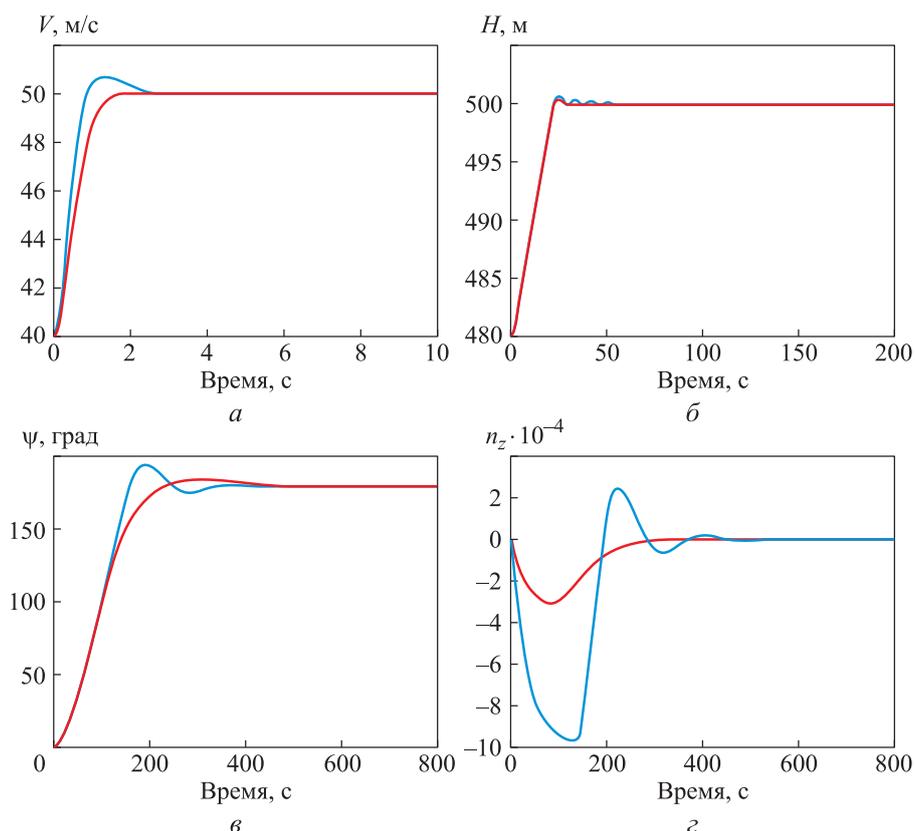


Рис. 5. Графики переходных процессов по скорости (а), высоте (б), углу курса (в) и боковой перегрузке (г):  
 — вручную; — ГА

Полученные в результате однократного запуска ГА коэффициенты системы управления и показатели качества переходных процессов представлены в табл. 2. Для сравнения дополнительно приведены результаты настройки системы управления вручную путем подбора таких параметров, которые обеспечивают требуемые показатели качества переходного процесса. Графики переходных процессов представлены на рис. 5.

**Заключение.** Рассмотрена задача настройки системы управления БВС самолетного типа с применением оптимизационных процедур. Система управления состоит из контуров управления по высоте, скорости, углу курса и боковой перегрузке. Математическая модель системы является «полной» и учитывает аэродинамические характеристики абстрактного БВС самолетного типа, полученные с применением методов вычислительной гидродинамики в программной среде SolidWorks Flow Simulation.

Контур системы управления состоит из ПИ-регуляторов и дополнительных внутренних контуров регулирования. Настройка системы регулирования заключалась в предварительном назначении коэффициентов внутренних контуров регулирования исходя из физически необходимого масштабирования сигналов. Для настройки ПИ-регуляторов контуров управления использовались последовательно три оптимизационные процедуры. Сначала настраивался контур по высоте, затем по скорости, а далее настраивались совместно контуры по курсу и боковой перегрузке. Настройка контуров заключалась в применении популяционного метода оптимизации — генетических алгоритмов — к решению поставленной задачи оптимизации с описанными в работе критериями минимизации, которые были связаны с показателями качества переходных процессов в системе.

Для иллюстрации описанного подхода был проведен вычислительный эксперимент, в котором были достигнуты следующие результаты. В контурах управления по высоте и по скорости с помощью ГА удалось подобрать такие параметры ПИ-регуляторов, благодаря которым уменьшились (по сравнению с подбором вручную) время переходного процесса, перерегулирование и установившаяся ошибка. В контурах управления по курсу и боковой перегрузке в результате подбора коэффициентов с помощью ГА время переходного процесса увеличилось, но значительно уменьшилось перерегулирование, установившиеся ошибки в обоих случаях малы. Таким образом, доказана принципиальная применимость ГА для настройки контуров управления БВС самолетного типа.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Khalil H.K. *Nonlinear Systems*. 3rd edition. Prentice-Hall, 2002, 750 p.
- [2] Денисенко В. ПИД-регуляторы: Принципы построения и модификации. *Современные технологии автоматизации*, 2006, № 4, с. 66–75.

- [3] Лысухо Г.В., Масленников А.Л. Квадрокоптер: динамика и управление. *Политехнический молодежный журнал*, 2020, № 05 (46). DOI: 10.18698/2541-8009-2020-5-604
- [4] Заика В.В., Масленников А.Л. Цифровая система управления трехзвенного сферического маятника с координированным управлением. *Автоматизация. Современные технологии*, 2022, т. 76, № 12, с. 566–572. DOI: 10.36652/0869-4931-2022-76-12-566-572.
- [5] Tan W., Liu J., Chen T., Marquez H.J. Comparison of some well-known PID tuning formulas. *Computers & Chemical Engineering*, 2006, vol. 30, iss. 9, pp. 1416–1423.
- [6] Гаркушенко В.И., Дегтярев Г.Л. *Теория автоматического управления*. Казань, Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2010, 274 с.
- [7] Ким Д.П. *Теория автоматического управления. Т. 2. Многомерные, нелинейные, оптимальные и адаптивные системы*. 2-е изд., испр. и доп. Москва, Физматлит, 2016, 440 с.
- [8] Бураков М.В. *Генетический алгоритм: теория и практика*. Санкт-Петербург, ГУАП, 2008, 164 с.
- [9] Nadian M., Aarabi A., Makvand A.B., Mehrshadian M. A new event-based PI controller using evolutionary algorithms. *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, 2019, vol. 30, pp. 841–849.
- [10] Кузнецов М.А., Масленников А.Л. Настройка системы регулирования двухроторной аэродинамической системы с использованием генетического алгоритма. *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика*, 2023, № 4, с. 33–38. DOI: 10.25791/pribor.4.2023.1403
- [11] Тедеев Г.И., Жукова А.Б., Масленников А.Л. Применение генетического алгоритма для формирования программы тангажа в задаче выведения ракеты-носителя. *Авиакосмическое приборостроение*, 2021, № 12, с. 19–27. DOI: 10.25791/aviakosmos.12.2021.1254
- [12] Пушкарева А.Д., Масленников А.Л. Настройка системы стабилизации космического аппарата CubeSat в режиме разгона двигателей маховиков с использованием генетического алгоритма. *Авиакосмическое приборостроение*, 2024, № 5, с. 37–49.
- [13] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. *Динамика полета беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1973, 616 с.
- [14] Чепурных И.В. *Динамика полета самолетов*. Комсомольск-на-Амуре, КнАГТУ, 2014, 112 с.
- [15] *ГОСТ 20058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения*.
- [16] Ткаченко Е.Д., Масленников А.Л. Определение аэродинамических коэффициентов ракеты класса «земля — воздух» методами вычислительной гидродинамики в SolidWorks Flow Simulation. *Политехнический молодежный журнал*, 2020, № 06 (47). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2020-06-615>

Статья поступила в редакцию 09.12.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кошкина А.А., Масленников А.Л., Бабенко М.Д., Чулин Н.А. Настройка контуров управления беспилотного воздушного судна самолетного типа с использованием генетического алгоритма. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 2. EDN VUIMBS

**Кошкина Анастасия Александровна** — студентка кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: koshkinaaa@student.bmstu.ru

**Масленников Андрей Леонидович** — старший преподаватель кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: amas@bmstu.ru

**Бабенко Максим Денисович** — студент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: babenkomd@student.bmstu.ru

**Чулин Николай Александрович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: nchulin@bmstu.ru

## **Aircraft-type unmanned aerial vehicle control system tuning with a genetic algorithm**

© A.A. Koshkina, A.L. Maslennikov, M.D. Babenko, N.A. Chulin

Bauman Moscow State Technical University,  
Moscow, 105005, Russian Federation

*The paper considers a problem of tuning the control system of an aircraft-type unmanned aerial vehicle using a genetic algorithm. It applies the entire mathematical model of the unmanned aerial vehicle, which accounts for aerodynamic characteristics obtained using the SolidWorks Flow Simulation software package. The control system consists of four loops: altitude, velocity, course and lateral overload, which additionally include the internal control loops. The control loops are implemented in the PI controllers, which coefficients are selected using three consequent optimization procedures. First, the control loop parameters are selected for velocity, then for altitude, and then jointly for the course angle and lateral overload. The paper provides the general optimization problem statement and minimization criteria for each case associated with quality indicators of the transient processes depending on the selected controller coefficients. To test the proposed approach, a computational experiment was conducted; the results showed that genetic algorithms were quite applicable in solving the problem.*

**Keywords:** *unmanned aerial vehicle, PID controller, genetic algorithm, control system*

### REFERENCES

- [1] Khalil H.K. *Nonlinear Systems*. 3rd edition. Prentice-Hall, 2002, 750 p.
- [2] Denisenko V. PID-regulatory: Printsipy postroeniya i modifikatsii [PID controllers: principles of construction and modification]. *Sovremennye tekhnologii avtomatizatsii — Modern Automation Technologies*, 2006, no. 4, pp. 66–75.
- [3] Lysukho G.V., Maslennikov A.L. Kvadrokopter: dinamika i upravlenie [Quadcopter: dynamics and control]. *Politekhnicheskii molodezhnyi zhurnal — Politechnical Student Journal of BMSTU*, 2020, no. 5 (46).  
<https://doi.org/10.18698/2541-8009-2020-5-604>
- [4] Zaika V.V., Maslennikov A.L. Tsifrovaya sistema upravleniya trekhzvennogo sfericheskogo mayatnika s koordinirovannym upravleniem [Digital control system of a three-link spherical pendulum with the coordinated control]. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii — Automation. Modern Technologies*, 2022, vol. 76, no. 12, pp. 566–572.  
<https://doi.org/10.36652/0869-4931-2022-76-12-566-572>
- [5] Tan W., Liu J., Chen T., Marquez H.J. Comparison of some well-known PID tuning formulas. *Computers & Chemical Engineering*, 2006, vol. 30, iss. 9, pp. 1416–1423.
- [6] Garkushenko V.I., Degtyaryov G.L. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya* [Theory of automatic control]. Kazan, Kazan State Techn. University Publ., 2010, 274 p.
- [7] Kim D.P. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya. T. 2 Mnogomernye, nelineynye, optimalnye i adaptivnye sistemy* [Theory of automatic control. Vol. 2. Multidimensional, nonlinear, optimal and adaptive systems]. 2<sup>nd</sup> ed., rev. and exp. Moscow, Fizmatlit Publ., 2016, 440 p.
- [8] Burakov M.V. *Geneticheskii algoritm: teoriya i praktika* [Genetic algorithm: theory and practice]. St. Petersburg, GUAP Publ., 2008, 164 p.

- [9] Hadian M., Aarabi A., Makvand A.B., Mehrshadian M. A new event-based PI controller using evolutionary algorithms. *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, 2019, vol. 30, pp. 841–849.
- [10] Kuznetsov M.A., Maslennikov A.L. Nastroyka sistemy regulirovaniya dvukhrotornoy aerodinamicheskoy sistemy s ispolzovaniem geneticheskogo algoritma [Two-rotor aerodynamic system regulators design via genetic algorithm]. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol, diagnostika — Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics*, 2023, no. 4, pp. 33–38.  
<https://doi.org/10.25791/pribor.4.2023.1403>
- [11] Tedeev G.I., Zhukova A.B., Maslennikov A.L. Primenenie geneticheskogo algoritma dlya formirovaniya programmy tangazha v zadache vyvedeniya rakety-nositelya [An application of the genetic algorithm for the forming of the space launch vehicle pitch]. *Aviakosmicheskoe priborostroenie — Aerospace Instrument-Making*, 2021, no. 12, pp. 19–27.  
<https://doi.org/10.25791/aviakosmos.12.2021.1254>
- [12] Pushkareva A.D., Maslennikov A.L. Nastroyka sistemy stabilizatsii kosmicheskogo apparata CubeSat v rezhime razgona dvigateley makhovikov s ispolzovaniem geneticheskogo algoritma [CubeSat stabilization system tuning via genetic algorithm during reaction wheels motion]. *Aviakosmicheskoye priborostroenie — Aerospace Instrument-Making*, 2024, no. 5, pp. 37–49.
- [13] Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Flight dynamics of the unmanned aerial vehicles]. Moscow, Mashinostroenie, 1973, 616 p.
- [14] Chepurnykh I.V. *Dinamika poleta samoletov* [Aircraft flight dynamics]. Komсомolsk-na-Amure, KnAGTU Publ., 2014, 112 p.
- [15] *GOST 20058–80. Dinamika letatelnykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya* [Aircraft dynamics in atmosphere. Terms, definitions and symbols]. Moscow, Standards Publ., 1981.
- [16] Tkachenko E.D., Maslennikov A.L. Opredelenie aerodinamicheskikh koefitsientov rakety klassa “zemlya-vozdukh” metodami vychislitelnoy gidrodinamiki v SolidWorks Flow Simulation [Computation of the aerodynamic coefficients of a surface-to-air missile using computational fluid dynamics in SolidWorks Flow Simulation]. *Politekhnichestkiy molodezhnyi zhurnal — Politechnical Student Journal of BMSTU*, 2020, no. 06 (47).  
<https://doi.org/10.18698/2541-8009-2020-06-615.html>

**Koshkina A.A.**, Student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: koshkinaaa@student.bmstu.ru

**Maslennikov A.L.**, Senior Lecturer, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: amas@bmstu.ru

**Babenko M.D.**, Student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: babenkomd@student.bmstu.ru

**Chulin N.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: nchulin@bmstu.ru