

РАЗРАБОТКА ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА

Н. А. Первушина*, А. Е. Порывкин**

***Федеральное государственное унитарное предприятие
«Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский
институт технической физики имени академика Е.И. Забабахина», г. Снежинск

**Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
Снежинский физико-технический институт – филиал федерального государственного автономного образовательного
учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск

***✉ kb2@vniitf.ru

Аннотация. Представлен результат разработки математической модели гибридного регулятора для системы стабилизации летательного аппарата в канале тангажа. Модель системы стабилизации представлена в виде структурной схемы. В основу разработки гибридного регулятора положен способ введения дополнительного усилия на руль высоты, а также принцип построения нечеткого регулятора для настройки величины усилия. Внесено предложение о пропорциональной связи между значением входного воздействия системы стабилизации и дополнительным усилием на руль. Разработана математическая модель нечеткого регулятора с настройкой генетическим алгоритмом. Получены результаты математического моделирования работы гибридной системы стабилизации после настройки параметров нечеткого регулятора. Результаты исследования системы стабилизации с новой структурой регулятора показали высокое качество работы независимо от величины заданного входного воздействия. Представленная структура системы стабилизации позволяет повысить быстродействие в контуре управления в несколько раз в сравнении с классическим методом.

Ключевые слова: летательный аппарат, канал тангажа, система стабилизации, нечеткий регулятор, гибридный регулятор, генетический алгоритм, математическое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Летательный аппарат (ЛА) является динамическим объектом и совершает движение по траектории в соответствии с дифференциальными уравнениями управляемого движения с заданными начальными условиями, параметрами атмосферы и др.

Всякий динамический объект нуждается в качественном управлении, для чего разрабатываются различные конфигурации систем управления. Системы стабилизации (СС), как разновидность систем управления, позволяют сохранить требуемое угловое положение ЛА при его движении по заданной траектории. Классические способы управления [1–6], основанные на принципе пропорцио-

нально-интегрально-дифференцирующего (ПИД) регулирования, не позволяют получить высокое быстродействие без потери качества работы, а именно в таких системах уменьшение времени регулирования приводит к росту перерегулирования. Повышение быстродействия необходимо для обеспечения функционирования СС в условиях переключения режимов управления, например, вследствие подачи потребного значения перегрузки на траектории полёта ЛА.

Для повышения качества работы систем управления применяют различные способы; в частности, для повышения быстродействия системы используют дополнительный контур управления, дополнительное усилие на руль высоты, нечёткий регулятор (НР), гибридный регулятор (ГР) и др.



Нечеткие алгоритмы, нейронные сети, генетические алгоритмы (ГА) и их комбинации относят к адаптивным методам математического моделирования. Важными особенностями таких систем являются [7], например, отсутствие предварительных знаний о работе системы, высокая скорость реакций на изменения внешних условий функционирования. Разработка НР – зачастую сложный и трудоёмкий процесс, однако существует множество практических примеров улучшения качества работы системы управления, например, повышения быстродействия [8–11]. Настройка параметров регуляторов часто выполняется не вручную, а при помощи ГА [11–13]. В статье [14] приводится вариант успешной работы алгоритма нелинейного нечёткого регулятора ПИД-типа. В работе [15] представлена разработка НР для дистанционно пилотируемого ЛА. Нечёткий регулятор по результатам математического моделирования показал успешное применение, как и нечёткие логические модели в исследованиях других авторов (см., например, работы [16, 17]). Действительно, НР позволяют увеличить быстродействие систем управления, однако в условиях переключения режимов управления, а также в зависимости от режима функционирования требуют дополнительной настройки [11].

Способом повышения качества работы СС также является функциональный аналог схемы импульсной коррекции, пригодный для реализации в цифровых бортовых системах и представленный в статье [18]. Успешное применение данного подхода к решению задачи повышения качества работы СС ЛА в канале тангажа приведена в работе [19]. Система стабилизации с таким контуром коррекции является нелинейной.

Повысить быстродействие системы управления, в частности, в канале тангажа можно с помощью подачи дополнительного сигнала, аналогичного усилию лётчика, прилагаемого к ручке управления [20–22]. По схожему закону осуществляется управление силой тяги при достижении ЛА заданной высоты [23]. В работах [24, 25] в структуре сигнала управления для повышения качества работы СС также есть слагаемое, соответствующее дополнительному усилию на руль высоты.

В настоящее время для решения задачи стабилизации ЛА всё чаще применяют современные методы моделирования [26]: нечёткие системы, ГА, нейронные сети и их различные сочетания. Например, НР совместно с классическим способом управления представляют собой гибридный способ

управления, или ГР [27]. Такое устройство обладает способностью приспосабливаться к изменению свойств объекта управления и самостоятельно модифицировать закон управления в соответствии с логическими правилами, т. е. обладает адаптивностью. В связи с этим актуальными являются работы, связанные с построением математических моделей регуляторов, позволяющих повысить качество работы систем управления путём применения современных методов моделирования.

В настоящей работе исследуется возможность построения математической модели гибридной СС (СС с ГР) ЛА с аэродинамическим способом управления самолётного типа. Математическая модель ГР сочетает в себе классическую структуру сигнала управления в канале тангажа: рассогласование по перегрузке, интеграл рассогласования, сигнал, пропорциональный скорости тангажа (демпфер), а также дополнительный сигнал управления, величина которого формируется с помощью НР в зависимости от режима функционирования СС.

Представленные в статье результаты получены путём компьютерного моделирования. Полёт ЛА в атмосфере Земли описывается системой нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений с коэффициентами, зависящими от параметров набегающего потока воздуха.

В статье представлены результаты последовательного решения следующих задач:

- разработка математических моделей объекта управления (ОУ) и СС,
- разработка алгоритма синтеза математической модели СС с дополнительным усилием на руль высоты,
- разработка математических моделей ГР и НР в составе ГР,
- разработка ГА для настройки параметров НР,
- внесение предложений по настройке параметров НР с целью оптимизации процесса разработки и настройки ГР в СС и проведение тестирования работы гибридной СС.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Ограничимся рассмотрением управляемых ЛА, выполненных по нормальной самолетной аэродинамической схеме. Объект исследования – продольный канал управления (канал тангажа) ЛА. Цель настоящего исследования – разработка математической модели гибридной системы стабилизации.

Объект управления описывается нелинейной математической моделью в связанной с ЛА системе координат [6, 9, 28]:

$$\begin{cases} \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{m_z q S L}{I_{zz}} \cdot \frac{180}{\pi}; \\ \frac{d\alpha}{dt} = \left(\frac{g \cos \vartheta}{V} - \frac{c_y q S}{m V} \right) \cdot \frac{180}{\pi} + \omega_z; \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z, \end{cases} \quad (1)$$

где α – угол атаки, град; ϑ – угол тангажа, град; $m_z = m_z(M, \alpha, \delta_v, \dots)$ – аэродинамический коэффициент момента тангажа, нелинейно зависящий от параметров набегающего потока, угла отклонения рулей высоты и др., безразмерная величина; $c_y = c_y(M, \alpha, \delta_v, \dots)$ – аэродинамический коэффициент подъёмной силы, нелинейно зависящий от параметров набегающего потока, угла отклонения рулей высоты и др., безразмерная величина; M – число Маха; q – скоростной напор, Па; S – площадь миделя, m^2 ; L – характерный линейный размер ЛА, м; m – масса ЛА, кг; V – воздушная скорость ЛА, м/с; $g = 9,80665$ м/с² – ускорение свободного падения.

Связь изменения перегрузки с изменением угла атаки описывается формулой [3]

$$n_y = (c_y^\alpha S q / mg) \alpha = K_\alpha \alpha. \quad (2)$$

При разработке математической модели гибридной системы стабилизации за основу была взята классическая структура СС в канале тангажа [6, 9]. В классическую структуру добавлено слагаемое, соответствующее дополнительному усилию на руль высоты [20–25]:

$$\sigma_v = \sigma_{\text{доп}} + K_i \int_{t_0}^t \Delta n_y dt + K_n \Delta n_y - K_{\omega_z} \omega_z, \quad (3)$$

где Δn_y – значение рассогласования, $\Delta n_y = n_{y\text{зад}} - n_y$; $n_{y\text{зад}}$ – заданное значение нормальной перегрузки; n_y – выходное значение СС; σ_v – эквивалентный сигнал управления рулями высоты, град; $\sigma_{\text{доп}}$ – дополнительное усилие на руль высоты, град; K_i , K_n , K_{ω_z} – коэффициенты усиления, определяемые на этапе синтеза СС соответствующей размерности; ω_z – скорость тангажа, град/с.

Структурная схема СС в канале тангажа (нормальной перегрузки) с сигналом управления (3) приведена на рис. 1. Обозначения на рис. 1:

Φ – низкочастотный фильтр; РП – рулевой привод; δ_v – эквивалентный угол отклонения рулей высоты, град; p – переменная преобразования Лапласа.

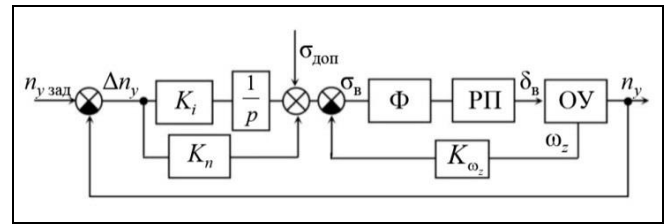


Рис. 1. Структурная схема СС в канале тангажа с дополнительным усилием на руль высоты

Математическая модель РП и низкочастотного фильтра в настоящей задаче принята линейной:

$$T_\Phi \frac{d\sigma_{\text{вф}}}{dt} + \sigma_{\text{вф}} = \sigma_v, \quad T_{\text{РП}} \frac{d\delta_v}{dt} + \delta_v = \sigma_{\text{вф}}, \quad (4)$$

где $\sigma_{\text{вф}}$ – эквивалентный сигнал управления на выходе Φ , град; T_Φ – постоянная времени Φ , с; $T_{\text{РП}}$ – постоянная времени РП, с.

Для примера рассмотрим режим полёта со значениями скорости $V = 100$ м/с, скоростного напора $q = 5,5$ кПа, $n_{y\text{зад}}$ не более 0,8, предельно допустимым значением $\omega_z = \pm 50$ град/с. Длительность переходного процесса с классической структурой СС при таком режиме полёта максимальна.

Требуется с помощью сигнала управления (1) повысить быстродействие в СС, адаптируя значение величины $\sigma_{\text{доп}}$ с помощью НР под заданное значение перегрузки на входе $n_{y\text{зад}}$, т. е. построить гибридную СС.

Требования к качеству работы системы стабилизации ЛА без $\sigma_{\text{доп}}$ предъявим следующие:

- время отработки $t_{\text{рег}}$ заданного управляющего ступенчатого воздействия на уровне 5 % от установившегося значения должно быть порядка 1,5 с,
- перерегулирование σ в переходном процессе сигнала на выходе СС должно быть минимально, не превышать 5 %,
- запас устойчивости по амплитуде $L_{\text{зап}}$ на этапе синтеза не менее 10 дБ,
- запас устойчивости по фазе $\varphi_{\text{зап}}$ на этапе синтеза не менее 30°.

Время регулирования для гибридной СС ЛА должно быть менее 1,5 с.

2. СИНТЕЗ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

Система дифференциальных уравнений (1) линеаризуется в окрестности расчетной точки



$V = 100$ м/с, $q = 5,5$ кПа. Рассмотрим упрощённую линейную модель аэродинамических коэффициентов подъёмной силы c_y и момента тангажа m_z :

$$\begin{aligned} c_y &= c_{y_0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_b} \delta_b, \\ m_z &= m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_b} \delta_b, \end{aligned} \quad (5)$$

где c_{y_0} – аэродинамический коэффициент c_y при $\alpha = 0$ и $\delta_b = 0$, безразмерная величина; c_y^α – производная коэффициента c_y по углу атаки, 1/град; $c_y^{\delta_b}$ – производная коэффициента c_y по углу отклонения рулей высоты, 1/град; m_z^α – производная коэффициента m_z по углу атаки, 1/град; $m_z^{\delta_b}$ – производная коэффициента m_z по углу отклонения рулей высоты, 1/град.

Выполним линеаризацию системы дифференциальных уравнений (1) при $\Delta\theta \approx 0$ с учётом зависимостей (5) и запишем её в форме непрерывного преобразования Лапласа (6). Для упрощения обозначений коэффициентов выполним нумерацию динамических параметров движения ЛА аналогично принятой в работе [28]. Обозначим индексами: 1 – скорость тангажа ω_z , 2 – угол атаки α , 3 – эквивалентный угол отклонения руля высоты δ_b . Тогда система уравнений (1) примет вид:

$$\begin{cases} a_{12}\alpha + p\omega_z = -a_{13}\delta_b, \\ (p - a_{22})\alpha - \omega_z = -a_{23}\delta_b, \end{cases} \quad (6)$$

где коэффициент $a_{12} = -m_z^\alpha qSL \cdot 180 / (I_z \cdot \pi)$ характеризует статическую устойчивость ЛА (если $a_{12} > 0$, то приращение углового ускорения ЛА, вызванное отклонением угла атаки $\Delta\alpha$, направлено в сторону, противоположную этому отклонению, и отклонение угла атаки будет уменьшаться); $a_{13} = -m_z^{\delta_b} qSL \cdot 180 / (I_z \cdot \pi)$ характеризует эффективность рулей высоты; $a_{22} = c_y^\alpha qS \cdot 180 / (mV \cdot \pi)$ характеризует приращение угловой скорости касательной к траектории, вызванное отклонением угла атаки; $a_{23} = c_y^{\delta_b} qS \cdot 180 / (mV \cdot \pi)$ представляет

собой приращение угловой скорости касательной к траектории, вызванное отклонением рулей высоты при неизменном значении угла атаки [29].

Передаточные функции (ПФ) ОУ по перегрузке n_y и скорости тангажа ω_z получаем из системы (6) с учётом зависимости (5):

$$W_{\delta_b}^{n_y}(p) = K_\alpha \frac{c_1 p + c_0}{p^2 + a_1 p + a_0}; \quad (7)$$

$$W_{\delta_b}^{\omega_z}(p) = \frac{b_1 p + b_0}{p^2 + a_1 p + a_0},$$

где $c_0 = -a_{13}$, $c_1 = -a_{23}$, $b_0 = a_{12}a_{23} - a_{13}a_{22}$, $b_1 = -a_{13}$, $a_1 = a_{22}$, $a_0 = a_{12}$ – коэффициенты ПФ.

Модельные значения коэффициентов ПФ (7) и коэффициентов уравнений (2) и (4) приведены в табл. 1.

Модель ОУ будем называть линейной, если она описывается линейной системой дифференциальных уравнений (6). Объект управления нелинейный, если его математическая модель – система нелинейных дифференциальных уравнений (1) и модель аэродинамических коэффициентов также нелинейная.

Синтез СС классическими методами, в основу которых положен эталон системы, обладающей заданными характеристиками качества и устойчивости, для структуры СС, приведённой на рис. 1, можно осуществить без учёта воздействия $\sigma_{доп}$. Дополнительный входной сигнал $\sigma_{доп}$ не позволяет получить единую ПФ замкнутой СС. Выходная переменная контура, изображённого на рис. 1, сформируется следующим образом:

$$W_{\sigma_{доп}}^{n_y}(p) \sigma_{доп} + W_{n_{y\text{ зад}}}^{n_y}(p) n_{y\text{ зад}} = n_y,$$

где $W_{\sigma_{доп}}^{n_y}(p)$ – ПФ по перегрузке n_y при входном воздействии $\sigma_{доп}$ (без учёта $n_{y\text{ зад}}$); $W_{n_{y\text{ зад}}}^{n_y}(p)$ – ПФ по перегрузке n_y при входном воздействии $n_{y\text{ зад}}$ (ПФ замкнутой СС нормальной перегрузки $W_{зам}(p)$).

Таблица 1

Значения коэффициентов передаточных функций СС

Динамический коэффициент	$a_1, 1/c$	$a_0, 1/c^2$	$b_1, 1/c^2$	$b_0, 1/c^3$	$c_0, 1/c^2$	$c_1, 1/c$	$K_\alpha, 1/\text{град}$	T_ϕ, c	$T_{рп}, c$
Числовое значение	0,5	14	-21	-9,5	-0,06	-21	0,09	0,02	0,025

В соответствии со структурной схемой, приведённой на рис. 1, и передаточными функциями (3), (7) получим $W_{\sigma_{\text{доп}}}^{n_y}(p)$ и $W_{n_{y,\text{зад}}}^{n_y}(p) = W_{\text{зам}}(p)$:

$$W_{\sigma_{\text{доп}}}^{n_y}(p) = \frac{D_2 p^2 + D_1 p}{p^5 + A_4 p^4 + A_3 p^3 + A_2 p^2 + A_1 p + A_0}, \quad (8)$$

$$W_{\text{зам}}(p) = \frac{B_2 p^2 + B_1 p + B_0}{p^5 + A_4 p^4 + A_3 p^3 + A_2 p^2 + A_1 p + A_0},$$

где $D_2 = K_\alpha c_1 / (T_\phi T_{\text{РП}})$; $D_1 = K_\alpha c_0 / (T_\phi T_{\text{РП}})$; $B_2 = K_\alpha K_n c_1 / (T_\phi T_{\text{РП}})$; $B_1 = K_\alpha (K_i c_1 + K_n c_0) / (T_\phi T_{\text{РП}})$; $B_0 = (K_\alpha K_i c_0) / (T_\phi T_{\text{РП}})$; $A_4 = a_1 + (T_\phi + T_{\text{РП}}) / (T_\phi T_{\text{РП}})$; $A_3 = a_0 + (a_1 (T_\phi + T_{\text{РП}}) + 1) / (T_\phi T_{\text{РП}})$; $A_2 = ((T_\phi + T_{\text{РП}}) a_0 + a_1 + K\omega_z b_1) / (T_\phi T_{\text{РП}}) + B_2$; $A_1 = (a_0 + K\omega_z b_0) / (T_\phi T_{\text{РП}}) + B_1$; $A_0 = B_0$.

Синтез СС в канале тангажа (см. рис. 1) без учёта входного воздействия $\sigma_{\text{доп}}$ выполнен методом логарифмических амплитудных характеристик [30] в соответствии с порядком передаточной функции разомкнутой системы:

$$W_{\text{раз}}(p) = \frac{B_2 p^2 + B_1 p + B_0}{p^5 + A_4 p^4 + A_3 p^3 + (A_2 - B_2) p^2 + (A_1 - B_1) p}.$$

Числовые значения коэффициентов усиления K_i , K_n и K_{ω_z} по результатам синтеза, а также показатели качества и запасы устойчивости по амплитуде $L_{\text{зап}}$ и фазе $\varphi_{\text{зап}}$ приведены в табл. 2.

Дополнительное усилие $\sigma_{\text{доп}}$ в установившемся режиме не оказывает влияния на выходную величину СС n_y . В соответствии с теоремой о конечном значении [31] при единичном ступенчатом входном воздействии $1(t)$ с учётом формулы (8) получаем:

$$n_y(\infty) = 0 / A_0 = 0.$$

Величина $\sigma_{\text{доп}}$ оказывает влияние только на переходный процесс в СС, следовательно, с помощью изменения её значения можно корректировать качество работы СС.

Выполним моделирование реакции СС с линейным ОУ, входное воздействие $\sigma_{\text{доп}}$ при $n_{y,\text{зад}} = 0$ будем варьировать в диапазоне от -5° до $+5^\circ$. Результат моделирования приведён на рис. 2, а. Здесь верхняя кривая соответствует $\sigma_{\text{доп}} = -5^\circ$, нижняя – $\sigma_{\text{доп}} = 5^\circ$. На рис. 2, б приведены переходные характеристики СС в зависимости от значения $\sigma_{\text{доп}}$. Пунктирной линией отмечена характеристика при $\sigma_{\text{доп}} = 0$. Полушпирной линией отмечен лучший результат после введения $\sigma_{\text{доп}}$ с точки зрения качества переходного процесса ($\sigma = 0\%$, а быстродействие выше, чем при $\sigma_{\text{доп}} = 0$).

Таблица 2

 Результаты синтеза СС без учёта дополнительного усилия $\sigma_{\text{доп}}$

Показатель	K_i , град/с	K_n , град	K_{ω_z} , с	$t_{\text{рег}}$, с	σ , %	$L_{\text{зап}}$, дБ	$\varphi_{\text{зап}}$, град
Значение	-15,5	-4,7	-0,3	1,8	0	20	76

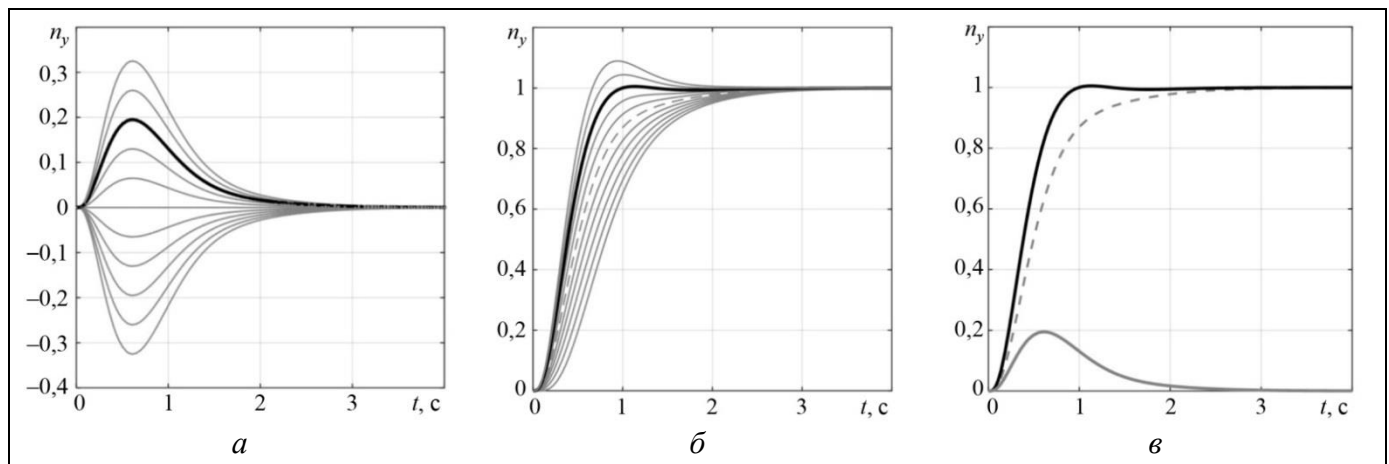


Рис. 2. Реакция СС на входные воздействия: а – реакция на дополнительное усилие $\sigma_{\text{доп}}$; б – переходные характеристики с дополнительным усилием на руль высоты; в – переходные характеристики с оптимальным значением усилия $\sigma_{\text{доп}} = -3^\circ$



Из приведенных результатов моделирования следует, что оптимальное дополнительное усилие на руль высоты должно быть порядка $\sigma_{\text{доп}} = -3^\circ$.

На рис. 2, в отдельно приведён итоговый результат моделирования. Пунктирная линия – работа исходной СС с $\sigma_{\text{доп}} = 0$, полужирная линия – работа СС с $\sigma_{\text{доп}} = -3^\circ$, серая линия – реакция СС на $\sigma_{\text{доп}} = -3^\circ$ при $n_{y\text{зад}} = 0$. Качество переходного процесса, которое удалось обеспечить с помощью введения дополнительного усилия $\sigma_{\text{доп}}$ ($t_{\text{рег}} = 0,8$ с, $\sigma = 0\%$), невозможно получить классическим методом. Уменьшение времени переходного процесса всегда приводит к увеличению перерегулирования, а, следовательно, к возрастанию склонности системы к колебаниям.

Для подтверждения данного вывода был выполнен синтез СС по классическому алгоритму с желаемым временем переходного процесса $t_{\text{рег ж}} = 0,8$ с. Перерегулирование получилось $\sigma > 20\%$. На рис. 3 для сравнения приведены результаты: пунктирная линия – работа исходной СС с $\sigma_{\text{доп}} = 0$, полужирная линия – работа СС с $\sigma_{\text{доп}} = -3^\circ$, серая линия – работа СС при синтезе с $t_{\text{рег ж}} = 0,8$ с.

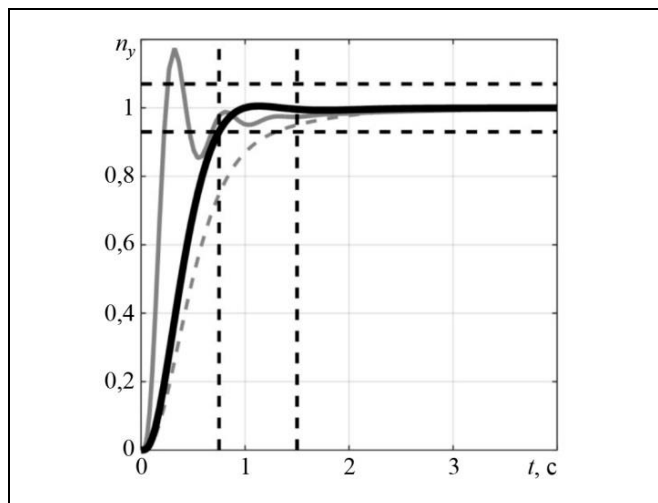


Рис. 3. Результаты моделирования при синтезе СС с желаемым временем переходного процесса 0,8 с и 1,5 с (см. требования к качеству работы СС в § 1)

На рис. 4 представлен результат моделирования работы СС в канале тангажа с нелинейным ОУ при условии $n_{y\text{зад}} \leq 0,7$. Качество переходного процесса с $\sigma_{\text{доп}} = -3^\circ$ ухудшается при уменьшении заданного значения перегрузки $n_{y\text{зад}}$ на входе СС (полужирная линия на рис. 4). В частности, существенно возрастает перерегулирование, что свидетельству-

ет об избыточном влиянии $\sigma_{\text{доп}}$. Поэтому предполагается, что величина дополнительного усилия $\sigma_{\text{доп}}$ должна зависеть от $n_{y\text{зад}}$, например, линейно:

$$\sigma_{\text{доп}} = K n_{y\text{зад}}, \quad (9)$$

где K – коэффициент пропорциональности, град.

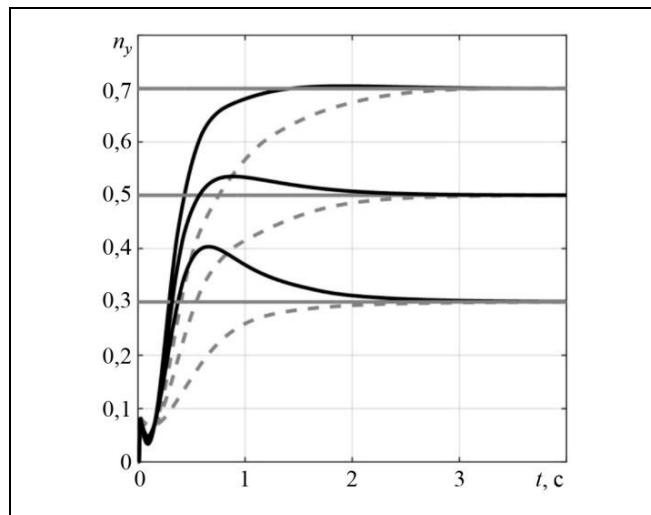


Рис. 4. Результаты моделирования с нелинейным ОУ

3. РАЗРАБОТКА НЕЧЁТКОГО РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ НАСТРОЙКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО УСИЛИЯ НА РУЛЬ ВЫСОТЫ

В ходе компьютерного моделирования установлено, что $K < 0$ независимо от знака $n_{y\text{зад}}$. Возможна, например, следующая логика настройки коэффициента K из формулы (9) в зависимости от значения $n_{y\text{зад}}$.

«Если $n_{y\text{зад}}$ «большая», то значение K нужно увеличивать»;

«Если $n_{y\text{зад}}$ «малая», то значение K нужно уменьшать».

Формирование значения K может потребовать учёта скорости тангажа ω_z . Логика настройки коэффициента K в зависимости от значения ω_z можно, например, описать лингвистически правилами:

«Если ω_z «большая», то значение K нужно уменьшать»;

«Если ω_z «малая», то значение K нужно увеличивать».

Исходя из вышесказанного, для настройки коэффициента K можно разработать НР (рис. 5) с двумя входами, $n_{y\text{зад}}$ и ω_z . Классическая структура сигнала управления не меняется, появляется

настройка $\sigma_{\text{доп}}$ с помощью НР. Совокупность нечеткого и классического регуляторов представляет собой гибридный регулятор [27].

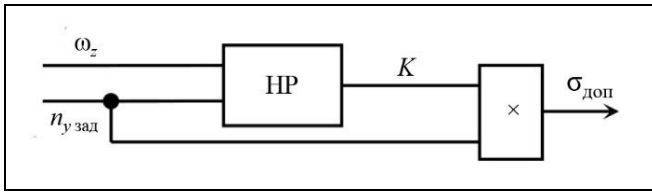


Рис. 5. Нечёткий регулятор для настройки $\sigma_{\text{доп}}$

Графики термов переменных НР схематично представлены на рис. 6.

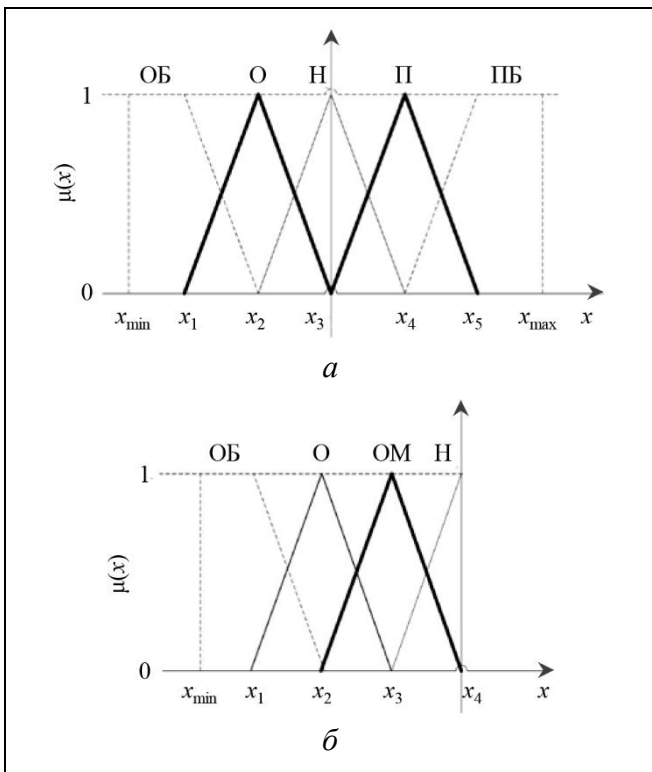


Рис. 6. Терм-множества: *a* – входных переменных $n_{y \text{ зад}}$ и ω_z ; *б* – выходной переменной K

На рис. 6 обозначения x_i соответствуют границам термов соответствующих параметров. Обозначения термов: ОБ – «отрицательный большой», О – «отрицательный», ОМ – «отрицательный ма-

ленький», Н – «нулевой», П – «положительный», ПБ – «положительный большой».

База правил НР, в соответствии с логикой настройки коэффициента K , представлена в табл. 3. Верхние индексы обозначают номера правил в базе.

Таблица 3

База правил НР

$n_{y \text{ зад}}$	ω_z				
	ОБ	О	Н	П	ПБ
ОБ	Н ¹	О ²	ОБ ³	Н ⁴	Н ⁵
О	ОМ ⁶	О ⁷	ОБ ⁸	Н ⁹	Н ¹⁰
Н	О ¹¹	ОБ ¹²	ОБ ¹³	ОБ ¹⁴	О ¹⁵
П	Н ¹⁶	Н ¹⁷	ОБ ¹⁸	О ¹⁹	ОМ ²⁰
ПБ	Н ²¹	Н ²²	ОБ ²³	О ²⁴	Н ²⁵

Подберём границы термов входных и выходных параметров. Обозначим массивы границ для входной переменной $n_{y \text{ зад}}$: $A = [A_1 A_2 A_3 A_4 A_5 A_6 A_7]$; для входной переменной ω_z : $B = [B_1 B_2 B_3 B_4 B_5 B_6 B_7]$; для выходной переменной K : $K = [K_1 K_2 K_3 K_4 K_5]$.

В соответствии с базой правил (см. табл. 3) был разработан НР в виде функционального блока в стандартной среде программирования и инженерных расчётов. Нечёткий вывод построен по механизму Мамдани с дефазификацией по методу центра тяжести [10, 32].

Границы термов для входных переменных $n_{y \text{ зад}}$, ω_z и выходной переменной K необходимо задавать в соответствии с условиями функционирования СС: $n_{y \text{ зад}}$ менее 0,8, ω_z по абсолютному значению ограничена 50 град/с. Для выходной переменной НР границы термов также должны зависеть от режима функционирования, крайняя левая граница, в соответствии с формулой (9), должна определяться так:

$$K_{\text{min}} \geq \sigma_{\text{доп}} / n_{y \text{ зад}}. \quad (10)$$

По результатам автономного тестирования функционального блока НР вручную были подобраны границы термов. Результаты приведены в табл. 4 и 5.

Таблица 4

Границы термов входных параметров НР

Границы термов	Параметр $n_{y \text{ зад}}$							Параметр ω_z , град/с						
	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5	A_6	A_7	B_1	B_2	B_3	B_4	B_5	B_6	B_7
Числовое значение	-0,8	-0,66	-0,33	0	0,33	0,66	0,8	-50	-30	-15	0	15	30	50



Таблица 5

Границы термов выходного параметра НР

Границы термов	Параметр K , град				
	K_1	K_2	K_3	K_4	K_5
Числовое значение	-7,0	-2,0	-1,5	-1	0

Таблица 6

Пример результатов автономного тестирования НР

$n_{y\text{зад}}$	ω_z , град/с	K , град	$\sigma_{\text{доп}}$, град
$\pm 0,7$	0	$\mp 4,390$	-3,073
	± 10	$\mp 3,860$	-2,702
	± 20	$\mp 1,104$	-0,773
	$\pm 30, \pm 40, \pm 50$	$\mp 0,357$	-0,250

Автономное тестирование разработанного НР было проведено при различных значениях входных переменных $n_{y\text{зад}}$ и ω_z . При определенном сочетании этих параметров НР фиксировалось значение выходного параметра K . Для примера в табл. 6 приведены результаты компьютерного моделирования работы НР при $n_{y\text{зад}} = \pm 0,7$, $\omega_z = -50 \dots +50$ град/с. В табл. 6 представлено зна-

чение выходной переменной НР – K – и вычисленное по формуле (9) значение $\sigma_{\text{доп}}$.

Примеры работы системы нечеткого вывода НР в виде графиков выходной переменной с обозначением результата дефаззификации приведены на рис. 7.

При $\omega_z = 0$ и $n_{y\text{зад}} < 0,8$ дополнительное усилие на руль высоты $\sigma_{\text{доп}}$ должно быть порядка -3 , следовательно, в соответствии с формулой (10), величина K должна быть больше $-3,75$. По результатам, приведенным в табл. 6 и на рис. 7, можно сделать вывод о корректности работы алгоритма НР и правильности вычисления коэффициента K .

Уменьшение значения K с ростом значения ω_z свидетельствует о правильно заложенных логических принципах в базу правил. Автономное тестирование НР подтвердило его работоспособность.

4. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

На рис. 8. представлена структурная схема гибридной системы стабилизации с НР для настройки дополнительного усилия $\sigma_{\text{доп}}$.

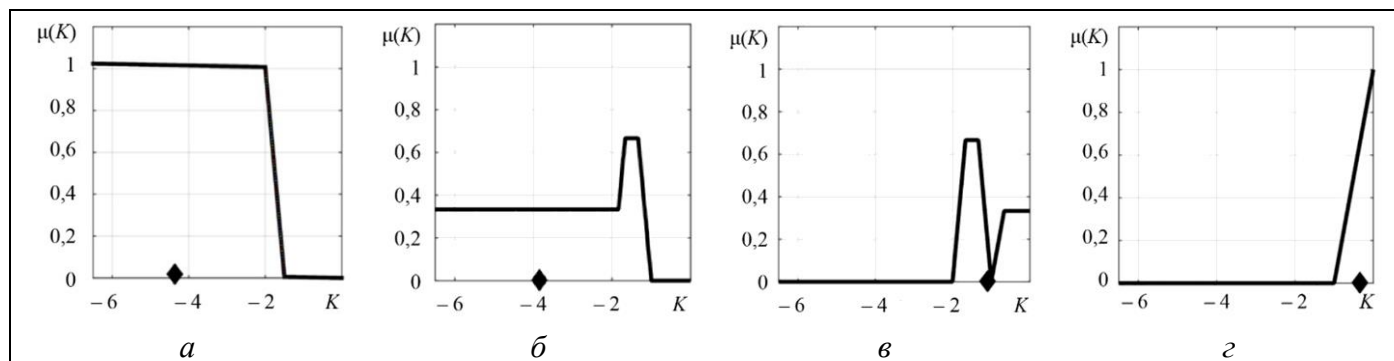


Рис. 7. Пример работы системы нечеткого вывода НР: а – вход: $\omega_z = 0$, $n_{y\text{зад}} = 0,7$, выход: $K = -4,39$; б – вход: $\omega_z = 10$, $n_{y\text{зад}} = 0,7$, выход: $K = -3,86$; в – вход: $\omega_z = 20$, $n_{y\text{зад}} = 0,7$, выход: $K = -1,10$; з – вход: $\omega_z = 30$, $n_{y\text{зад}} = 0,7$, выход: $K = -0,36$

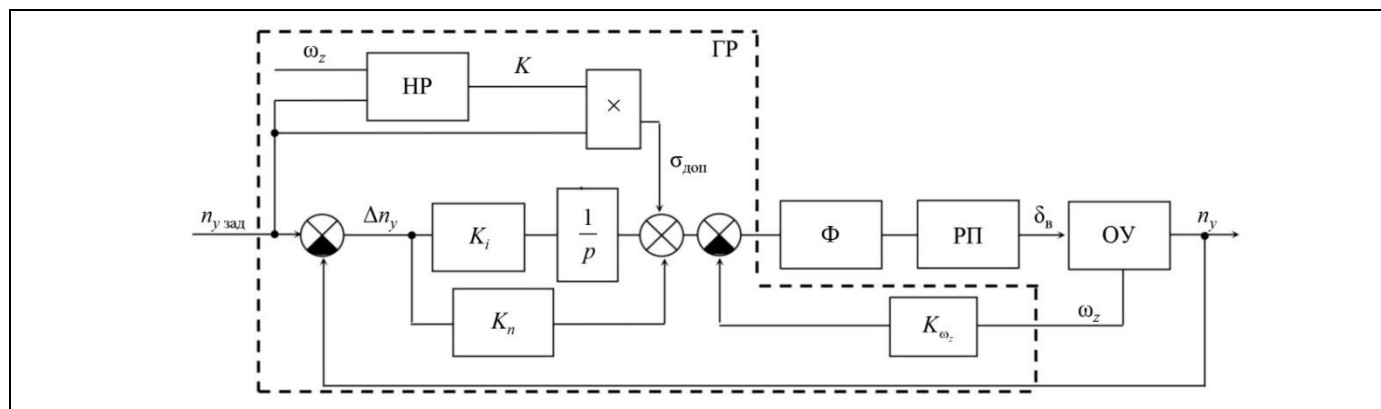


Рис. 8. Структурная схема системы стабилизации в канале тангажа с гибридным регулятором

Работоспособность гибридной СС подтверждена в ходе компьютерного моделирования с линейным и нелинейным ОУ. Интегрирование системы уравнений (6) или (2) выполнялось методом Рунге – Кутты четвёртого порядка; как принято при численном моделировании динамики полета ЛА, шаг интегрирования равен 0,01 с.

4.1. Результаты моделирования после ручной настройки НР

Результаты моделирования работы гибридной СС после ручной настройки НР (см. § 3) приведены на рис. 9. Здесь сплошная линия – результат с НР, пунктирная линия – результат без $\sigma_{\text{доп}}$, серая линия – результат с $\sigma_{\text{доп}} = -3^\circ$.

В табл. 7 и 8 приведены показатели качества для результатов, представленных на рис. 9. В качестве интегральной оценки качества был выбран критерий ИКО (интеграл квадрата ошибки) [30].

$$IKO = \int_{t_0}^t \Delta n_y^2 dt. \quad (11)$$

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что СС с ГР позволяет повысить быстродействие примерно в два раза по сравнению с классическим способом управления. Величина ИКО уменьшилась в среднем на 30 % для СС с нелинейным ОУ. Система остаётся хорошо демпфированной (перерегулирование близко к нулю).

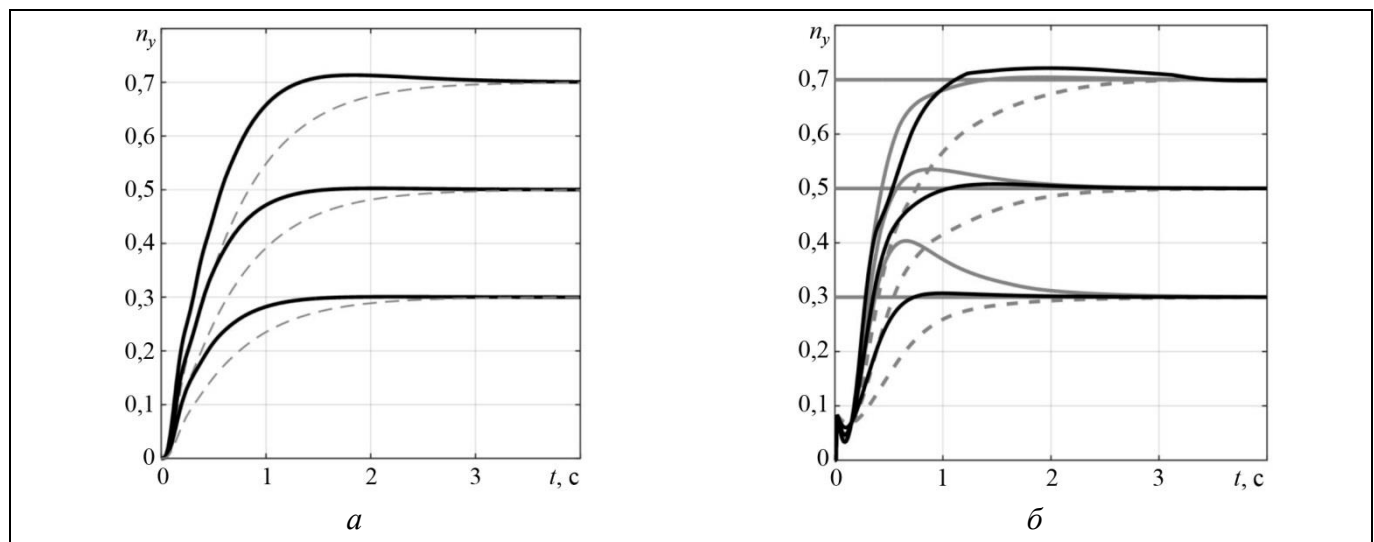


Рис. 9. Результаты работы гибридной СС с ручной настройкой НР: а – с линейным ОУ; б – с нелинейным ОУ

Таблица 7

Показатели качества переходного процесса в СС с линейным ОУ

$n_{y \text{ зад}}$	СС без дополнительного усилия на руль высоты ($\sigma_{\text{доп}} = 0$)			СС с гибридным регулятором ($\sigma_{\text{доп}} \neq 0$)		
	$t_{\text{рег}}, \text{ с}$	$\sigma, \%$	$IKO, \text{ с}$	$t_{\text{рег}}, \text{ с}$	$\sigma, \%$	$IKO, \text{ с}$
0,7	1,8	0	0,1183	1,0	1,9	0,1002
0,5	1,8	0	0,0548	1,0	0	0,0455
0,3	1,8	0	0,0177	1,0	0	0,0144

Таблица 8

Показатели качества переходного процесса в СС с нелинейным ОУ

$n_{y \text{ зад}}$	СС без дополнительного усилия на руль высоты ($\sigma_{\text{доп}} = 0$)			СС с гибридным регулятором ($\sigma_{\text{доп}} \neq 0$)		
	$t_{\text{рег}}, \text{ с}$	$\sigma, \%$	$IKO, \text{ с}$	$t_{\text{рег}}, \text{ с}$	$\sigma, \%$	$IKO, \text{ с}$
0,7	1,7	0	0,1774	0,90	3,0	0,1301
0,5	1,7	0	0,0836	0,85	1,6	0,0562
0,3	1,5	0	0,0264	0,61	0,5	0,0169



Следует отметить, что НР в составе ГР был настроен вручную, т. е. границы термов входных и выходных переменных подбирались экспериментальным путём. Подбор и настройка параметров НР – сложный и трудоёмкий процесс.

4.2. Предложение по структуре и принципу действия генетического алгоритма

Предлагается ГА для решения задачи настройки НР. Генетический алгоритм подобной структуры разрабатывался ранее и был успешно применён для настройки НР [13]. Представленный в настоящей работе ГА выполняет настройку параметров НР в СС с нелинейным ОУ. Генетический алгоритм работает только в детерминированном режиме при наличии стартовой хромосомы (начальной настройки параметров), мутации генов случайны и варьируются для каждого генотипа (набора генов, характеризующих параметр НР). При выборе «лучшей» хромосомы минимизируется не только величина ИКО, но и значение перерегулирования σ .

Порядок работы генетического алгоритма.

1. Формируется стартовая хромосома H тремя группами генов (генотипами): Γ_1 – массив границ термов $n_{y\text{зад}}$ из $[n_{y\text{зад}}^1, n_{y\text{зад}}^2]$ размерностью 1×7 ; Γ_2 – массив границ термов ω_z из $[\omega_z^1, \omega_z^2]$ размерностью 1×7 ; Γ_3 – массив границ термов K из $[K^1, K^2]$ размерностью 1×5 :

$$H = \{\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3\}.$$

Массивы границ термов представлены в табл. 4 и 5.

2. Вычисляется значение функции пригодности $ИКО_0$ по формуле (11).

3. Устанавливается число шагов ГА до получения оптимального решения k .

4. Формируется вторая хромосома начальной популяции $H' = \{\Gamma_1', \Gamma_2', \Gamma_3'\}$ как результат мутации генов из $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3$. Количество генов n_1, n_2, n_3 для мутации можно изменять.

5. Выполняется кроссинговер (перемешивание групп генов) двух хромосом начальной популяции H и H' : $\{\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3\}, \{\Gamma_1', \Gamma_2, \Gamma_3\}, \{\Gamma_1, \Gamma_2', \Gamma_3\}, \dots, \{\Gamma_1', \Gamma_2', \Gamma_3'\}$. Результатом является получение восьми хромосом нового поколения.

6. Оценивается степень пригодности хромосом текущей популяции по значению функции пригодности (11) и выбирается лучшая хромосома с $ИКО$

меньше $ИКО_0$. При выборе «лучшей» хромосомы также оценивается величина перерегулирования σ . Если $\sigma = 0$, то «лучшая» хромосома становится стартовой, а $ИКО_0 = ИКО$.

7. Проверяется условие останова алгоритма. Число отобранных «лучших» хромосом должно быть равно k . Если условие не выполняется, то продолжает формироваться начальная популяция. Возврат к п. 4.

С помощью ГА находится оптимальное решение путем последовательного отбора «лучших» хромосом за k шагов.

В ходе моделирования было установлено, что до получения оптимального решения достаточно десяти шагов ($k = 10$). Если число шагов больше, то в разы возрастает число итераций, а конечный результат практически не отличается от полученного на предыдущем шаге по величине ИКО и качеству работы СС.

Для примера результаты работы ГА при настройке параметров НР при $n_{y\text{зад}} = 0,7$ для случая $k = 10$ приведены на рис. 10, а и в табл. 9. На рис. 10, а полужирной линией обозначен «лучший» результат, пунктирная линия – результат с ручной настройкой НР, тонкая чёрная линия – результат без дополнительного усилия $\sigma_{\text{доп}}$, серый цвет – промежуточные варианты до получения оптимального решения при $k = 10$.

Показатели качества переходных процессов в гибридной СС с нелинейным ОУ с ручной настройкой и настройкой с помощью ГА для сравнения приведены в табл. 10. Графики переходных процессов представлены на рис. 10, б.

Следует отметить, что настройка НР в гибридной СС выполнялась на максимальную величину входного воздействия $n_{y\text{зад}} = 0,7$, но результат настройки позволил обеспечить одинаковое качество работы СС и для $n_{y\text{зад}} < 0,7$ ($t_{\text{пер}} \approx 0,6$ с, $\sigma < 1\%$).

4.3. Результаты моделирования работы гибридной СС после настройки

Работоспособность гибридной СС в рассматриваемом режиме полёта ЛА ($V = 100$ м/с, $q = 5,5$ кПа) после настройки параметров НР с помощью ГА продемонстрирована в условиях переключения режимов стабилизации. Для сравнения на графиках рис. 11 приведены результаты работы классической и гибридной СС: полужирная линия – гибридная СС, тонкая линия – классическая СС.

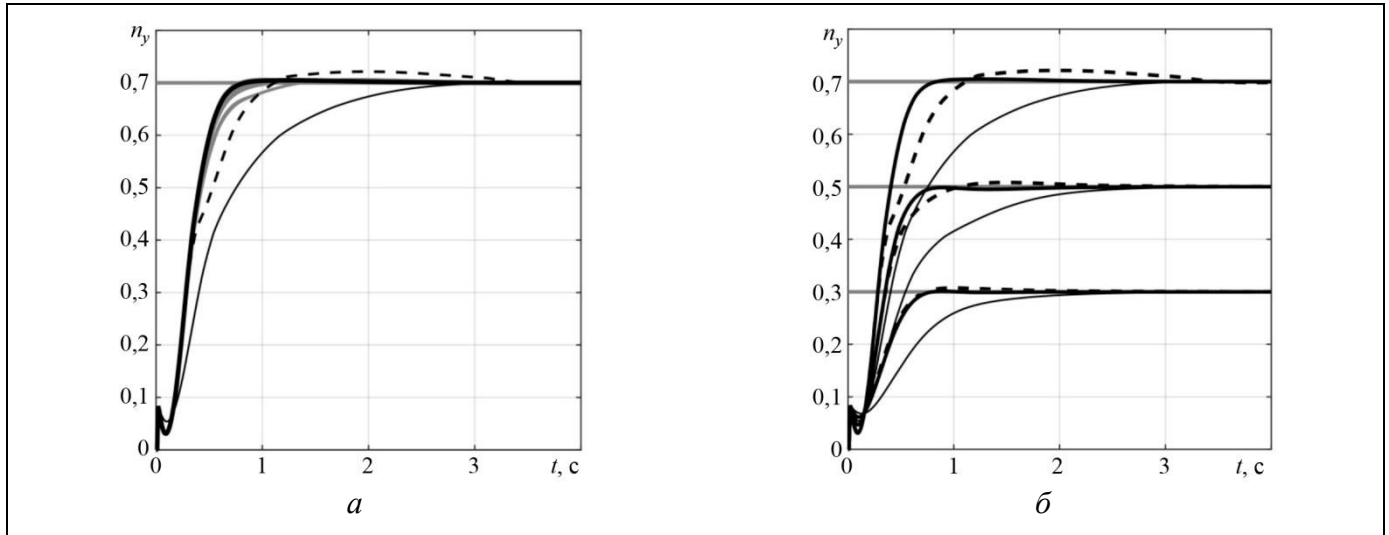


Рис. 10. Пример результатов работы гибридной СС с нелинейным ОУ: а – при оптимизации параметров НР с помощью ГА; б – при различных значениях $n_{y\text{зад}}$

Таблица 9

Результат работы ГА при настройке параметров НР при $n_{y\text{зад}} = 0,7$ для $k=10$

№ п/п	Число итераций ГА	«Лучшая» хромосома H			IKO за 4 с
		Генотип Γ_1 (границы термов $n_{y\text{зад}}$)	Генотип Γ_2 (границы термов ω_z)	Генотип Γ_3 (границы термов K)	
1	1	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 30,00 – 15,00 15,00 15,57 29,22 50,00]	[- 7,000 – 2,000 – 1,500 – 1,000 0]	0,12063
2	11	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 6,761 – 4,620 15,00 15,57 32,53 50,00]	[- 7,000 – 2,000 – 1,500 – 1,000 0]	0,12056
3	14	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 6,761 – 4,620 15,00 15,57 32,53 50,00]	[- 7,000 – 3,087 – 1,021 – 1,000 0]	0,12022
4	9	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 4,620 – 4,211 15,00 15,57 43,57 50,00]	[- 7,000 – 3,087 – 1,021 – 1,000 0]	0,12016
5	4	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 47,00 15,00 30,45 43,57 48,61 50,00]	[- 7,000 – 6,531 – 1,021 – 1,000 0]	0,11771
6	2	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 47,00 15,00 30,45 43,57 48,61 50,00]	[- 7,000 – 6,701 – 1,603 – 1,021 0]	0,11710
7	2	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 47,00 15,00 30,45 43,57 48,61 50,00]	[- 7,000 – 6,701 – 1,751 – 1,154 0]	0,11688
8	8	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 47,00 15,00 30,45 43,57 48,61 50,00]	[- 6,701 – 5,974 – 2,582 – 1,751 0]	0,11686
9	1	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 47,00 15,00 30,45 43,57 48,61 50,00]	[- 6,701 – 5,974 – 3,277 – 1,751 0]	0,11635
10	1	[- 0,800 – 0,548 0 0,732 0,744 0,753 0,800]	[- 50,00 – 47,00 15,00 30,45 43,57 48,61 50,00]	[- 6,701 – 6,235 – 3,277 – 2,061 0]	0,11609

Таблица 10

Показатели качества переходного процесса в СС с нелинейным ОУ

$n_{y\text{зад}}$	СС с гибридным регулятором (ручная настройка НР)			СС с гибридным регулятором (настройка НР с помощью ГА)		
	$t_{\text{перз}}$, с	σ , %	IKO, с	$t_{\text{перз}}$, с	σ , %	IKO, с
0,7	0,90	3,0	0,1301	0,61	0,7	0,1161
0,5	0,85	1,6	0,0562	0,62	0	0,0553
0,3	0,61	0,5	0,0169	0,63	0,4	0,0169

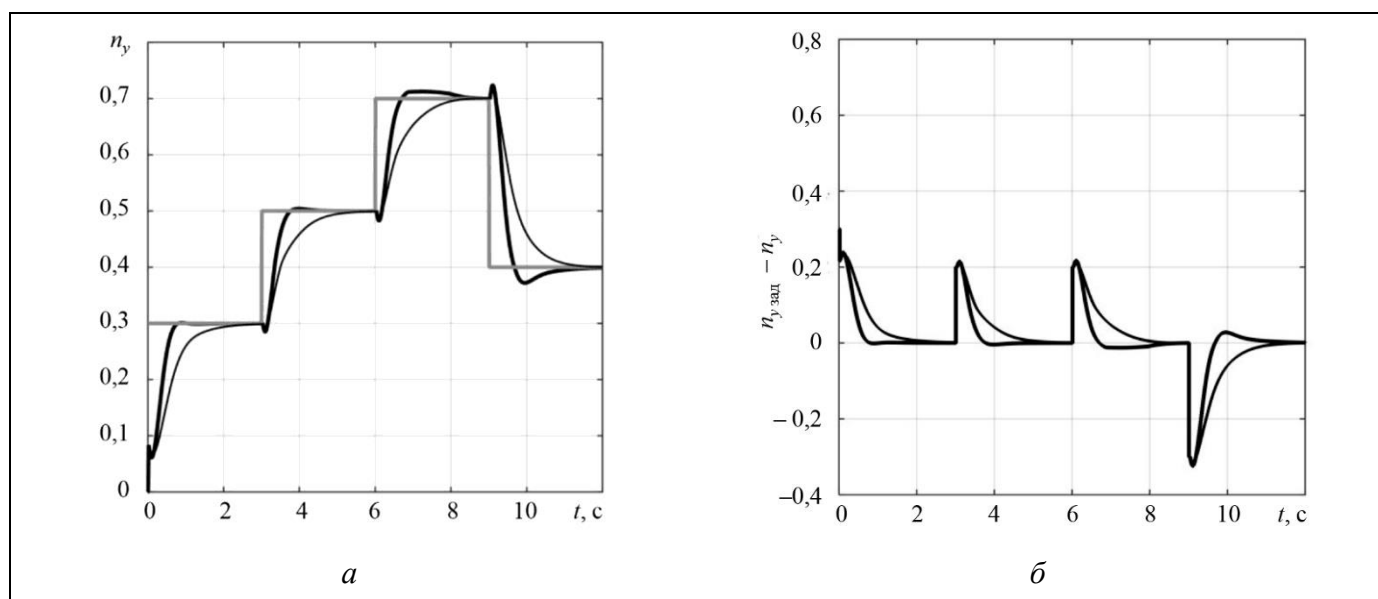


Рис. 11. Результаты работы классической и гибридной СС с нелинейным ОУ: *а* – процессы на выходе СС; *б* – отклонения фактических значений параметра n_y от заданных значений $n_{y,зад}$

Из графиков, приведённых на рис. 11, следует, что разработанная гибридная СС позволила обеспечить быстрое сокращение ошибки. Результаты свидетельствуют о целесообразности использования ГР для повышения качества работы СС на примере модельной задачи в канале тангажа.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен результат разработки математической модели гибридной системы стабилизации (СС) летательного аппарата самолётного типа с аэродинамическим способом управления в канале тангажа. В основу разработки положен способ введения в контур управления дополнительного усилия на руль высоты, а также принцип построения гибридного регулятора (ГР), сочетающего в себе нечёткий регулятор (НР) и классическую схему управления.

Результаты моделирования для нелинейного объекта управления при различных ступенчатых входных воздействиях показали ухудшение качества работы СС при фиксированном значении величины дополнительного усилия на руль высоты. В связи с этим было предложено установить пропорциональную зависимость между входным воздействием и величиной дополнительного усилия:

- введён коэффициент пропорциональности;
- построены лингвистические правила, позволяющие выполнять настройку коэффициента в зависимости от заданного входного воздействия и величины скорости тангажа;

- разработан нечёткий регулятор;
- выполнена ручная настройка параметров НР.

Автономное тестирование НР, а также тестирование его в составе гибридной СС подтвердило его работоспособность. С целью оптимизации процесса настройки параметров нечёткого регулятора был разработан генетический алгоритм (ГА). В процессе настройки НР с помощью ГА выявлено, что достаточно всего десяти запусков алгоритма для получения оптимального решения.

По результатам компьютерного моделирования работы СС на основании полученных значений показателей качества и интегрального критерия можно сделать вывод о том, что система стабилизации с ГР обладает высоким быстродействием порядка 0,6 с без перерегулирования.

Реализация математической модели нечёткого регулятора и генетического алгоритма выполнена в виде программного кода. Результаты моделирования показали, что предложенная структура гибридной СС адаптируется под заданное входное воздействие. Синтез контура с классической структурой сигнала управления выполняется стандартным способом, а настройка параметров НР осуществляется с помощью ГА за незначительное время.

Предложенный в статье подход к синтезу гибридной СС рекомендуется к применению при разработке адаптивных систем стабилизации летательных аппаратов самолётной схемы с аэродинамическим способом управления в канале тангажа для случаев, когда необходимо повысить качество работы СС при различных значениях входного

воздействия. Важным преимуществом гибридного способа управления перед классическим является быстродействие и улучшение качества стабилизации в целом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В., Белоконов В.М. и др. Аэромеханика самолета: Динамика полета: учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с. [Bochkarev, A.F., Andreevskii, V.V., Belokonov, V.M., et al. Aehromekhanika samoleta: Dinamika poleta: uchebnik dlya aviatsionnykh vuzov. – М.: Mashinostroenie, 1985. – 360 s. (In Russian)].
2. Распопов В.Я. Датчики и системы авионики БЛА. – М.: Машиностроение, 2010. – 24 с. [Raspopov, V.Ya. Datchiki i sistemy avioniki BLA. – М.: Mashinostroenie, 2010. – 24 s. (In Russian)].
3. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1969. – 499 с. [Ostoslavskii, I.V., Strazheva, I.V. Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov. – 2-e izd., pererab. i dop. – М.: Mashinostroenie, 1969. – 499 s. (In Russian)].
4. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н. Управление и стабилизация в аэродинамике: учеб. пособие для втузов. – М.: Высш. школа. 1978. – 480 с. [Krasnov, N.F., Koshevoi, V.N. Upravlenie i stabilizatsiya v aehrodinamike: ucheb. posobie dlya vtuzov. – М.: Vyssh. Shkola. 1978. – 480s. (In Russian)].
5. Байдаков В.Б., Клумов А.С. Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов: учебник для учащихся авиационных техникумов. – М.: Машиностроение, 1979. – 344 с., ил. [Baidakov, V.B., Klumov, A.S. Aehrodinamika i dinamika poleta letatel'nykh apparatov: uchebnik dlya uchashchikhsya aviatsionnykh tekhnikumov. – М.: Mashinostroenie, 1979. – 344 s. (In Russian)].
6. Михалев И.А. Системы автоматического управления самолетом. – М.: Машиностроение, 1971. – 464 с. [Mikhalev, I.A. Sistemy avtomaticheskogo upravleniya samoletom. – М.: Mashinostroenie, 1971. – 464 s. (In Russian)].
7. Лебедева Н. В., Соловьёв С.В. Использование интеллектуальных систем при оперативном управлении полётом космических аппаратов // Вестник московского авиационного института. – 2018. – Т. 25, № 2. – С. 160–171. [Lebedeva, N.V., Solov'ev, S.V. Ispol'zovanie intellektual'nykh sistem pri operativnom upravlenii poletom kosmicheskikh apparatov // Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. – 2018. – Vol. 25, no. 2. – S. 160–171. (In Russian)].
8. Пегат А. Нечеткое моделирование и управление / Пер. с англ. А.Г. Подвесовского, Ю.В. Тюменцева. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 798 с. [Piegat, A. Fuzzy Modeling and Control. – Heidelberg, New York : Physica-Verlag, 2001. – 752 p.]
9. Васильев В.И., Ильясов Б.Г. Интеллектуальные системы управления. Теория и практика: учебное пособие. – М.: Радиотехника, 2009. – 392 с. [Vasil'ev, V.I., Ilyasov, B.G. Intel'ektual'nye sistemy upravleniya. Teoriya i praktika: uchebnoe posobie. – М.: Radiotekhnika, 2009. – 392 s. (In Russian)].
10. Первушина Н.А., Доновский Д.Е., Хакимова А.Н. Разработка методики синтеза нейро-нечеткого регулятора с настройкой генетическим алгоритмом // Вестник Концерна ВКО “Алмаз – Антей”. – 2018. – № 4. – С. 82–90. [Pervushina, N.A., Donovskii, D.E., Khakimova, A.N. Razrabotka metodiki sinteza нейро-nechetkogo regulatora s nastroykoi geneticheskim algoritmom // Vestnik Kontserna VKO “Almaz – Antei”. – 2018. – No. 4. – P. 82–90. (In Russian)].
11. Первушина Н.А., Хакимова А.Н. Разработка математических моделей нечетких регуляторов с настройкой генетическим алгоритмом для стабилизации динамического объекта // Проблемы управления, – 2020. – № 4. – С. 3–14. [Pervushina, N.A., Khakimova, A.N. Development of Mathematical Models of Fuzzy Controllers Set by Genetic Algorithm to Stabilize Dynamic Object // Control Sciences. – 2020. – No. 4. – P. 3–14. (In Russian)].
12. Signe, R.K., Motto, F.B. Fuzzy-PID Controller Based Sliding-Mode for Suppressing Low Frequency Oscillations of the Synchronous Generator // Heliyon. – 2024. – No. 10. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e35035>
13. Li, K., Bai, Y., Zhou, H. Research on Quadrotor Control Based on Genetic Algorithm and Particle Swarm Optimization for PID Tuning and Fuzzy Control-Based Linear Active Disturbance Rejection Control // Electronics. – 2024. – No. 13. – DOI: <https://doi.org/10.3390/electronics13224386>
14. Бураков М.В., Яковец О.Б. Нечёткое управление силовым гироскопическим прибором // Изв. вузов. Приборостроение. – 2015. – Т. 58, – № 10. – С. 804–808. [Burakov, M.V., Yakovets, O.B. Fuzzy Logic Control over a Power Gyroscopic System // Journal of Instrument Engineering. – 2015. – Vol. 58, no. 10. – P. 804–808. (In Russian)].
15. Лысенко Л.Н., Кыонг Н.Д., Чыонг Ф.В. Моделирование движения дистанционно пилотируемого ЛА с модифицированным нечётким регулятором в контуре управления полётом // Полёт. – 2013. – № 2. – С. 24–30. [Lysenko, L.N., Cuong, N.D., Chuong, F.V. Modeling of Motion of Remotely Controlled Aerial Vehicle with Modified Vague Regulator in Flight Control Contour // Polet. – 2013. – No. 2. – P. 24–30. (In Russian)].
16. Ульянов Г.Н., Иванов С.А., Владыко А.Г. Модель канала управления беспилотного летательного аппарата с нечётким контроллером // Информационно-управляющие системы. – 2012. – № 4. – С. 70–73. [Ulianov, G.N., Ivanov, S.A., Vladiko, A.G. The Model of Controlling the Unmanned Aerial Vehicle with a Fuzzy Logic Controller // Information and Control Systems. – 2012. – No. 4. – S. 70–73. (In Russian)].
17. Матвеев Е.Н., Глинчиков В.А. Нечёткий логический вывод в системе управления беспилотного летательного аппарата // Журнал Сибирского федерального университета. Серия: Техника и технологии. – 2011. – № 4. – С. 79–91. [Matveev E.N., Glinchikov, V.A. Fuzzy Logic Conclusion in the Control System UAV // Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies. – 2011. – No. 4. – P. 79–91. (In Russian)].
18. Обносков Б.В., Воронов Е.М., Микрин Е.А. и др. Стабилизация, наведение, групповое управление и системное моделирование беспилотных летательных аппаратов. Современные подходы и методы: в 2 т. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 464 с. [Obnoskov, B.V., Voronov, E.M. Mikrin, E.A., et al. Stabilizatsiya, navedenie, grupповое upravlenie i sistemnoe modelirovanie bespilotnykh letatel'nykh apparatov. Sovremennyye podkhody i metody: v 2 t. – М.: Izdatel'stvo MGТУ im. N.E. Baumana, 2018. – 464 s. (In Russian)].
19. Первушина Н.А., Фролова А.Д. Разработка адаптивной системы стабилизации для беспилотного летательного аппарата самолётного типа // Проблемы управления, – 2022. – № 5. – С. 3–15. [Pervushina, N.A., Frolova, A.D. Designing an



- Adaptive Stabilizing System for an Unmanned Aerial Vehicle // Control Sciences. – 2022. – No. 5. – P. 2–12.]
20. Сахарчук Д.А., Сивашко А.Б., Кругликов С.В. и др. Направление создания и развития беспилотных авиационных комплексов // Научноёмкие технологии. – 2014. – Т. 15, № 5. – С. 22–26. [Sakharchuk, D.A., Sivashko, A.B., Kruglikov, S.V. et al. Napravleniya sozdaniya i razvitiya bespilotnykh aviatsionnykh kompleksov // Science Intensive Technologies. – 2014. – Vol. 15, no. 5. – P. 22–26. (In Russian)].
 21. Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолета // Ученые записки ЦАГИ. – 2012. – Том XLIII, № 5. – С. 91–100. [Zhivov, Yu.G., Poedinok, A.M. Adaptivnaya Sistema upravleniya prodol'nym dvizheniem samoleta // Uchenye Zapiski TsAGI. – 2012. – Vol. XLIII, no. 5. – S. 91–100. (In Russian)].
 22. Гребёнкин А.В. Разработка алгоритмов автоматического выравнивания траектории на посадке с использованием интерцепторного управления. Навигация и управление ЛА // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. – 2013. – № 6. – С. 2–17. [Grebyonkin, A.V. Development of Trajectory Autoflare Algorithm on Landing with Spooler System Usage // Trudy MIEA. Navigaciya i upravlenie letatel'nymi apparatami. – 2013. – No. 6. – P. 2–17. (In Russian)].
 23. Куликов Л.И. Синтез алгоритма управления полётом беспилотного летательного аппарата парашютного типа в режиме барражирования на заданной высоте // Вопросы оборонной техники. – 2014. – Вып. 9. – Сер. 2 (266). – С. 53–63. [Kulikov, L.I. Sintez algoritma upravleniya poletom bespilotnogo letatel'nogo apparata parashutnogo tipa v rezhime barrazhirovaniya na zadannoi vysote // Voprosy obronnoi tekhniki. – 2014. – Vyp. 9. – Ser. 2 (266). – P. 53–63. (In Russian)].
 24. Попова И.В., Земсков А.В., Лестев А.М., Пестова К.С. Алгоритмы управления планирующими беспилотными летательными аппаратами «воздух-поверхность» // Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления. – Москва, 2014. – С. 3681–3689. [Popova, I.V., Zemskov, A.V., Lestev, A.M., Pestova, K.S. Algoritmy upravleniya planiruyushchimi bespilotnymi letatel'nymi apparatami «vozdukh-poверхnost'» // Trudy XII Vserossiiskogo soveshchaniya po problemam upravleniya. – Moscow, 2014. – P. 3681–3689. (In Russian)].
 25. Быстров Д.А. Разработка и исследование алгоритмов адаптации и стабилизации в системе управления ЛА // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: естественные и технические науки. – 2014. – № 5/6. – С. 3–10. [Bystrov, D.A. Development and Research of Adaptation and Stabilization Algorithms in the System of an Aircraft // Modern Science: Actual Problems of Theory and Practice. Series “Natural and Technical Sciences”. – 2014. – No. 5/6. – P. 3–10. (In Russian)].
 26. Пащенко Ф.Ф., Пащенко А.Ф., Гуляев С.В., Вислогузов А.Д. Применение гибридных методов в интеллектуальных системах управления // Датчики и системы. – 2023. – № 2. – С. 51–58. [Pashchenko, F.F., Pashchenko, A.F., Gulyaev, S.V., Visloguzov, A.D. Application of Hybrid Methods in Intelligent Control Systems // Sensors and Systems. – 2023. – No. 2. – P. 51–58. (In Russian)].
 27. Методы робастного, нейро-нечёткого и адаптивного управления: Учебник / Под ред. Н.Д. Егупова; издание 2-ое стереотипное. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 744 с. [Metody robastnogo, neuro-nechetkogo i adaptivnogo upravleniya: Uchebnik / Pod red. N.D. Egupova; izdanie 2-oe stereotipnoe. – M.: Izd-vo MG TU im. N.Eh. Baumana, 2002. – 744 s. (In Russian)].
 28. Лебедев А.А., Карabanов В.А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1965. – 528 с. [Lebedev, A.A., Karabanov, V.A. Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami. – M.: Mashinostroenie, 1965. – 528 s. (In Russian)].
 29. Гусейнов А.Б., Ляпунов В.В., Трусов В.Н. Проектирование систем управления крылатых ракет. – М.: Изд-во МАИ, 2020. – 192 с. [Guseinov, A.B., Lyapunov, V.V., Trusov, V.N. Proektirovanie sistem upravleniya krylatykh raket. – M.: Izd-vo MAI, 2020. – 192 s. (In Russian)].
 30. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. – 4-е изд., перераб. и доп. – СПб.: Профессия, 2007. – 752 с. [Besekerskii, V.A., Popov, E.P. Teoriya sistem avtomaticheskogo regulirovaniya. – 4-e izd., pererab i dop. – SPb.: Professiya, 2007. – 752 s. (In Russian)].
 31. Араманович И.Г., Лунц Г.Л., Эльсгольц Л.Э. Функции комплексного переменного. Операционное исчисление. Теория устойчивости. – М.: Наука, 1965. – 392 с. [Aramanovich, I.G., Lunts, G.L., Ehl'sgol'ts, L.Eh. Funktsii kompleksnogo peremennogo. Operatsionnoe ischislenie. Teoriya ustoichivosti. – Moscow: Nauka, 1965. – 392 s. (In Russian)].
 32. Леоненков А.В. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH. – СПб.: БХВ Петербург, 2005. – 736 с. [Leonenkov, A.V. Nechetkoe modelirovanie v srede MATLAB i fuzzyTECH. – SPb.: BKHV Peterburg, 2005. – 736 s. (In Russian)].
- Статья представлена к публикации членом редколлегии Ф. Ф. Пащенко.*
- Поступила в редакцию 09.04.2025,
после доработки 04.12.2025.
Принята к публикации 15.01.2026.*
- Первушина Наталья Александровна** – канд. физ.- мат. наук, Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е.И. Забабахина», г. Снежинск,
✉ kb2@vniitf.ru,
- Порывкин Александр Евгеньевич** – Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е.И. Забабахина», г. Снежинск; Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования Снежинский физико-технический институт – филиал федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск,
✉ kb2@vniitf.ru.
- © 2025 г. Первушина Н. А., Порывкин А. Е.



Эта статья доступна по [лицензии Creative Commons «Attribution» \(«Атрибуция»\) 4.0 Всемирная.](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

DEVELOPMENT OF A HYBRID STABILIZATION SYSTEM FOR A FIXED-WING AIRCRAFT

N. A. Pervushina* and A. E. Poryvkin**

***Russian Federal Nuclear Center—Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics (VNIITF), Snezhinsk, Russia

**Snezhinsk Institute of Physics and Technology, branch of National Research Nuclear University
Moscow Engineering Physics Institute (MEPhI), Snezhinsk, Russia

***✉ kb2@vniitf.ru

Abstract. This paper presents a mathematical model of a hybrid controller developed for a fixed-wing aircraft stabilization system in the pitch channel. The stabilization system model is in the block diagram form. The hybrid controller is based on an additional force on the elevator and a fuzzy controller designed to adjust the magnitude of this force. A proportional relationship between the reference input of the stabilization system and the additional force is proposed. A mathematical model of the fuzzy controller tuned using a genetic algorithm is developed. The operation of the hybrid stabilization system with the tuned parameters of the fuzzy controller is simulated. According to the simulation results, the stabilization system with the new controller structure demonstrates high performance regardless of the magnitude of the specified reference input. The stabilization system structure increases the response speed in the control loop several times compared to the classical approach.

Keywords: fixed-wing aircraft, pitch channel, stabilization system, fuzzy controller, hybrid controller, genetic algorithm, mathematical modeling.