УДК. 519.8

Применение методов глобальной оптимизации для параметрического синтеза обобщенного пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора в задаче управления полетом

Пантелеев А.В.,* Летова Т.А.,* Помазуева Е.А.*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: Dep805@MAI.ru*

Аннотация

Предложено решение задачи поиска параметров ПИД-регулятора, оптимальных на заданном множестве Ω начальных состояний и множестве G входных воздействий, как задачи поиска глобального экстремума функции многих переменных при отсутствии ограничений. Сформирован алгоритм решения задачи и соответствующее программное обеспечение. Приведен пример решения задачи поиска оптимальных параметров ПИД-регулятора для управления продольным движением самолета.

Ключевые слова: ПИД-регулятор, критерий оптимизации, множество начальных состояний, множество входных воздействий, метод имитации отжига.

Введение

Решению задачи конструирования ПИД-регулятора посвящено большое число работ [1], в которых предлагается структура регулятора и методика определения его параметров исходя из требований к работоспособности и качеству переходного процесса замкнутой системы «объект-регулятор». Рассматривается как классический ПИД-регулятор так и его модификации, проводится анализ влияния его параметров на качество переходного процесса как при наличии шумов и внешних воздействий так и при их отсутствии [2, 3, 4]. Так в [2] показано, что использование в ПИД-регуляторе принципа разомкнутого управления позволяет улучшить показатели качества переходного процесса и скомпенсировать внешние воздействия. В [4] описано проектирование регулятора с внутренней моделью, который при наличии точной идентификации объекта управления позволяет повысить точность слежения за отработкой входного воздействия, подаваемого на систему «объект-регулятор».

В [5, 6, 7] описано применение генетических алгоритмов для поиска оптимальных значений параметров ПИД-регулятора, когда за критерий качества берется величина

$$I = \frac{1}{\int_0^t \tau \, | e(\tau) | \, d\tau},$$

где $e(t)$ – текущее значение ошибки регулятора, t – время.

В [7] продемонстрировано использование генетических алгоритмов не только для определения параметров ПИД-регулятора, но и для идентификации объекта управления.

В настоящей работе ставится задача определения параметров обобщенного ПИД-регулятора, формирующего закон управления

$$u(t)=K_{np}\varepsilon(t)+K_{D_1}\dot{\varepsilon}(t)+K_{D_2}\ddot{\varepsilon}(t)+K_I\int\limits_{t-\Delta(t)}^{t}\varepsilon(\tau)d\tau,$$

где $\varepsilon(\tau)$ – ошибка регулятора, обеспечивающих на заданном множестве G входных воздействий $g(t)$ и множестве Ω возможных начальных состояний x_0 объекта наименьшее значение J^* средней интегральной оценки $J(K_{np},K_{D_1},K_{D_2},K_I)$. Новизна подхода заключается в добавлении слагаемого со второй производной ошибки, в вычислении интегральной составляющей не на всем промежутке времени, а только на отрезке, определяемом “памятью” системы, в применении критерия оптимальности параметров регулятора, характеризующего среднюю интегральную ошибку по отношению к множеству возможных начальных состояний системы и множеству входных воздействий. Поставленная задача решается как задача безусловной минимизации функции многих переменных с использованием метода имитации отжига [8] с последующим уточнением результата методом адаптивного случайного поиска [9].

Общая постановка задачи

Рассматривается замкнутая система «объект – ПИД-регулятор», представленная на рис. 1, в которой:

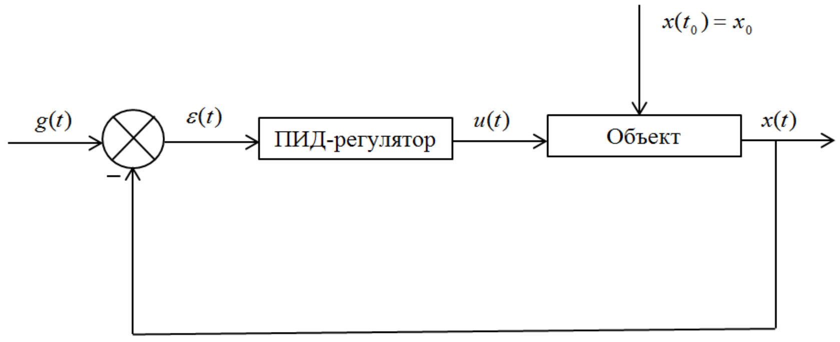

Рис. 1

- модель объекта управления описывается уравнениями возмущенного движения

$$\dot{x} = f(x(t), u(t), t), \qquad (1)$$

где $x = (x_1, ..., x_n)^T$ – вектор состояния, $u = (u_1, ..., u_m)^T, m \le n$ – вектор управления, t – время, $t \in [t_0, T]$, момент t_0 начала процесса и момент T его окончания заданы, $f(x, u, t)$ – заданная непрерывная функция;

- $g(t)$ – входное воздействие;
- $\varepsilon(t) = g(t) - x(t)$ – ошибка.

Предполагается что:

- управляющее воздействие $u(t)$ формируется ПИД-регулятором на основании ошибки $\varepsilon(t)$ в виде:

$$u(t) = K_{np}\varepsilon(t) + K_{D_1}\dot{\varepsilon}(t) + K_{D_2}\ddot{\varepsilon}(t) + K_I \int\limits_{t-\Delta(t)}^{t} \varepsilon(\tau) d\tau, \qquad (2)$$

где $\Delta(t)$ – память регулятора, $\Delta(t) = \begin{cases} t - t_0, & t_0 \le t < \Delta, \\ \Delta, & t \ge \Delta. \end{cases}$

Структура обобщенного регулятора (2) включает дополнительное слагаемое, учитывающее изменение второй производной ошибки, а в последнем слагаемом предлагается находить значение интеграла от ошибки не на всем промежутке времени от момента t_0 начала процесса регулирования до текущего момента времени, а лишь на части этого промежутка, характеризующей «память» системы. Описанные изменения в структуре регулятора по сравнению с классической могут расширить его возможности по обеспечению требуемого качества переходных процессов.

- на замкнутую систему «объект – ПИД-регулятор» действуют:

  - возможные начальные состояния $x(t_0) = x_0,\ x_0 \in \Omega,$ где Ω - множество возможных начальных состояний, в котором выбирается p характерных начальных состояний $x_0^k, k = 1,..., p$;

  - пробные входные воздействия $g_1(t),..., g_N(t),$ образующие множество входных воздействий G, где N – заданное целое число.

Для определения наилучших значений параметров ПИД-регулятора $K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I$ сформируем критерий качества управления J по следующему правилу:

1. Пусть функционал $I^j(x_0^k) = \int\limits_{t_0}^{T} \varepsilon^2(t)dt,\quad j = 1,..., N, k = 1,..., p,$ характеризует интегральную ошибку на интервале $[t_0, T]$ при заданном входном воздействии $g_j(t),\ j = 1,..., N$ и фиксированном начальном состоянии $x(t_0) = x_0^k, k = 1,..., p$.

2. Величина средней интегральной ошибки J^j на множестве Ω возможных начальных состояний при заданном входном воздействии $g_j(t),\ j=1,\dots,N$ равна:

$$J^j = \frac{\int\limits_{\Omega} I^j(x_0)dx_0}{mes\,\Omega},\ j=1,\dots,N,$$

где $mes\,\Omega$ – мера множества Ω.

3. Величина J, характеризующая среднюю интегральную ошибку на множестве всех N пробных входных воздействий и множестве начальных состояний, равна

$$J = \frac{\sum\limits_{j=1}^{N} J^j}{N}. \qquad (3)$$

Замечание.

1. В частном случае можно считать, что множество Ω возможных начальных состояний задается параллелепипедом со сторонами, параллельными координатным осям. По каждой из координат задается равномерная сетка с некоторым шагом. В результате множество Ω представляется объединением p непересекающихся элементарных подмножеств $\Omega_k, k=1,\dots,p$. В центре каждого из подмножеств Ω_k определяется начальное состояние $x_0^k, k=1,\dots,p$. Тогда

$$\int\limits_{\Omega} I^j(x_0)dx_0 \cong \sum_{k=1}^{p} I^j(x_0^k)mes\,\Omega_k,$$

где $mes\,\Omega_k$ – мера элементарного подмножества (объем).

В результате имеем

$$J^j \cong \frac{\sum\limits_{k=1}^{p} I^j(x_0^k) mes\,\Omega_k}{mes\,\Omega} = \frac{\sum\limits_{k=1}^{p} I^j(x_0^k)}{p}.$$

2. Значение критерия (3) характеризует поведение пучка траекторий, исходящего из множества начальных состояний Ω, при входных воздействиях из множества G.

Требуется при заданном множестве начальных состояний Ω и множестве G входных воздействий $g(t)$ определить параметры $K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I$ ПИД-регулятора из условия минимума критерия J, т.е. среди всех возможных значений $K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I$ требуется найти такие $K_{np}^*, K_{D_1}^*, K_{D_2}^*, K_I^*$, при которых критерий J принимает наименьшее значение:

$$J^* = \min_{K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I} J.$$

Поставленная задача представляет собой задачу безусловной минимизации функции $J(K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I)$, которая может быть решена с использованием метода имитации отжига [8] с последующим уточнением результата методом адаптивного случайного поиска [9].

Порядок решения задачи

1. Сформировать на множестве Ω множество характерных начальных состояний $x_0^k, k = 1,..., p$.

2. Сформировать N пробных входных воздействий $g_j(t), j = 1,..., N$ (множество G).

3. Задать пробные начальные значения коэффициентов ПИД-регулятора, $K_{np}^0, K_{D_1}^0, K_{D_2}^0, K_I^0$, при которых система «объект – ПИД-регулятор» будет устойчива (рекомендуется), и:

а) проинтегрировать с использованием численных методов уравнения замкнутой системы $\dot{x} = f(x(t), u(t), t)$, где

$$u(t) = K_{np}\varepsilon(t) + K_{D_1}\dot{\varepsilon}(t) + K_{D_2}\ddot{\varepsilon}(t) + \int\limits_{t-\Delta(t)}^{t} \varepsilon(\tau)d\tau$$

на интервале $[t_0, T]$ для $x_0^k, k = 1,..., p,\ g_j(t), j = 1,..., N$.

б) Вычислить значения критерия $I^j(x_0^k),\ j = 1,..., N,\ k = 1,..., p.$

в) Вычислить значения критерия

$$J^j = \frac{\sum\limits_{k=1}^{p} I^j(x_0^k)}{p}, j = 1,..., N.$$

г) Вычислить значение

$$J^0 = \frac{\sum\limits_{j=1}^{N} J^j}{N} = J(K_{np}^0, K_{D_1}^0, K_{D_2}^0, K_I^0).$$

4. Задать начальные значения глобального параметра T_0 (температура), параметра закона распределения Больцмана $c > 0$, параметра $\beta \in [0.8, 0.99]$ и максимальное число итераций ν. Решить задачу $J(K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I) \to \min\limits_{K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I}$ методом имитации отжига [8].

Для подсчета критерия J использовать операции а) – г) на шаге 3. Результатом решения задачи будут параметры $\tilde{K}_{np}, \tilde{K}_{D_1}, \tilde{K}_{D_2}, \tilde{K}_I$.

5. Задать начальные значения параметров метода адаптивного случайного поиска: коэффициент сжатия $0 < \beta < 1$, коэффициент растяжения $\alpha > 1$, M – максимальное число выполненных испытаний на текущей итерации, h_0 – начальную величину шага, R – минимальную величину шага, ν – максимальное количество итераций. Уточнить полученные на шаге 4 значения $\tilde{K}_{np}, \tilde{K}_{D_1}, \tilde{K}_{D_2}, \tilde{K}_I$.

Пример

Рассмотрим в качестве примера задачу управления самолетом по углу тангажа в режиме горизонтального полета. Уравнения возмущенного движения самолета в режиме горизонтального полета имеют вид [10]:

$$\begin{cases} (p + n_{22})\alpha - p\vartheta = 0, \\ (n_0 p + n_{32})\alpha + (p^2 + n_{33} p)\vartheta = -n_b \delta_b, \end{cases} \qquad (4)$$

где α – отклонение угла атаки, ϑ – отклонение угла тангажа, δ_b – отклонение руля высоты. Остальные обозначения: $p = \frac{d}{d\bar{t}}$, $\bar{t} = \frac{t}{\tau_a}$, $n_{22} = \frac{1}{2}(c_y^{\alpha} - c_x^{'})$, $n_0 = -\mu \frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{\tau_a}$, $n_{32} = -\mu m_z^{\alpha}$, $n_{33} = -\mu \frac{m_z^{\omega_z}}{\tau_a}$, $n_b = -\mu m_z^{\delta_b}$, $\mu = \frac{b_A m}{2 r_z^2 \sigma S}$, в которых c_x, c_y – коэффициенты сопротивления и подъемной силы соответственно, m_z – коэффициент момента тангажа, b_A – длина хорды крыла, S – площадь крыла, $\tau_a = \frac{m}{\sigma V S}$ – параметр атмосферы, V – скорость полета, r_z – радиус инерции.

Управление самолетом по углу тангажа осуществляется обобщенным ПИД-регулятором, формирующим отклонение руля высоты δ_b по закону

$$\delta_b(t) = K_{np}(\vartheta^j_{зад} - \vartheta(t)) + K_{D_1}\dot{\vartheta}(t) + K_{D_2}\ddot{\vartheta}(t) + \int\limits_{t-\Delta(t)}^{t} (\vartheta^j_{зад} - \vartheta(\tau))d\tau, \qquad (5)$$

в котором $\Delta(t) = \begin{cases} t - t_0, t_0 \le t < \Delta, \\ \Delta, t \ge \Delta, \end{cases}$, $\vartheta^j_{зад} = g^j(t)$ – желаемое значение угла тангажа, $j = 1,..., N$, вектор $x^k_0 = (\vartheta^k_0, \dot{\vartheta}^k_0, \alpha^k_0)^T, k = 1,..., p.$

Критерии $I^j(x^k_0), J^j, J$ имеют вид:

$$I^j(\vartheta^k_o, \dot{\vartheta}^k_o, \alpha^k_o) = \int\limits_{t_0}^{T} (\vartheta^j_{зад} - \vartheta(t))^2(t)dt,\ j = 1,..., N;$$

$$J^j = \frac{\sum\limits_{k=1}^{p} I^j(\vartheta^k_o, \dot{\vartheta}^k_o, \alpha^k_o)}{p},\ j = 1,..., N;\quad J = \frac{\sum\limits_{j=1}^{N} J^j}{N}.$$

При формировании критерия J^j предполагалось, что множество Ω возможных начальных состояний по координатам $\vartheta, \dot{\vartheta}, \alpha$ задается параллелепипедом с заданными сторонами, который содержит в себе p элементарных параллелепипедов. За точку $\vartheta^k_0, \dot{\vartheta}^k_0, \alpha^k_0$ берется центральная внутренняя точка элементарного параллелепипеда.

Для решения задачи поиска минимума функции $J(K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I)$ на множестве Ω начальных состояний $(\vartheta_0, \dot{\vartheta}_0, \alpha_0)$ и множестве входных воздействий $\vartheta^j_{зад}(t), j = 1,..., N$ написана программа на языке C#, которая имеет модульную структуру и реализует описанный выше порядок решения задачи.

Работа с программой начинается с задания коэффициентов уравнений возмущенного движения (4). Они могут быть либо введены вручную, либо перенесены автоматически из предварительно заполненной таблицы (табл. 1) в соответствии с типом самолета и высотой горизонтального полета Н в ходе ответа на вопрос «Выберите тип самолета» (рис. 2) .

Таблица 1

Коэффициенты	Легкий самолет, Н = 15 км	Тяжелый самолет, Н = 8 км
n_0	0.7	1.17
n_{22}	2.5	3
n_{32}	16	42
n_{33}	2.2	2.5
n_b	100	28

Задаются границы параллелепипеда, определяющие множество Ω возможных начальных состояний, начальные состояния $\vartheta_0, \dot{\vartheta}_0, \alpha_0$ из множества Ω, начальное входное воздействие $g(t) \in G, G = \{g(t) : g(t) = \rho \cdot 1(t),\ 0 \le \rho \le 1\},$ значение Δ .

Начальные значения коэффициентов $K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I$ задаются на основании предварительных испытаний замкнутой системы «объект – ПИД-регулятор» на устойчивость, которые можно провести, реализуя интегрирование уравнений задачи стабилизации (4), (5) (рис. 2).

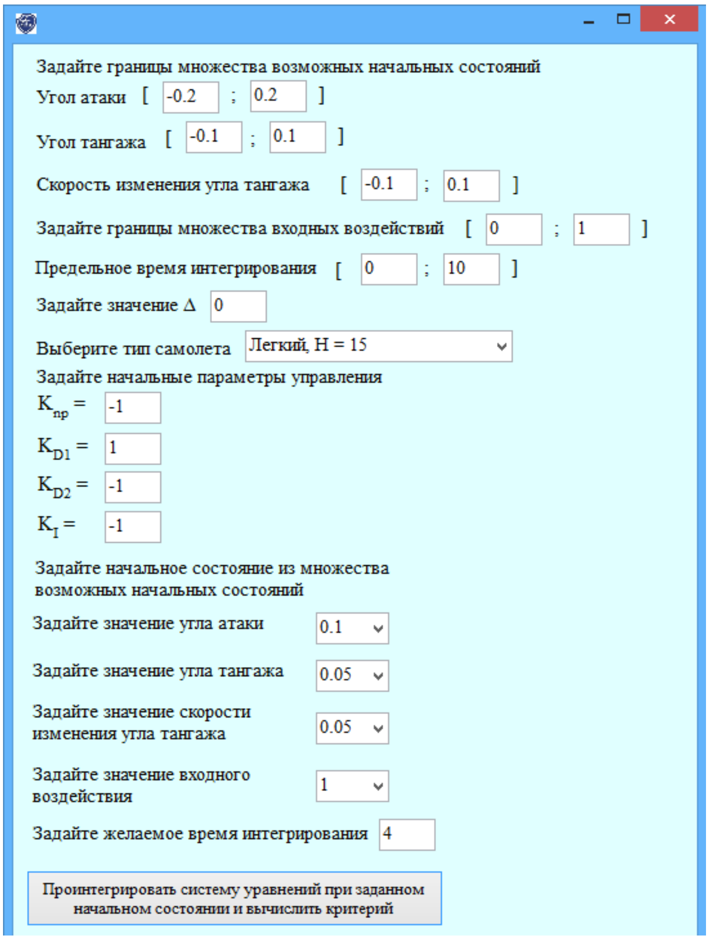

Рис. 2

Интегрирование уравнений (4), (5) задачи стабилизации осуществляется методом Рунге-Кутты 4-го порядка с шагом h. Для этого система (4), (5) записывается в виде:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = -n_{22}x_1 + x_3, \\ \dot{x}_2 = x_3, \\ \dot{x}_3 = (n_0 n_{22} - n_{32})x_1 - (n_0 + n_{33})x_3 - n_b\delta_b \end{cases} \quad (6)$$

где $\delta_b(t) = K_{np}(x_{2зад} - x_2(t)) + K_{D_1}x_3(t) + K_{D_2}\dot{x}_3(t) + K_I \int\limits_{t-\Delta(t)}^{t} (x_{2зад} - x_2(\tau))d\tau$,

$x_1 = \alpha,\ \ x_2 = \vartheta,\ x_3 = \dot{\vartheta}$.

При интегрировании системы (6) при $K_{D_2} \neq 0$ в правой части третьего уравнения системы (6) производная вычисляется на двухточечном шаблоне по формуле $\dot{x}_3^{(t_k)} \cong (x_{3k} - x_{3k-1}) / h$, а $\int\limits_{t_k - \Delta(t)}^{t_k} \varepsilon(\tau) d\tau$, где $\varepsilon(\tau) = x_{2зад} - x_2(\tau)$ вычисляется при $\Delta = lh, l = 1, 2, \ldots$ по формуле трапеций $\int\limits_{t_k - lh}^{t_k} \varepsilon(\tau) d\tau \cong \frac{h}{2} [\varepsilon_k + 2\varepsilon_{k-1} + 2\varepsilon_{k-2} + \ldots + 2\varepsilon_{k-l+1} + \varepsilon_{k-l}]$.

Результат интегрирования системы (4), (5) проиллюстрирован на рис. 3.

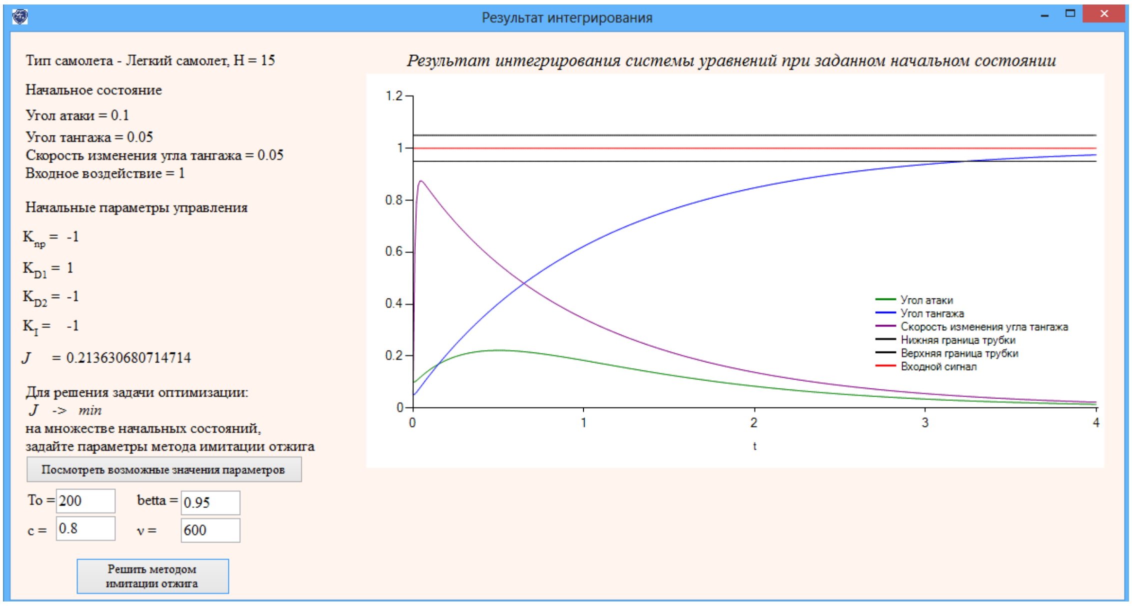

Рис. 3

Уравнения (4), (5) для заданных значений $K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I$ интегрируются многократно для всех заданных на множестве Ω начальных состояний x_0^k и входных воздействий $g_j(t) \in G$. При этом осуществляется вычисление критериев I^j, J^j, J. По результатам вычислений I^j, J^j начальное значение критерия $J \cong 0.2136$ (рис. 3). Для решения задачи оптимизации методом имитации отжига следует задать параметры метода $T_0 > 0, c > 0, \beta \in [0.8, 0.99]$ и число итераций (рис. 3).

Результат решения задачи методом имитации отжига уточняется методом адаптивного случайного поиска. Для этого следует задать параметры метода: коэффициент сжатия $0 < \beta < 1$, коэффициент растяжения $\alpha > 1$, M – максимальное число выполненных испытаний на текущей итерации, h_0 – начальную величину шага, R – минимальную величину шага, ν – максимальное число итераций (рис. 4). Результат решения задачи представлен на рис. 5 и в табл. 3 для случая $K_{D_2} \neq 0, \Delta = 0$.

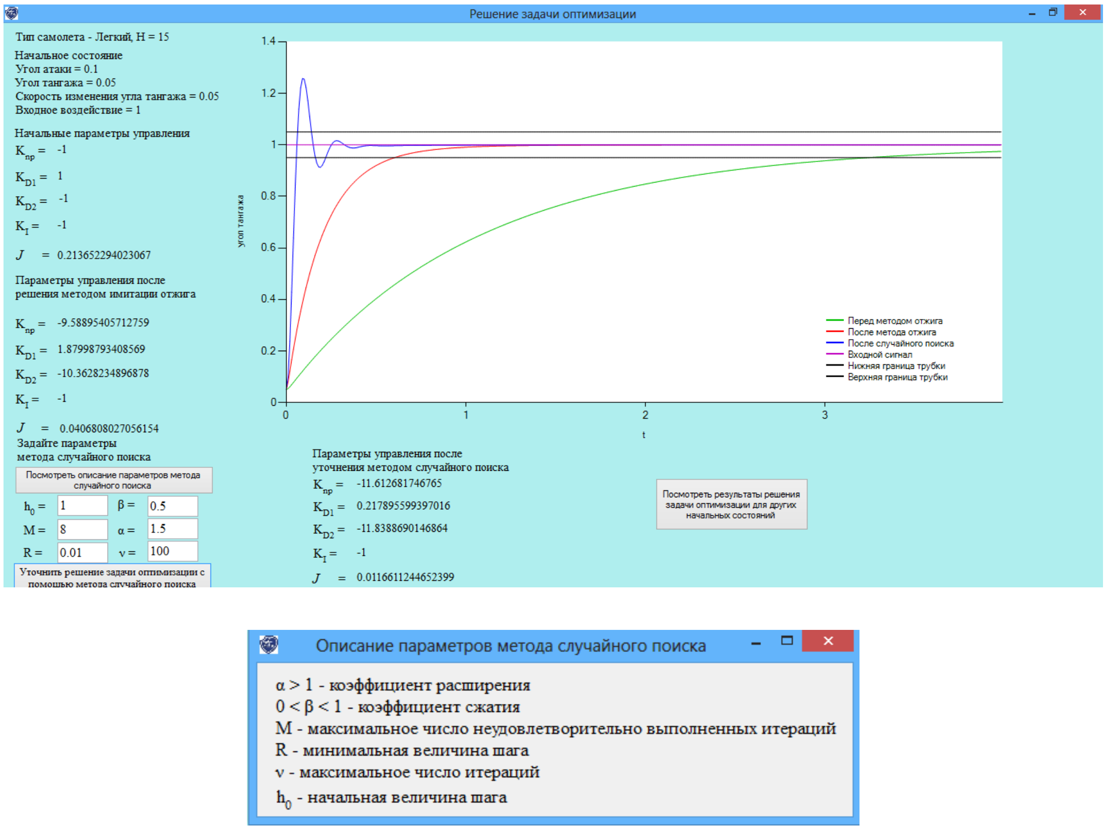

Рис. 4

Таблица 3

<table>
<tr><td rowspan="2">Название коэффициента</td><td colspan="2">Легкий самолет, H = 15 км</td></tr>
<tr><td>Значения коэффициентов управления перед методом имитации отжига</td><td>Значение критерия J перед методом имитации отжига</td></tr>
<tr><td>K_{np}</td><td>-1</td><td rowspan="4">0.2136</td></tr>
<tr><td>K_{D_1}</td><td>1</td></tr>
<tr><td>K_{D_2}</td><td>-1</td></tr>
<tr><td>K_I</td><td>-1</td></tr>
<tr><td></td><td>Значения коэффициентов управления после метода имитации отжига</td><td>Значения критерия J после метода имитации отжига</td></tr>
</table>

K_{np}	-9.589	0.0407
K_{D_1}	1.880	
K_{D_2}	-10.363	
K_I	-1	
	Значения коэффициентов управления после метода случайного поиска	Значения критерия J после метода случайного поиска
K_{np}	-11.613	0.0116
K_{D_1}	0.218	
K_{D_2}	-11.839	
K_I	-1	

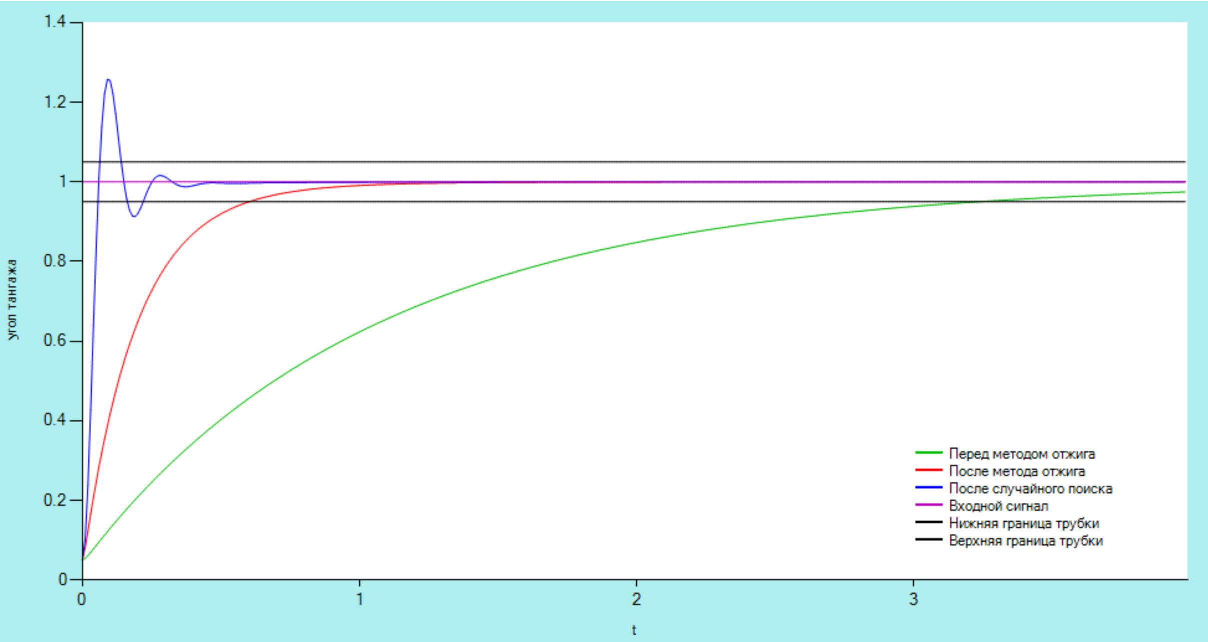

Рис. 5

На рис. 6 и в табл. 4 представлены результаты решения задачи оптимизации для случая $K_{D_2} = 0, \Delta = 0$.

Таблица 4

Название коэффициента	Легкий самолет, H = 15 км	
	Значения коэффициентов управления перед методом имитации отжига	Значение критерия J перед методом имитации отжига
K_{np}	-1	0.2097
K_{D_1}	1	
K_I	-1	

	Значения коэффициентов управления после метода имитации отжига	Значения критерия J после метода имитации отжига
K_{np}	-4.002	0.0849
K_{D_1}	1.715	
K_I	-1	
	Значения коэффициентов управления после метода случайного поиска	Значения критерия J после метода случайного поиска
K_{np}	-6.977	0.0119
K_{D_1}	0.151	
K_I	-1	

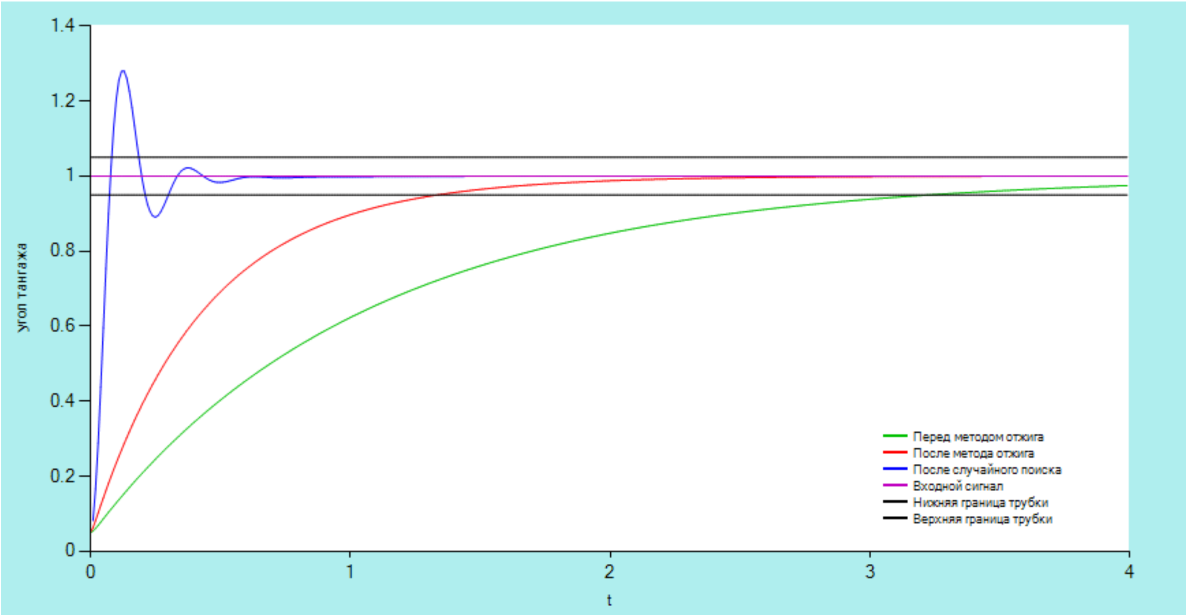

Рис. 6

Сравнение результатов позволяет судить о том, что при $\Delta = 0$ в случае $K_{D_2} \neq 0$ значение критерия оптимизации $J^* \cong 0.0116$ ниже, чем $J^* \cong 0.0119$ при $K_{D_2} = 0$ и перерегулирование возрастает так же, как и время переходного процесса. Результаты моделирования при $\Delta \neq 0$ приведены на рис. 7, 8, 9, 10 и в табл. 5, 6, 7, 8 соответственно, где $\Delta = 0.1, 0.2$. Сравнение результатов показывает, что учет Δ позволяет снизить значение критерия J^* и повлиять на качество переходного процесса. Так при $K_{D_2} \neq 0$ и $\Delta = 0$ $J^* \cong 0.0116$, а при $\Delta = 0.2$ $J^* \cong 0.0098$. При $K_{D_2} = 0$ и $\Delta = 0$ $J^* \cong 0.0119$, а при $\Delta = 0.2$ $J^* \cong 0.0101$.

Аналогичные результаты получены и для тяжелого самолета.

Таблица 5

Название коэффициента	Легкий самолет, Н = 15 км, $K_{D_2} \neq 0$, $\Delta = 0.1$	
	Значения коэффициентов управления перед методом имитации отжига	Значение критерия J перед методом имитации отжига
K_{np}	-1	0.1952
K_{D_1}	1	
K_{D_2}	-1	
K_I	-1	
	Значения коэффициентов управления после метода имитации отжига	Значения критерия J после метода имитации отжига
K_{np}	-15.191	0.0191
K_{D_1}	1.276	
K_{D_2}	7.669	
K_I	6.195	
	Значения коэффициентов управления после метода случайного поиска	Значения критерия J после метода случайного поиска
K_{np}	-16.308	0.0102
K_{D_1}	0.281	
K_{D_2}	6.376	
K_I	5.406	

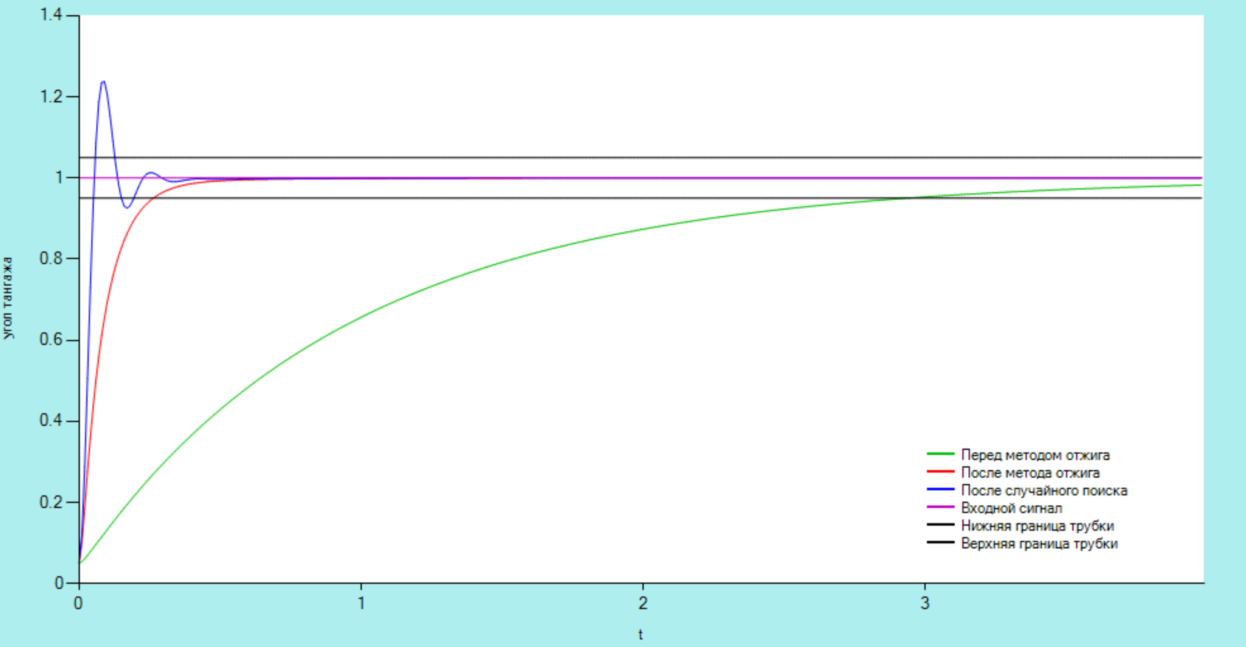

Рис. 7

Таблица 6

Название коэффициента	Легкий самолет, Н = 15 км, $K_{D_2} = 0$, $\Delta = 0.1$	
	Значения коэффициентов управления перед методом имитации отжига	Значение критерия J перед методом имитации отжига
K_{np}	-1	0.1913
K_{D_1}	1	
K_I	-1	
	Значения коэффициентов управления после метода имитации отжига	Значения критерия J после метода имитации отжига
K_{np}	-8.698	0.0204
K_{D_1}	0.957	
K_I	-2.931	
	Значения коэффициентов управления после метода случайного поиска	Значения критерия J после метода случайного поиска
K_{np}	-9.498	0.0104
K_{D_1}	0.169	
K_I	-3.685	

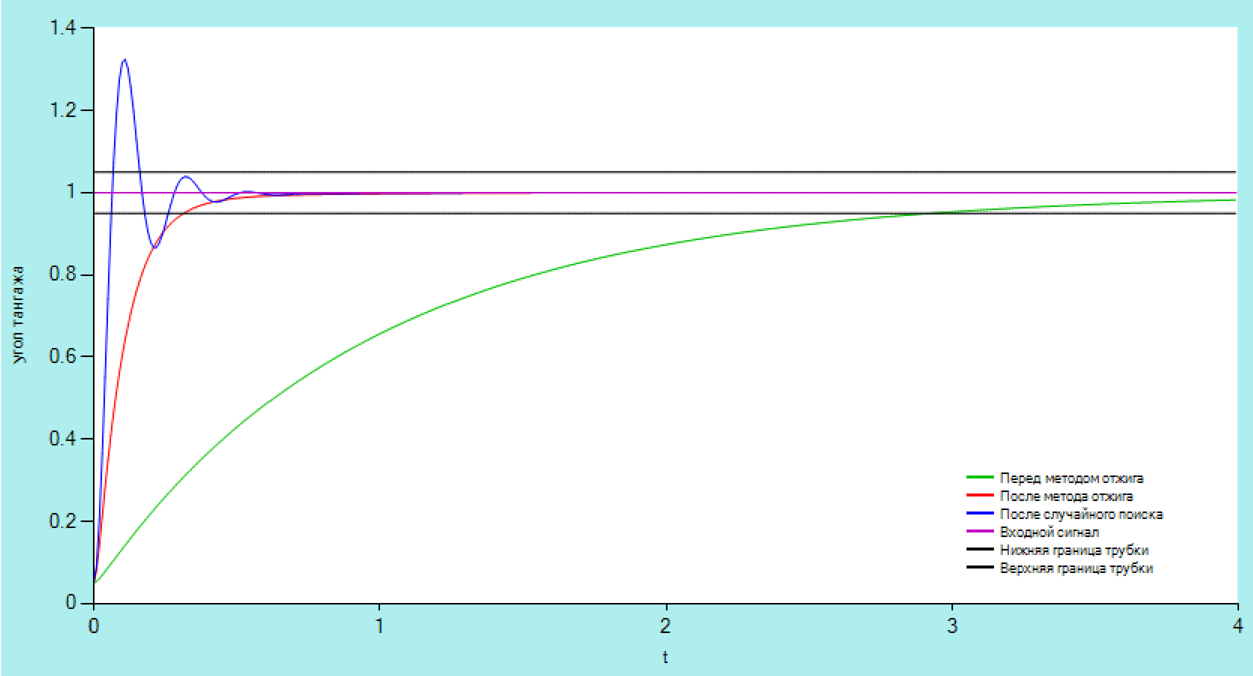

Рис. 8

Таблица 7

Название коэффициента	Легкий самолет, H = 15 км, $K_{D_2} \neq 0$, $\Delta = 0.2$	
	Значения коэффициентов управления перед методом имитации отжига	Значение критерия J перед методом имитации отжига
K_{np}	-1	0.1814
K_{D_1}	1	
K_{D_2}	-1	
K_I	-1	
	Значения коэффициентов управления после метода имитации отжига	Значения критерия J после метода имитации отжига
K_{np}	-13.548	0.0289
K_{D_1}	1.754	
K_{D_2}	18.291	
K_I	6.771	
	Значения коэффициентов управления после метода случайного поиска	Значения критерия J после метода случайного поиска
K_{np}	-18.274	0.0098
K_{D_1}	0.316	
K_{D_2}	15.316	
K_I	4.174	

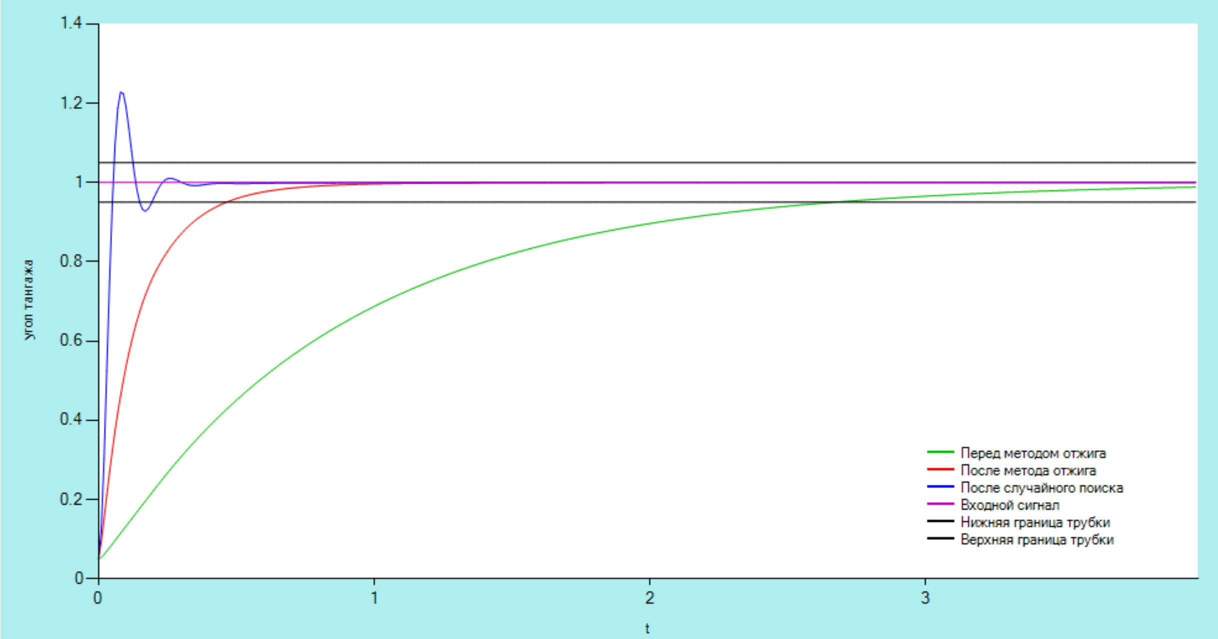

Рис. 9

Таблица 8

Название коэффициента	Легкий самолет, H = 15 км, $K_{D_2} = 0$, $\Delta = 0.2$.	
	Значения коэффициентов управления перед методом имитации отжига	Значение критерия J перед методом имитации отжига
K_{np}	-1	0.1774
K_{D_1}	1	
K_I	-1	
	Значения коэффициентов управления после метода имитации отжига	Значения критерия J после метода имитации отжига
K_{np}	-12.075	0.0333
K_{D_1}	2.187	
K_I	-0.846	
	Значения коэффициентов управления после метода случайного поиска	Значения критерия J после метода случайного поиска
K_{np}	-18.124	0.0101
K_{D_1}	1.071	
K_I	-1.926	

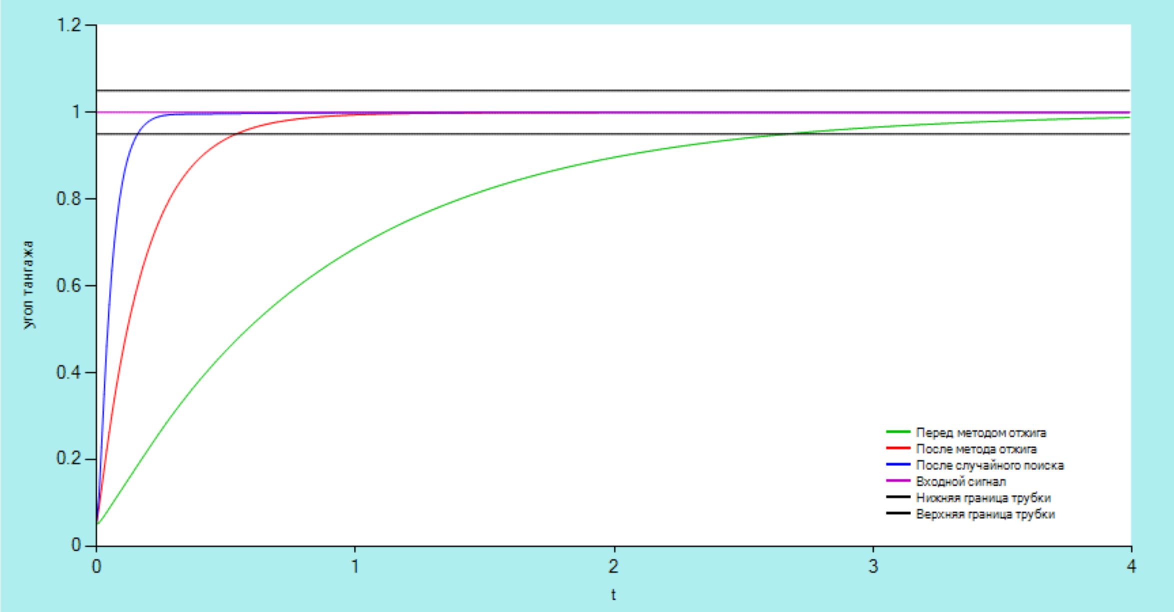

Рис. 10

Выводы

1. Поставлена задача о параметрическом синтезе обобщенного ПИД-регулятора, учитывающего в своей структуре компоненту $\ddot{\varepsilon}(t)$ и память регулятора $\Delta(t)$ на заданном множестве Ω начальных состояний объекта и множестве G возможных входных воздействий $g(t)$.

2. Поставленная задача сформулирована как задача безусловной минимизации функции многих переменных $J(K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I)$.

3. Предложен порядок решения поставленной задачи безусловной минимизации методом имитации отжига с последующим уточнением результата методом адаптивного случайного поиска.

4. Разработано программное обеспечение, реализующее предложенный порядок решения задачи.

5. Приведен пример решения задачи параметрического синтеза ПИД-

регулятора для управления углом тангажа в режиме горизонтального полета. Показано, что предложенная технология решения позволяет значительно уменьшить интегральную ошибку $J(K_{np}, K_{D_1}, K_{D_2}, K_I)$ и сократить время переходного процесса.

Библиографический список:

1. Quevedo J., Escobet T. Digital control: past, present and future of PID control // Proceedings of the IFAC Workshop, Eds., Terrassa, Spain, 5-7 Apr. 2000, - 618 p.

2. Åström K.J., Hägglund T. Advanced PID control. – ISA (The Instrumentation, System, and Automation Society), 2006. – 460 p.

3. Li Y., Ang K.H., Chong G.C.Y. Patents, software, and hardware for PID control. An overview and analysis of the current art // IEEE Control Systems Magazine. Feb. 2006. pp. 41-54.

4. Leva A., Cox C., Ruano A. Hands-on PID autotuning: a guide to better utilization. – IFAC Professional Brief. – http://www.ifac-control.org. – 84 p.

5. Li Jie, Xie Jian-ying, Wu Zheng-mao. Design of disturbance rejection PID controllers for time delay system based on genetic algorithms // International Conference on Neural Networks and Brain (ICNN&B'05), 13-15 Oct. 2005. Vol. 2. P.876-880.

6. Fleming P.J., Purhouse R.C. Genetic algorithms in control systems engineering. – IFAC Professional Brief. – http://www.ifac-control.org. – 32 p.

7. Pereira D.S., Pinto J.O.P. Genetic algorithm based system identification and PID tuning for optimum adaptive control // IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, 2005. Proceedings. pp. 801-806.

8. Пантелеев А.В., Метлицкая Д.В., Алешина Е.А. Методы глобальной

оптимизации. Метаэвристические стратегии и алгоритмы. – М.: Вузовская книга, 2013. - 244 с.

9. Пантелеев А.В., Летова Т.А. Методы оптимизации в примерах и задачах. – М.: Высшая школа, 2008. - 544 с.

10. Боднер В.А., Теория автоматического управления полетом. – М.: Наука, 1961. - 698 с.