

УДК 629.7.014 : 681.5

Синтез оптимальных регуляторов системы управления самолетом через решение обратной задачи АКОР*

А.М. АГЕЕВ¹, В.Н. СИЗЫХ²

¹ 394064, РФ, г. Воронеж, ул. Старых большевиков, 54 «А», Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», к. т. н., e-mail: ageev_bbc@mail.ru

² 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15, Иркутский государственный технический университет путей сообщения, д. т. н., доцент, e-mail: sizykh_vn@mail.ru

Приводится методика синтеза параметрически самоорганизующихся регуляторов для системы управления полетом летательным аппаратом, в основу которой положен метод аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) в вырожденной формулировке. Она характеризуется тем, что весовые коэффициенты функции Беллмана в функционале качества определяются из условий разделения движений на изолированные каналы управления, что характерно для такого объекта, как летательный аппарат, и условий необходимой структуры регуляторов без необходимости решения уравнения Ляпунова, присущего традиционной задаче АКОР. В отличие от известных методик, когда коэффициенты законов управления подбираются эмпирически и корректируются вручную, в предлагаемой методике коэффициенты усиления оптимальных регуляторов могут быть автоматически идентифицированы в реальном времени в зависимости от режима работы системы. С использованием данной методики разработаны оптимальные цифровые автоматы устойчивости и управляемости продольного и бокового каналов управления самолетом, а также автоматы перекрестных связей между каналами. Приводятся результаты численного исследования разработанных алгоритмов при решении задачи синтеза комплексной системы управления полетом. Даны рекомендации по обоснованию структурного облика перспективной комплексной системы управления маневренным самолетом с применением полученных регуляторов в вычислительной части. Синтезированные по предложенной методике цифровые регуляторы позволяют заместить функции ряда технических устройств традиционных систем автоматического управления (САУ), таких как самолетные демпферы, автоматы управления, автоматы продольной и боковой устойчивости и управляемости, автоматы перекрестных связей. Предлагаемые методика, модели, алгоритмы и рекомендации могут быть использованы при проектировании новых и модернизации существующих систем управления летательными аппаратами, а также в специализированных вычислителях авиационных тренажеров, моделирующих динамику полета самолета с системой управления.

Ключевые слова: аналитическое конструирование, оптимальный регулятор, система автоматического управления, летательный аппарат, вырожденность, многоканальная система, устойчивость, управляемость

ВВЕДЕНИЕ

Существующая практика проектирования систем автоматического управления (САУ) полетом на основе методов классической теории управления, при которой происходит программная настройка коэффициентов системы управления (в основном построенных на базе ПИД-регуляторов [1]) в зависимости от режима полета, не обеспечивает желаемых пилотажных характеристик на некоторых режимах, имеет значительные вычислительные трудности, связанные с эмпирическим выбором коэффициентов САУ как на этапе проектирования, так и в процессе функционирования системы. В 60-х гг. XX века в работах А.М. Летова [2], Р. Калмана [3] было впервые сформулировано, а затем в работах А.А. Красовского [4–6], М. Атанса и П. Фалба [7] и др. получило развитие новое, перспективное направление аналити-

* Статья получена 12 марта 2014 г.

ческого конструирования оптимальных регуляторов (АКОР). Для решения задачи автоматизации пилотирования А.А. Красовским предложена методика АКОР в прямой формулировке (прямая задача синтеза). Данный подход нашел широкое научное признание, однако при практической реализации прямой задачи синтеза разработчик неизбежно сталкивается с трудностями, связанными с решением двухточечных краевых задач и с эмпирическим выбором весовых коэффициентов функционала качества. Поэтому проблема задания и настройки коэффициентов САУ из области конструирования традиционных ПИД-регуляторов перетекает в проблему синтеза регуляторов по методу АКОР в прямой формулировке.

Таким образом, проблема проектирования средств автоматизации пилотирования самолетов, обеспечивающих требуемые пилотажные характеристики, требует поиска новых эффективных, но в то же время простых и малозатратных решений, позволяющих упростить процесс настройки коэффициентов САУ в зависимости от режима полета.

1. ОБЩАЯ МЕТОДИКА СИНТЕЗА РЕГУЛЯТОРОВ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ АКОР

В работах авторов [8–13] предлагается методика синтеза регуляторов для систем управления летательным аппаратом (ЛА) на основе решения обратной задачи АКОР [8] в вырожденной формулировке. Основу данной методики составила унифицированная методика синтеза оптимальных регуляторов для класса линейных стационарных многосвязных объектов [9, 10]. Суть методики заключается в следующем.

Исходная линеаризованная модель ЛА n -го порядка

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad x(t_0) = x_0 \quad (1)$$

через замену переменных $z = Nx$ приводится к канонической форме Асseo [11, 20] вида

$$\dot{z} = \hat{A}z + \hat{B}u, \quad (2)$$

где

$$\hat{A} = \left[\begin{array}{c|c} O_{(n-m)} & I_m \\ \hline \underbrace{\begin{matrix} -l_{11} & \cdots & -l_{1(n-m)} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ -l_{m1} & \cdots & -l_{m(n-m)} \end{matrix}}_{n-m} & \underbrace{\begin{matrix} -l_{1(n-m+1)} & \cdots & -l_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ -l_{m(n-m+1)} & \cdots & -l_{mn} \end{matrix}}_m \end{array} \right] \left. \begin{array}{l} \vphantom{\hat{A}} \\ \vphantom{\hat{A}} \end{array} \right\} \begin{array}{l} n-m \\ m \end{array}, \quad \hat{B} = \begin{bmatrix} O_m \\ I_m \end{bmatrix}$$

– сопровождающие блочные матрицы при векторах состояния и управляющих воздействий размерности $(n \times n)$ и $(n \times m)$, N – матрица преобразования $(n \times n)$; I_m , O_m , $O_{(n-m)}$ – единичная и нулевые матрицы соответствующих размерностей, приведенные коэффициенты l_i зависят от коэффициентов исходной модели A и B .

На втором этапе синтеза для канонической формы представления модели используется методика АКОР по критерию взвешенной обобщенной работы (КВОР) [14, 15]

$$\hat{I} = \int_{t_0}^{t_k} (z^T Mz + u_{\text{оп}}^T K^{-1} u) dt, \quad (3)$$

в котором принимается $K^{-1} = I_m$, $u_{\text{оп}}$ – вектор оптимального управления, а матрица M выбирается путем постулирования следующей стратегии управления: 1) условий инвариантности по функционалу (критерию обобщенной работы) (Л.И. Розенюэр [16], М.М. Хрусталеv [17]); 2) условий разделения системы на изолированные каналы управления (принцип декомпозиции

движения) [18, 19]; 3) структурные условия приводимости замкнутой регулятором системы к цепочке последовательно-параллельных интеграторов (концепция самоорганизующихся оптимальных регуляторов (А.А. Красовский [6]).

По схеме динамического программирования задача АКОР с КВОР приводится к задаче Майера путем введения новой переменной $\hat{I} = z_{n+1}$. Система (2) запишется в виде

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_{(n-m+1)}, \\ \vdots \\ \dot{z}_{(n-m)} = z_n, \\ \vdots \\ \dot{z}_{(n-m+1)} = (-l_{11}z_1 - l_{12}z_2 - \dots - l_{1n}z_n) + u_1, \\ \vdots \\ \dot{z}_n = (-l_{m1}z_1 - l_{m2}z_2 - \dots - l_{mn}z_n) + u_m, \\ \dot{z}_{n+1} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m m_{ij} z_i z_j + \sum_{i=1}^m u_{оп i} u_i. \end{cases} \quad (4)$$

Затем составляется гамильтониан системы $H(z, u) = \sum_{i=1}^n (\partial S / \partial z_i) \dot{z}_i + \dot{z}_{(n+1)}$, где функция Беллмана $S(z)$ выбирается как смешанная квадратичная форма:

$$S(z_1, z_2, \dots, z_n) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n S_{ij} z_i z_j.$$

Оптимальные управления выбираются из условия стационарности точек функции Гамильтона $\partial H(z, u) / \partial u_i = 0$: $u_i = u_{оп i} = -\partial S / \partial z_i$. При этом приводим в системе (4) подобные слагаемые при переменных z_i , а затем получаем следующие условия:

а) приравнявая коэффициенты при переменных z_i при $i = \overline{1, (n-m)}$ к нулю, получаем условия разделения на изолированные движения по каналам управления: $(l_k + S_{ij} + S_{ji})z_i = 0$,

б) приравнявая коэффициенты при остальных переменных, т. е. при z_i , где $i = \overline{(n-m+1), n}$, к единице, получаем условия представления модели регулятора в виде цепочки последовательно-параллельных интегрирующих звеньев. При этом для $i \neq j$ эти условия запишутся: $(l_k + S_{ij} + S_{ji})z_i = 1$, а для $i = j$: $(l_k + 2S_{ii})z_i = 1$. Здесь $k = \overline{1, 2n}$, $i = \overline{1, n}$, $j = \overline{1, n}$.

В результате оптимальные управления запишутся в виде $u_{оп} = -L_{оп} N x = -R_{оп} x$, где $u_{оп}$ – вектор синтезированных оптимальных управлений, $L_{оп}$ – матрица коэффициентов оптимального регулятора, зависящих от коэффициентов модели объекта управления, x – вектор состояния объекта управления.

Таким образом, коэффициенты S_{ij} достаточно просто определяются из условий а) и б) при известных коэффициентах l_k без необходимости решения уравнения Ляпунова, присущей традиционной задаче АКОР. В итоге данные условия позволяют построить оптимальный регулятор, обеспечивающий выбранную нами стратегию управления с разделением каналов управления.

2. СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРОВ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ НА ОСНОВЕ МЕТОДИКИ АКОР В ВЫРОЖДЕННОЙ ФОРМУЛИРОВКЕ

В качестве математической модели движения самолета как твердого тела принималась линейризованная модель восьмого порядка (что согласно принятой практике допустимо для решения подобных задач), которая представляет собой линейную стационарную многосвязную систему, описываемую системой дифференциальных уравнений в пространстве состояний

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad x(t_0) = x_0, \quad (5)$$

где $x = [\Delta V \quad \Delta\alpha \quad \Delta\omega_z \quad \Delta\vartheta \quad \Delta\beta \quad \Delta\omega_y \quad \Delta\gamma \quad \Delta\omega_x]^T$ – вектор состояния размерности (8×1) ,

$u = [\Delta\delta_{\text{руд}} \quad \Delta\delta_{\text{в}} \quad \Delta\delta_{\text{н}} \quad \Delta\delta_{\text{э}}]^T$ – вектор управления размерности (4×1) , x_0 – вектор начальных условий,

$$A = \begin{bmatrix} a_x^V & a_x^\alpha & 0 & a_x^\vartheta & a_x^\beta & 0 & 0 & 0 \\ a_y^V & a_y^\alpha & 1 & a_y^\vartheta & a_y^\beta & a_y^{\omega_y} & a_y^\gamma & a_y^{\omega_x} \\ a_{m_z}^V & a_{m_z}^\alpha & a_{m_z}^{\omega_z} & 0 & 0 & a_{m_z}^{\omega_y} & 0 & a_{m_z}^{\omega_x} \\ 0 & 0 & a_{\vartheta}^{\omega_z} & 0 & 0 & a_{\vartheta}^{\omega_y} & a_{\vartheta}^\gamma & 0 \\ a_z^V & a_z^\alpha & 0 & a_z^\vartheta & a_z^\beta & a_z^{\omega_y} & a_z^\gamma & a_z^{\omega_x} \\ 0 & a_{m_y}^\alpha & a_{m_y}^{\omega_z} & 0 & a_{m_y}^\beta & a_{m_y}^{\omega_y} & 0 & a_{m_y}^{\omega_x} \\ 0 & 0 & a_{\gamma}^{\omega_z} & a_{\gamma}^\vartheta & 0 & a_{\gamma}^{\omega_y} & a_{\gamma}^\gamma & 1 \\ 0 & a_{m_x}^\alpha & a_{m_x}^{\omega_z} & 0 & a_{m_x}^\beta & a_{m_x}^{\omega_y} & 0 & a_{m_x}^{\omega_x} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} a_x^{\delta_p} & a_x^{\delta_\epsilon} & 0 & 0 \\ 0 & a_y^{\delta_\epsilon} & 0 & 0 \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_\epsilon} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_z^{\delta_n} & 0 \\ 0 & 0 & a_{m_y}^{\delta_n} & a_{m_y}^{\delta_\epsilon} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{m_x}^{\delta_n} & a_{m_x}^{\delta_\epsilon} \end{bmatrix} \quad (6)$$

– матрицы коэффициентов при векторах состояния размерности (8×8) и управления размерности (8×4) соответственно. Коэффициенты модели имеют общеизвестный смысл. В качестве численных значений модели ЛА и его систем использованы значения коэффициентов самолета МиГ-29. Первоначально продольное и боковое движения ЛА рассматривались без учета перекрестных связей между каналами управления. Тогда в системе (5) можно выделить две независимые подсистемы порядка (4×4) , соответствующие продольному каналу:

$$x_p = \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta\alpha \\ \Delta\omega_z \\ \Delta\vartheta \end{bmatrix}, \quad u_p = \begin{bmatrix} \Delta\delta_{\text{руд}} \\ \Delta\delta_{\text{в}} \end{bmatrix}, \quad A_p = \begin{bmatrix} a_x^V & a_x^\alpha & 0 & a_x^\vartheta \\ a_y^V & a_y^\alpha & 1 & a_y^\vartheta \\ a_{m_z}^V & a_{m_z}^\alpha & a_{m_z}^{\omega_z} & 0 \\ 0 & 0 & a_{\vartheta}^{\omega_z} & 0 \end{bmatrix}, \quad B_p = \begin{bmatrix} a_x^{\delta_p} & a_x^{\delta_\epsilon} \\ 0 & a_y^{\delta_\epsilon} \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_\epsilon} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

и боковому каналу управления ЛА:

$$x_b = \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\gamma \\ \Delta\omega_x \end{bmatrix}, \quad u_b = \begin{bmatrix} \Delta\delta_{\text{н}} \\ \Delta\delta_{\text{э}} \end{bmatrix}, \quad A_b = \begin{bmatrix} a_z^\beta & a_z^{\omega_y} & a_z^\gamma & a_z^{\omega_x} \\ a_{m_y}^\beta & a_{m_y}^{\omega_y} & 0 & a_{m_y}^{\omega_x} \\ 0 & a_{\gamma}^{\omega_y} & a_{\gamma}^\gamma & 1 \\ a_{m_x}^\beta & a_{m_x}^{\omega_y} & 0 & a_{m_x}^{\omega_x} \end{bmatrix}, \quad B_b = \begin{bmatrix} a_z^{\delta_n} & 0 \\ a_{m_y}^{\delta_n} & a_{m_y}^{\delta_\epsilon} \\ 0 & 0 \\ a_{m_x}^{\delta_n} & a_{m_x}^{\delta_\epsilon} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

а также блоки, соответствующие перекрестным связям между каналами (выделены в (6) пунктиром). Суть методики приведем на примере линеаризованной математической модели бокового движения ЛА.

Этап 1. Через замену переменных $z = Nx$ подсистема уравнений вида

$$\dot{x}_b = A_b x_b + B_b u_b, \quad x_b(t_0) = x_{b0} \quad (9)$$

(для удобства в дальнейшем опустим нижние индексы b), с переменными и коэффициентами, соответствующими боковому каналу управления (8), приводится к канонической форме Ассео:

$$\dot{z} = \hat{A} z + \hat{B} u, \quad (10)$$

где блочные матрицы \hat{A} , \hat{B} – сопровождающие матрицы канонической формы представления модели бокового движения (10):

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -l_1 & -l_2 & -l_3 & -l_4 \\ -l_5 & -l_6 & -l_4 & -l_8 \end{bmatrix}, \quad \hat{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

а приведенные коэффициенты l_i зависят от коэффициентов исходной модели A и B . Матрица преобразования N определяется из условий управляемости пары по Калману:

$N = \begin{bmatrix} N_2 \\ N_1 \end{bmatrix}$, $[O \mid I_2] = N_2(B, AB)$, $N_1 = N_2 A$, где O – нулевая, а I_2 – единичная диагональная матрицы размерности 2×2 .

Этап 2. Для канонической формы (10) математической модели используется методика АКОР по критерию взвешенной обобщенной работы

$$I = \int_{t_0}^{t_k} (z^T M z + u_{\text{оп}}^T K^{-1} u) dt, \quad (11)$$

в котором принимается $K^{-1} = I_2$, $u_{\text{оп}}$ – не подлежащий варьированию вектор оптимального управления. По схеме динамического программирования задача АКОР с КВОР (11) приводится к задаче Майера путем введения новой переменной $\hat{I} = z_5$:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_3, \\ \dot{z}_2 = z_4, \\ \dot{z}_3 = (-l_1 z_1 - l_2 z_2 - l_3 z_3 - l_4 z_4) + u_1, \\ \dot{z}_4 = (-l_5 z_1 - l_6 z_2 - l_7 z_3 - l_8 z_4) + u_2, \\ \dot{z}_5 = m_{11} z_1^2 + (m_{12} + m_{21}) z_1 z_2 + m_{22} z_2^2 + (m_{23} + m_{32}) z_2 z_3 + (m_{13} + m_{31}) z_1 z_3 + \\ + m_{33} z_3^2 + (m_{14} + m_{41}) z_1 z_4 + (m_{24} + m_{42}) z_2 z_4 + (m_{34} + m_{43}) z_3 z_4 + m_{44} z_4^2 + u_{\text{оп}1} u_1 + u_{\text{оп}2} u_2, \end{cases} \quad (12)$$

где $m_{i,j}$ – коэффициенты матрицы M функционала (11). Затем составляется гамильтониан системы

$H(z, u) = \sum_{i=1}^4 \frac{\partial S}{\partial z_i} \dot{z}_i + \dot{z}_5$, где функция Беллмана $S(z)$ выбирается как смешанная квадратичная форма $S(z_1, \dots, z_4) = \sum_{i=1}^4 \sum_{j=1}^4 S_{ij} z_i z_j$.

Вычисляются частные производные от функции Беллмана $\partial S/\partial z_i$. Оптимальные управления определяются из условия стационарности точек функции Гамильтона $\partial H(z, u)/\partial u_i = 0$:

$$\begin{aligned} u_1 = u_{оп 1} &= -\frac{\partial S}{\partial z_3} = -[S_{13} \quad S_{23} \quad 2S_{33} \quad S_{34}]z, \\ u_2 = u_{оп 2} &= -\frac{\partial S}{\partial z_4} = -[S_{14} \quad S_{24} \quad S_{34} \quad 2S_{44}]z. \end{aligned} \quad (13)$$

В результате уравнения замкнутой регулятором (13) системы (12) принимают вид

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_3, \\ \dot{z}_2 = z_4, \\ \dot{z}_3 = -(l_1 + S_{13})z_1 - (l_2 + S_{23})z_2 - (l_3 + 2S_{33})z_3 - (l_4 + S_{34})z_4, \\ \dot{z}_4 = -(l_5 + S_{14})z_1 - (l_6 + S_{24})z_2 - (l_7 + S_{34})z_3 - (l_8 + 2S_{44})z_4, \\ \dot{z}_5 = m_{11}z_1^2 + (m_{12} + m_{21})z_1z_2 + m_{22}z_2^2 + (m_{23} + m_{32})z_2z_3 + (m_{13} + m_{31})z_1z_3 + \\ + m_{33}z_3^2 + (m_{14} + m_{41})z_1z_4 + (m_{24} + m_{42})z_2z_4 + (m_{34} + m_{43})z_3z_4 + m_{44}z_4^2 + u_{оп 1}^2 + u_{оп 2}^2. \end{cases} \quad (14)$$

Из анализа (14) непосредственно получают условия, которые обеспечивают разделение бокового движения ЛА на изолированные движения по углам крена и скольжения, а также структурные условия приводимости к цепочке интеграторов. Проводя в системе (14) ряд преобразований, получаем следующие условия:

а) приравнявая коэффициенты при переменных z_1, z_2 к нулю, выписываем условия разделения на изолированные движения по углам крена и скольжения:

$$S_{13} = -l_1, \quad S_{23} = -l_2, \quad S_{14} = -l_5, \quad S_{24} = -l_6; \quad (15)$$

б) приравнявая коэффициенты при остальных переменных (то есть при z_3, z_4) к единице, получаем условия представления преобразованной модели (14) в виде цепочки последовательно-параллельных интегрирующих звеньев:

$$S_{34} = 1 - l_4, \quad S_{34} = 1 - l_7, \quad S_{33} = \frac{1 - l_3}{2}, \quad S_{44} = \frac{1 - l_8}{2}, \quad (16)$$

полностью определяющих структуру коэффициентов усиления параметрически самоорганизующегося регулятора. $S_{34} = l_4 = l_7$ – является условием, требующим дополнительной коррекции одного из коэффициентов модели. В боковом канале это может быть коррекция $a_{m_y}^{\delta_3}$ за счет дополнительного отклонения механизации в нем (например, от органов ПГО, ОВТ или механизации крыла).

В результате выполнения этих условий алгоритмы управления рулями в боковом канале запишутся в виде

$$\begin{aligned} \Delta u_n = u_{оп 1} &= -[-l_1 \quad -l_2 \quad (1 - l_3) \quad -l_4]z, \\ \Delta u_3 = u_{оп 2} &= -[-l_5 \quad -l_6 \quad -l_7 \quad (1 - l_8)]z, \end{aligned}$$

или в матричной форме, возвращаясь к исходной системе (вектору состояния):

$$u_{оп} = -L_{оп}z = -L_{оп}Nx = -R_{оп}x = -\begin{bmatrix} K_1 & K_2 & K_3 & K_4 \\ K_5 & K_6 & K_7 & K_8 \end{bmatrix}x, \quad (17)$$

где $u_{оп}$ – вектор синтезированных оптимальных управлений, $R_{оп}$ – матрица коэффициентов усиления регулятора, зависящих только от коэффициентов исходной модели бокового движения ЛА,

z – вектор состояния приведенной системы (13), x – вектор состояния исходной системы, N – матрица преобразования исходной системы к канонической форме.

Необходимо заметить, что в отличие от традиционного подхода к решению задачи управления по методу АКОР в прямой формулировке, когда цель управления постулируется и коэффициенты S_{ij} определяются из решения алгебраического уравнения Ляпунова

$$\Gamma A + A^T \Gamma = -M, \quad (18)$$

в котором $\Gamma = \partial^2 S / \partial z^2$ – матрица вторых частных производных от функции Беллмана, в предлагаемой методике при известных коэффициентах l_i они достаточно просто определяются из полных условий слабой декомпозиции. Матрица M выбирается из условий декомпозиции (15) и условий приводимости замкнутой регулятором системы (9) к цепочке интеграторов (16) и вычисляется по формуле (18).

По аналогии с боковым движением, где коэффициенты функции Беллмана выбирались из условий разделения бокового движения на изолированные движения по крену и рысканию, при синтезе регулятора продольного канала выбор коэффициентов проводится из условий разделения на изолированные короткопериодическое и длиннопериодическое движения. В результате были синтезированы линейные оптимальные регуляторы, коэффициенты которых зависят от аэродинамических и массово-инерционных свойств самолета. Методика синтеза оптимальных регуляторов аналогична для продольного и бокового контура управления (моделей размерностью (4×4) , (2×4)). Поэтому в случае реализации вычисления алгоритмов в реальном времени возможно создание одного вычислительного модуля для продольного и бокового подканалов, т. е. можно говорить об унифицированности разработанного алгоритмического обеспечения.

3. СИНТЕЗ АВТОМАТА ПЕРЕКРЕСТНЫХ СВЯЗЕЙ

На следующем этапе исследований осуществлен синтез оптимальных автоматов (компенсаторов) перекрестных связей (АПС) между каналами управления ЛА, который заключается в последовательной оптимизации по методике, аналогичной использованной при синтезе регуляторов для изолированных каналов управления. При этом в качестве исходной системы выбирается замкнутая регулятором система, соответствующая изолированному движению, а блок коэффициентов перекрестных связей выступает как новая матрица при управлениях. Суть подхода состоит в следующем. Исходная линеаризованная модель ЛА (5) разбивается на каналы управления с выделением в них блоков перекрестных связей (агрегирование):

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 & W_{21} \\ W_{12} & A_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 & 0 \\ 0 & B_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

где A_1 , A_2 – соответствующие матрицы при векторах состояния продольного и бокового движений, W_{21} – матрица коэффициентов перекрестных связей, обуславливающая влияние бокового канала на продольный канал, W_{12} – матрица коэффициентов перекрестных связей, обуславливающая влияние продольного канала на боковой канал. Предполагается, что уже синтезированы по изложенной выше методике АКОР оптимальные регуляторы вида (17) отдельно для продольного и бокового каналов управления. Тогда замкнутая регуляторами система (19) принимает вид

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 + B_1 R' & 0 \\ 0 & A_2 + B_2 R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & W_{21} \\ W_{12} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}. \quad (20)$$

В уравнении (20) выделим подсистему, соответствующую продольному движению ЛА

$$\dot{x}_1 = (A_1 + B_1 R') x_1 + W_{21} x_2, \quad (21)$$

где первое слагаемое – замкнутый регулятором продольный канал управления, второе слагаемое – воздействие, оказываемое вторым (боковым) каналом на первый (продольный) канал. Аналогично в (20) определим подсистему, соответствующую боковому движению:

$$\dot{x}_2 = (A_2 + B_2 R) x_2 + W_{12} x_1, \quad (22)$$

где первое слагаемое – замкнутый регулятором боковой канал управления, второе слагаемое – воздействие, оказываемое первым (продольным) каналом на второй (боковой) канал. Представим матрицы перекрестных связей как блочные матрицы $W_{21} = \begin{bmatrix} W_{21(1)} & W_{21(2)} \end{bmatrix}$ и

$W_{12} = \begin{bmatrix} W_{12(1)} & W_{12(2)} \end{bmatrix}$. Векторы состояний во вторых слагаемых (21), (22) распишем как блочные

матрицы $x_2 = \begin{bmatrix} x_{21} & x_{22} \end{bmatrix}$ и $x_1 = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} \end{bmatrix}$, где $x_{21} = \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \end{bmatrix}$, $x_{22} = \begin{bmatrix} \gamma \\ \omega_x \end{bmatrix}$, $x_{11} = \begin{bmatrix} V \\ \alpha \end{bmatrix}$, $x_{12} = \begin{bmatrix} \omega_z \\ \vartheta \end{bmatrix}$

– векторы «новых» управлений в продольном и боковом каналах соответственно. В результате получим систему

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = (A_1 + B_1 R') x_1 + W_{21(1)} x_{21} + W_{21(2)} x_{22}, \\ \dot{x}_2 = (A_2 + B_2 R) x_2 + W_{12(1)} x_{11} + W_{12(2)} x_{12}. \end{cases} \quad (23)$$

Примем: $(A_1 + B_1 R') = A'_R$, $(A_2 + B_2 R) = A_R$. Применяем дважды для каждого канала управления процедуру последовательной оптимизации по предлагаемой методике. Сначала в (23) принимаем третье слагаемое равным нулю:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = A'_R x_1 + W_{21(1)} x_{21}, \\ \dot{x}_2 = A_R x_2 + W_{12(1)} x_{11}, \end{cases} \quad (24)$$

в результате находим «новые» управления – оптимальные компенсаторы, устраняющие обратные связи от изолированного движения рыскания в продольном канале и от продольного длиннопериодического движения ЛА в боковом канале

$$U_{21(1)оп} = S'_{(1)} x_1, \quad U_{12(1)оп} = S_{(1)} x_2. \quad (25)$$

Затем замыкаем систему (24) полученными компенсаторами (25) и решаем вторую оптимизационную задачу по той же методике для системы (23)

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \overbrace{(A'_R + W_{21(1)} S'_{(1)})}^{A_{R^*}} x_1 + W_{21(2)} x_{22}, \\ \dot{x}_2 = \overbrace{(A_R + W_{12(1)} S_{(1)})}^{A_{R^*}} x_2 + W_{12(2)} x_{12}, \end{cases} \quad (26)$$

в результате чего находим оптимальные компенсаторы, устраняющие обратные связи от изолированного движения по крену в продольном канале и от продольного короткопериодического движения в боковом канале

$$U_{21(2)оп} = S'_{(2)} x_1, \quad U_{12(2)оп} = S_{(2)} x_2. \quad (27)$$

Замкнутая оптимальными компенсаторами (27) система (23) запишется в виде:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \overbrace{(A'_R + W_{21(1)} S'_{(1)} + W_{21(2)} S'_{(2)})}^{A_{R^{**}}} x_1, \\ \dot{x}_2 = \overbrace{(A_R + W_{12(1)} S_{(1)} + W_{12(2)} S_{(2)})}^{A_{R^{**}}} x_2. \end{cases}$$

Из нее можно выделить общую структуру оптимального АПС: $S_{\text{АПС}} = \begin{bmatrix} S'_{(1)} & S'_{(2)} \\ S_{(1)} & S_{(2)} \end{bmatrix}$.

Таким образом, оптимальные управляющие сигналы для компенсации перекрестных обратных связей определяются формулой

$$U_{\text{АПС}} = S_{\text{АПС}} \begin{bmatrix} x_2 \\ x_1 \end{bmatrix}.$$

Суммарные управляющие сигналы САУ с параметрически самоорганизующимися регуляторами и АПС в каждом из каналов управления имеют вид

$$U_{\text{СУУ}} = U_{\text{РЕГ}} + U_{\text{АПС}} = R_{\text{РЕГ}} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + S_{\text{АПС}} \begin{bmatrix} x_2 \\ x_1 \end{bmatrix}.$$

Управляющие сигналы формируются путем включения коэффициентов матриц регуляторов и АПС в отрицательные обратные связи по каждому элементу векторов состояния для продольного и бокового каналов (рис. 1). Коэффициенты усиления регуляторов и АПС определяются аналитически на этапе проектирования, зависят от коэффициентов модели системы (аэродинамических и массово-инерционных свойств ЛА), т. е. их структура постоянна и в дальнейшей коррекции не нуждается.

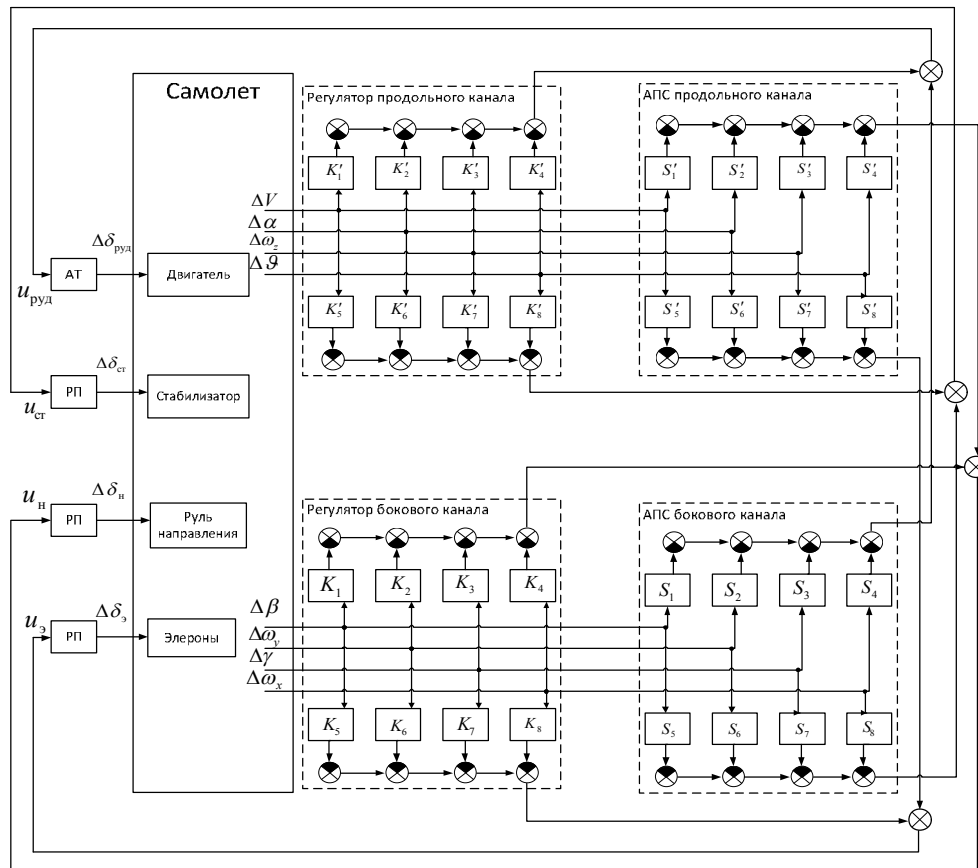


Рис. 1. Обобщенная структурная схема управления

4. ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗРАБОТАННЫХ АЛГОРИТМОВ

Для выяснения принципиальных возможностей системы управления по обеспечению устойчивости и оценки характеристик устойчивости и управляемости контура «ЛА–САУ» было проведено численное исследование полученных алгоритмов управления. Исследование проводилось для трех режимов полета самолета МиГ-29:

режим 1: $H = 1000$ м, $M = 0,41$;

режим 2: $H = 5000$ м, $M = 0,45$;

режим 3: $H = 10000$ м, $M = 0,82$.

В продольном и боковом каналах исследовалась реакция ЛА на начальное отклонение параметров полета от установившихся значений (рис. 2, *а* и *б*). Результаты показали, что система управления самолета при использовании синтезированных в работе алгоритмов управления позволяет устранять начальные отклонения координат состояния, при этом характеристики переходных процессов удовлетворяют требованиям руководящих документов к САУ. В частности, в продольном канале система управления позволяет устранять начальные отклонения координат состояния за время не более 5 с в короткопериодическом движении и 12 с в длиннопериодическом движении. При этом количество колебаний до достижения параметрами установившихся значений не превышает в общем случае трех. В боковом движении время колебаний по рысканию не превышает 3 с, количество колебаний не превышает двух. Исследование реакции самолета на ступенчатые отклонения органов управления (рис. 2, *в* и *г*) также показало удовлетворение требованиям к качеству переходных процессов как продольного, так и бокового движений. При этом в продольном движении были оценены характеристики переходных процессов по нормальной перегрузке для различных режимов полета. Результаты анализа, представленные в табл. 1, подтверждают работоспособность алгоритмов и удовлетворенные характеристики требованиям руководящих документов на различных режимах.

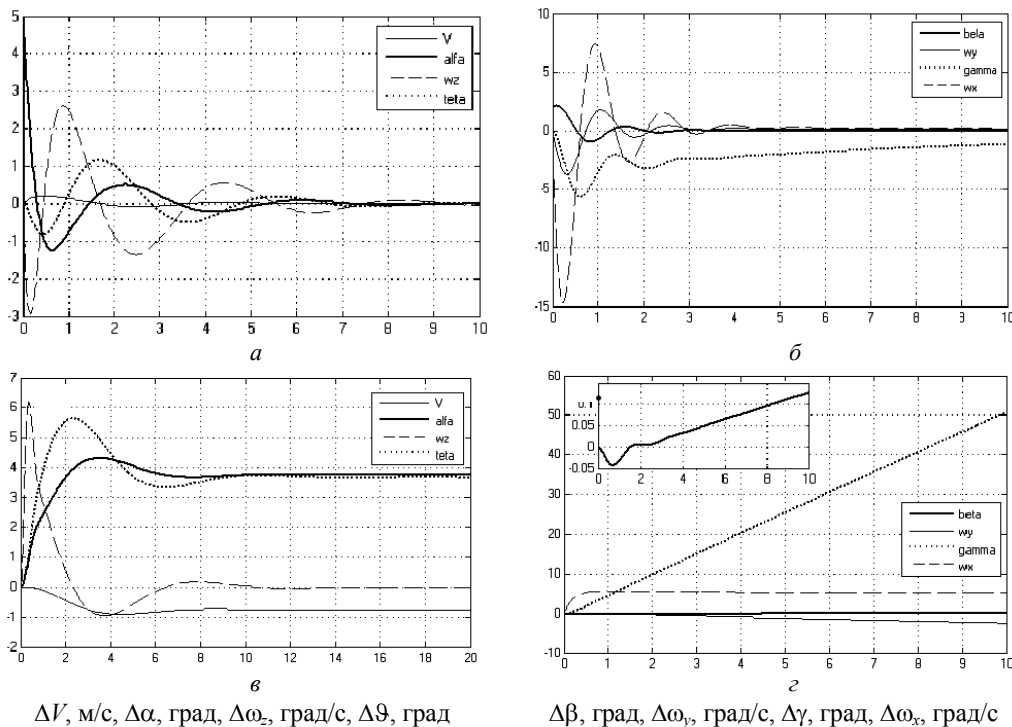


Рис. 2. Численные исследования динамики контура «ЛА – САУ»:

а – реакция на начальное отклонение по углу атаки; *б* – реакция на начальное отклонение по углу скольжения; *в* – реакция на ступенчатое отклонение руля высоты; *г* – реакция на ступенчатое отклонение руля направления

Таблица 1

Анализ переходных процессов по нормальной перегрузке

Параметр	Режим 1	Режим 2	Режим 3
Установившееся значение, ед	0,639	1,169	0,838
Перерегулирование, %	14,049	15,6	16,3
Значение перерегулирования, ед	0,466	0,873	0,974
Время перерегулирования, с	2,060	2,49	3,74
Время срабатывания (95 %), с	1,264	1,466	2,007
Время срабатывания (70 %), с	0,859	0,967	1,2
Время регулирования (5 %), с	2,860	3,498	5,69

В боковом канале были оценены поперечная, путевая устойчивость, устойчивость по крену. Самолет имеет спиральную устойчивость по крену, характеризующуюся параметром $1/T_{0,5} = 0,012 \text{ с}^{-1}$ (для режима 2), что соответствует достаточно высоким оценкам летчика. Также была оценена степень взаимосвязи движений крена и рыскания в боковом движении, определяемая величиной $\chi = \omega_{x \max} / \omega_{y \max}$, значение которой соответствует требованиям и на исследуемых режимах равно 1,927, 1,403 и 1,311 соответственно.

Для исследования алгоритмов автоматов перекрестных связей проводилось моделирование взаимосвязанного движения ЛА на режимах интенсивного маневрирования. Результаты моделирования показали, что использование АПС с регуляторами, полученными по разработанной методике, эффективно устраняет аэродинамические и кинематические перекрестные связи продольного и бокового движений, оказывающие негативное влияние на управляемость самолетом при маневрировании. При этом в продольном движении время колебаний уменьшается до 2,5 с, количество колебаний – не более двух, перерегулирование по перегрузке не более 14 %; в боковом движении – время колебаний менее 1 с, количество колебаний не более одного, коэффициент зависимости движений крена и рыскания равен 1,42, 1,33 и 1,047 для соответствующих режимов полета.

Для проверки достоверности полученных результатов было проведено статистическое моделирование. Исследовалась реакция самолета с разработанной системой управления при попадании в область сильной турбулентности атмосферы с параметрами турбулентности $\sigma_x = \sigma_y = 2,5 \text{ м/с}$, $L_x = L_y = 1000 \text{ м}$. Были оценены СКО ошибок параметров движения ЛА от погрешностей, вносимых случайными турбулентными ветровыми возмущениями (рис. 3). Результаты подтверждают выполнение требований руководящих документов к системе управления в части, касающейся парирования высокочастотных составляющих (в том числе ветровых внешних возмущений): СКО по нормальной перегрузке $\tilde{\sigma}_{n_y}$ не превышают 0,1 ед., СКО по углу тангажа $\tilde{\sigma}_\alpha$ не более 0,35 град, СКО по углу скольжения $\tilde{\sigma}_\beta$ не более 0,3 град.

Было проведено статистическое моделирование работы системы с учетом погрешностей датчиков и информационных систем самолета МиГ-29, при котором исследовалась реакция контура «ЛА–САУ» на флуктуационные погрешности измерителей. Оценки СКО ошибок параметров продольного и бокового движений показывают, что флуктуационная составляющая погрешности измерений вызывает незначительные ошибки управления (на порядок меньше ошибок из-за внешних возмущений): $\tilde{\sigma}_{n_y}$ не превышают 0,015 ед., $\tilde{\sigma}_\alpha$ не более 0,07 град, $\tilde{\sigma}_\beta$ не более 0,08 град. Это подтверждает то, что регуляторы, синтезированные по предлагаемой в работе методике, обеспечивают компенсацию возмущений широкого спектрального состава.

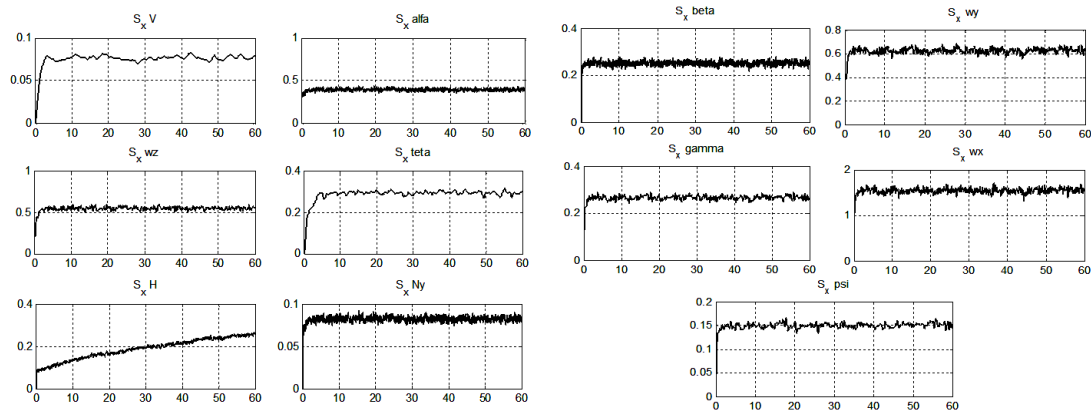


Рис. 3. Графики оценок СКО ошибок параметров движения от погрешностей, вносимых турбулентностью атмосферы

При моделировании динамики полета в численных исследованиях были также учтены нелинейности рулевых приводов, связанные с ограничениями хода перемещения штоков РП, ограничениями скорости их перемещения, зонами нечувствительности. Результаты моделирования показали, что при учете реальных характеристик рулевых приводов обеспечивается выполнение заданных требований к пилотажным характеристикам системы «ЛА–САУ».

Также было проведено исследование полученных регуляторов на грубость (робастность), для чего было проведено статистическое моделирование, в котором параметры модели, связанные с аэродинамическими и инерционно-массовыми характеристиками (коэффициенты матрицы A), а также конфигурацией органов управления (коэффициенты матрицы B), варьировались в пределах $\pm 30\%$. Результаты исследования показали, что разработанные регуляторы обеспечивают как в продольном, так и боковом движении грубость в отношении неточности задания параметров модели, связанных с аэродинамическими и инерционно-массовыми характеристиками, не превышающей 10% , а в отношении неточности задания параметров матрицы эффективности управления – не превышающей 30% .

5. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОБОСНОВАНИЮ СТРУКТУРЫ САУ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРИМЕНЕНИЕМ РЕГУЛЯТОРОВ, СИНТЕЗИРОВАННЫХ ПО ПРЕДЛАГАЕМЫМ МЕТОДИКАМ

На заключительном этапе работы были сформулированы рекомендации по обоснованию структурного облика перспективной комплексной системы управления (КСУ) маневренным самолетом с применением параметрически самоорганизующихся регуляторов, синтезированных по предлагаемой методике, в вычислительной части (рис. 4). Для информационного обеспечения системы предлагается использовать штатные датчики и бортовые информационные системы самолета.

Вычислительная часть системы управления состоит из блока регуляторов, в котором за счет применения самоорганизующихся регуляторов в каждом из каналов управления решается задача устойчивости продольного и бокового движения; автомата перекрестных связей, в котором происходит динамическая развязка по каналам управления для улучшения устойчивости и управляемости продольного и бокового движений; блока коррекции, в котором вычисляется сигнал, пропорциональный требуемому изменению корректируемых коэффициентов модели ЛА; блока настройки коэффициентов модели ЛА, в котором происходит пересчет аэродинамических и массово-инерционных коэффициентов модели ЛА, в зависимости от режима полета (высоты H , скоростного напора q), эволюций ЛА (углов α, β и угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$), балансировочных параметров, положений органов управления, механизации крыла и т. д.

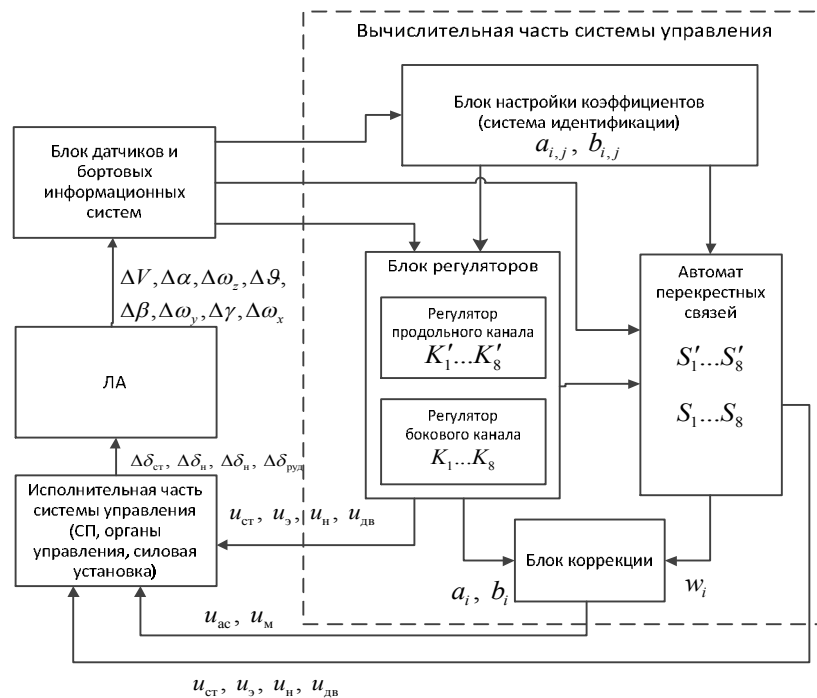


Рис. 4. Функциональная схема предлагаемой комплексной системы управления

Предполагается, что вычислительная часть системы структурно будет входить в состав системы электродистанционного управления (ЭДСУ). ЭДСУ современных ЛА имеют свой вычислитель, позволяющий реализовать разработанные алгоритмы и программную настройку коэффициентов. Кроме того, ЭДСУ обеспечивает требуемый уровень надежности системы за счет четырехкратного резервирования ее каналов. Выходными сигналами управления являются управляющие сигналы $u_{ст}$, u_3 , u_n в каналах продольного, поперечного и путевого управления, управляющий сигнал от автомата тяги $u_{дв}$, а также сигналы управления адаптивным соплом $u_{ас}$ и сигнал дополнительного отклонения органа механизации крыла u_m . Далее управляющие сигналы подаются на соответствующие рулевые приводы, отклоняющие рулевые поверхности самолета. При реализации синтезированных алгоритмов управления на различных режимах полета необходима настройка (программно либо по алгоритмам идентификации) коэффициентов по скоростному напору q , высоте полета H , углам положения ЛА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, синтезированные по предложенной методике цифровые регуляторы позволяют заместить функции ряда технических устройств традиционных САУ, таких как самолетные демпферы, автоматы управления, автоматы продольной и боковой устойчивости и управляемости (автоматы перекрестных связей). По реакции на пробные гармонические и ступенчатые отклонения органов управления в законы управления дополнительно вводились составляющие отклонения от ручки летчика и тем самым, в зависимости от режима полета, определялись градиенты усилий и перемещений (функции автомата регулирования усилий). В отличие от известных методик, когда коэффициенты законов управления подбираются эмпирически и корректируются вручную, в предлагаемой методике коэффициенты усиления оптимальных регуляторов автоматически могут быть идентифицированы в реальном времени (например, на основе нейросетевой модели [21, 22]) в бортовом вычислителе КСУ. По этим признакам КСУ является сложным мехатронным изделием: САУ (траекторный уровень) не

имеет собственных вычислителей; механическая «проводка» (конкретные технические устройства пилотажной системы) заменена электрической «проводкой» – вычислителями ЭДСУ на пилотажном уровне.

Предполагается дальнейшее развитие данных исследований, направленное на поиск путей разделения движений ЛА: вертолетов и самолетов с избыточным числом органов управления для осуществления новых видов маневров. Разработанные методика, модели, алгоритмы и рекомендации могут быть использованы при проектировании новых и модернизации существующих систем управления ЛА, а также в специализированных вычислителях авиационных тренажеров, моделирующих динамику полёта ЛА и их систем управления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Воевода А.А., Ишимцев Р.Ю. О синтезе многоканальных ПИД-регуляторов // Научный вестник НГТУ. – 2004. – № 4 (25). – С. 161–165.
2. Летов А.М. Аналитическое конструирование регуляторов I-IV // Автоматика и телемеханика. – 1960. – № 6. – С. 661–665.
3. Калман Р. Об общей теории систем управления // Теория дискретных, оптимальных и самонастраивающихся систем: труды I международного конгресса ИФАК. – М.: АН СССР, 1961. – Т. 2. – С. 521–547.
4. Красовский А.А. Аналитическое конструирование систем автоматического регулирования по критерию обобщенной работы // Известия Академии наук СССР. Техническая кибернетика. – 1970. – № 3.
5. Красовский А.А. О преимуществах систем управления сконструированных по критерию обобщенной работы // Известия Академии наук СССР. Техническая кибернетика. – 1970. – № 5. – С. 37–44.
6. Красовский А.А. Развитие концепции, аналитическая теория, алгоритмическое обеспечение двухконтурного самоорганизующегося регулятора // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 1999. – № 2. – С. 52–64.
7. Атанс М., Фалб П. Оптимальное управление. – М.: Машиностроение, 1968. – 764 с.
8. Агеев А.М., Горшенин А.Б., Сизых В.Н. Методика декомпозиции контуров управления воздушного судна на основе принципа самоорганизации // Вестник Иркутского государственного технического университета. – 2009. – Т. 38, № 2. – С. 28–33.
9. Агеев А.М., Луцкий А.В., Сизых В.Н. Инвариантная стратегия управления в вырожденной задаче аналитического конструирования оптимальных регуляторов // Труды XI Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов «Научные исследования и разработки в области авиационных, космических и транспортных систем» (АКТ-2010). – Воронеж: ВГТУ, 2010. – С. 126–132.
10. Агеев А.М., Крылов А.А. Методика синтеза математической модели продольного движения воздушного судна. – М.: ЦВНИ МО РФ, 2010. – 24 с. – Деп. ЦСИФ МО РФ 10.06.2010 г., № А 30659 УПДР. – (Серия А; Вып. 3(108)).
11. Агеев А.М., Наумов А.И. Приведение модели системы к форме Ассесо с использованием метода канонизации матриц // Вестник военного авиационного инженерного института. – 2011. – Вып. 1 (11). – С. 147–155.
12. Агеев А.М., Луцкий А.В., Сизых В.Н. Способ синтеза оптимального автомата перекрестных связей для системы управления маневренным самолетом // Сборник докладов XII Международной научно-технической конференции «Кибернетика и высокие технологии XXI века. (С&Т*2011)». – Воронеж: ВГТУ, 2011. – Т. 2. – С. 563–567.
13. Агеев А.М., Сизых В.Н. Синтез регуляторов системы автоматического управления полетом на основе решения обратной задачи АКОР в вырожденной формулировке // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2012. – № 3. – С. 159–167.
14. Буков В.Н., Сизых В.Н. Приближенный синтез оптимального управления в вырожденной задаче аналитического конструирования // Автоматика и телемеханика. – 1999. – № 12. – С. 16–32.
15. Сизых В.Н. Алгоритмическое обеспечение для адаптивной прогнозирующей системы управления с гибкой сменой стратегии регулирования // Научно-методические материалы по интегрированным бортовым комплексам летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1998. – С. 57–63.
16. Розоноэр Л.И. Вариационный подход к проблеме инвариантности систем автоматического управления // Автоматика и телемеханика. – 1963. – № 6, № 7.
17. Хрусталева М.М. Методы теории инвариантности в задачах синтеза законов терминального управления летательными аппаратами: учеб. пособие. М.: МАИ, 1987. – 51 с.
18. Воевода А.А., Востриков А.С. Принцип локализации: расчет многоканальных линейных систем управления // Сибирский журнал индустриальной математики. – 1998. – № 1. – С. 89–96.
19. Воевода А.А., Соловьев А.Л. Синтез регуляторов методом разделения движений в системах с широтно-импульсной модуляцией // Научный вестник НГТУ. – 1999. – № 1 (6). – С. 16–28.
20. Смагина Е.М. Вопросы анализа линейных многомерных объектов с использованием понятия нуля системы. – Томск: Изд-во ТГУ, 1990. – 159 с.
21. Крылов А.А., Сизых В.Н., Чумаков А.Г. Методика структурно-параметрического синтеза нейросетевой модели продольного движения воздушного транспортного средства // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2011. – № 1 (29). – С. 129–134.
22. Мухомад Ю.Ф., Пашиков Н.Н., Сизых В.Н. Адаптивный подход к нейронному управлению одним классом абсолютно устойчивых систем // Фундаментальные исследования. – 2011. – № 8, ч. 1. – С. 139–147.

Агеев Андрей Михайлович, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отдела перспектив развития комплексов авиационного оборудования и автоматизированных систем Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил (г. Воронеж). Основное направление научных исследований – автоматизация управления полетом летательных аппаратов. Имеет более 40 публикаций. E-mail: ageev_bbc@mail.ru

Сизых Виктор Николаевич, доктор технических наук, профессор кафедры управления техническими системами Иркутского государственного университета путей сообщения. Основное направление научных исследований – теория оптимального управления, интеллектуальные системы управления. Имеет более 160 публикаций. E-mail: sizykh_vn@mail.ru

The flight control system optimal regulators synthesis through the solution of the inverse ACOR problem*

A.M. AGEEV¹, V.N. SIZYKH²

¹ Military educational scientific center of Air Forces "Air Forces Academy named of prof. N. E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin", 44A Starykh Bolshevikov St., Voronezh, Taganrog, 394064, Russian Federation, C.Sc. (Eng.), e-mail: ageev_bbc@mail.ru

² Irkutsk state university of railway engineering, 15, Chernyshevsky St., Irkutsk, 664074, Russian Federation, D.Sc. (Eng.), docent, e-mail: sizykh_vn@mail.ru

The synthesis methodology of parametrically self-organizing regulators for flight control system of the aircraft based on the method of analytical design of optimal controllers (ACOR) in the singular formulation is considered. It is characterized by the fact that the weights of the Bellman function in the performance indices determined by the conditions of motions separation which is typical for such an object as an aircraft, and the necessary controllers structure without the need to solve the Lyapunov's equation inherent to the traditional problem of ACOR. Unlike known methods when the coefficients of control laws are selected empirically and adjusted manually the proposed method gains the optimal regulator may be identified automatically in real time according to the system mode. Using this methodology optimal digital stability and control automate of longitudinal and lateral control channels of aircraft, as well as automatic cross-links between the channels is developed. The results of the algorithms numerical research for solving the synthesis complex flight control system problem are considered. Recommendations on rational substitution appearance of promising maneuverable aircraft complex control system with the use of obtained regulators in computing part are given. Synthesized by the proposing methodology digital controllers allow to replace the functions of a number of technical devices of traditional FCS, such as aircraft dampers, automatic control systems, longitudinal and lateral stability and control systems, automatic cross-linking systems. The proposed methodology, models, algorithms, and recommendations can be used in the design of new and modernization of existing aircraft control systems, as well as in specialized computers of flight dynamics simulators.

Keywords: analytical design, optimal control, automatic control system, aircraft, degeneracy, multichannel system, stability, controllability

REFERENCES

1. Voevoda A.A., Ishimtsev R.Yu. O sinteze mnogokanal'nykh PID-regulyatorov [About synthesis of multichannel PID-regulators]. *Nauchnyy vestnik NGTU – Scientific Bulletin of Novosibirsk State Technical University*, 2004, no. 4 (25), pp. 161–165.
2. Letov A.M. Analiticheskoe konstruirovaniye regulyatorov I-IV. *Avtomatika i telemekhanika – Automation and Remote Control*, 1960, no. 6, pp. 661-665.
3. Kalman R. [About the general theory of control systems]. *Teoriya diskretnykh, optimal'nykh i samonastroyayushchikhsya sistem. Trudy I mezhdunarodnogo kongressa IFAC [The theory of the discrete, optimum and self-adjusted systems. Proceedings of the I international congress of IFAC]*. Moscow, Academy of Sciences of the USSR Publ., 1961, vol. 2, pp. 521-547.
4. Krasovskii A.A. Analiticheskoe konstruirovaniye sistem avtomaticheskogo regulirovaniya po kriteriyu obobshchennoi raboty [Analytical designing of systems of automatic control by criterion of the generalized work]. *Izvestiya AN SSSR. Tekhnicheskaya kibernetika – Bulletin of Academy of Sciences of the USSR. Technical cybernetics*, 1970, no. 3.
5. Krasovskii A.A. O preimushchestvakh sistem upravleniya skonstruirovannykh po kriteriyu obobshchennoi raboty [About advantages of control systems designed by criterion of the generalized work]. *Izvestiya AN SSSR. Tekhnicheskaya kibernetika – Bulletin of Academy of Sciences of the USSR. Technical cybernetics*, 1970, no. 5, pp. 37-44.
6. Krasovskii A.A. Razvitiye kontseptsii, analiticheskaya teoriya, algoritmicheskoe obespechenie dvukhkonturnogo samoorganizuyushchegosya regulyatora [Development of the theory of long-range passive monitoring, navigation, and backup motion control]. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya – Journal of Computer and Systems Sciences International*, 1999, vol. 38, no. 2, pp. 237-243.
7. Athans M., Falb P. *Optimal Control*. New York, Mc Graw-Hill, 1966. 879 p. (Russ. ed.: *Optimal'noe upravlenie*. Moscow, Mashinostroenie Publ, 1968. 764 p.).

* Received 12 March 2014.

8. Ageev A.M., Gorshenin A.B., Sizykh V.N. Metodika dekompozitsii konturov upravleniya vozdušnogo sudna na osnove printsipa samoorganizatsii [The Aircraft control contour decomposition procedure based on the principle of self-organization]. *Vestnik Irkutskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta – Vestnik of Irkutsk State Technical University*, 2009, vol. 38, no. 2, pp. 28-33.
9. Ageev A.M., Lushchik A.V., Sizykh V.N. [Invariant control strategy in a degenerate problem analysis-based design optimal controllers] *Trudy XI Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov «Nauchnye issledovaniya i razrabotki v oblasti aviatsionnykh, kosmicheskikh i transportnykh sistem» (AKT-2010)* [Proceedings of the XI All-Russian Scientific and Technical Conference of Young Scientists and schools and students, "Research and development in the field of aviation, space and transport systems" (ACT-2010)]. Voronezh, VSTU Publ., 2010, pp. 126-132.
10. Ageev A.M., Krylov A.A. Technique of synthesis of a mathematical model for longitudinal motion of the aircraft. Moscow, CVNI MO RF, 2010. 24 p. Dep. CSIF MO RF 10.06.2010, № A 30659 UPDR. Series A, iss. 3 (108).
11. Ageev A.M., Naumov A.I. Privedenie modeli sistemy k forme Asseo s ispol'zovaniem metoda kanonizatsii matrits. *Vestnik voennogo aviatsionnogo inzhenernogo instituta – Bulletin of military aviation engineering institute*, 2011, iss. 1 (11), pp. 147-155.
12. Ageev A.M., Lushchik A.V., Sizykh V.N. [Way of synthesis of the optimum automatic machine of cross communications for a control system of the maneuverable plane]. *Sbornik dokladov XII Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii «Kibernetika i vysokie tekhnologii KhKhI veka. (C&T*2011)* [Collection of reports of the XII International scientific and technical conference "Cybernetics and high XXI centuries technologies. (C&T*2011)]. Voronezh, VSTU Publ., 2011, vol. 2, pp. 563-567.
13. Ageev A.M., Sizykh V.N. Sintez regulyatorov sistemy avtomaticheskogo upravleniya poletom na osnove resheniya obratnoi zadachi AKOR v vyrozhdennoi formulirovke [Regulators Syntheses for the flight automatic control based on inverse analytic construction problem in the singular formulation]. *Sovremennye tekhnologii. Sistemnyi analiz. Modelirovanie – Modern technologies. System Analysis. Modeling*, 2012, no. 3, pp.159-167.
14. Bukov V.N., Sizykh V.N. Priblizhennyi sintez optimal'nogo upravleniya v vyrozhdennoi zadache analiticheskogo konstruirovaniya [Approximate design of the optimal control in the degenerate problem of analytical design of controllers]. *Avtomatika i telemekhanika – Automation and Remote Control*, 1999, vol. 60, no. 11, pt. 1, pp. 1686-1699.
15. Sizykh V.N. Algoritmicheskoe obespechenie dlya adaptivnoi prognoziruyushchei sistemy upravleniya s gibkoi smenoi strategii regulirovaniya [Algorithmic providing for an adaptive predicting control system with flexible change of strategy of regulation]. *Nauchno-metodicheskie materialy po integriruyemykh bortovym kompleksam letatel'nykh apparatov* [Scientific and methodical materials on the integrated onboard complexes of aircraft]. M., VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 1998, pp. 57-63.
16. Rozonoer L.I. Variatsionnyi podkhod k probleme invariantnosti sistem avtomaticheskogo upravleniya [Variation approach to a problem of invariancy of systems of automatic control]. *Avtomatika i telemekhanika – Automation and Remote Control*, 1963, no. 6, no. 7.
17. Khrustalev M.M. *Metody teorii invariantnosti v zadachakh sinteza zakonov terminal'nogo upravleniya letatel'nyimi apparatami* [Methods of the theory of invariancy in problems of synthesis of laws of terminal control of aircraft]. Moscow, MAI Publ., 1987. 51 p.
18. Voevoda A.A., Vostrikov A.S. Printsip lokalizatsii: raschet mnogokanal'nykh lineinykh sistem upravleniya [Principle of localization: calculation of multichannel linear control systems]. *Sibirskii zhurnal industrial'noi matematiki – Journal of Applied and Industrial Mathematics*, 1998, vol. 1, no. 1, pp. 89-96.
19. Voevoda A.A., Solov'ev A.L. Sintez regulyatorov metodom razdeleniya dvizhenii v sistemakh s shirotno-impul'snoi modulyatsiei [Synthesis of regulators by a method of division of movements in systems with pulse-width modulation]. *Nauchnyi vestnik Novosibirskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta – Scientific Bulletin of Novosibirsk State Technical University*, 1999, no. 1 (6), pp. 16-28.
20. Smagina E.M. *Voprosy analiza lineinykh mnogomernykh ob"ektov s ispol'zovaniem ponyatiya nulya sistemy* [Questions of the analysis of linear multidimensional objects with use of concept of zero system]. Tomsk, TSU Publ., 1990. 159 p.
21. Krylov A.A., Sizykh V.N., Chumak A.G. Metodika strukturno-parametricheskogo sinteza nejrosetevoy modeli prodol'nogo dvizheniya vozdušnogo transportnogo sredstva [Structured-parametric syntheses methods to neural networks longitudinal moving models of air transport system]. *Sovremennye tekhnologii. Sistemnyi analiz. Modelirovanie – Modern technologies. System Analysis. Modeling*, 2011, no. 1 (29), pp. 129-134.
22. Mukhopad Yu.F., Pashkov N.N., Sizykh V.N. Adaptivnyi podkhod k neironnomu upravleniyu odnim klassom abolyutno ustoychivyykh sistem [Adaptive methods to neural control for one class of absolutely stability systems]. *Fundamentalnie issledovaniya – Fundamental research*, 2011, no. 8, ch. 1, pp. 139-147.