

Александров Е.Е., Соловьев О.В., Беляев С.Н.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ЦИФРОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА ПРИ ПОСАДКЕ

В работе [1] рассмотрена структура цифровой системы автоматического управления (САУ) движением самолета по взлетно-посадочной полосе в процессе посадки, а также приведены алгоритмы управления, формируемые этой системой, под воздействием которых регулятор тормозных сил формирует управляющие тормозные моменты $M_{\text{ТП}}[U(t)]$ и $M_{\text{ТЛ}}[U(t)]$ по правому и левому бортам самолета. Суммарные тормозные моменты при этом равны

$$M_{\text{ТСП}}[U(t)] = M_{\text{ТОП}}(t) + M_{\text{ТП}}[U(t)]; \quad (1)$$

$$M_{\text{ТСЛ}}[U(t)] = M_{\text{ТОЛ}}(t) + M_{\text{ТЛ}}[U(t)], \quad (2)$$

где $M_{\text{ТОП}}(t)$ и $M_{\text{ТОЛ}}(t)$ – тормозные моменты по правому и левому бортам самолета, обусловленные воздействием летчика на тормозные педали правого и левого бортов.

Структурная схема замкнутой системы автоматического управления движением самолета при посадке приведена на рис. 1. Объект управления представляет собой совокупность тормозной системы, шасси и остова самолета. Летчик, воздействуя на педали тормозов правого и левого бортов, задает тормозные моменты $M_{\text{ТОП}}(t)$ и $M_{\text{ТОЛ}}(t)$ на колеса шасси, взаимодействующие с взлетно-посадочной полосой. В зависимости от возмущающих факторов, которые обуславливают различные моменты сопротивления качению колес вследствие различных размеров пятен контакта колес шасси с взлетно-посадочной полосой, на остов самолета действует разворачивающий момент, вызывающий потерю курсовой устойчивости движения самолета и способный привести к уходу самолета с взлетно-посадочной полосы. На рис. 2 показаны процессы движения самолета при посадке при управлении заданным направлением движения с помощью педалей тормозов. Анализ приведенных процессов свидетельствует о значительных уходах остова самолета от задаваемой траектории движения.

Цифровая САУ, описанная в работе [1], содержит в качестве чувствительных элементов датчики угловых скоростей и датчики линейных ускорений, расположенные относительно собственных осей инерции остова самолета. Бортовой вычислитель, используя алгоритмы, приведенные в работе [1], с помощью параметров Родрига–Гамильтона [2, 3] вычисляет переменные возмущенного движения самолета по взлетно-посадочной полосе, используя показания датчиков, входящих в состав САУ, и формирует сигнал управления в виде линейной комбинации этих переменных:

$$U[n] = k_{\psi} \Delta \psi[n] + k_{\dot{\psi}} \omega_{\psi}[n] + k_y \Delta y[n] + k_V V_{cy}[n] + k_W W_{cy}[n], \quad (3)$$

где $\psi[n]$ – угловое отклонение продольной оси остова самолета от заданного направления; $\omega_{\psi}[n]$ – угловая скорость остова относительно собственной вертикальной оси; $\Delta y[n]$ – линейное смещение центра масс остова самолета относительно заданного

направления движения; $V_{cy}[n]$ – скорость остова относительно собственной поперечной оси; $W_{cy}[n]$ – линейное ускорение остова относительно собственной поперечной оси; k_{ψ} , $k_{\dot{\psi}}$, k_y , k_v , k_w – коэффициенты пропорциональности; n – номер такта съема информации с датчиков.

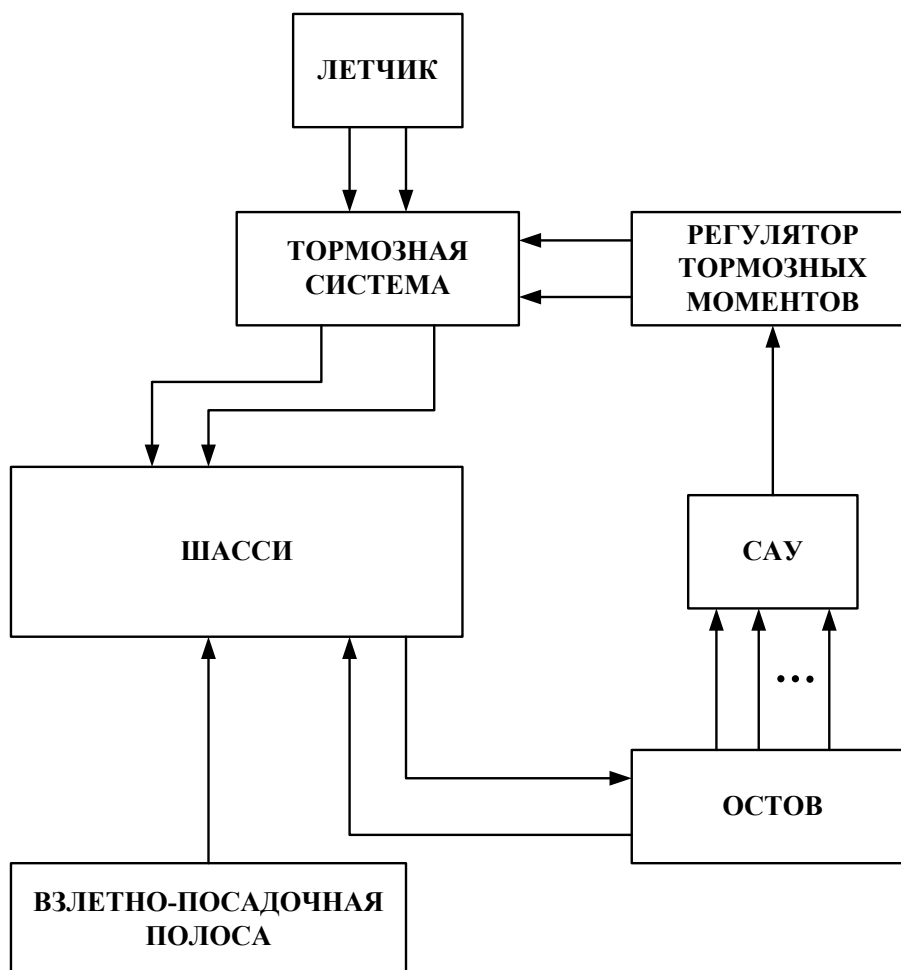


Рисунок 1 – Структурная схема замкнутой САУ

Сигнал (3) подается на вход регулятора тормозных моментов, формирующий управляющие тормозные моменты $M_{тп}[U(t)]$ и $M_{тл}(t)$.

Задача параметрического синтеза САУ движением самолета при посадке состоит в выборе таких значений варьируемых коэффициентов алгоритма (3), чтобы на решениях математической модели замкнутой САУ достигал минимума аддитивный функционал

$$I = \sum_{i=1}^5 \beta_i^2 I_i, \quad (4)$$

который представляет собой взвешенную сумму функционалов

$$\begin{aligned}
 I_1 &= \frac{1}{T\Delta\psi_{\max}^2} \int_0^T \Delta\psi^2(t); & I_2 &= \frac{1}{T\dot{\psi}_{\max}^2} \int_0^T \dot{\psi}^2(t); \\
 I_3 &= \frac{1}{T\Delta y_{\max}^2} \int_0^T \Delta y^2(t); & I_4 &= \frac{1}{TV_{\text{cy}\max}^2} \int_0^T V_{\text{cy}}^2(t); \\
 I_5 &= \frac{1}{TW_{\text{cy}\max}^2} \int_0^T W_{\text{cy}}^2(t),
 \end{aligned} \tag{5}$$

где $\Delta\psi_{\max}$, $\dot{\psi}_{\max}$, Δy_{\max} , $V_{\text{cy}\max}$, $W_{\text{cy}\max}$ – максимально допустимые значения соответствующих параметров возмущенного движения.

Воспользовавшись результатами работ [4, 5], запишем соотношения для вычисления весовых коэффициентов аддитивного функционала (4):

$$\beta_i = \frac{1}{I_i^* \sum_{i=1}^n \frac{1}{I_i^*}}; \quad (i = \overline{1, 5}), \tag{6}$$

где через I_i^* обозначено минимальное значение i -того функционала (5), полученное при минимизации только его одного.

Математическая модель возмущенного движения объекта управления представляет собой частный случай комплексной функциональной математической модели (КФММ) колесной машины, приведенной в работе [6]. КФММ представляется в виде совокупности модулей, взаимодействующих друг с другом и внешней средой. Каждый из модулей КФММ соответствует элементу структурной схемы, приведенной на рис. 1.

Для отыскания значений I_i^* ($i = \overline{1, 5}$) к уравнениям КФММ добавим еще одно уравнение

$$\begin{aligned}
 \frac{dS_1(t)}{dt} &= \Delta\psi^2(t); & \frac{dS_2(t)}{dt} &= \dot{\psi}^2(t); & \frac{dS_3(t)}{dt} &= \Delta y^2(t); \\
 \frac{dS_4(t)}{dt} &= V_{\text{cy}}^2(t); & \frac{dS_5(t)}{dt} &= W_{\text{cy}}^2(t).
 \end{aligned} \tag{7}$$

При интегрировании КФММ замкнутой системы на интервале $[0, T]$ величина $S_i(T)$ ($i = \overline{1, 5}$) представляет собой значение интеграла, входящего в соответствующий функционал (5). Начальные условия при интегрировании КФММ следует выбирать равными:

$$\begin{aligned}
 \Delta\psi(0) &= \Delta\psi_{\max}; & \dot{\psi}(0) &= \dot{\psi}_{\max}; & \Delta y(0) &= \Delta y_{\max}; \\
 V_{\text{cy}}(0) &= V_{\text{cy}\max}; & W_{\text{cy}}(0) &= W_{\text{cy}\max}.
 \end{aligned}$$

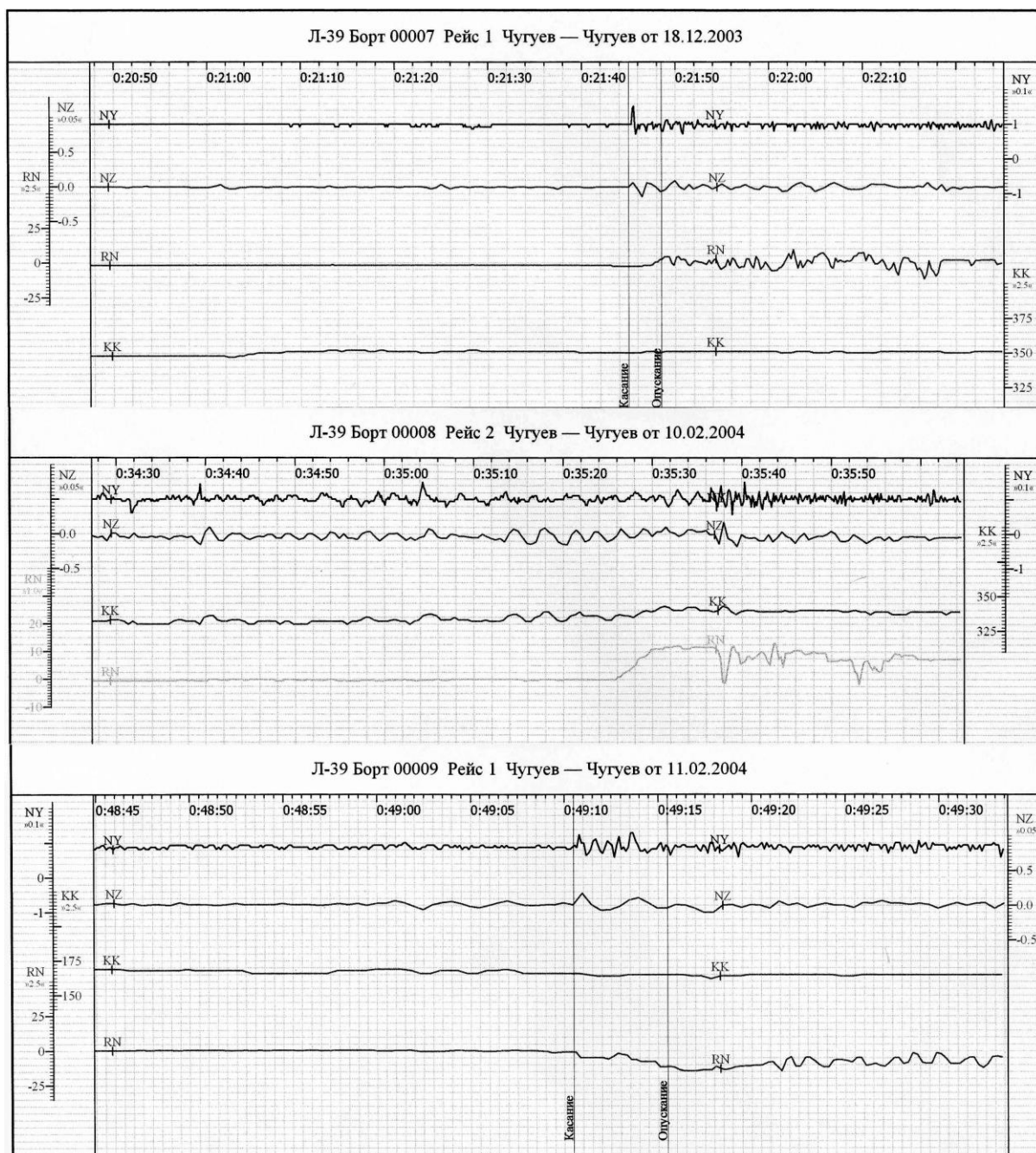


Рисунок 2 – Процессы возмущенного движения самолета при посадке с автоматическим управлением:

NY – перегрузка вертикальная; NZ – перегрузка боковая; RN – разность тормозных моментов; KK – курсовой угол

В пятимерном пространстве варьируемых параметров $\{k_\psi, k_{\dot{\psi}}, k_y, k_v, k_w\}$ алгоритма (3) выберем стартовую точку $\{k_{\psi 0}, k_{\dot{\psi} 0}, k_{y 0}, k_{v 0}, k_{w 0}\}$, относительно которой построим план эксперимента [7]. В каждой точке плана произведем вычисление функции $S_i(T)$ ($i = \overline{1, 5}$). Затем выберем точку плана, в которой значение функции $S_i(T)$ ($i = \overline{1, 5}$) минимально $\{k_{\psi 1}, k_{\dot{\psi} 1}, k_{y 1}, k_{v 1}, k_{w 1}\}$, и относительно этой точки построим новый

план эксперимента. В результате такой многошаговой процедуры, называемой алгоритмом Бокса [7], приходим в точку $\{k_{\psi m}, k_{\dot{\psi} m}, k_{y m}, k_{v m}, k_{w m}\}$, в которой функция $S_i(T)$ ($i = \overline{1, 5}$) является минимальной (здесь m – количество шагов алгоритма Бокса). Обозначая через I_i^* ($i = \overline{1, 5}$) минимальные значения функционалов (5), получим с помощью соотношений (6) значения весовых коэффициентов аддитивного функционала (4). Затем с помощью того же алгоритма Бокса отыщем точку $\{k_{\psi}^*, k_{\dot{\psi}}^*, k_y^*, k_v^*, k_w^*\}$, в которой достигается минимума аддитивный функционал (4).

На рис. 2 приведены процессы возмущенного движения самолета при посадке, зарегистрированные устройством диагностики и контроля параметров полета, с учетом работы системы управления движением по взлетно-посадочной полосе. Анализ этих процессов позволяет сделать вывод, что предлагаемая система обеспечивает высокое качество обработки задаваемой траектории движения.

Литература

1. Александров Е.Е., Волонцевич Д.О., Соловьев О.В. и др. Повышение устойчивости и управляемости колесных машин в тормозных режимах. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2007. – 320 с.
2. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных навигационных систем. – М.: Наука, 1992. – 280 с.
3. Панов А.П. Математические основы теории инерциальной ориентации. – Киев: Наукова думка, 1995. – 279 с.
4. Александрова И.Е., Александрова Т.Е. О выборе весовых коэффициентов оптимизируемого функционала в теории аналитического конструирования оптимальных регуляторов // *Радіоелектроніка, інформатика, управління*. – 2001. – № 1. – С. 135–137.
5. Александров Е.Е., Александрова Т.Е. Выбор оптимизируемого функционала в задачах параметрического синтеза систем стабилизации // *Артиллерийское и стрелковое вооружение*. – 2004. – № 2. – С. 23–26.
6. Александров Е.Е., Волонцевич Д.О., Туренко А.Н. и др. Динамика транспортно-тяговых колесных и гусеничных машин. – Харьков: ХГАДТУ, 2001. – 642 с.
7. Александрова И.Е. Имитационное моделирование. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2000. – 93 с.

УДК 629.017

Александров Е.Е., Соловйов О.В., Біляєв С.М.

ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ РУХОМ ЛІТАКА ПРИ ПОСАДЦІ

Розглядається задача вибору значень варійованих параметрів алгоритму керування рухом літака по злітно-посадочній смузі в процесі посадки.