

**Alekseenkov Artem Sergeevich** – Moscow Aviation Institute; e-mail: atovus@yandex.ru; Moscow, Russia; phone: +74991585000; the department of aircraft actuators systems; cand. of eng. sc.; associate professor.

**Erofeev Evgeny Valeryevich** – TsAGI; e-mail: florobot@yandex.ru; Zhukovsky, Russia; phone: +74955563838; laboratory lead in flight dynamics and control system department.

**Steblinkin Anton Igorevich** – e-mail: anton.steblinkin@tsagi.ru; phone: +74955563838; leading research engineer in flight dynamics and control system department.

**Timofeeva Anastasiya Dmitrievna** – e-mail: anastasiya.timofeeva@tsagi.ru; phone: +74955563838; research engineer in flight dynamics and control system department.

УДК 681.5, 62-503.51

DOI 10.18522/2311-3103-2021-7-51-63

**А.З. Асанов, А.В. Куковинец, А.Ю. Чекин**

**АНАЛИТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ  
ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕСА ШАССИ  
ВОЗДУШНОГО СУДНА**

*В настоящее время отечественные и зарубежные исследователи развивают в авиационной отрасли технологии, связанные с электрификацией функциональных систем воздушных судов. Тормозная система оказывает непосредственное влияние на безопасность, устойчивость и функциональные возможности воздушного судна. Поэтому мотивация замены гидравлической системы сопровождается результатами многосторонних исследований архитектур электрических систем торможения, в том числе возможностью повышения качества таких систем за счёт внедрения эффективного управления. Работа посвящена методике аналитического синтеза алгоритма управления электрической системой торможения шасси воздушного судна, как многосвязного объекта управления, основанной на применении технологии вложения систем. Математическая модель содержит описание электрических, механических и тепловых процессов системы. Требования к качеству переходных процессов по угловой скорости колеса и температуре на поверхности фрикциона задаются в виде ограничений на время регулирования и величину перерегулирования и далее преобразуются в форму эталонной модели. Показаны результаты компьютерного моделирования динамики исходной и линеаризованной систем, а также системы с синтезированным регулятором по полному вектору состояний. Приведены рассуждения о робастности получаемого решения и показаны результаты компьютерного моделирования системы с «упрощённым» регулятором.*

*Аналитический синтез; алгоритм управления; технология вложения; более электрический самолёт; система торможения.*

**A.Z. Asanov, A.V. Kukovinets, A.Yu. Chekin**

**ANALYTICAL SYNTHESIS OF THE CONTROL ALGORITHM FOR THE  
ELECTRIC BRAKING SYSTEM OF THE AIRCRAFT LANDING GEAR**

*Nowadays, researchers are developing technologies in the aviation industry related to the electrification of aircraft functional systems. The braking system has a direct impact on the safety, stability and functionality of the aircraft. Therefore, the motivation for replacing the hydraulic system is accompanied by the results of comprehensive studies of the architectures of electric braking systems, including the possibility of improving the quality of such systems through the introduction of effective control. The work is devoted to the methodology of analytical synthesis of the control algorithm for the electric braking system of the aircraft landing gear, as a multi-connected control object, based on the theory of embedded systems. The mathematical model contains a description of the electrical, mechanical and thermal processes of the system. The require-*

*ments for the quality of transients in terms of the angular velocity of the wheel and the temperature on the surface of the frictional disc are set in the form of restrictions on the settling time and overshoot and then transformed into the form of a reference model. The results of computer simulation of the dynamics of the initial and linearized systems, as well as a system with a synthesized regulator by the full vector of states are shown. The discussion about the robustness of the resulting solution are presented and the results of computer simulation of a system with a "simplified" regulator are shown.*

*Analytical synthesis; control algorithm; theory of embedded systems; more electric aircraft; braking system.*

**Введение.** В работах [1, 2] была описана модель демонстратора системы торможения шасси воздушного судна (ВС) с электромеханическим приводом тормозного механизма. Исследование этой модели и построение регулятора осложняется учётом множества явлений физического взаимодействия: механического, представленного в подмоделях динамики радиального прижатия стойки шасси, фрикционных пар в многодисковом тормозном барабане, механической части электромеханического привода (ЭМП) прижимного механизма, контактного взаимодействия между колесом и поверхностью инерционного стана, а также в двигателе ЭМП; электрического, содержащегося в подмодели электрической части ЭМП; теплового, описанного в подмодели фрикционного торможения колеса. При этом система управления демонстратора для решения задачи торможения была реализована в виде конечного автомата. В этом автомате отсутствует управление процессом торможения, которое позволяло бы добиться оптимальных переходных процессов по угловой скорости колеса, току электродвигателя, температуре тормоза и т.д. Также остаётся нерешённой/нерассмотренной проблема разработки научно обоснованной инженерной методики аналитического синтеза регулятора для подобных электрической системе торможения колёс (ЭСТК) многосвязных динамических объектов, реализующих комплекс требований к системе.

Актуальность рассматриваемой проблемы обуславливается принятой в аэрокосмической отрасли современной концепцией БЭС («более электрический самолёт»), которая основывается на электрификации функциональных систем ВС [3, 4], включая и систему торможения колёс шасси [5, 6]. Исследования перспективных ЭСТК требуют разработки технических решений, позволяющих достигать заданной цели – эффективного торможения ВС – при различных условиях торможения колеса, с различными параметрами переходных процессов за счёт использования особенностей структуры и конструкций тормозного барабана, логики переключений антиюзовой автоматики, типа используемой системы охлаждения и т.д. [7, 8]. Вместе с тем, очевидно, что определяющее значение для такой системы имеет алгоритм управления (например, использование наблюдателей нагрузки [9]), от настройки которого зависят критически важные показатели устойчивости и безопасности посадки [10].

Целью управления для обозначенной проблемы является обеспечение конечной нулевой линейной скорости  $V_{BC}$  перемещения ВС по взлётно-посадочной полосе (ВПП) в процессе его послепосадочного пробега при жёстко заданных ограничениях. Этими ограничениями выступают:

- ◆ допустимая длина пробега ВС, определяемая длиной ВПП. Это ограничение может рассматриваться как допустимое время, за которое угловая скорость колеса принимает установившееся нулевое значение;
- ◆ предельная или оптимальная температура на поверхности фрикциона.

**Математическая модель ЭСТК.** Приведём краткие сведения о математическом описании отдельных подсистем ЭСТК.

Модель ЭМП включает в себя описание двигателя постоянного тока независимого возбуждения (ДПТ НВ) с идеальным интегральным регулятором напряжения, редуктора и ходового винта. ЭМП предназначен для создания прижимного усилия в дисковом тормозе; в рассматриваемой схеме представлена одна фрикционная пара. Динамика ДПТ НВ описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \frac{di_{\text{я}}(t)}{dt} = -\frac{R_{\text{я}}}{L_{\text{я}}}i_{\text{я}}(t) - \frac{k_e}{L_{\text{я}}}\omega_{\text{дв}}(t) + \frac{1}{L_{\text{я}}}U_{\text{я}}(t) \\ \frac{d\omega_{\text{дв}}(t)}{dt} = \frac{k_m}{J_{\text{дв}}}i_{\text{я}}(t) - \frac{M_{\text{с}}(t)}{J_{\text{дв}}} \end{cases}, \quad (1)$$

в которой  $i_{\text{я}}$  – ток якоря;  $U_{\text{я}}$  – напряжение питания якоря;  $\omega_{\text{дв}}$  – механическая угловая скорость вала;  $J_{\text{дв}}$  – момент инерции ротора двигателя;  $L_{\text{я}}$ ,  $R_{\text{я}}$  – индуктивность и сопротивление якорной обмотки;  $k_e$ ,  $k_m$  – конструктивные постоянные;  $M_{\text{с}}$  – момент сопротивления. Для моделирования используются характеристики ДПТ НВ 2ПБ180МУХЛ4 мощностью 9.5 кВт с номинальным напряжением 110 В [11], момент сопротивления соответствует номинальному значению нагрузки. Прижимной диск тормоза прижимается к вращающемуся диску колеса с номинальной силой  $F_{\text{прижатия}}$ , которая рассчитывается путём редуцирования крутящего момента на валу электродвигателя  $M_{\text{дв}}(t) = i_{\text{я}}(t) \cdot k_m$  и передачи его на ходовой винт, который двигается поступательно:

$$F_{\text{прижатия}}(t) = -\frac{M_{\text{дв}}(t)}{n \cdot r_{\text{в}}}, \quad (2)$$

где  $n$  – передаточное число редуктора,  $r_{\text{в}}$  – радиус ходового винта. Угловая скорость колеса  $\omega_{\text{кол}}$  зависит от двух действующих на колесо моментов:

- ♦ момент сил трения качения  $M_{\text{кач}}$ , возникающий при контактно-взаимодействии колеса и ВПП, обеспечивает раскручивание колеса при контакте ВС с поверхностью ВПП на посадке и последующее его вращение, пропорциональное скорости движения ВС;

- ♦ тормозной момент  $M_{\text{торм}}$ , возникающий при трении прижимного и вращающегося дисков тормозов во время работы системы торможения колеса, обеспечивает уменьшение скорости вращения колеса и, соответственно, скорости движения ВС.

В такой постановке  $M_{\text{кач}}$  является внешним возмущением для системы, а  $M_{\text{торм}}$  – управляющим моментом сил.

Изменение угловой скорости колеса описывается дифференциальным уравнением:

$$\frac{d\omega_{\text{кол}}(t)}{dt} = \frac{M_{\text{торм}}(t) - M_{\text{кач}}}{J_{\text{кол}}} = \frac{\mu_{\text{к}} \cdot F_{\text{торм}}(t) \cdot R_{\text{м}} - M_{\text{кач}}}{J_{\text{кол}}}. \quad (3)$$

В этом уравнении  $F_{\text{торм}}$  – фактическое значение силы, прикладываемое к прижимному диску,  $R_{\text{м}}$  – средний радиус прижимного диска ( $R_{\text{м}} = R_{\text{max}}/2$ ),  $\mu_{\text{к}}$  – коэффициент кинетического трения между прижимным и вращающимися дисками,  $J_{\text{кол}}$  – момент инерции колеса.

В процессе фрикционного торможения контактирующие поверхности нагреваются с выделением некоторого количества теплоты, которое зависит от приложенного тормозного момента [12]. Изменение количества выделяемой теплоты описывается аperiодическим законом с параметрами  $k_M$  в качестве коэффициента усиления и  $T_Q$  в качестве постоянной времени:

$$T_Q \frac{dQ_{\text{торм}}(t)}{dt} + Q_{\text{торм}}(t) = k_M M_{\text{торм}}(t). \quad (4)$$

Особенности изготовления тормозных дисков приводят к конструктивным ограничениям их температурного режима эксплуатации в силу увеличения интенсивности износа при превышении установленной температуры на поверхности фрикциона [13], причём относительно небольшие превышения для некоторых типов материалов приводят к существенному возрастанию износа [14].

Во избежание критических условий функционирования тормоза в ЭСТК введена подсистема принудительного воздушного охлаждения, предназначенная для поддержания постоянной температуры  $T_\phi$  на поверхности фрикциона. В ЭСТК может быть установлено определённое значение  $T_\phi^{ref}$ , при котором ожидается наиболее эффективное торможение. Динамика подсистемы принудительного воздушного охлаждения определяется контуром с пропорционально-интегрирующим-дифференцирующим регулятором с входом  $e_{T_\phi}(t) = T_\phi^{ref} - T_\phi(t)$  и параметрами  $k_p^{охл}$ ,  $k_i^{охл}$  и  $k_d^{охл}$ , выход которого выражается в количестве теплоты  $Q_{охл}$ , передаваемом фрикциону:

$$\frac{dQ_{охл}(t)}{dt} = k_d^{охл} \frac{d^2 e_{T_\phi}(t)}{dt^2} + k_p^{охл} \frac{d e_{T_\phi}(t)}{dt} + k_i^{охл} e_{T_\phi}(t). \quad (5)$$

Расогласование по температуре  $e_{T_\phi}(t)$  с помощью пропорционального коэффициента  $k_T$  преобразуется в силу  $F_{\text{растормаживания}}$ , которая уменьшает значение силы прижатия ходовым винтом прижимного диска  $F_{\text{торм}} = (F_{\text{прижатия}} - F_{\text{растормаживания}})$  в целях ускорения приведения температуры  $T_\phi$  к заданному значению. Фактическое передаваемое количество теплоты  $Q_\Sigma$ , складывающееся из теплоты, возникающей в результате нагрева торможением, и теплоты от системы принудительного охлаждения, определяет динамику температуры на поверхности фрикциона:

$$\frac{dT_\phi(t)}{dt} = k_Q Q_\Sigma(t) = k_Q (Q_{\text{торм}}(t) + Q_{охл}(t)), \quad (6)$$

где  $k_Q$  – коэффициент, зависящий от теплоёмкости материала.

Схема компьютерной модели ЭСТК, описанной системой уравнений (1–6), представлена на рис. 1.

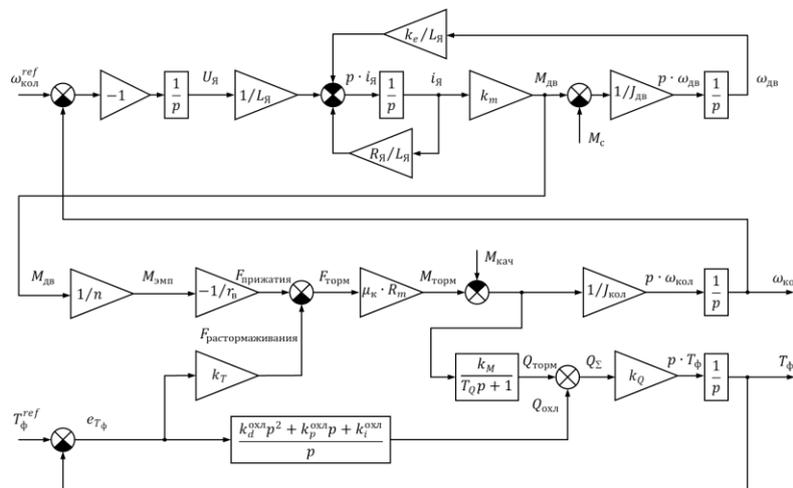


Рис. 1. Схема компьютерной модели ЭСТК

**Анализ модели ЭСТК.** Функционирование рассматриваемой динамической многосвязной системы может быть описано во временной области в пространстве состояний с помощью модели типа «вход-состояние-выход»:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)g(t), y(t) = C(t)x(t) + D(t)g(t). \quad (7)$$

где  $x(t) \in R^n$  – вектор состояний;  $y(t) \in R^m$  – вектор выходных сигналов реакции;  $g(t) \in R^s$  – вектор входных воздействий;  $A(t), B(t), C(t), D(t)$  – вещественные матрицы с размерностями соответственно  $n \times n, n \times s, m \times n, m \times s$ .

Модель ЭСТК представляет собой ММО (multi input – multi output) модель с  $s = 2$  входными каналами воздействия и  $m = 2$  выходными сигналами реакции,

$$\begin{aligned} g(t) &= [\omega_{\text{кол}}^{\text{ref}}(t) \quad T_{\phi}^{\text{ref}}(t)]^T \\ y(t) &= [\omega_{\text{кол}}(t) \quad T_{\phi}(t)]^T, \end{aligned} \quad (8)$$

где  $\omega_{\text{кол}}^{\text{ref}}(t)$  – заданная угловая скорость вращения колеса,  $T_{\phi}^{\text{ref}}(t)$  – заданная температура на поверхности фрикциона, определяемая свойствами материала, из которого изготовлен фрикционный диск (углерод, биметалл, металлокерамика и пр.),  $\omega_{\text{кол}}(t)$  – текущая угловая скорость колеса,  $T_{\phi}(t)$  – текущая температура на поверхности фрикциона.

Модель имеет  $n = 7$  переменных состояния:

$$x(t) = [\omega_{\text{кол}}(t) \quad T_{\phi}(t) \quad i_{\text{я}}(t) \quad \omega_{\text{дв}}(t) \quad Q_{\text{охл}}(t) \quad Q_{\text{торм}}(t) \quad U_{\text{я}}(t)]^T. \quad (9)$$

Вектор начальных условий, соответствующий моменту касания ВПП, может быть принят следующим:

$$x_0 = x(0) = [\omega_{\text{кол}}^0 \quad T_{\phi}^0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T. \quad (10)$$

Линеаризация используемых уравнений и соотношений, проведенная в окрестности рабочей точки  $t = 0$  для начальных условий  $\omega_{\text{кол}}^0 = 1500$  об/мин,  $T_{\phi}^0 = +80^\circ\text{C}$ , позволяет найти числовые коэффициенты модели.

Исследуемая динамическая система в силу описания (7–9) является ММО-системой и, таким образом, необходим синтез многосвязного управления [15]. Для решения этой задачи используем аппарат технологии вложения систем [16, 17], где базовым элементом описания динамической системы является проблемная матрица (проматрица)  $\Omega_{\text{sys}}(p)$ . В рассматриваемом случае математическая модель ЭСТК представляется в виде обобщенного уравнения (11), а сама проматрица  $\Omega_{\text{sys}}(p)$  в этой задаче моделирования содержит полное математическое описание системы с учетом результатов линеаризации.

$$\Omega_{\text{sys}}(p)Y(p) = U(p), \quad (11)$$

где

$$\begin{aligned} Y(p) &= [\omega_{\text{кол}}, T_{\phi}, i_{\text{я}}, \omega_{\text{дв}}, Q_{\text{охл}}, Q_{\text{торм}}, U_{\text{я}}, \omega_{\text{кол}}, T_{\phi}, \omega_{\text{кол}}^{\text{ref}}, T_{\phi}^{\text{ref}}]^T, \\ U(p) &= [\omega_{\text{кол}}^0, T_{\phi}^0, 0, 0, 0, 0, 0, \omega_{\text{кол}}^{\text{ref}}, T_{\phi}^{\text{ref}}]^T, \end{aligned}$$

$$\Omega_{sys} = \begin{pmatrix} p & -2.19 & 0.046 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2.19 \\ 0 & p + 0.2 & 0 & 0 & -0.01 & -3.75 \cdot 10^{-6} & 0 & 0 & 0 & -0.2 \\ 0 & 0 & p + 28.9 & 637.6 & 0 & 0 & -1312.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -2.19 & p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 12.78 & 0 & 0 & p & 0 & 0 & 0 & 0 & -12.78 \\ 0 & 351.89 & -7.39 & 0 & 0 & p + 0.006 & 0 & 0 & 0 & -351.9 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & p & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Характеристическое уравнение системы  $\chi_{sys}(p) = \det(pI_n - A) = 0$  имеет корни

$$\{\lambda_i^{sys}\} = \{-14.4159 \pm j34.4890; -0.1003 \pm j0.3452; -0.0428; 0; -0.0063\}.$$

Ноль среди полюсов матричной передаточной функции (МПФ) обусловлен интегрированием при получении угловой скорости вала в модели электродвигателя.

**Аналитический синтез алгоритма управления.** Структура многосвязной системы управления базируется на управлении по полному вектору состояний и представлена на рис. 2, соответственно, математическая модель задачи управления в форме проматрицы имеет следующий вид [17]:

$$\begin{pmatrix} pI - A & 0_{n \times m} & -B & 0_{n \times m} \\ -C & I_m & 0_{m \times s} & 0_{m \times m} \\ K(p)_{s \times n} & 0_{s \times m} & I_s & -G(p)_{s \times m} \\ 0_{m \times n} & 0_{m \times m} & 0_{m \times s} & I_m \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x(p) \\ y(p) \\ u(p) \\ g(p) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_0 \\ 0_{m \times 1} \\ 0_{s \times 1} \\ g(p) \end{pmatrix}, \quad (12)$$

где  $u(p)$  – изображение по Лапласу вектора рассогласований,  $K(p)$  и  $G(p)$  – соответственно матрицы регулятора и предкомпенсатора системы.

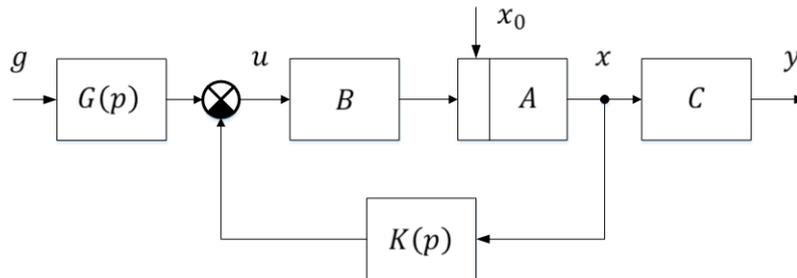


Рис. 2. Структура системы управления по полному вектору состояний

Задача синтеза алгоритма управления заключается в отыскании таких дробно-полиномиальных матриц  $K(p)$  и  $G(p)$ , которые обеспечивают желаемую динамику рассматриваемой системы, задаваемую требованиями к переходным процессам по быстрдействию, перерегулированию и другим показателям качества [16]. Можно показать [17], что при задании требований к системе в форме эталонной модели и при единичной матрице предкомпенсатора формула для МПФ регуляторов может быть представлена в числовом виде:

$$\{K\}_{\mu, \eta} = \tilde{B}[A - A_{ref}]\tilde{C} + \tilde{B}^R \mu + \eta \tilde{C}^L,$$

где  $\mu, \eta$  – матрицы подходящих размеров с произвольными элементами.

Здесь и далее по тексту  $\bar{M}^L$  – левый делитель нуля  $n \times m$  некоторой матрицы  $M$  максимального ранга, т.е.  $\bar{M}^L M = 0$ ,  $rank \bar{M}^L = n - rank M$ ;  $\bar{M}^R$  – правый делитель нуля  $n \times m$  матрицы  $M$  максимального ранга, т.е.  $M \bar{M}^R = 0$ ,  $rank \bar{M}^R = m - rank M$ ;  $\tilde{M}$  – сводный канонизатор матрицы  $M$ , т.е.  $M \tilde{M} M = M$ ,  $\tilde{M} M \tilde{M} = \tilde{M}$  [16].

В соответствии со структурой системы управления (12) при сигналах рассогласования  $u = g \cdot G - K \cdot x$  изображение по Лапласу первого уравнения в (7) приводится к виду

$$px = (A - BK)x + BgG + x_0.$$

В этом уравнении матрица  $[A - BK]$  по сути должна быть подобной эталонной матрице  $A_{ref}$ , определяющей желаемую динамику системы. Таким образом, частное решение для обеспечения динамики системы:

$$K = \bar{B}(A - A_{ref}) \quad (13)$$

при выполнении условия существования решения левостороннего матричного уравнения [16]

$$\bar{B}^L(A - A_{ref}) = 0. \quad (14)$$

Выбор элементов эталонной матрицы  $A_{ref}$  определяется заданными требованиями к качеству переходных процессов  $x(t)$  и  $y(t)$ . Элементы могут выбираться исходя из необходимого расположения корней характеристического уравнения желаемой системы на комплексной плоскости (модальное управление). При этом числовые значения элементов матрицы должны строго соответствовать условию (14), в котором обозначим

$$A - A_{ref} = Z. \quad (15)$$

Это условие накладывает ограничение на возможный выбор элементов исходной матрицы, а необходимость пересчёта зависимых элементов оказывает влияние на перекрёстные каналы. Для рассматриваемой модели ЭСТК (11) матрица входа, представленная в проматрице, имеет левый делитель нуля следующего вида:

$$\bar{B}^L = \begin{pmatrix} 0 & b_1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & b_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Далее используем обозначение  $a_{ref}^{ij}$  – элемент эталонной матрицы  $A_{ref}$ , находящийся в  $i$ -й строке в  $j$ -м столбце, а  $Z_{ij}$ , соответственно, – элемент матрицы  $Z$ , находящийся в  $i$ -й строке в  $j$ -м столбце. В соответствии с двумя последними строками  $\bar{B}^L$  с учётом условия (14) элементы  $a_{ref}^{3j}$ ,  $a_{ref}^{4j}$  в эталонной матрице  $A_{ref}$  изменять нельзя, так как разности  $Z_{3j}$  и  $Z_{4j}$  для  $j = \overline{1..7}$  обнулить невозможно. Первые 3 строки  $\bar{B}^L$  содержат в одной строке больше одного ненулевого элемента, причём среди них нет  $a_{ref}^{3j}$ ,  $a_{ref}^{4j}$ , следовательно, элементы  $a_{ref}^{2i}$ ,  $a_{ref}^{5i}$ ,  $a_{ref}^{6i}$ , и  $a_{ref}^{1i}$  зависимы для  $i = \overline{1..7}$ , поэтому изменять можно только один из них, а остальные необходимо пересчитывать относительно него. В последней строке матрицы  $A_{ref}$  могут стоять произвольные элементы, поскольку последний столбец  $\bar{B}^L$  обнуляет её, т.е.  $a_{ref}^{7k} = var$  для  $k = \overline{1..7}$ .

Сформулированы следующие требования к качеству переходных процессов для начальных условий, при которых проводилась линеаризация:

1. Время регулирования  $\omega_{\text{кол}}(t)$  в диапазоне 23-28 с;
2. Функция  $\omega_{\text{кол}}(t)$  – убывающая до значения  $\omega_{\text{кол}}^{\text{ref}}$ ;
3. Время регулирования  $T_{\phi}(t)$  не более 10 с;
4. Перерегулирование  $T_{\phi}(t)$  не более 3%.

Автоматизированный параметрический метод выбора элементов  $a_{ref}^{ij}$  эталонной матрицы (назначение их по результатам компьютерного моделирования желаемой динамики) показал, что для удовлетворения заданным требованиям необходимо назначить  $a_{ref}^{22}, a_{ref}^{63}, a_{ref}^{24}, a_{ref}^{71}, a_{ref}^{73}, a_{ref}^{74}$  базисными и установить

$$\begin{aligned} a_{ref}^{22} &= -0.2001; a_{ref}^{63} = 6.1581; a_{ref}^{24} = -10^{-7}; \\ a_{ref}^{71} &= 7; a_{ref}^{73} = -0.72; a_{ref}^{74} = 10^{-4}. \end{aligned}$$

Тогда соответствующие  $Z_{ij}$  для базисных элементов определяются согласно (15). Далее необходимо провести пересчёт, который в рамках решаемой задачи формализуется следующим образом:

$$\begin{cases} a_{ref}^{52} = a^{52} - b_1 \cdot Z_{22} \\ a_{ref}^{62} = a^{62} - b_2 \cdot Z_{22} \\ a_{ref}^{12} = a^{12} - b_3 \cdot Z_{22} \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} a_{ref}^{23} = a^{23} - 1/b_2 \cdot Z_{63} \\ a_{ref}^{53} = a^{53} + b_1/b_2 \cdot Z_{63} \\ a_{ref}^{13} = a^{13} + b_3/b_2 \cdot Z_{63} \end{cases} \quad (17)$$

Изменение  $a_{ref}^{24}$  вызывает пересчёт, аналогичный (16). Изменение  $a_{ref}^{71}, a_{ref}^{73}, a_{ref}^{74}$  пересчёта не вызывает. При единичной матрице предкомпенсатора  $G$  соответствующего размера вычисления в соответствии с (13) приводят к следующей матрице  $K$ , числовой вид которой указывает на физическую реализуемость регулятора:

$$K = \begin{pmatrix} 6 & 0 & -0.72 & 10^{-4} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 5 \cdot 10^{-4} & 0.0035 & 5 \cdot 10^{-7} & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (18)$$

Элемент репроматрицы системы управления со структурой (12), соответствующий её МПФ «вход-выход», представляется выражением

$$E_{y,reg}^g(p) = C(pI_n - A + BK)^{-1}B = \frac{1}{\chi_{reg}(p)} \begin{pmatrix} W_{\omega,reg}^{\omega_{ref}} & W_{T,reg}^{\omega_{ref}} \\ W_{\omega,reg}^{T_{ref}} & W_{T,reg}^{T_{ref}} \end{pmatrix}.$$

Полюса этой передаточной функции:

$$\{\lambda_i^{reg}\} = \{-14.3621 \pm j46.1839; -0.0895 \pm j0.3558; -0.1721; 0; -0.0063\}.$$

Регулятор не влияет на нейтральный полюс, остальные полюса заняли расположение в соответствии с заданной динамикой.

**Результаты имитационного моделирования и обсуждение.** На рис. 3 представлены переходные процессы угловой скорости колеса и температуры на поверхности фрикциона, которые могут быть получены с помощью средств инструментальных систем класса Matlab [19, 20]. Сравнительный анализ графиков выходных реакций исходной, линеаризованной и регулируемой систем (рис. 3) показывает очевидное улучшение переходных процессов.

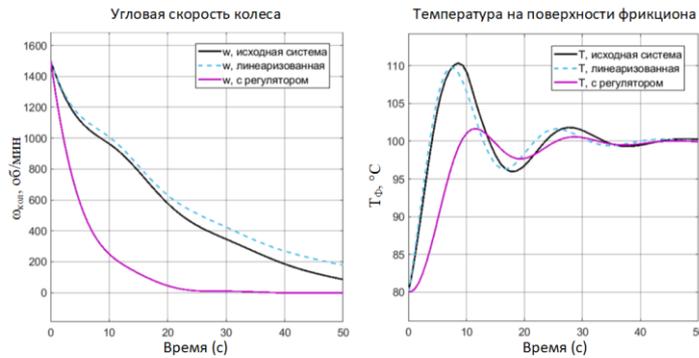


Рис. 3. Переходные процессы на выходе ММО-модели ЭСТК

Динамика системы с регулятором полностью совпадает с желаемой динамикой, которая была назначена исходя из требований к качеству откликов системы и рассчитана в соответствии с необходимостью точного решения матричного уравнения (14), которое является строгим необходимым условием существования регулятора (13).

Необходимость управления по температуре обусловлена тепловой инерционностью фрикциона, при этом колебательность переходного процесса фактически означает перерасход энергии на питание исполнительных устройств системы принудительного воздушного охлаждения, поэтому идеальная температурная динамика для рассматриваемой задачи имеет апериодический характер. И в дальнейших исследованиях можно ставить и решать задачу управления температурой при обеспечении монотонности изменения температурной характеристики.

Показатели качества системы с регулятором следующие: время регулирования  $\omega_{\text{кол}}(t) \approx 24.8$  с, функция  $\omega_{\text{кол}}(t)$  убывает до 0 об/мин, время регулирования  $T_{\phi}(t) \approx 8$  с, перерегулирование  $T_{\phi}(t) \approx 1.7\%$ . Поиск оптимального расположения полюсов МПФ «вход-выход» эталонной системы может проводиться средствами вычислительных программ путём автоматического выбора базисных переменных и значений элементов, доступных для варьирования по формулам, аналогичным (16), (17), после определения зависимых величин на основании аналитических расчётов, опирающихся на технологию вложения систем и описанных в настоящей работе. Такой метод позволит находить решение при задании ограничений в виде требований к показателям качества переходных процессов, однако он является вычислительно перегруженным в случае прямого перебора и требует внедрения специальных математических методов или использования высокопроизводительных аппаратных устройств.

Получаемый регулятор вида (18) строго приводит к эталонной матрице, однако при наличии диапазонов в требованиях к отклику имеется возможность скорректировать получаемое решение, которое в обратной задаче приведёт к эталонной матрице иного вида, но отслеживаемые показатели будут находиться в допустимых границах. Так, прямое обнуление околонулевых элементов в матрице регулятора (18) приводит к тому, что выходные сигналы системы с «упрощённым» регулятором (19), представленные на рис. 4, также практически отвечают необходимым требованиям.

$$K_{\text{упрощённый}} = \begin{pmatrix} 6 & 0 & -0.72 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0035 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (19)$$

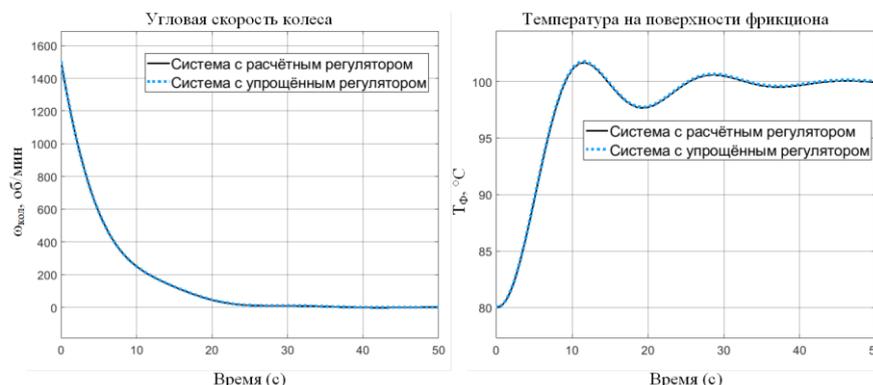


Рис. 4. Сравнение откликов системы с расчётным и упрощённым регуляторами

Это свидетельство того, что возможна постановка и решение задачи робастного управления [21] с учетом специфики многосвязного управления: очевидно, что изменять параметры регулятора следует с учётом многосвязности моделируемой системы, поскольку такое вмешательство может привести к закрытию канала управления или снижению его эффективности.

**Заключение.** В работе сформирована модель электрической системы торможения колёс шасси ВС, содержащая описание электрической, механической и тепловой частей системы. Линеаризованная модель использована для аналитического синтеза алгоритма управления по полному вектору состояний, который позволяет удовлетворить требования к угловой скорости колеса и температуре на поверхности фрикциона, заданные в форме эталонной модели. Полученная система позволяет имитировать процесс торможения колеса шасси и может использоваться в качестве модели первого приближения при проведении виртуальных экспериментов. Модель может стать отправной точкой для анализа качества процессов, протекающих в принятой архитектуре ЭСТК, и дальнейшее приближение её поведения к реальным процессам требует последовательного введения нелинейностей и синтеза робастного и/или адаптивного (квазиадаптивного) регулятора, учитывающего различные этапы торможения. Результаты работы могут быть использованы для исследования эффективности электрических систем торможения транспортных средств, при разработке более сложных их моделей и построении систем управления.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Куковинец А.В., Чекин А.Ю., Румянцев П.А. Моделирование демонстратора электрической системы торможения колёс воздушного судна // Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов: Матер. докладов 6-й Международной научно-практической конференции. – 2021. – С. 40-44.
2. Куковинец А.В., Чекин А.Ю., Ковальджи К.В. Имитационное моделирование электрической системы торможения колёс воздушного судна для задач контактного взаимодействия // Десятая всероссийская научно-практическая конференция по имитационному моделированию и его применению в науке и промышленности «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2021): Тр. конференции (электронное издание), 20–22 октября 2021 г. – СПб.: АО «ЦТСС», 2021. – С. 265-271. – ISBN 978-5-905526-05-3.
3. Jones R.I. The More Electric Aircraft: the past and the future? // IEE Colloquium on Electrical Machines and Systems for the More Electric Aircraft. – 1999. – P. 1/1-1/4.

4. *Abdelhafez A.A., Forsyth A.J.* Review of More-Electric Aircraft // 13-th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, ASAT. – 13, May 26–28, 2009. – Paper: ASAT-13- EP-01.
5. *Bo L., Li Y.* Research on simulation of aircraft electric braking system // In Recent Advances in Computer Science and Information Engineering. – Springer, Berlin, Heidelberg, 2012. – P. 301-309.
6. *Guidi G., Borgarelli N., Malleret F.* Benefits and Challenges of Electro-Mechanical Actuation on Aircraft Landing and Braking Systems – ATA32 EMAs // MEA2021 – More Electric Aircraft Conference, October 20-21, 2021, Bordeaux, France.
7. *Wang Z., Li Z., Li W.* Research of Aircraft Electric Brake Control System // 3rd International Symposium on Mechatronics and Industrial Informatics (ISMI 2017). – 2017. – P. 198-200.
8. *Zhou S., Lin H., Li B.* Research on HILS Technology Applied on Aircraft Electric Braking System // Journal of Electrical and Computer Engineering, vol. 2017, Article ID 3503870, 14 pages, 2017. – <https://doi.org/10.1155/2017/3503870>.
9. *Асанов А.З.* Синтез наблюдателя нагрузки электромеханической системы // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2003. – № 2. – С. 17-21.
10. *Сельвесюк Н.И., Лебедев Г.Н., Москалёв А.П., Косых Ю.В., Кананадзе С.С.* Задача автоматического управления и контроля безопасности посадки самолёта при действии сильных микропорывов ветра // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2019. – № 7. – С. 214-226.
11. *Герман-Галкин С.Г., Карташов Б.А., Литвинов С.Н.* Модельное проектирование электромеханических мехатронных модулей движения в среде SimInTech. – М.: ДМК Пресс, 2021. – 494 с.
12. *Кальницкая К.А., Капитанова Л.В.* Влияние перфорации тормозных дисков на их температуру в условиях взлета и посадки // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 70. X: – 2015. – С. 160-167.
13. *Нилов А.С., Кулик В.И., Гаршин А.П.* Анализ фрикционных материалов и технологий изготовления тормозных колодок для высоконагруженных тормозных систем с дисками из керамического композиционного материала // Новые огнеупоры. – 2015. – № 7. – С. 57-68.
14. *Yun R., Martynková S.G., Lu Y.* Performance and evaluation of nonasbestos organic brake friction composites with SiC particles as an abrasive // Journal of Composite Materials. – 2011. – Vol. 45, No. 15. – P. 1585-1593.
15. *Skogestad S.* Multivariable Feedback Control. Analysis and design. – N.Y., John Wiley & Sons, ltd. 2011. – 303 p.
16. *Буков В.Н.* Вложение систем. Аналитический подход к анализу и синтезу матричных систем. – Калуга: Изд-во Н.Ф. Бочкаревой, 2006. – 720 с.
17. *Асанов А.З.* Технология вложения систем и ее приложения к задачам анализа и синтеза систем: учеб. пособие. – М.: МИРЭА–Российский технологический университет, 2019. – 128 с.
18. *Асанов А.З.* Канонизация матриц и ее приложения в задачах управления: учеб. пособие. – М.: МИРЭА–Российский технологический университет, 2019. – 109 с. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).
19. *Kluever C.A.* Dynamic Systems: Modeling, Simulation, and Control. – London, Wiley. 2015. – 499 p.
20. *Tewari A.* Modern Control Design with MATLAB and SIMULINK. – N.Y., John Wiley & Sons, ltd. 2002. – 518 p.
21. *Бобцов А.А., Никифоров В.О., Пыркин А.А., Слута О.В., Ушаков А.В.* Методы адаптивного и робастного управления нелинейными объектами в приборостроении. – СПб.: НИУ ИТМО, 2013. – 277 с.

#### REFERENCES

1. *Kukovinets A.V., Chekin A.Yu., Rumyantsev P.A.* Modelirovanie demonstratora elektricheskoy sistemy tormozheniya koles vozdushnogo sudna [Simulation of the demonstrator of the electric braking system of the wheels of the aircraft], *Perspektivnye napravleniya razvitiya bortovogo oborudovaniya grazhdanskikh vozdushnykh sudov: Mater. dokladov 6-y Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Promising directions for the development of avionics of civil aircraft: Materials of reports of the 6th International Scientific and Practical Conference], 2021, pp. 40-44.

2. Kukovinets A.V., Chekin A.Yu., Koval'dzhi K.V. Imitatsionnoe modelirovanie elektricheskoy sistemy tormozheniya koles vozdušnogo sudna dlya zadach kontaktного vzaimodeystviya [Simulation modelling of the electric wheel braking system of an aircraft taking into account contact interaction], *Desyataya vserossiyskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya po imitatsionnomu modelirovaniyu i ego primeneniyu v nauke i promyshlennosti «Imitatsionnoe modelirovanie. Teoriya i praktika» (IMMOD-2021): Tr. konferentsii (elektronnoe izdanie), 20–22 oktyabrya 2021 g.* [The tenth All-Russian Scientific and practical conference on simulation modeling and its application in science and industry "Simulation modeling. Theory and Practice" (IMMOD-2021): Proceedings of the conference (electronic edition), October 20-22, 2021]. Saint Petersburg.: AO «TSTSS», 2021, pp. 265-271. ISBN 978-5-905526-05-3.
3. Jones R.I. The More Electric Aircraft: the past and the future?, *IEE Colloquium on Electrical Machines and Systems for the More Electric Aircraft*, 1999, pp. 1/1-1/4.
4. AbdElhafez A.A., Forsyth A.J. Review of More-Electric Aircraft, *13-th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, ASAT. – 13, May 26–28, 2009*, Paper: ASAT-13- EP-01.
5. Bo L, Li Y. Research on simulation of aircraft electric braking system, *In Recent Advances in Computer Science and Information Engineering*. Springer, Berlin, Heidelberg, 2012, pp. 301-309.
6. Guidi G., Borgarelli N., Malleret F. Benefits and Challenges of Electro-Mechanical Actuation on Aircraft Landing and Braking Systems – ATA32 EMAs, *MEA2021 – More Electric Aircraft Conference, October 20-21, 2021, Bordeaux, France*.
7. Wang Z., Li Z., Li W. Research of Aircraft Electric Brake Control System, *3rd International Symposium on Mechatronics and Industrial Informatics (ISMII 2017)*, 2017, pp. 198-200.
8. Zhou S., Lin H., Li B. Research on HILS Technology Applied on Aircraft Electric Braking System, *Journal of Electrical and Computer Engineering*, vol. 2017, Article ID 3503870, 14 pages, 2017. Available at: <https://doi.org/10.1155/2017/3503870>.
9. Asanov A.Z. Sintez nablyudatelya nagruzki elektromekhanicheskoy sistemy [Synthesis of a load observer for the electromechanical system], *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika* [News of higher educational institutions. Aviation equipment], 2003, No. 2, pp. 17-21.
10. Sel'vesyuk N.I., Lebedev G.N., Moskalev A.P., Kosykh Yu.V., Kananadze S.S. Zadacha avtomaticheskogo upravleniya i kontrolya bezopasnosti posadki samoleta pri deystvii sil'nykh mikroporyvov vetra [The problem of automatic control and safety control of the plane landing under the action of strong wind microgusts], *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering Sciences], 2019, No. 7, pp. 214-226.
11. German-Galkin S.G., Kartashov B.A., Litvinov S.N. Model'noe proektirovanie elektromekhanicheskikh mekhatronnykh moduley dvizheniya v srede SimInTech [Model design of electromechanical mechatronic motion modules in the SimInTech environment]. Moscow: DMK Press, 2021, 494 p.
12. Kal'nitskaya K.A., Kapitanova L.V. Vliyanie perforatsii tormoznykh diskov na ikh temperaturu v usloviyakh vzleta i posadki [Influence of the Brake Disk Punch on their Temperature under Takeoff and Landing Conditions], *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii: Sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N.E. Zhukovskogo «KhAI»* [Open information and computer integrated technologies: Collection of scientific proceedings of the National aerospace University. N.E. Zhukovsky "KhAI"]. Issue 70.X, 2015, pp. 160-167.
13. Nilov A.S., Kulik V.I., Garshin A.P. Analiz friktsionnykh materialov i tekhnologiy izgotovleniya tormoznykh kolodok dlya vysokonagruzhennykh tormoznykh sistem s diskami iz keramicheskogo kompozitsionnogo materiala [The analysis of friction materials and manufacturing process of clasp blocks for heavy loaded brake systems with ceramic composite discs], *Novye ognepory* [New refractory materials], 2015, No. 7, pp. 57-68.
14. Yun R., Martynková S.G., Lu Y. Performance and evaluation of nonasbestos organic brake friction composites with SiC particles as an abrasive, *Journal of Composite Materials*, 2011, Vol. 45, No. 15, pp. 1585-1593.
15. Skogestad S. Multivariable Feedback Control. Analysis and design. N.Y., John Wiley & Sons, Ltd. 2011, 303 p.
16. Bukov V.N. Vlozhenie sistem. Analiticheskiy podkhod k analizu i sintezu matrichnykh sistem [Embedding systems. Analytical approach to the analysis and synthesis of matrix systems]. Kaluga: Izd-vo N.F. Bochkarevoy, 2006, 720 p.

17. *Asanov A.Z. Tekhnologiya vložheniya sistem i ee prilozheniya k zadacham analiza i sinteza sistem: ucheb. posobie* [The technology of embedding systems and its applications to the problems of analysis and synthesis of systems: textbook]. Moscow: MIREA–Rossiyskiy tekhnologicheskii universitet, 2019, 128 p.
18. *Asanov A.Z. Kanonizatsiya matrits i ee prilozheniya v zadachakh upravleniya: ucheb. posobie* [Canonization of matrices and its applications in control tasks: textbook]. Moscow: MIREA–Rossiyskiy tekhnologicheskii universitet, 2019, 109 p.
19. *Kluever C.A. Dynamic Systems: Modeling, Simulation, and Control*. London, Wiley. 2015, 499 p.
20. *Tewari A. Modern Control Design with MATLAB and SIMULINK*. N.Y., John Wiley & Sons, Ltd. 2002. 518 p.
21. *Bobtsov A.A., Nikiforov V.O., Pyrkin A.A., Slita O.V., Ushakov A.V. Metody adaptivnogo i robustnogo upravleniya nelineynymi ob"ektami v priborostroenii* [Methods of adaptive and robust control of nonlinear objects in instrumentation]. Saint Petersburg: NIU ITMO, 2013, 277 p.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. Е.Ю. Зыбин.

**Асанов Асхат Замилович** – МИРЭА – Российский технологический университет; e-mail: asanov@mirea.ru; г. Москва, Россия; тел.: +74992156565, доб. 4014; кафедра автоматических систем; д.т.н.; профессор.

**Куковинец Алексей Валерьевич** – ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем»; e-mail: avkukovinec@2100.gosniias.ru; г. Москва, Россия; тел.: +74997590075, доб. 6-54; инженер.

**Чекин Андрей Юрьевич** – e-mail: aychekin@2100.gosniias.ru; тел.: +74997590075, доб. 14-97; к.т.н.; зам. начальника подразделения.

**Asanov Askhat Zamilovich** – MIREA – Russian Technological University; e-mail: asanov@mirea.ru; Moscow, Russia; phone: +74992156565, ext. 4014; automated systems department; dr. of eng. sc.; professor.

**Kukovinets Aleksei Valerievich** – State Research Institute of Aviation Systems; e-mail: avkukovinec@2100.gosniias.ru; Moscow, Russia; phone: +74997590075, ext. 6-54; engineer.

**Chekin Andrei Yurievich** – e-mail: aychekin@2100.gosniias.ru; phone: +74997590075, ext. 14-97; cand. of eng. sc.; deputy head of department.

УДК 681.2.088

DOI 10.18522/2311-3103-2021-7-63-75

**А.А. Задорожний**

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТКАЗОВ ДАТЧИКОВОЙ ГРУППЫ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ПУТЕМ ОРГАНИЗАЦИИ ПЕРЕКРЕСТНОГО КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ**

*Приводится описание типовых методов реализации кворум-контроля параметров воздушных данных, и анализ их возможностей по определению параметрических отказов, возникающих в системе воздушных сигналов. Для выполнения расчетов были выбраны наиболее часто встречаемые виды отказов тракта восприятия и измерения воздушных давлений системы воздушных сигналов, вызывающие катастрофические последствия, описаны физические принципы их возникновения, реализация которых позволила построить математические модели искажения сигналов. По результатам моделирования работы типовых методов кворум-контроля, и их реакции на искусственно введенных в систему отказов определены достоинства и недостатки используемых методов. С целью устранения обнаруженных в результате анализа недостатков предложен альтернативный метод определения отказов датчиковой группы системы воздушных сигналов путем реализации перекрестного контроля параметров, полученных от пневматической и флюгерной датчиковой*