

*Проаналізовані основні причини виникнення особливої ситуації в польоті. Наведено статистичні дані щодо росту кількості авіакатастроф та кількості зіткнень з птахами. Розроблена математична модель повздовжнього та бічного руху літака з врахуванням впливу особливої ситуації. Розроблена структурна схема системи керування з реконфігурацією та алгоритм керування літаком в умовах аварійної ситуації в польоті*

*Ключові слова: аварійна ситуація, система керування, реконфігурація, поверхні керування, математична модель, пошкодження*

*Проанализированы основные причины возникновения особой ситуации в полете. Приведены статистические данные о количестве авиакатастроф и о количестве столкновений с птицами. Разработана математическая модель продольного и бокового движения самолета с учетом влияния особой ситуации. Разработана структурная схема системы управления с реконфигурацией и алгоритм управления самолетом в условиях аварийной ситуации в полете*

*Ключевые слова: аварийная ситуация, система управления, реконфигурация, поверхности управления, математическая модель, повреждение*

УДК 629.735.02:681.518.5

DOI: 10.15587/1729-4061.2014.33644

# РАЗРАБОТКА СТРУКТУРНОЙ СХЕМЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ В УСЛОВИЯХ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ

В. Н. Казак

Доктор технических наук, профессор\*

E-mail: profkazak@ukr.net

Д. О. Шевчук

Кандидат технических наук, докторант\*

E-mail: dmitroshevchuk@gmail.com

М. А. Васильев

Аспирант\*

E-mail: vasilyev\_ma@ukr.net

\*Кафедра автоматизации и энергоменеджмента

Национальный авиационный университет

пр. Комарова, 1, г. Киев, Украина, 03058

## 1. Введение

Сложность решения проблемы обеспечения безопасности полетов непрерывно возрастает в связи с повышением интенсивности использования авиационной техники, которая кроме известных влияний ведет к значительному увеличению вероятности столкновения с механическими, биологическими и электрическими формированиями, а также расширением круга выполняемых ею функциональных задач. Сравнительный анализ статистических данных ИКАО показал, что 35 % случаев потери летательных аппаратов связанные с отказами и повреждениями систем автоматического управления, причем главным образом с отказами приводов и повреждениями внешних обводов, а также управляющих поверхностей. Также необходимо отметить чрезвычайно высокую быстротечность развития аварийной ситуации, которая в свою очередь требует мгновенного вмешательства в ситуацию для принятия необходимых управляющих действий относительно предотвращения ее развития или перерастание в катастрофическую. Все это обуславливает рост роли бортовых средств автоматического выявления поврежденных внешних обводов и управляющих поверхностей ЛА в полете, разработки перспективных методов и систем автоматической реконфигурации управляющих действий, а также интеллектуальных систем поддержки принятия решений экипажем в условиях возникновения аварийной ситуации в полете.

Качество авиатранспортной деятельности гражданской авиации характеризуется безопасностью воздушных перевозок. Обеспечению безопасной и эффективной эксплуатации авиационной техники уделяется самое серьезное внимание в авиационной отрасли.

В соответствии с мировой практикой безопасность полетов выражается через уровень аварийности, характеризующийся количеством авиационных происшествий, приходящийся на миллион вылетов. На рис. 1 представлены данные с 1992 по 2011 года [1].

Приведем данные о распределении количества аварийных ситуаций в зависимости от этапа полета, наиболее высокие показатели приходятся на этап захода на посадку – 21 % и на этап посадки – 25 %. То есть эти этапы являются наиболее опасными этапами полета и обеспечение пилота своевременными подсказками поможет повысить безопасность полетов.

Наиболее часто отказы систем и повреждения внешних обводов происходят вследствие механических, биологических и электрических факторов.

К механическим факторам относят различные повреждения, произошедшие из-за природных явлений, такие как: обледенение, осадки, песчаные бури и другие явления.

К биологическим повреждениям чаще всего относится повреждение двигателя или внешних обводов в результате столкновения самолета с птицами. Количество столкновений растет из года в год. Общая тенденция возрастания столкновений изображена на рис. 2 [1].

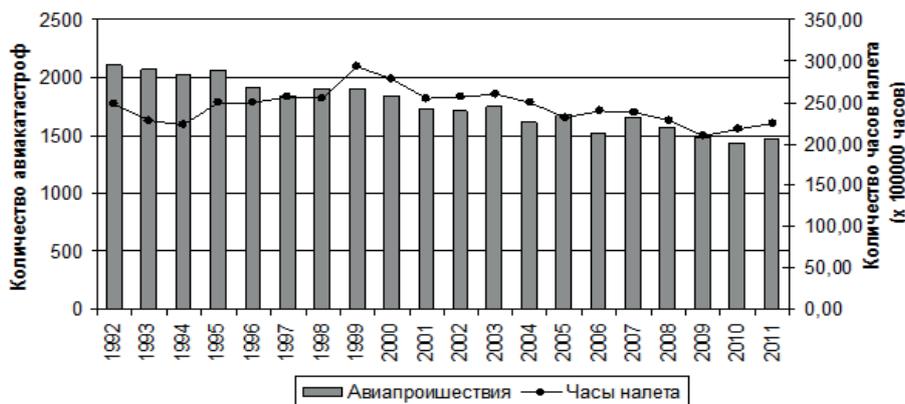


Рис. 1. Статистика авиапроисшествий и часов полета

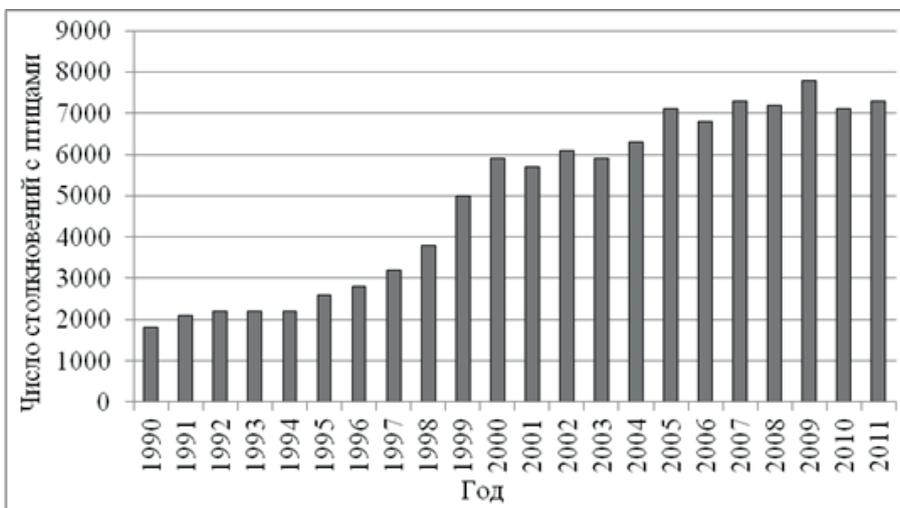


Рис. 2. Количественное распределение числа столкновения с птицами за период с 1990 по 2006 гг.

Такие повреждения вызывают существенное изменение аэродинамических свойств самолета и наиболее часто приводят к возникновению аварийной ситуации. Столкновения приводят к частичному разрушению обшивки фюзеляжа, заклиниванию и отказу двигателей, снижению эффективности работы поврежденных поверхностей управления.

## 2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

На данный момент существует большое количество публикаций посвященных описанию и моделированию последствий отказов и нарушению целостности обводов самолета. Разработаны математические модели [1, 2] учитывающие определенный вид повреждения.

Построению отказоустойчивых систем управления посвящены работы [1, 2], а в аналитическом обзоре [3] рассмотрены вопросы повышения надежности систем управления ЛА различных классов в нештатных ситуациях и при возникновении отказов. Решению данной проблемы посвящены научные исследования, [4]. В работах [5–7] описаны принципы построения отказоустойчивых систем управления

стойчивых систем управления аэрокосмических летательных аппаратов.

Одним из возможных способов поддержания работоспособности систем является комплекс мер, получивший название реконфигурации. Как отмечалось в работах [8, 9], системы управления, допускающие отказы, по уровню осуществляемого процесса реконфигурации условно можно подразделить на робастные, реконфигурируемые и реструктурируемые.

Актуальным и важным при разработке теории и методов проектирования реконфигурируемых систем управления динамическими объектами представляется применение принципа функционального резервирования [10], предполагающего, в отличие от аппаратного резервирования, аналитическую и структурную избыточность и построение на их основе резервных контуров управления. Такой подход к проектированию систем управления сложными динамическими объектами, например, многоразовыми космическими транспортными кораблями и орбитальными станциями, обеспечивает максимальную надежность и живучесть системы при заданном уровне допустимых отказов (толерантности).

Необходима разработка системы управления, учитывающей изменения аэродинамических свойств самолета и выработки соответствующих корректирующих воздействий, для поддержания заданного курса, вне зависимости от природы отказов и повреждений. А так же разработка системы реконфигурации управления полетом для предотвращения последствий аварийной ситуации.

## 3. Цель и задачи исследования

Целью данной работы является разработка системы управления, позволяющая сохранить устойчивость самолета в аварийной ситуации.

Для достижения этой цели в работе было необходимо решить следующие задачи:

- разработать математическую модель продольного и бокового движения системы, учитывающую любые изменения вызванные особой ситуацией;
- разработать структурную схему реконфигурируемой системы с использованием метода управления с прогнозирующими моделями.

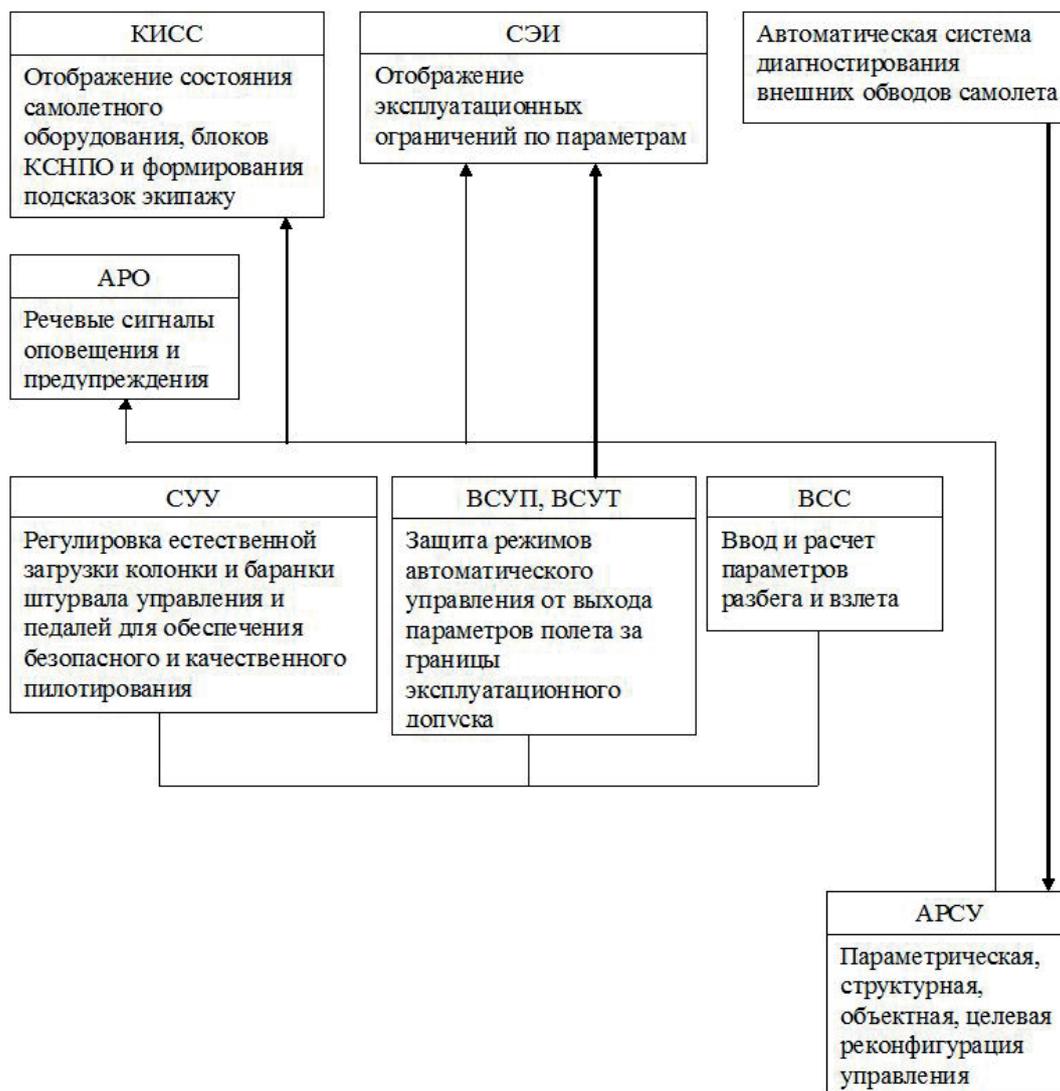


Рис. 3. Системы обеспечения безопасности полета

**4. Разработка уравнений движения и системы реконфигурации управления самолета с учетом влияния особой ситуации**

В процессе развития гражданской авиации на первый план вышла проблема уменьшения относительного количества авиационных происшествий, в результате повреждения управляющих поверхностей и внешних обводов самолета. Такие повреждения приводят к возникновению, и быстротечному развитию аварийной ситуации. Для предотвращения развития в катастрофическую наиболее перспективным является применение средств реконфигурации управления полетом.

Преимущество внедрения автоматической системы реконфигурации управления полетом (АРСУ) в комплекс систем обеспечения безопасности полета заключается в том, что она позволяет управлять самолетом с существенно измененными аэродинамическими характеристиками (рис. 3). В то время как на данный момент в нем представлены лишь системы сигнализации и системы управления полетом, рассчитанные на управления самолетом с штатными аэродинамическими характеристиками.

Для синтеза законов управления системы реконфигурации управления полетом необходимо составить математическую модель с учетом влияния особой ситуации на динамику полета.

Представим общее уравнение внешних сил, действующих на самолет и количества движения с учетом воздействия особой ситуации.

$$m \frac{dV}{dt} = R + R^{O.C.}; \quad \frac{dK}{dt} = M_R + M_R^{O.C.}; \quad (1)$$

Уравнение внешних сил и количества движения можно представить в виде системы уравнений в проекциях на связанные оси координат.

$$\begin{aligned} m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) &= R_x + R_x^{O.C.}; \\ m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_z) &= R_y + R_y^{O.C.}; \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_y) &= R_z + R_z^{O.C.}; \\ I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z &= M_x + M_x^{O.C.}; \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y + M_y^{O.C.}; \end{aligned} \quad (3)$$

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = M_z + M_z^{o.c.},$$

где  $R$  – вектор внешних сил действующих на самолет;  $K$  – вектор момента количества движения;  $M_R$  – общий аэродинамический момент;  $m$  – масса самолета;  $V$  – вектор воздушной скорости, совпадающей со скоростью движения в инерциальном пространстве;  $R^{o.c.}$  – вектор внешних сил действующих на самолет при возникновении особой ситуации;  $M_R^{o.c.}$  – аэродинамический момент, возникающий в результате особой ситуации;  $R_x, R_y, R_z$  – проекции внешних сил;  $V_x, V_y, V_z$  – проекция вектора скорости движения центра масс самолета;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции вектора угловой скорости вращения системы координат OXYZ относительно нормальной системы координат в инерциальном пространстве на собственные оси.

Необходимо определить основные управляющие воздействия, при помощи которых будет осуществляться управление полетом. В формуле (4) приведена функциональная зависимость безразмерных коэффициентов сил и моментов.

$$c_{x,y,z}(m_{x,y,z}) = (\delta_{зак}, \delta_{пр}, \varphi_{ст}, \delta_{р.н.}, \delta_{р.в.}, \delta_a, \alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z, M, V, H, \bar{x}_T), \quad (4)$$

где  $\delta_{зак}, \delta_{пр}$  – конфигурация самолета, определяется положением механизации крыла (закрылков, предкрылков);  $\varphi_{ст}, \delta_{р.н.}, \delta_{р.в.}, \delta_a$  – отклонения поверхностей управления (стабилизатора, руля направления, руля высоты, элеронов);  $\zeta_1, \dots, \zeta_n$  – коэффициенты, учитывающие изменение формы самолета (в частности упругости конструкции);  $\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$  – соответственно углы атаки и скольжения и темпы их изменения;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – угловые скорости;  $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$  – угловые ускорения;  $M$  – число Маха;  $Re$  – число Рейнольдса;  $V$  – скорость полета;  $H$  – высота полета;  $\bar{x}_T$  – координата центра тяжести в долях от средней аэродинамической хорды.

Запишем уравнения безразмерных коэффициентов сил и моментов с учетом воздействия особой ситуации в проекциях на оси координат

$$\begin{aligned} c_y &= c_y^{och} + (c_y)_{\alpha=0} + \Delta(c_y^\alpha)\alpha + c_y^{\bar{\alpha}} \left( \frac{\dot{\alpha} b_a}{V} \right) + c_y^{\dot{\alpha}} \left( \frac{\omega_z b_a}{V} \right) + \\ &+ \Delta(c_y^{n_y})n_y + \Delta c_y^{ct} + \Delta c_y^{p.B.} + \Delta c_y^{innt} + \Delta c_y^{t.ш.} + \Delta c_y^{o.c.} + \Delta c_y^{innt} + \Delta c_y^{oc} + \Delta c_y^{l}; \\ c_x &= k(c_x^{och} + \Delta c_y^{ct} + \Delta c_y^{p.B.}) + (1-k)c_x^M(M) + \Delta c_x^M + \\ &+ \Delta c_x^3 + \Delta c_x^{t.ш.} + \Delta c_x^\beta + \Delta c_x^H + \Delta c_x^{o.c.} + \Delta c_x^H + \Delta c_x^{oc} + \Delta c_x^{l}; \\ c_{z_e} &= c_z(\beta) + \Delta c_z^H + \Delta c_z^{o.c.}; \\ m_z &= m_z^{och} + (m_z)_{\alpha=0} + \Delta(m_z^\alpha)\alpha + m_z^{\bar{\alpha}} \left( \frac{\dot{\alpha} b_a}{V} \right) + m_z^{\dot{\alpha}} \left( \frac{\omega_z b_a}{V} \right) + \Delta(m_z^{n_y})n_y + c_y(\bar{x}_T + 0,25) + \\ &+ \Delta m_z^{ct} + \Delta m_z^{p.B.} + \Delta m_z^{innt} + \Delta m_z^{t.ш.} + \Delta m_z^\beta + m_z^H + \Delta m_z^{o.c.} + \Delta m_z^{innt} + \Delta m_z^{oc} + \Delta m_z^{l}; \\ m_{x_e} &= m_x(\beta) + m_x^{\bar{\omega}_x} \left( \frac{\omega_x l}{2V} \right) + m_x^{\bar{\omega}_y} \left( \frac{\omega_y l}{2V} \right) + \\ &+ \Delta m_x^3 + \Delta m_x^{innt} + \Delta m_x^H + \Delta m_x^{o.c.} + \Delta m_x^{innt}; \\ m_{y_e} &= m_y(\beta) + m_y^{\bar{\omega}_y} \left( \frac{\omega_y l}{2V} \right) + m_y^{\bar{\omega}_x} \left( \frac{\omega_x l}{2V} \right) + c_z(\bar{x}_T - 0,25) \frac{b_a}{l} + \\ &+ \Delta m_y^3 + \Delta m_y^{innt} + \Delta m_y^H + \Delta m_y^{o.c.} + \Delta m_y^{innt}; \end{aligned}$$

где  $\Delta c_x^{o.c.}, \Delta c_x^{oc}, \Delta c_z^{o.c.}, \Delta m_x^{o.c.}, \Delta m_x^{oc}, \Delta m_z^{o.c.}$  – изменение основных коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления, боковой силы, продольного момента, момента крена и момента рыскания, обусловленное несимметричным предкрылков и закрылков при их отказе.

В системе уравнений (5) записаны безразмерные аэродинамические коэффициенты с учетом различных внешних и внутренних воздействий, таких как: обледенение, столкновение с птицами, а также отказ элементов систем управления. Добавочные моменты и силы, возникающие в результате аварийной ситуации, позволяют учитывать изменения аэродинамических свойств на основании информации от системы диагностики отказов и вырабатывать компенсирующие управляющие воздействия с помощью системы управления с прогнозирующими моделями.

### 5. Разработка модели движения самолета с учетом возникновения особой ситуации

Запишем математическую модель продольного и бокового движения самолета в системах линеаризованных уравнений (6) и (7) с учетом воздействия особой ситуации

$$\begin{cases} \dot{V} + a_x^V V^{o.c.} + a_x^\vartheta \vartheta^{o.c.} + a_x^\alpha \alpha^{o.c.} + a_x^h h^{o.c.} = a_x^{\delta_p} \delta_p^{o.c.}; \\ \dot{\vartheta} + a_y^V V^{o.c.} + a_y^\vartheta \vartheta^{o.c.} + a_y^\alpha \alpha^{o.c.} + a_y^h h^{o.c.} = 0; \\ \dot{\omega}_z + a_m^V V^{o.c.} + a_m^\vartheta \vartheta^{o.c.} + a_m^{\omega_z} \omega_z^{o.c.} + a_m^\alpha \alpha^{o.c.} + a_m^h h^{o.c.} = a_m^{\delta_p} \delta_p^{o.c.}; \\ \dot{\alpha} - a_y^V V^{o.c.} - a_y^\vartheta \vartheta^{o.c.} - \omega_z - a_y^\alpha \alpha^{o.c.} - a_y^h h^{o.c.} = 0; \\ \dot{h} + a_h^V V^{o.c.} + a_h^\vartheta \vartheta^{o.c.} = 0; \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \omega_x^{o.c.} + a_{m_x}^{\omega_y} \omega_y^{o.c.} + a_{m_x}^\beta \beta^{o.c.} = a_{m_x}^{\delta_a} \delta_a^{o.c.} + a_{m_x}^{\delta_n} \delta_n^{o.c.}; \\ \dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \omega_x^{o.c.} + a_{m_y}^{\omega_y} \omega_y^{o.c.} + a_{m_y}^\beta \beta^{o.c.} = a_{m_y}^{\delta_a} \delta_a^{o.c.} + a_{m_y}^{\delta_n} \delta_n^{o.c.}; \\ \dot{\beta} - \omega_y^{o.c.} + a_z^\beta \beta^{o.c.} + a_z^\gamma \gamma^{o.c.} = 0; \\ \dot{\gamma} - \omega_x^{o.c.} = 0; \\ \dot{\psi} - \omega_y^{o.c.} = 0; \\ \dot{\zeta} = -V \psi_a^{o.c.}; \\ \dot{\psi}_a - a_z^\beta \beta^{o.c.} - a_z^\gamma \gamma^{o.c.} = 0. \end{cases} \quad (7)$$

Разработанные математические модели продольного и бокового движения (6), (7) в дальнейшем дискретизируются по методу Эйлера и на основе систем разностных уравнений формируется прогностическая модель.

Применение метода управления с прогнозирующими моделями предполагает формирование горизонта прогноза. На рис. 4. приведена общая модель горизонта прогноза.

Прогностическая модель объекта необходима для разработки реконфигурирующей системы управления с использованием прогностических моделей.

(5)

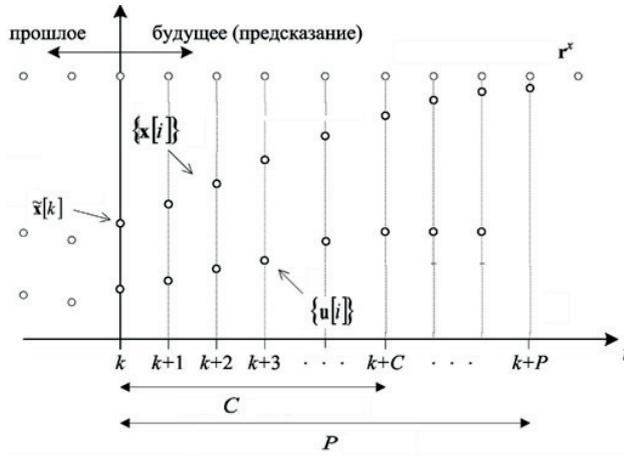


Рис. 4. Горизонт прогноза: P – горизонт прогноза; C – горизонт управления; k – момент времени;  $r^x$  – задающий сигнал;  $x[i]$  – предсказанное поведение объекта;  $u[i]$  – управление для прогнозирующей модели;  $\tilde{x}[k]$  – состояние реального объекта

Для синтеза реконфигурируемых законов управления будет использован метод управления с прогнозирующими моделями. Регулятор на основе прогнозирующих моделей использует линейную инвариантную модель продольного движения, записанную в виде разностных уравнений.

$$\begin{aligned} x_d(k+1) &= Ax_d(k) + Bn_d, \\ d(k) &= Cx_d(k) + Dn_d(k). \end{aligned} \quad (8)$$

Система (8) приводится в действие случайным гауссовским шумом, имеющим нулевое среднее значение и единичную ковариационную матрицу. В данной работе матрицы модели A, B, C, D отражают управление получаемые путем линеаризации нелинейной динамической системы вида (9) для некоторых начальных значений  $x = x_0$ ,  $u = u_0$ ,  $v = v_0$ ,  $d = d_0$

$$\begin{aligned} x' &= f(x, u, v, d), \\ y &= h(x, u, v, d), \end{aligned} \quad (9)$$

где для непрерывных систем  $x'$  - производная по времени, а для дискретных систем  $x'$  - последующий элемент  $(k+1)$ .

Для нахождения  $x_0$ ,  $u_0$ ,  $v_0$ ,  $d_0$  применяется дискретизация системы дифференциальных уравнений по методу Эйлера.

В данных уравнениях  $x'$  обозначает либо производную по времени (для непрерывных систем), либо последующий элемент  $x(k+1)$  (для дискретных систем). Для нахождения  $x_0$ ,  $u_0$ ,  $v_0$ ,  $d_0$  используем дискретизацию по методу Эйлера, для модели динамика которой описана при помощи нелинейных дифференциальных уравнений.

$$\begin{aligned} \min_{\Delta u(k|k), \dots, \Delta u(m-1+k|k), \epsilon} & \left\{ \sum_{i=0}^{p-1} \left( \sum_{j=1}^{n_y} w_{i+1,j}^y (y_j(k+i+1|k) - r_j(k+i+1)) \right)^2 + \right. \\ & + \sum_{j=1}^{n_u} w_{i,j}^{\Delta u} \Delta u_j(k+i|k)^2 + \sum_{j=1}^{n_u} w_{i,j}^u (u_j(k+i|k) - \\ & \left. - u_{t_{aj}}(k+i)) \right\} + \rho_\epsilon \epsilon^2 \quad (10) \end{aligned}$$

где компоненты с индексом j обозначают j-й компонент вектора.

$(k+i|k)$  – значение для времени  $k+i$  основанной на информации которая доступна в момент времени k.

$r(k)$  – текущее значение выходного сигнала при условиях:

$$\begin{aligned} u_{j,\min}(i) - \epsilon V_{j,\min}^u(i) &\leq u_j(k+i|k) \leq u_{j,\max}(i) + \epsilon V_{j,\max}^u(i); \\ \Delta u_{j,\min}(i) - \epsilon V_{j,\min}^{\Delta u}(i) &\leq \Delta u_j(k+i|k) \leq \Delta u_{j,\max}(i) + \epsilon V_{j,\max}^{\Delta u}(i); \\ y_{j,\min}(i) - \epsilon V_{j,\min}^y(i) &\leq y_j(k+i|k) \leq y_{j,\max}(i) + \epsilon V_{j,\max}^y(i); \\ \Delta u(k+h|k) &= 0; h = m, \dots, p-1; \\ i &= 0, \dots, p-1; \\ \epsilon &\geq 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Согласно (11), последовательность входных приращений будет  $\Delta u(k|k), \dots, \Delta u(m-1+k|k)$ ,  $\epsilon$  – временная переменная и наконец  $\Delta u(k) = u(k-1) + \Delta u(k|k)^*$  где  $u(k|k)^*$  – первый элемент оптимальной последовательности. Когда исходная r не известна заранее, текущее значение  $r(k)$  используется для всего горизонта прогноза.  $w_{i,j}^{\Delta u}, w_{i,j}^u, w_{i,j}^y$  – неотрицательные веса соответствующих переменных. Чем меньше вес w, тем менее важной является поведение соответствующей переменной в общем индексе производительности.  $u_{j,\min}, u_{j,\max}, \Delta u_{j,\min}, \Delta u_{j,\max}, y_{j,\min}, y_{j,\max}$  – верхние и нижние пределы соответствующих переменных. Вес  $\rho_\epsilon$  – ограничение на временную переменную вводящий наказание за нарушение ограничений, чем больше по отношению к весам входа и выхода, тем больше нарушение. ERC векторы  $V_{\min}^u, V_{\max}^u, V_{\min}^{\Delta u}, V_{\max}^{\Delta u}, V_{\min}^y, V_{\max}^y$  содержат неотрицательные элементы, представляющие собой ERC для соответствующих ограничений, чем больше V, тем мягче ограничение. Если,  $V=0$  ограничение жесткое и не может быть нарушено.

На рис. 5. изображена структурная схема реконфигурирующего управления с прогнозирующими моделями. Одним из главных элементов является блок ограничений в реальном времени, который получает информацию от системы диагностики и определения отказа, что позволяет вносить быстро в систему достоверную информацию о заклинившей поверхности как о внешней переменной.

Блок системы диагностики отказа отображает внешнюю, по отношению к системе реконфигурации систему, занимающуюся анализом сигналов поступающих от датчиков. Эта система позволяет отфильтровать ошибку и выделить изменившийся сигнал.

Блок «оптимизатор» – блок, в котором в каждый момент времени k решается задача оптимизации. На основании значений в момент k. На основе выходного сигнала системы решается задача (10) для расчета заданного уровня сигнала, а также прогнозируется лучшая траектория достижения заданного уровня сигнала с учетом ограничений и лучшая траектория для входных сигналов управления.

В блоке «внутренняя модель» находится модель прошлого  $(k-1)$  состояния системы, что позволяет путем сравнения выявлять различия между текущим состоянием и прошлым. Через каждый шаг времени k модель обновляется.

В блоке «нелинейная модель самолета» – происходит преобразование дискретных сигналов управления

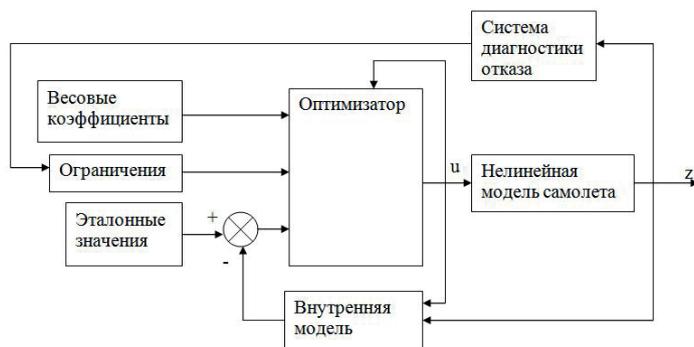


Рис. 5. Реконфигурирующая САУ на основе метода прогнозирующих методапрогнозирующих моделей

в импульсные, а так же происходит моделирование будущего поведения системы на основе полученных входных сигналов.

Блоки «Весовые коэффициенты», «Ограничения» и «Эталонные значения» – часть управления с реконфигурацией, их значения рассчитывают заранее и во время полета они остаются неизменными. Эти данные используются для решения задачи оптимизации.

## 6. Выводы

Разработанная математическая модель продольного и бокового движения с учетом влияния аварийной ситуации позволит определять величину отклонения параметров от необходимых, для сохранения заданной траектории полета, а также позволит выработать необходимые компенсирующие управляющие воздей-

ствия. Данная модель представляет собой системы дифференциальных уравнений продольного и бокового движения самолета в которые включены коэффициенты, описывающие влияние аварийной ситуации на аэродинамические свойства самолета.

Были определены и введены коэффициенты аварийной ситуации приращения сил и моментов учтенных при подсчете безразмерных аэродинамических коэффициентов. Введенные коэффициенты аварийной ситуации позволяют определить приращения сил и моментов в продольном и боковом канале. На основании доработанных формул аэродинамических коэффициентов были составлены уравнения движения динамики самолета в аварийной ситуации, учитывающие возникающие дестабилизирующие силы и моменты. Данные уравнения составляют основу математической модели, используемой в системе управления самолетом в аварийной ситуации.

Реконфигурирующая система управления с использованием прогнозирующих моделей позволит быстро и надежно компенсировать дестабилизирующие воздействия и сохранить на необходимом уровне показатели устойчивости и управляемости самолета. Использование подхода управления с прогнозирующими моделями позволяет разработать более простую систему реконфигурации управления самолетом в условиях особой ситуации, то есть эта система будет меньше подвержена отказам. Также использование управления с прогнозируемыми моделями позволит добиться высокого быстродействия системы, что позволит предотвратить развитие аварийной ситуации и поможет следовать заданной траектории полета.

## Литература

1. Shevchuk, D. O. Design of fault tolerant control system for aircraft when actuators faults and structural damage occur [Text]: Theses of reports / D. O. Shevchuk // Electronics and control systems. – 2013. – Vol. 2. – P. 63–67.
2. Павлов, А. Н. Логико-вероятностный и нечетко-возможностный подходы к исследованию монотонных и немонотонных структур [Текст]: Тезисы докладов / А. Н. Павлов // XI научно-техническая конференция «Кибернетика и высокие технологии XXI века». – Воронеж, 2010. – С. 483–492.
3. Павлов, А. Н. Структурная реконфигурация сложных объектов. 1 т. [Текст]: Тезисы докладов / А. Н. Павлов, В. А. Зеленцов, А. Ю. Кулаков // Симпозиум «Надежность и качество». – Пенза, 2012. – С. 146–148.
4. Павлов, А. Н. Многокритериальный анализ критичности отказов функциональных элементов общесудовых систем канализации электроэнергетики судна [Текст]: Тезисы докладов / А. Н. Павлов, А. Ю. Кулаков, Д. А. Павлов // Первая научно-практическая конференция «Современные технологии автоматизации процессов борьбы за живучесть» (АПБЖ-2012). – СПб, 2012. – С. 72–73.
5. Осипенко, С. А., Павлов, А. Н. Исследование безопасности сложных технических объектов [Текст]: Тезисы докладов / С. А. Осипенко, А. Н. Павлов // Известия Вузов. Приборостроение. – 2010. – Т. 53, № 11. – С. 27–32.
6. Betts, J. T. Practical Methods for Optimal Control and Estimation using Nonlinear Programming [Text]: Theses of reports / J. T. Betts // SIAM, second edition, 2010 – P. 23–25. doi: 10.1137/1.9780898718577
7. Jerez, J. L. Towards a fixed point QP solver for predictive control [Text]: Theses of reports / J. L. Jerez, G. A. Constantinides, E. C. Kerrigan // In Proc. IEEE Conf. on Decision and Control (Submitted), 2012. – P. 64–72. doi:10.1109/cdc.2012.6427015
8. Ling, K. V. Embedded model predictive control (MPC) using a FPGA [Text]: Theses of reports / K. V. Ling, B. F. Wu, J. M. Maciejowski // In Proc. 17th IFAC World Congress, Seoul, Korea, 2008. – P. 15250–15255. doi: 10.3182/20080706-5-kr-1001.02579
9. Wills, A. G. Fast linear model predictive control via custom integrated circuit architecture [Text]: Theses of reports / A. G. Wills, G. A. Knagge, B. F. Ninness // IEEE Trans. Control. Syst. Technol. – 2012. – Vol. 20, Issue 1. – P. 59–71. doi:10.1109/tcst.2010.2096224
10. Kale, M. M. Stabilised mpc formulations for robust reconfigurable flight control [Text]: Theses of reports / M. M. Kale, A. J. Chipperfield. – Elsevier Science, 2004. – P. 44–56.
11. Vouzis, P. D. A system-on-a-chip implementation for embedded real-time model predictive control [Text]: Theses of reports / P. D. Vouzis, L. G. Bleris, M. G. Arnold, M. V. Kothare // IEEE Transactions on Control Systems Technology. – 2009. – Vol. 17, Issue 5. – P. 1006–1017. doi: 10.1109/tcst.2008.2004503