

Разработка алгоритмического метода повышения безопасности посадки поврежденного тяжелого транспортного самолета

© В.М. Костюков, В.К. Чан, Н.М. Нгуен

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

Применение современной вычислительной техники при разработке новых летательных аппаратов способствует улучшению их характеристик с точки зрения безопасности полета благодаря более совершенным алгоритмам обработки информации, обеспечивающим выявление опасных (аварийных) режимов движения летательных аппаратов. Обнаруженные нарушения в работе оборудования позволяют изменять на их борту алгоритм формирования управляющих воздействий. В целях выявления отказа предложено использовать корреляционный алгоритм, для реализации которого разработан алгоритм формирования баз данных по количественным характеристикам развития отказов в форме Z-передаточных функций. Перепроектирование алгоритма управления проводится в форме реализации условий оптимальности Эйлера — Лагранжа, где используется метод итерации функции управления.

Ключевые слова: динамика полета, оптимальное управление посадкой, поврежденный транспортный самолет, система автоматического управления, корреляционное распознавание, перепроектирование алгоритма управления

Введение. К транспортным самолетам предъявляется требование высокой экономической эффективности, что не позволяет использовать максимальные коэффициенты надежности конструкции, несмотря на существующие достижения в разработке современных материалов. Вследствие этого существует вероятность хотя бы частичного разрушения планера самолета, приводящего к изменению аэродинамических характеристик и параметров его конструкции, таких как центровка, масса, отказы силовых устройств рулевых приводов и т. д.

Для решения задач компенсации вынужденных изменений необходимо провести фактически на борту самолета перепроектирование системы автоматического управления под его новые (измененные) характеристики.

Наличие современных вычислительных комплексов, а также достигнутые возможности бортовых компьютеров позволяют уже на этапе разработки проекта самолета практически без экспериментальных исследований оценить изменения его характеристик в случае типовых разрушений конструкции, основываясь на решении уравнений Навье — Стокса [1] и используя алгоритмы идентификации на борту самолета, и, кроме того, выявить вариант отказа и решить задачи

дальнейшего управления самолетом. Благодаря применению современных вычислительных средств можно поставить и решить данную задачу в настоящее время, что и делает работу актуальной.

Цель работы — формирование алгоритма и программного обеспечения оптимального управления, обеспечивающего допустимое значение вектора состояния поврежденного самолета в момент касания взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Для реализации такого похода на борту самолета требуется разработать алгоритм выявления количественных характеристик частично разрушенного самолета. С этой целью создана база данных моделей откликов вектора состояния на нарушение программного состояния конструкции с применением методов теоретической аэродинамики [2]. Рассматриваются только фиксированные состояния конструкции с разрушениями без переходных процессов, и рассчитывается их стационарное обтекание.

Математическая модель движения самолета. Для проведения исследования предлагаемых алгоритмов в работе используется математическая модель пространственного движения летального аппарата (ЛА) типа тяжелого транспортного самолета на режиме посадки (рис. 1).

При использовании полных моделей, учитывающих оценку всего вектора состояния самолета, можно более точно оценить расхождение в его движении на основе корреляционной оценки совпадения фактического отклонения вектора состояния и отклонения в случае какого-либо варианта отказа.

Для описания аэродинамики неповрежденного самолета использована следующая модель [3]:

$$\begin{aligned}
 C_x &= C_{x0} + AC_y + BC_y^2 + \left(C_x^{\delta_B} + C_x^{\alpha\delta_B} \alpha + C_x^{\alpha^2\delta_B} \alpha^2 \right) \delta_B + \\
 &\quad + \left(C_x^{\varphi_{ст}} + C_x^{\alpha\varphi_{ст}} \alpha + C_x^{\alpha^2\varphi_{ст}} \alpha^2 \right) \varphi_{ст}; \\
 C_y &= C_{y0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_B} \delta_B + C_x^{\varphi_{ст}} \varphi_{ст}; \\
 C_z &= C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_H} \delta_H; \\
 m_x &= m_x^{\delta_\alpha} \delta_\alpha + m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_H} \delta_H + m_x^{\omega_x} \frac{1}{2V_w} \omega_x + m_x^{\omega_y} \frac{1}{2V_w} \omega_y; \\
 m_y &= m_y^{\delta_\alpha} \delta_\alpha + m_y^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \frac{1}{2V_w} \omega_x + m_y^{\omega_y} \frac{1}{2V_w} \omega_y + m_y^{\dot{\beta}} \frac{1}{2V_w}; \\
 m_z &= m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\alpha^2} \alpha^2 + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\varphi_{ст}} \varphi_{ст} + \\
 &\quad + \left(m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \right) \frac{b}{V_w} + C_y \frac{(x_T - 25)}{100},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления; C_y — коэффициент подъемной силы; C_z — коэффициент боковой силы; m_x — коэффициент момента крена; m_y — коэффициент момента курса; m_z — коэффициент момента тангажа; δ_B — отклонение руля высоты; α — угол атаки; $\varphi_{ст}$ — угол отклонения стабилизатора; β — угол скольжения; δ_H — отклонение руля направления; δ_3 — отклонение элеронов; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости; V_w — воздушная скорость самолета; b — размах крыла; x_T — центровка; A, B — коэффициенты поляры самолета.

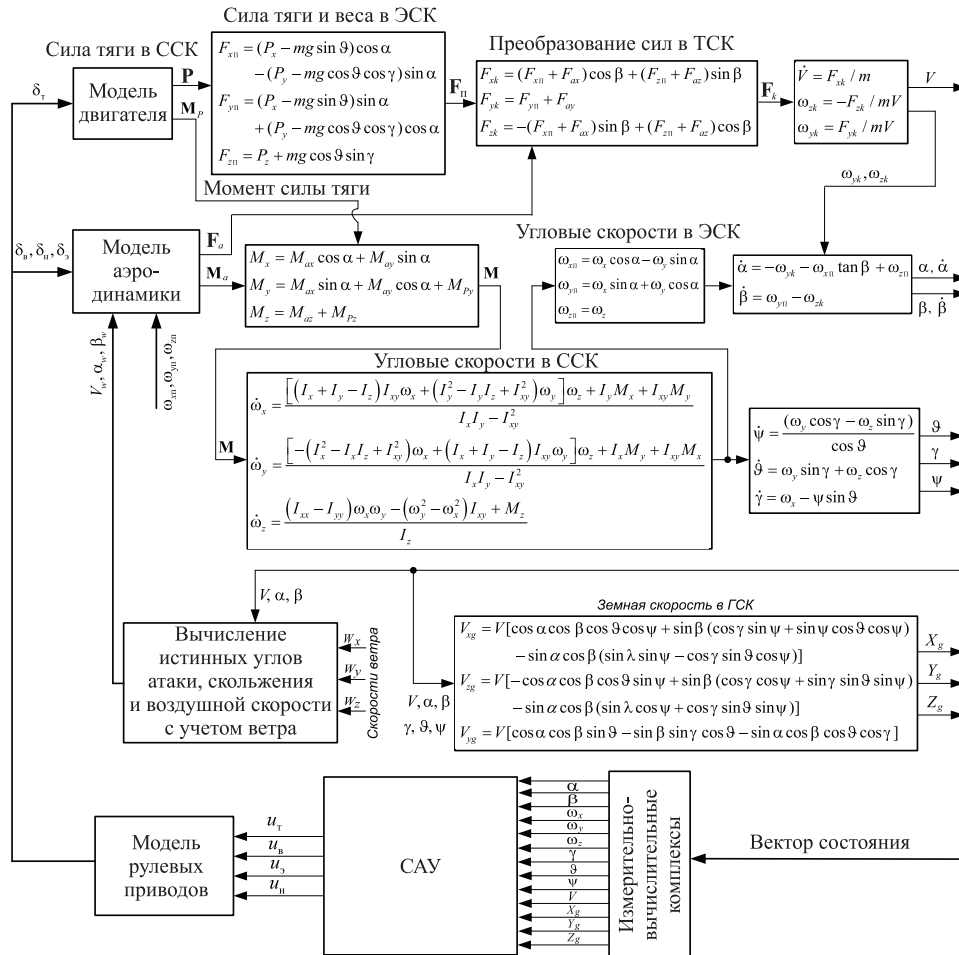


Рис. 1. Математическая модель пространственного движения самолета в контуре управления:
 ССК, ЭСК, ТСК, ГСК — связанная, экспериментальная, траекторная и географическая система координат соответственно

В случае повреждения планера самолета (его структурная часть без силовой установки и оборудования) его аэродинамика искажается относительно «номинального» значения, полученного по модели (1):

$$\begin{aligned} C_{x_{\text{повр}}} &= C_x + \Delta C_x; & C_{y_{\text{повр}}} &= C_y + \Delta C_y; & C_{z_{\text{повр}}} &= C_z + \Delta C_z; \\ m_{x_{\text{повр}}} &= m_x + \Delta m_x; & m_{y_{\text{повр}}} &= m_y + \Delta m_y; & m_{z_{\text{повр}}} &= m_z + \Delta m_z, \end{aligned} \quad (2)$$

где $C_{x_{\text{повр}}}$, $C_{y_{\text{повр}}}$, $C_{z_{\text{повр}}}$, $m_{x_{\text{повр}}}$, $m_{y_{\text{повр}}}$, $m_{z_{\text{повр}}}$ — аэродинамические коэффициенты поврежденного самолета; ΔC_x , ΔC_y , ΔC_z , Δm_x , Δm_y , Δm_z — величины искажения аэродинамических коэффициентов.

Для оценки величины такого искажения аэродинамики самолета необходимо, как правило, проводить эксперименты, заключающиеся в продувке его модели с различными вариантами разрушения конструкции в аэродинамической трубе [4]. Однако такие эксперименты сопровождаются большими временными и финансовыми затратами.

Наличие мощных компьютеров на этапе разработки проекта самолета позволяет практически без экспериментальных исследований оценить изменения характеристик аэродинамики самолета при типовых разрушениях конструкции на основе решения краевой задачи для усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса с соответствующей моделью замыкания [2, 5]. Для этого проанализированы 3D-модели самолета с разными вариантами повреждения. Обоснование модели турбулентности для расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик самолета приведено в [2].

Для построения математической модели искажения аэродинамики поврежденного самолета рассмотрено обтекание в атмосфере неповрежденного и поврежденного самолета. Для режима посадки аэродинамические характеристики самолета рассчитаны при следующих условиях: угол атаки $\alpha = -5 \dots 10^\circ$; число Маха $M = 0,15 \dots 0,3$; число Рейнольдса $Re = 7 \cdot 10^6 \dots 28 \cdot 10^7$. Анализ результатов моделирования показывает, что для рассматриваемого самолета наилучшим оказался результат моделирования с использованием модели турбулентности SST $k-\omega$ с коэффициентами $\sigma_k = 5$ и $\sigma_\omega = 123$ [2]. Пример результата моделирования обтекания неповрежденного и поврежденного самолета потоком воздуха показан на рис. 2.

Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки в случае отсутствия и при наличии повреждения представлена на рис. 3.

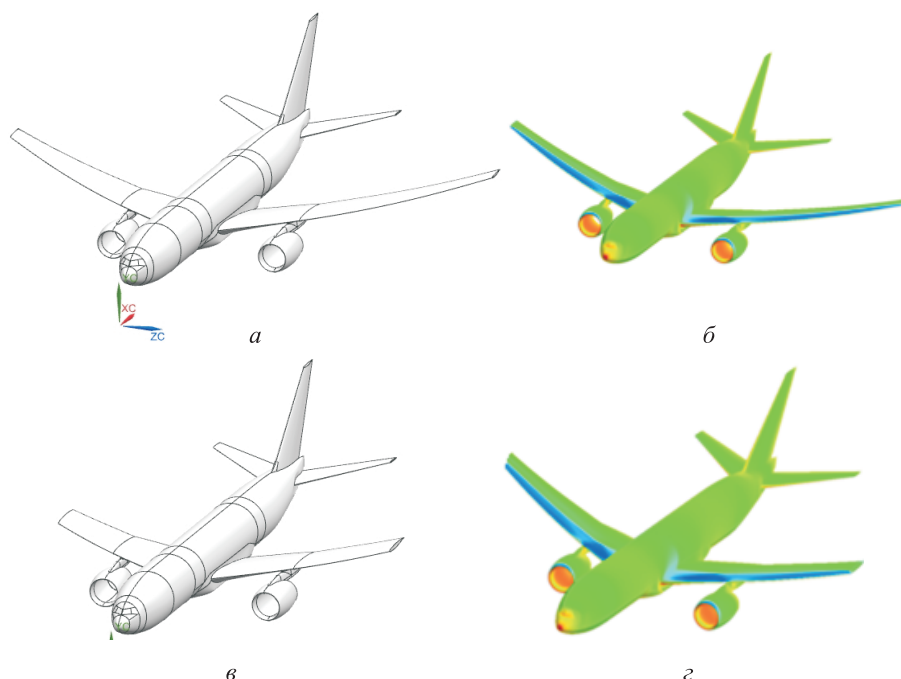
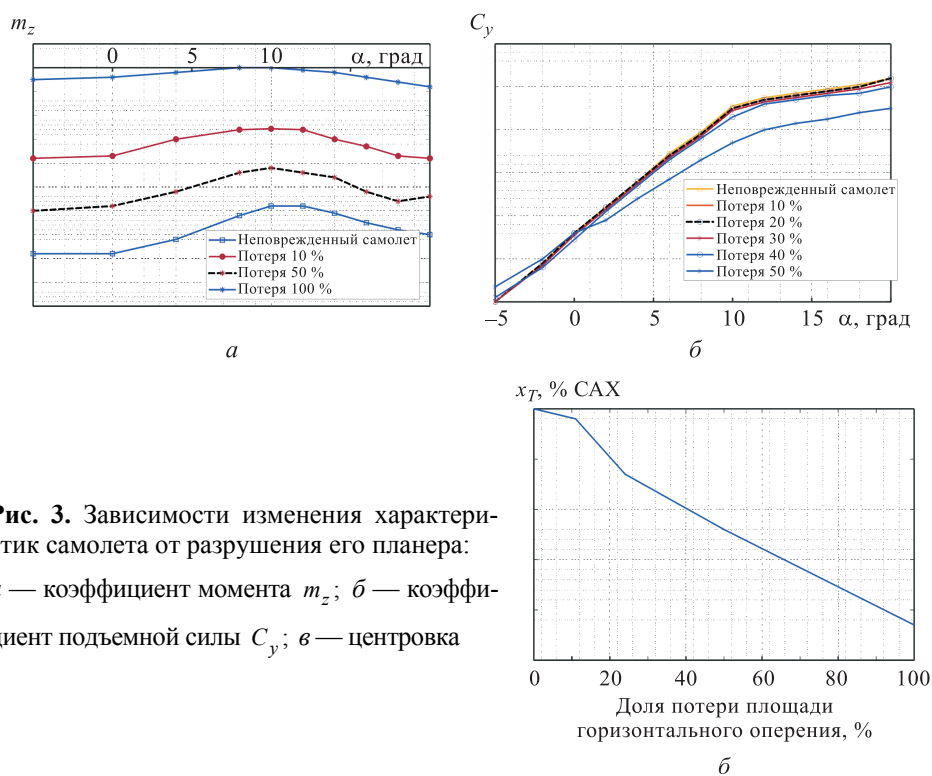


Рис. 2. Пример моделирования обтекания самолета потоком воздуха:
a, б — 3D-модель неповрежденного самолета и распределение давления на его поверхности;
в, г — 3D-модель самолета с частичной потерей крыла и распределение давления на его поверхности



Построение математической модели поканального развития отклонения в движении самолета. Одной из главных задач, которые необходимо решить в предлагаемом алгоритме повышения безопасности полета самолета, является распознавание нарушения его программного состояния. Под программным состоянием подразумевается состояние, соответствующее полету самолета, при котором не подвергается разрушению его планер или не происходит нежелательного (непредсказуемого) изменения параметров его конструкции. Программное состояние формируется как оптимальное движение самолета, следующее из решения задачи минимизации критерия качества движения.

Для решения этой задачи после получения сигнала регистрации непредсказуемых изменений фазовых координат самолета, превосходящих некоторый установленный порог, который зависит от точности измерительно-вычислительного комплекса (ИВК), необходимо проводить сравнение этих изменений с их прогнозированными значениями, полученными по заранее построенным математическим моделям искажения для всех фазовых координат самолета с различными типовыми вариантами нарушения программного состояния. Модели описания искажений фазовых координат при тех или иных вариантах аварийных режимов сведены в базу данных в форме наборов Z -передаточных функций, найденных как функции ответа на нежелательный скачок параметра:

$$G_{\Delta x_k}^{\Delta \lambda_j}(z) = \frac{A_i(z)}{B_i(z)} = \frac{b_{i1}z^{-1} + b_{i2}z^{-2} + \dots}{1 + a_{i1}z^{-1} + a_{i2}z^{-2} + \dots}, \quad (3)$$

где Δx_k — искажение состояния самолета по k -й фазовой координате, $k = 1, 2, 3, \dots, n$; $\Delta \lambda_j$ — нежелательное изменение j -го параметра самолета (включая аэродинамические характеристики), $j = 1, 2, 3, \dots, m$; A_i , B_i — полиномы i -й математической модели искажения, $i = 1, 2, 3, \dots, m \times n$.

Математические модели движения неповрежденного самолета (1) и математические модели искажения аэродинамики (2) на этапе проектирования самолета используются для математического моделирования движения самолета как при отсутствии, так и при наличии нарушений разных типов. Затем с применением результатов моделирования решается задача разработки моделей, описываемых выражением (3), для всех фазовых координат, заключающаяся в определении коэффициентов полиномов A и B на основе величин Δx_k и $\Delta \lambda_j$, которые вычисляются по формулам:

$$\Delta x_k = x_k - x_{k\text{пр}}; \quad \Delta \lambda_j = \lambda_j - \lambda_{j\text{ном}}, \quad (4)$$

где x_k , $x_{k\text{пр}}$ — текущее значение k -й фазовой координаты поврежденного ЛА и ее программное значение, соответствующее полету без повреждения или нежелательного изменения характеристик самолета; λ_j , $\lambda_{j\text{ном}}$ — текущее значение j -го параметра самолета и его номинальное значение, соответствующее полету без повреждения или нежелательного изменения параметров самолета (рис. 4).

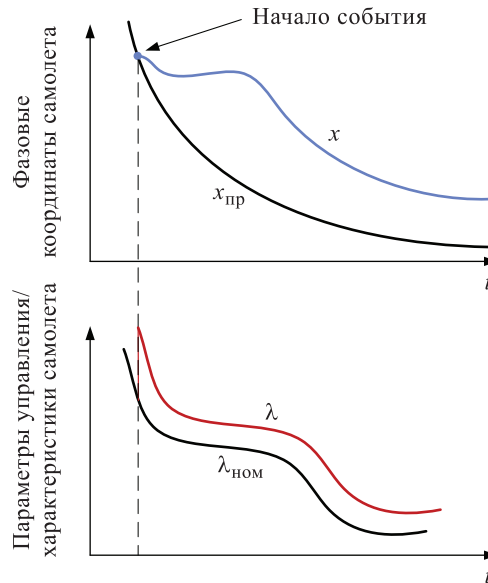


Рис. 4. Искажение фазовых координат самолета в результате нарушения его программного состояния

Задача построения модели (3) приводится к минимизации расхождения между фактическими измерениями фазовых координат и их оценками. Для идентификации моделей использован модифицированный вычислительный алгоритм по методу квадратного корня [3, 6].

Графики отклонений фазовых координат от их номинального значения в случае разрушения концевой части левого крыла (потеря составляет 20 %), происходящего через 1 с после начала процесса выравнивания, представлены на рис. 5.

В результате идентификации моделей (3) для представленных на рис. 5 фазовых координат получены следующие функции отклика:

$$G_{\Delta V}^{\Delta \lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,997z^{-1} + 0,997z^{-2}}{1 - 0,08z^{-1} + 0,008z^{-2}};$$

$$G_{\Delta \omega_x}^{\Delta \lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,998z^{-1} - 0,998z^{-2}}{1 + 0,455z^{-1} - 0,454z^{-2}};$$

$$G_{\Delta\omega_y}^{\Delta\lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,999z^{-1} + 0,999z^{-2}}{1 - 2,5 \cdot 10^{-6}z^{-1} + 5,5 \cdot 10^{-7}z^{-2}};$$

$$G_{\Delta\omega_z}^{\Delta\lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,999z^{-1} + 0,998z^{-2}}{1 + 2,1 \cdot 10^{-6}z^{-1} - 2,6 \cdot 10^{-6}z^{-2}};$$

$$G_{\Delta\gamma}^{\Delta\lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,999z^{-1} + 0,999z^{-2}}{1 + 2,3 \cdot 10^{-5}z^{-1} + 2,4 \cdot 10^{-5}z^{-2}};$$

$$G_{\Delta\psi}^{\Delta\lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,998z^{-1} + 0,999z^{-2}}{1 - 2,0 \cdot 10^{-5}z^{-1} - 2,0 \cdot 10^{-5}z^{-2}};$$

$$G_{\Delta\vartheta}^{\Delta\lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,998z^{-1} + 0,999z^{-2}}{1 + 3,0 \cdot 10^{-5}z^{-1} + 5,0 \cdot 10^{-5}z^{-2}};$$

$$G_{\Delta H}^{\Delta\lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-1,998z^{-1} + 0,998z^{-2}}{1 + 1,3 \cdot 10^{-5}z^{-1} + 1,3 \cdot 10^{-5}z^{-2}};$$

$$G_{\Delta z}^{\Delta\lambda_{\text{крыла}}}(z) = \frac{-2,006z^{-1} + 1,006z^{-2}}{1 + 6,2 \cdot 10^{-11}z^{-1} + 2,2 \cdot 10^{-7}z^{-2}}.$$

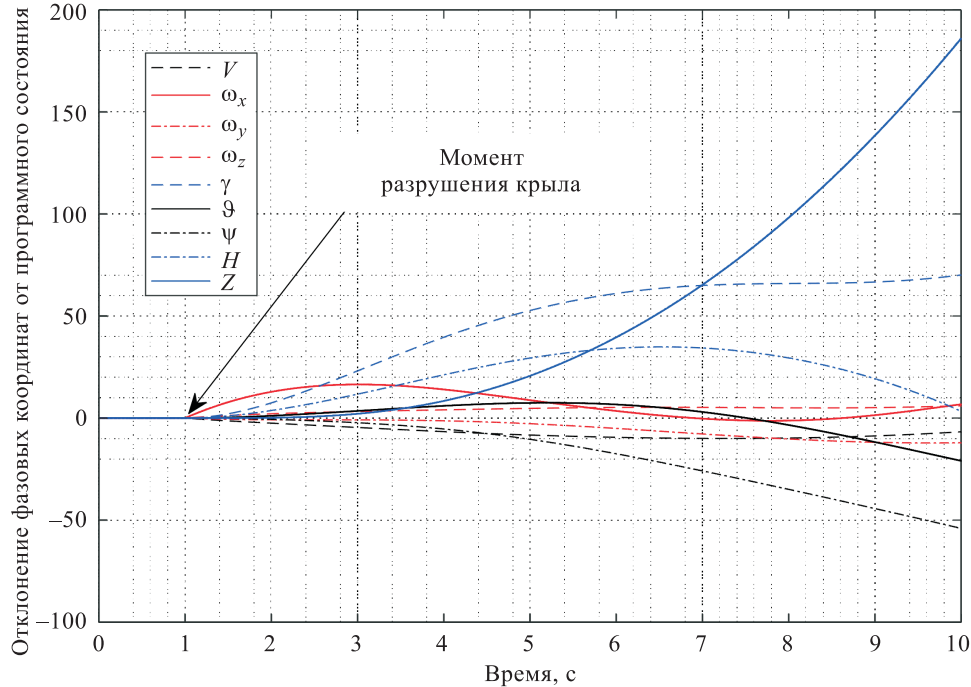


Рис. 5. Искажение фазовых координат в результате нарушения программного состояния самолета

Распознавание нарушения программного состояния самолета. Задача распознавания нарушения программного состояния самолета состоит в поиске среди математических моделей (ММ) искажения (построенных на этапе проектировании самолета по методике) таких моделей, которые точнее всего прогнозируют фактическое развитие отклонения фазовых координат самолета после разрушения планера самолета либо нежелательного изменения параметров его конструкции. Для этого в работе разработан алгоритм распознавания, основанный на методе корреляционного сопоставления.

Приведенное в примерах сопоставление фактического состояния и извлекаемого из базы данных для возможного отказа выполняется через 1 с после отказа. Однако если потребуются уточнить расхождение, используются другие, в том числе более длительные, интервалы оценивания. Если имеются два события, характеризуемых двумя потоками данных наблюдения y_1 и y_2 , оценку корреляции между этими событиями можно определить с помощью коэффициента [7]:

$$k_{y_1 y_2} = \frac{\sum (y_1 - \bar{y}_1)(y_2 - \bar{y}_2)}{\sqrt{\sum (y_1 - \bar{y}_1)^2} \sqrt{\sum (y_2 - \bar{y}_2)^2}}, \quad (5)$$

где \bar{y}_1, \bar{y}_2 — среднее арифметическое значение величин y_1 и y_2 .

Это статистическое оценивание дает хороший результат, в том числе из-за случайных ошибок оценок фактического вектора состояния самолета и осредненного значения базовых параметров эталона моделей отказа.

С использованием коэффициента корреляции (5) разработан алгоритм распознавания нарушения программного состояния самолета (рис. 6). Для демонстрации работоспособности алгоритма корреляционного распознавания нарушения программного состояния самолета рассмотрено событие потери 20 % площади крыла, происходящее на этапе выравнивания.

Пусть в бортовом вычислительном комплексе для распознавания события вырабатываются следующие эталонные события (см. рис. 6):

- событие 1: центровка увеличивается на 10 %;
- событие 2: потеря 30 % площади горизонтального оперения;
- событие 3: потеря 20 % площади крыла;
- событие 4: попадание самолета в импульсный порыв ветра.

Для сопоставления результаты распознавания этих событий без учета ошибок измерения представлены ниже:

Эталонное событие	1	2	3	4
Коэффициент корреляции	0,08	0,37	0,69	1,0

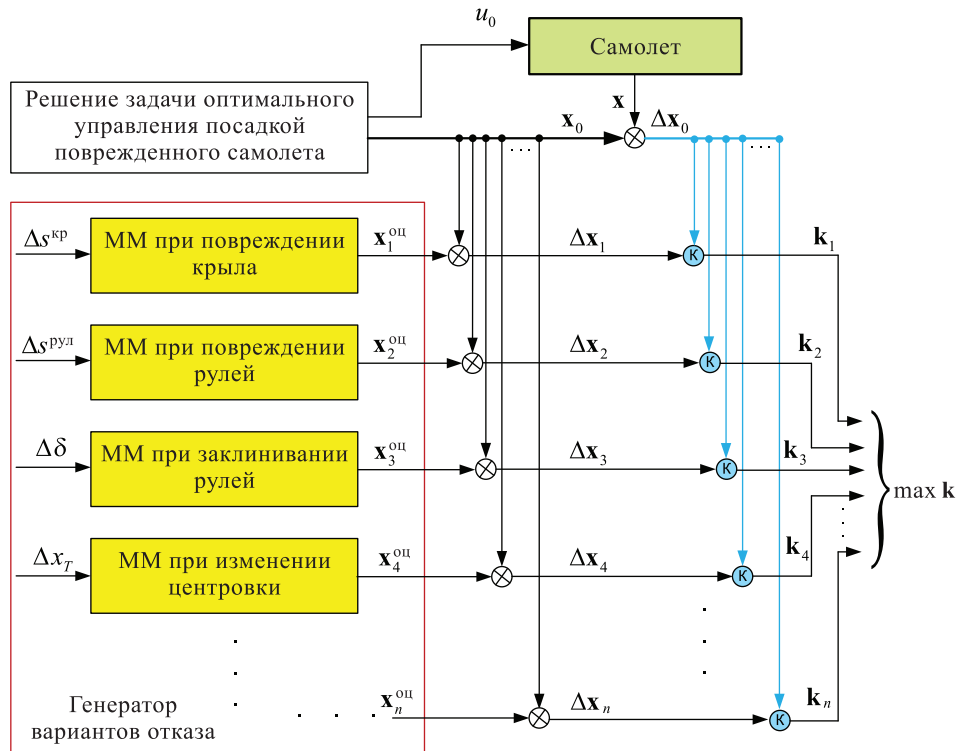


Рис. 6. Блок-схема алгоритма распознавания нарушения программного состояния самолета

Среди четырех сгенерированных в бортовом компьютере событий последнее имеет самый большой коэффициент корреляции, что и подтверждает работоспособность предлагаемого алгоритма. Коэффициент «1» обусловлен тем, что отсутствует учет возможных ошибок при измерении вектора фактического изменения вектора состояния.

При наличии 1 % ошибок измерения невозможно идеальное сопоставление с коэффициентом 1. Результаты распознавания события с учетом ошибок измерения приведены ниже:

Эталонное событие	1	2	3	4
Коэффициент корреляции	0,04	0,17	0,32	0,65

Перепроектирование алгоритма управления посадкой самолета. В случае распознавания нарушения программного состояния самолета в бортовом вычислительном комплексе выполняется перепроектирование алгоритма управления движением самолета, т. е. происходят перерасчет программного управления и стабилизация траектории полета относительно новой программной траектории (полученной в результате решения на борту самолета задачи оптимального управления посадки).

Управление движением самолета выполняется по следующему закону [8]:

$$u_{\text{в}} = u_{\text{в_прогр}} + k_1 x_1 + k_2 \varepsilon + k_3 (h_{\text{прогр}} - \hat{h}) + k_4 \hat{\omega}_z + k_5 \hat{\theta} + k_6 h_{\text{прогр}}, \quad (6)$$

где $u_{\text{в_прогр}}$ — программно-управляемая траектория высоты полета; $h_{\text{прогр}}$ — программная траектория изменения высоты полета; $k_1 = -918,8$; $k_2 = 999,89$; $k_3 = -76,62$; $k_4 = -6,64$; $k_5 = -77,28$; $k_6 = 0,054$; x_1 и ε определяются на блок-схеме, приведенной на рис. 7; \hat{h} — текущая оценка высоты полета; $\hat{\omega}_z$ — текущая оценка угловой скорости тангажа; $\hat{\theta}$ — текущая оценка угла наклона траектории.

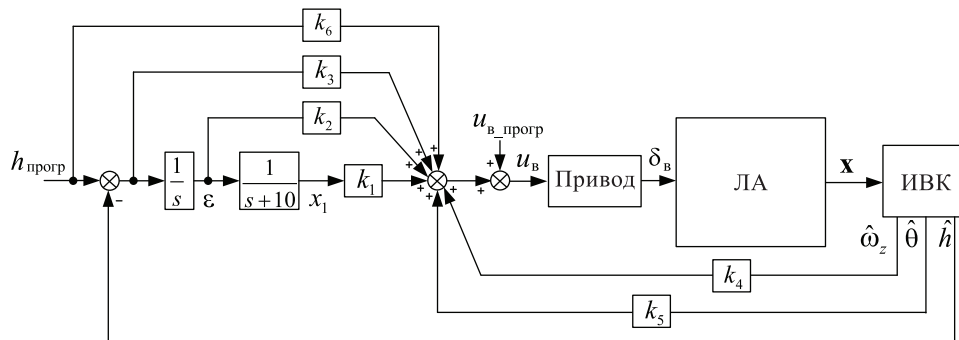


Рис. 7. Блок-схема алгоритма стабилизации полета самолета относительно программной траектории

Таким образом, задача оптимального управления движением самолета как нахождение движения по программе, так и для этапа перепрограммирования из-за отказа осуществляется на основе реализации условия оптимальности Эйлера — Лагранжа.

Критерий качества определяется выражением

$$J = \Phi[x(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L(x, u, t) dt,$$

где $\Phi[x(t_f)]$ — терминальный член, который является критерием, характеризующим требование и ограничение на состояние самолета в конечный момент времени; $L(x, u, t)$ — подынтегральный член-критерий; $\dot{x} = f(x, u, t)$, $x(t_0) = x_0$ — уравнение движения самолета и уравнение его начального состояния.

Задача обеспечения оптимального управления решается с помощью системы дифференциальных уравнений для сопряженных пере-

менных p и функций влияния R , которые используются для вычисления улучшающих управлений [9]:

$$\dot{p} = -\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^T p - \left(\frac{\partial L}{\partial x}\right)^T; \quad p_i(t_f) = \begin{cases} 0, & i = \overline{1, q} \\ \frac{\partial \Phi}{\partial x_i}, & i = \overline{q+1, n} \end{cases};$$

$$\dot{R} = -\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^T R; \quad R_{ij}(t_f) = \delta_{ij}; \quad \delta_{ij} = \begin{cases} 0, & i \neq j \\ 1, & i = j \end{cases}.$$

Решение двухточечной задачи, реализующей условия Эйлера — Лагранжа, проводится методом итерации функции управления:

$$u_{\text{нов}}(t) = u_{\text{стар}}(t) + \delta u(t),$$

где $\delta u(t) = -[W(t)]^{-1} \left\{ \frac{\delta L}{\delta u} + [p(t) + R(t)v]^T \frac{\delta f}{\delta u} \right\}^T$.

К посадке рассматриваемого в качестве примера самолета были предъявлены в момент касания ВПП (рис. 8) следующие требования [10, 11]:

Вертикальная скорость, м/с	$-3,6 \leq V_h \leq 0$
Изменение скорости относительно скорости снижения по глиссаде, м/с	$\sim 70 \dots 80$
Угол тангажа, град	~ 10
Угловая скорость тангажа, град	0
Критическое значение угла атаки, град	12

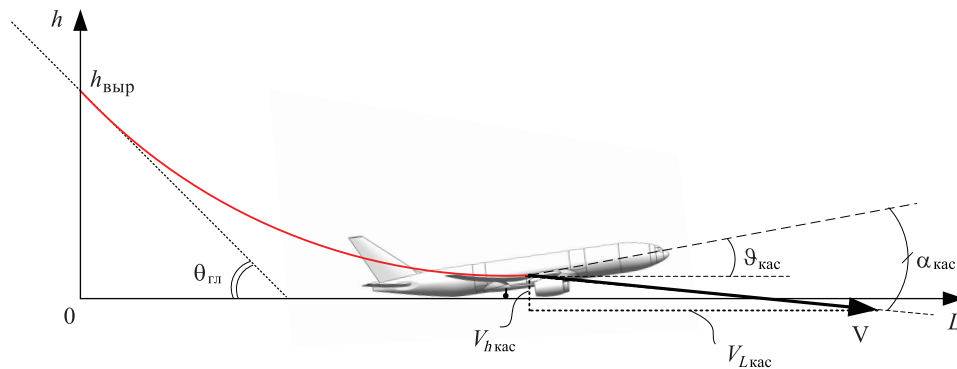


Рис. 8. Схема к решению задачи оптимального управления посадкой

В задаче оптимального управления посадкой с учетом изложенных выше требований члены критерия качества имеют следующий вид:

$$\Phi[x(t_f)] = q_1(V_{h \text{ кас}})^2 + q_2(V_{L \text{ кас}} - 70)^2 + q_3\omega_z^2 + q_4(\vartheta_{\text{кас}} - 10)^2 + q_5(\alpha_{\text{кас}}/12)^2;$$

$$L[x(t), u(t), p_{\text{зад}}] = q_6(V\omega_z)^2 + q_7(\Delta\delta_T - \Delta\delta_{T0})^2 + q_8(\Delta\delta_B - \Delta\delta_{B0})^2, \quad (7)$$

где $q_i, i = 1, \dots, 8$ — веса критерия; $\Delta\delta_T, \Delta\delta_{T0}$ — отклонение сектора газа двигателей и его балансировочное значение.

Оптимальные траектории представлены на рис. 9.

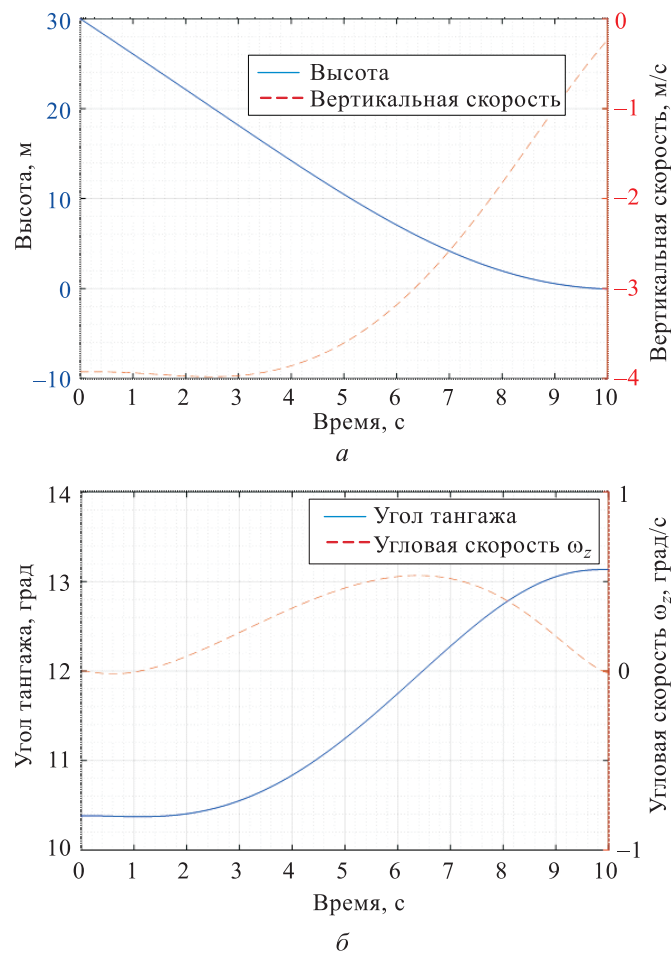


Рис. 9. Результаты решения задачи оптимального управления посадкой: a — высота и вертикальная скорость; b — угол тангажа и угловая скорость тангажа

Точность движения самолета при перепроектировании САУ после нарушения программного состояния. Для демонстрации работоспособности разработанного алгоритма повышения безопасности движения самолета был смоделирован следующий сценарий посадки:

– выравнивание начинается с высоты 30 м по программному управлению, полученному при решении задачи оптимального управления посадкой по критерию качества (7);

– через 1 с после начала посадки происходит нарушение программного состояния самолета в виде потери 20 % площади левого крыла;

– алгоритм распознавания события и перерасчет оптимального управления занимают 1 с, после чего продолжается посадка, реализуемая под новым уточненным управлением.

Результаты моделирования представлены на рис. 10.

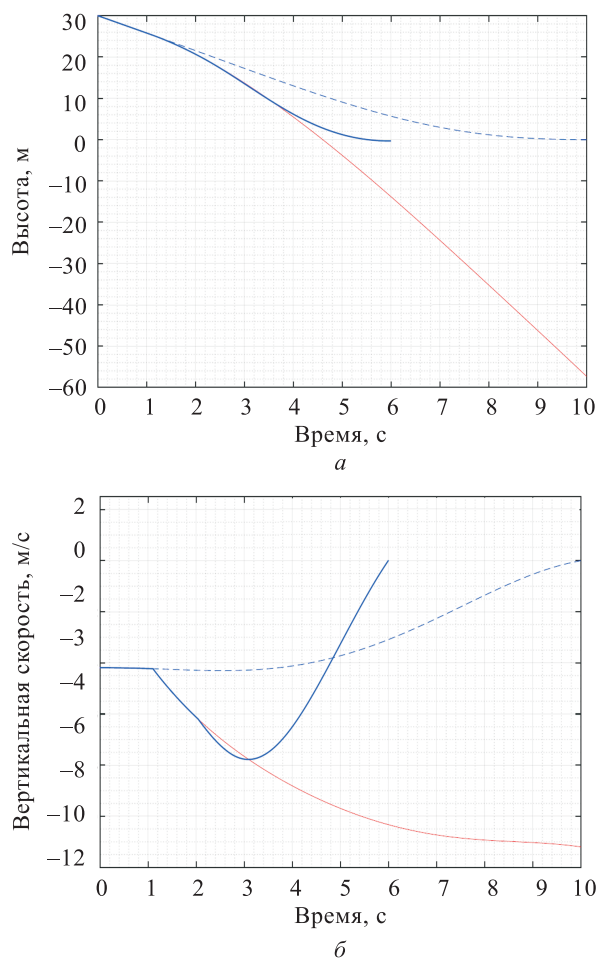


Рис. 10. Результаты моделирования:

(----) — отсутствие повреждения; (—) — наличие повреждения (без перепроектирования САУ); (—) — наличие повреждения (с перепроектированием САУ)

После потери 20 % площади крыла первоначальное программное управление уже не может обеспечить безопасную посадку (рис. 10, а и б): так как через примерно 3 с после аварии самолет имеет высокую

вертикальную скорость, равную 10 м/с (красные кривые). И наоборот, благодаря алгоритму перерасчета управляющих воздействий после распознавания аварийного события самолету удалось совершить посадку с нулевой вертикальной скоростью, что подтверждает работоспособность и эффективность предлагаемого в работе адаптивного алгоритма повышения безопасности полета при разрушении планера самолета.

Заключение. В работе представлен разработанный алгоритм улучшения вектора состояния поврежденного самолета в момент касания ВПП на основе условий Эйлера — Лагранжа.

Разработан алгоритм формирования базы данных откликов вектора состояния на скачкообразное нарушение некоторых характеристик самолета и идентификации их типа и количественных характеристик нарушений методом корреляционного оценивания.

Приведен пример выявления типового нарушения целостности крыла сопоставлением вектора фактического состояния в тактовый момент времени (здесь 1 с) с конкурентными вариантами нарушений. Вектор фактического состояния сопоставляется с множеством формируемых из базы данных откликов, в том числе не связанных с разрушениями самолета, а обусловленных воздействием атмосферы (порывом ветра и т. д.).

Анализируя полученные результаты моделирования, можно сделать вывод, что разработанный алгоритм позволяет выдерживать существующие ограничения на момент касания ВПП, что и обеспечивает безопасность посадки поврежденного самолета.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Frink N.T., Pirzadeh S.Z., Atkins H.L., Viken S.A., Morrison J.H. CFD assessment of aerodynamic degradation of a subsonic transport due to airframe damage. *AIAA*, 2010, Paper 2010-0500. DOI: 10.2514/6.2010-500
- [2] Костюков В.М., Чан К.Д. Обоснование модели турбулентности для расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик пассажирского самолета. *Вестник МАИ*, 2015, т. 22, № 1, с. 14–20.
- [3] Запорожец А.В., Костюков В.М. *Проектирование систем отображения информации*. Москва, Машиностроение, 1992, 336 с.
- [4] Shah G.H. Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft. *AIAA*, 2008, paper 2008-6203. DOI: 10.2514/6.2008-6203
- [5] Zore K., Shoaib S., Stokes J., Sasanapuri B., Sharkey P. ANSYS CFD study for high lift aircraft configurations. *Applied Aerodynamics Conference 2018*, 2018, paper 2844. DOI: 10.2514/6.2018-2844
- [6] Изерман Р. *Цифровые систем управления*. Москва, Мир, 1984, 541 с.
- [7] Красовский А.А., Белоглазов И.Н., Чигин Г.П. *Теория корреляционно-экстремальных систем*. Москва, Наука, 1979, 448 с.
- [8] Nguyen M., Kostiuikov V., Tran C. Effect of an in-flight vertical accelerometer calibration on landing accuracy after baro-inertial system failure. *Aviation*, 2020, vol. 24, no. 2, pp. 80–90. DOI: 10.3846/aviation.2020.12424

- [9] Брайсон А., Хо Ю-Ши. *Прикладная теория оптимального управления*. Москва, Мир, 1972, 544 с.
- [10] Александров А.Д., Андреев В.П., Кейн В.М. и др. *Системы цифрового управления самолетом*. Москва, Машиностроение, 1983, 223 с.
- [11] Мерриэм К. *Теория оптимизация и расчет систем управления с обратной связью*. Москва, Мир, 1967, 549 с.

Статья поступила в редакцию 02.02.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Костюков В.М., Чан В.К., Нгуен Н.М. Разработка алгоритмического метода повышения безопасности посадки поврежденного тяжелого транспортного самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 2.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-2-2151>

Костюков Вячеслав Михайлович — д-р техн. наук, профессор 305 кафедры Московского авиационного института. e-mail: kost_slv@mail.ru

Чан Ван Кап — аспирант 305 кафедры Московского авиационного института. e-mail: trancapnd@gmail.com

Нгуен Ныы Ман — канд. техн. наук, доцент 305 кафедры Московского авиационного института. e-mail: ngnhuman@mail.ru

Development of an algorithmic method for improving the landing safety of a damaged heavy transport aircraft

© V.M. Kostiukov, V.K. Tran, N.M. Nguyen

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

The use of modern computer technology in the development of new aircraft contributes to the improvement of their characteristics in terms of flight safety due to more advanced information processing algorithms that ensure the identification of dangerous (emergency) aircraft motion modes. The detected violations in the operation of the equipment make it possible to change the algorithm for generating control actions on board. In order to identify a failure, it is proposed to use a correlation algorithm, for the implementation of which an algorithm has been developed for generating databases according to the quantitative characteristics of the development of failures in the form of Z-transfer functions. The redesign of the control algorithm is carried out in the form of implementing the Euler—Lagrange optimality conditions, where the control function iteration method is used.

Keywords: flight dynamics, optimal landing control, damaged transport aircraft, automatic control system, correlation identification, control reconfiguration

REFERENCES

- [1] Frink N.T., Pirzadeh S.Z., Atkins H.L., Viken S.A., Morrison J.H. CFD assessment of aerodynamic degradation of a subsonic transport due to airframe damage. *AIAA*, 2010, Paper 2010-0500. DOI: 10.2514/6.2010-500
- [2] Kostyukov V.M., Tran K.D. *Vestnik MAI — Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 14–20.
- [3] Zaporozhets A.V., Kostiukov V.M. *Proektirovanie system otobrazheniia informatsii* [Design of information display systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 336 p.
- [4] Shah G.H. Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft. *AIAA*, 2008, Paper 2008-6203. DOI: 10.2514/6.2008-6203
- [5] Zore K., Shoab S., Stokes J., Sasanapuri B., Sharkey P. ANSYS CFD Study for High Lift Aircraft Configurations. *Applied Aerodynamics Conference 2018*, 2018, Paper 2844. DOI: 10.2514/6.2018-2844
- [6] Isermann R. *Digital control systems*. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag, 1981 [In Russ.: Izerman R. Tsifrovye system upravleniya. Moscow, Mir Publ., 1984, 541 p.].
- [7] Krasovskiy A.A., Beloglazov I.N., Chigin G.P. *Teoriya korrelyatsionno-ekstremal'nykh system* [Theory of correlation-extremal systems]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 448 p.
- [8] Nguyen M., Kostiukov V., Tran C. Effect of an in-flight vertical acceleration on landing accuracy after baro-inertial system failure. *Aviation*, 2020, vol. 24, no. 2, pp. 80–90. DOI: 10.3846/aviation.2020.12424
- [9] Bryson A.E., jr., Ho Yu-Chi. *Applied optimal control: optimization, estimation and control*. Blaisdell Publishing Company, 1969 [In Russ.: Bryson A.E., Ho Yu-Chi. Prikladnaya teoriya optimal'nogo upravleniya. Moscow, Mir Publ., 1972, 544 p.].
- [10] Alekandrov A.D., Andreev V.P., Kein B.M., et al. *Systemy tsifrovogo upravleniya samoletom* [Aircraft digital control systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983, 223 p.

- [11] Merriam C.W. *Optimization theory and the design of feedback control systems* [In Russ.: Merriam C.W. Teoriya optimizatsiya i raschet system upravleniya s obratnoi svyaz'yu. Moscow, Mir Publ., 1967, 549 p.].

Kostiukov V.M., Dr. Sc. (Eng.), full professor, 305 Department, Moscow Aviation Institute. e-mail: kost_slv@mail.ru

Tran Van Cap, postgraduate student, 305 Department, Moscow Aviation Institute. e-mail: trancapnd@gmail.com

Nguyen Nhu Man, PhD (Eng.), associate professor, 305 Department, Moscow Aviation Institute. e-mail: ngnhuman@mail.ru