

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-41-51

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТКАЗОВ В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ

Б.Д. ОГУНВОУЛ<sup>1</sup>, Е.А. БАЛАНЧУК<sup>2</sup>, К.С. КАНДЫБА<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Национальное агентство космических исследований и разработок, г. Абуджа, Нигерия

<sup>2</sup>Департамент производственного планирования ЗАО «ЮТи-Джи», г. Москва, Россия

<sup>3</sup>АО «Международный аэропорт Шереметьево», г. Химки, Россия

Исследуется вопрос управляемости воздушного судна при допущении отказов органов управления (ОУ) путем моделирования характеристики управления с учетом особенности его системы автоматического управления. Приводятся виды отказов органов управления самолетом, такие как клиннение, колебание, увод в крайнее положение и снижение производительности.

Обосновано, что при допущении отказа вследствие потери привода (actuator) или разрушения конструкции ОУ эксплуатационно-летные характеристики самолета значительно ухудшаются. Гражданские воздушные суда (ВС) нередко могут находиться в зонах конфликтов и террористической активности, где не исключена вероятность обстрела, например, в Сирии, Ираке, Южном Судане и т. д. Следовательно, необходима модель отказов, способная идентифицировать отказы вследствие разрушения конструкций и отказов компонентов, органов управления.

Результаты данного исследования показывают, что адекватная модель отказов является первым шагом в сторону решения задач потери управляемости ВС при допущении отказов и частью дальнейшей адаптационной модели управления. Таким образом, можно обеспечить высокую эксплуатационную живучесть и надежность ВС, а также экономически рационально повысить уровень безопасности его полетов (БП).

Результаты исследования, полученные в данной статье на основе моделирования нелинейного движения ВС при стабилизации углов по тангажу и крену, позволят в дальнейшем разработать алгоритм своевременного выявления отказа конкретной ОУ, который будет использован при проектировании автоматизированной системы управления самолетом и на стадии разработки перспективных бортовых систем управления (БСУ). Внедрение полученных результатов позволит эффективно повысить отказоустойчивость ОУ, надежность элементов конструкции ЛА и поддерживать приемлемый уровень БП при допущении частичной или полной потери управляемости ВС из-за разрушения конструктивных компонентов органов управления и отказов ОУ ВС.

**Ключевые слова:** система управления, модель отказов, управляемость, орган управления, рулевая поверхность, отказоустойчивость.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время возросла потребность в производстве современных высокоэффективных ВС гражданского назначения. Это влечет за собой развитие технологий авиастроения: применение композиционных материалов в конструкции ВС и силовых установках; совершенствование алгоритмов при проектировании систем управления; повышение аэродинамических характеристик ЛА и другие. Необходимо отметить, что современные самолеты оборудуются высокотехнологичными средствами, такими как электронная дистанционная система управления (ЭДСУ), электрогидравлические рулевые приводы (ЭГОУ) и электрические рулевые приводы (ЭОУ), обладающими высокой надежностью и многократным резервированием.

Возможность обнаружения с дальнейшей локализацией отказов органов управления имеет большое значение в обеспечении БП, а также необходима для реализации сертификационных требований, предъявляемых к СУ самолетов гражданской авиации (ГА).

За последнее десятилетие потеря управляемости, связанная с отказами органов управления ВС, является ведущей причиной АП со смертельным исходом. «Как минимум один человек погибает в половине всех случаев АП вследствие потери управляемости. В случаях потери управляемости авиационное событие редко заканчивается инцидентом из-за высокой степени повреждения самолета» [4]. Некоторые из таких АП представлены в табл. 1.

Таблица 1  
Table 1

Авиационные происшествия вследствие потери управляемости самолета  
Accidents due to aircraft loss of control (LOC)

Дата АП	Тип ВС	Описание/причины АП
16.02.2000	DC-8	Потеря управляемости по тангажу в результате отказа правого руля высоты
31.01.2000	MD-83	Потеря управляемости по тангажу самолета в результате отказа в полете горизонтального стабилизатора
09.08.1994	B737-300	Отклонение руля направления в противоположное направление в результате заклинивания
03.03.1991	B737-291	Потеря управляемости самолета в результате отклонения руля направления за пределы допустимого значения

Потеря управляемости самолета является одной из значимых проблем авиации, требующей новых технологических решений. Анализ статистических данных АП ВС показывает, что четверть таких событий возникает вследствие отказов и неисправностей органов управления самолетом, что является чрезвычайно катастрофическим по результативности, поскольку они чаще возникают на этапах полета, где вероятность избежать крушения ВС очень мала, что приводит к многочисленным жертвам и пострадавшим. Стремление решать проблемы потери управляемости и устойчивости ВС привело к развитию конструктивных решений отказоустойчивых систем и систем резервирования агрегатов ВС, а также применению высокоинтеллектуальных систем управления.

Электродистанционная система управления является одним из функциональных способов решения, предложенных для устранения проблем потери управляемости ВС. Однако возможности данной системы ограничены. Наряду со снижением вероятности обнаружения отказа также снижаются показатели процесса технической эксплуатации ЛА (ПТЭ) из-за увеличения количества ложных сигналов, которые в свою очередь увеличивают эксплуатационные затраты, способствующие увеличению времени нахождения ЛА в неисправном состоянии и снижающие показатель готовности ВС к полету, что является нежелательным с точки зрения эффективности ПТЭ. Целью настоящей статьи является анализ опасности отказов органов управления воздушного судна.

### ФОРМАЛИЗОВАННАЯ МОДЕЛЬ ОТКАЗОВ

Нерасчетное функционирование (отказы) органов управления ВС может быть вызвано различными причинами. Основные из которых следующие.

Отказ органов управления: представляет собой полную или частичную потерю управления. Отказы ОУ могут возникать в результате обгорания или обрыва кабельных линий, короткого замыкания, повреждения, попадания посторонних предметов в привод ОУ и т. д. Отказ ОУ, приводящий только к частичной потере работоспособности, может возникать в результате гидравлической утечки, снижения напряжения питания или в результате нерасчетного повышения внешней нагрузки и т. д.

Отказ датчика обратной связи представляет собой неправильные показания датчиков, их также можно разделить на частичные и полные отказы датчиков. Полный отказ датчика показывает информацию, не отражающую реальное значение измеряемого параметра.

Повреждение рулевой поверхности приводит к изменениям физических параметров системы. Например, массовых или аэродинамических коэффициентов; или констант демпфирования и подобных, которые зачастую являются следствием структурных повреждений или разрушения конструкций. Такие отказы разнообразны и охватывают обширный класс нерасчетных случаев. На рис. 1. представлены виды отказов ОУ самолетом.

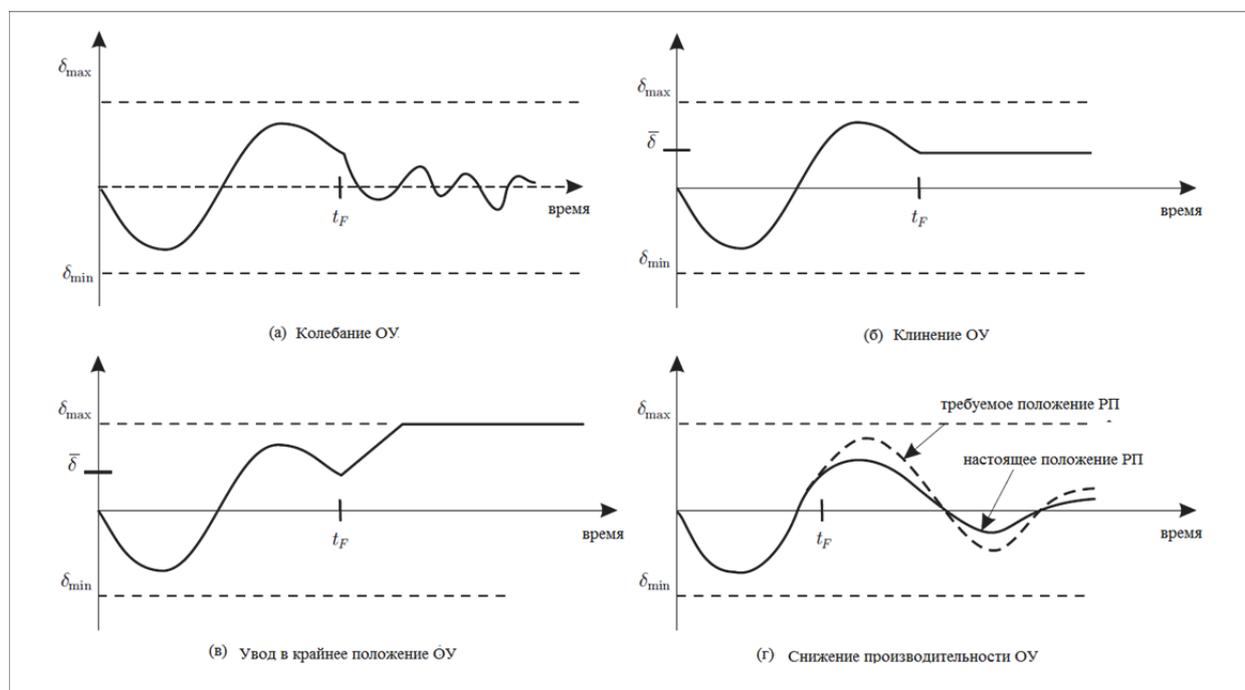


Рис. 1. Виды отказов органов управления самолетом  
Fig. 1. Aircraft control surface fault types

Известны разные методы, применяемые для описания модели отказов органов управления. В целом моделирование отказов ОУ математически описывается методами, представленными на рис. 2 [10].



(а) добавочные отказы (б) мультипликативные отказы  
Рис. 2. Виды математического моделирования отказов органов управления самолетом  
Fig. 2. Aircraft control surface faults mathematical modeling types

В общем случае отказ ОУ можно математически описать следующим уравнением:

$$u_i = \begin{cases} u_i(t) & \\ c_i & \\ \rho \cdot u_i(t), & 10 < \rho < 10, \end{cases} \quad (1)$$

где  $c_i \in [u_{i,min}, u_{i,max}]$  – клинение  $i$ -й рулевой поверхности в промежуточном состоянии,  $u_i(t)$  – исправное состояние  $i$ -й ОУ и  $\rho, 10 < \rho < 10$  – коэффициент ошибки в отклонениях ОУ.

## ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ САМОЛЕТА

Основой имитационной модели является нелинейная модель динамики самолета, состоящая из двенадцати обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ) и уравнений состояния. Основой уравнений движения самолета являются основные Ньютоновские уравнения механики.

$$F = m \left( \frac{\partial V}{\partial t} + \Omega \cdot V \right); \quad (2)$$

$$M = \frac{\partial (I \cdot \Omega)}{\partial t} + \Omega + (I \cdot \Omega), \quad (3)$$

где  $V = [u \ v \ w]^T$  – вектор скорости в центре тяжести,  $\Omega = [p \ q \ r]^T$  – вектор угловой скорости относительно центра тяжести,  $F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$  – вектор всех внешних сил и  $M = [L \ M \ N]^T$  – вектор всех моментов.  $I$  – тензор инерции твердого тела, выражается следующим образом:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & I_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Уравнения (2) и (3) составляют основу модели движения ЛА. Компоненты линейных и вращательных осей ЛА можно рассматривать как переменные состояния из этой модели, а компоненты осей ЛА внешних сил и моментов являются входными переменными этих уравнений.

Однако эти уравнения можно переписать в виде нелинейных пространственных состояний системы:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, +F_{tot}(t), M_{tot}(t)); \\ F_{tot} &= g_1(x(t), u(t), v(t), t); \\ M_{tot} &= g_2(x(t), u(t), v(t), t). \end{aligned} \quad (5)$$

Система уравнений (5) соответствует нелинейному уравнению состояния

$$\dot{x} = f(x(t), u(t), v(t), t), \quad (6)$$

где  $x$  – вектор состояния,  $u$  – входной вектор,  $v$  – вектор возмущения и время  $t$ .

$$\dot{x} = f(x(t), \dot{x}(t), u(t), v(t), t) \quad (7)$$

В свою очередь, уравнение (7) можно переписать следующим образом:

$$\dot{x} = f_1(x(t), u(t), v(t), t) + f_2(\dot{x}(t), t), \quad (8)$$

что упрощает задачу для его численного решения, особенно при том, что  $f_2$  представляет собой линейную функцию. Вектор состояния  $x$  содержит линейные и угловые составляющие скоро-

сти, т. е. компоненты от  $v$  и  $\Omega$ . Помимо этих переменных, информация о пространственной ориентации самолета нужна для нахождения распределения гравитационной силы.

Таким образом, полный вектор состояния  $x = [V \alpha \beta p q r \psi \theta \varphi x_e y_e H]^T$  состоит из двенадцати параметров: три линейные скорости, три угловые скорости, три угла Эйлера, определяющие ориентацию самолета относительно земли, две координаты и высоту, которые определяют положение самолета относительно земли.

Отказы вследствие клиннения и колебания ОУ в САУ можно рассмотреть в виде отклонения некоего требуемого параметра управления  $\delta_j$ , заменяемого неисправным параметром управления  $\bar{\delta}_j$ , который в свою очередь становится параметром управления, как показано в уравнении (10). В сжатой форме истинное значение этого параметра для исправной САУ выражается как показано в уравнении (9):

$$u_i(t) = \delta_i(t) + \sigma_{Ai} (\bar{\delta}_i(t) - \delta_i(t)). \quad (9)$$

В случае отказа ОУ, вектор (неизвестных) параметров примет следующий вид:

$$\bar{\delta}(t) = [\bar{\delta}_1(t) \bar{\delta}_2(t) \dots \bar{\delta}_m(t)]^T \quad (10)$$

с  $\sigma = \text{diag}\{\sigma_{A1} \quad \sigma_{A2} \quad \dots \quad \sigma_{Am}\}$ ,

$$\sigma_{Aj} = \begin{cases} 1, & \text{отказ } j\text{-ого ОУ} \\ 0, & \text{норма} \end{cases} \quad (11)$$

где каждая модель соответствует определенному сценарию отказа.

Рассмотрим следующее матричное уравнение, описывающее короткопериодическое движение самолета:

$$\dot{x} = Ax + B_j u, \quad (12)$$

$$\text{где } B_j = \begin{bmatrix} b_{11} & \dots & b_{1j}\lambda_j & \dots & b_{1N} \\ \vdots & \dots & \vdots & \dots & \vdots \\ b_{l1} & \dots & b_{lj}\lambda_j & \dots & b_{lN} \\ \vdots & \dots & \vdots & \dots & \vdots \\ b_{p1} & \dots & b_{pj}\lambda_j & \dots & b_{pN} \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} u_1 \\ \vdots \\ u_j \\ \vdots \\ u_N \end{bmatrix}.$$

Параметр матрицы  $B$  учитывает возможный отказ  $j$ -го ОУ,  $j$ -й столбец матрицы заменяется этим же столбцом для фактора  $\lambda_j$ , который меняется  $0 \leq \lambda_j \leq 1$ . Промежуточное значение  $\lambda_j$  указывает на снижение производительности  $j$ -го органа управления с изменением динамики самолета по заданным параметрам полета.

Однако данный способ моделирования отказов ОУ ограничен. В случае полного отказа  $j$ -ого ОУ,  $\lambda_j$  равна нулю. Следовательно, независимо от исходного параметра контроля, генерируемого контроллером для  $j$ -го ОУ, это существенно не повлияет на динамику самолета, и отклонение неисправного ОУ принимается равным нулю. В случае фактического клиннения  $j$ -го ОУ в ненулевом положении, сигнал управления, передаваемый на  $j$ -й ОУ, также не оказывает влияния на динамику самолета; из этого следует, что при отказе органа управления динамика самолета изменяется.

При моделировании рассматриваются пять органов управления исследуемого самолета, это один левый элерон, один правый элерон, левый руль высоты, правый руль высоты и руль направления, как показано на рис. 3. Все ОУ независимы друг от друга, что означает, что эле-

роны (или рули высоты) могут индивидуально отклониться вверх, вниз или одновременно в одно направление. Данная конфигурация позволяет создавать момент тангажа с элеронами или некоторый момент крена с рулями высоты.

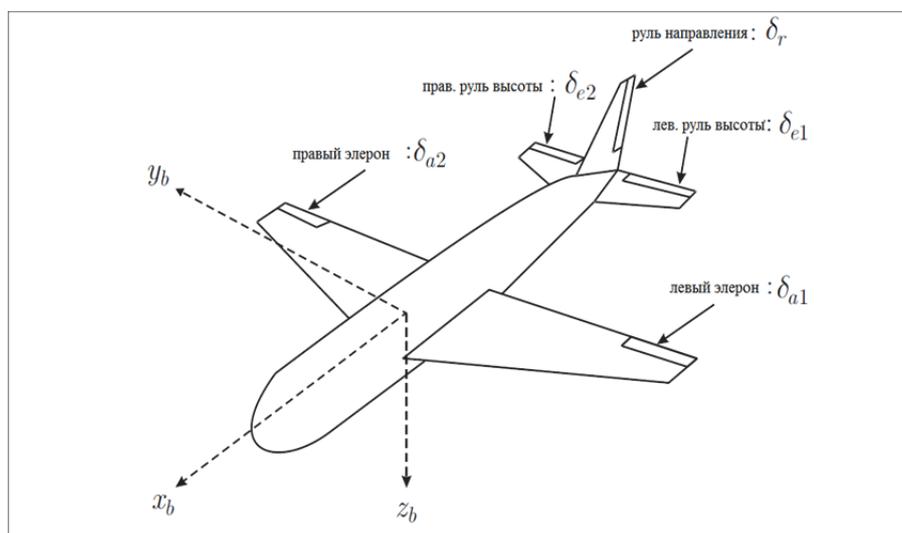


Рис. 3. Конфигурация органа управления самолетом  
Fig. 3. Aircraft controls configuration

Вектор состояния ЛА  $\mathbf{x} = [p \ q \ r \ \alpha \ \beta]^T$ . Вектор управления самолетом  $\mathbf{u} = [\delta_{a1} \ \delta_{a2} \ \delta_{e1} \ \delta_{e2} \ \delta_r \ F_T]^T$ ,  $\delta = [\delta_{a1} \ \delta_{a2} \ \delta_{e1} \ \delta_{e2} \ \delta_r]^T$ .

Среди нелинейных уравнений, описывающих динамику самолета, большое внимание в данной работе уделяется вычислениям, связанным со скоростью разворота самолета. Они показывают отношения между углами разворота и аэродинамическими моментами, действующими на самолет, т. е.  $[L \ M \ N]^T$ , выраженными в системе координат самолета как  $(x_b y_b z_b)$ .

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = (I^b)^{-1} \left( \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I^b \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \quad (13)$$

В контексте данной работы объектом исследования является самолет Боинг 747. Модель динамики полета данного самолета в программе MATLAB вместе с моделью отказов его органов управления используется для анализа поведения (оценки управляемости) самолета при допущении частичного или полного отказа  $j$ -го ОУ самолета с учетом особенностей его САУ.

Аэродинамические моменты исследуемого самолета можно выразить следующим образом:

$$\begin{aligned} L &= qSbC_L(\delta_{a1}, \delta_{a2}, \delta_{e1}, \delta_{e2}, p, r, \beta), \\ M &= qS\bar{c}C_M(\delta_{a1}, \delta_{a2}, \delta_{e1}, \delta_{e2}, \alpha, q), \\ N &= qSbC_N(\delta_{a1}, \delta_{a2}, \delta_{e1}, \delta_{e2}, \delta_r, r, \beta), \end{aligned} \quad (14)$$

где  $q = \frac{\rho V_T^2}{2}$  – скоростной напор, абсолютная скорость  $V_T$ , плотность воздуха  $\rho$ , площадь ла  $S$ , размах самолета  $b$  и  $\bar{c}$  хорд крыла.

Аэродинамические производные выражаются в виде линейной комбинации элементов состояния и исходных параметров управления самолетом:

$$C_L = C_{La1}\delta_{a1} + C_{La2}\delta_{a2} + C_{Le1}\delta_{e1} + C_{Le2}\delta_{e2} + C_{L\tilde{p}}\tilde{p} + C_{L\tilde{r}}\tilde{r} + C_{L\beta}\beta,$$

$$C_M = C_{Ma1}\delta_{a1} + C_{Ma2}\delta_{a2} + C_{Me1}\delta_{e1} + C_{Me2}\delta_{e2} + C_{M\tilde{q}}\tilde{q} + C_{M\alpha}\alpha, \quad (15)$$

$$C_N = C_{N\delta_r}\delta_r + C_{N\tilde{r}}\tilde{r} + C_{N\beta}\beta,$$

$$\tilde{p} = \frac{bp}{2V_T}, \quad \tilde{q} = \frac{\bar{c}q}{2V_T}, \quad \tilde{r} = \frac{br}{2V_T}. \quad (16)$$

Ниже приведена матрица отказов ( $U_{747aero}$ ), содержащая  $9 \times 5$  элементов, представляющих органы управления исследуемого самолета.

$$U_{747aero} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

Данная матрица – модель отказов вводится в САУ для оценки ее влияния на изменение динамики самолета в целом. Вводятся отказы как индивидуально для каждого органа управления, так и совместно для некоторых органов управления.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ОТКАЗОВ ОУ НА ДИНАМИКУ ДВИЖЕНИЯ БОИНГА 747 В ПОЛЕТЕ

На рис. 4 представлено сравнение параметров движения самолета в исправном и отказном состояниях ОУ в балансировочном положении с внешним возмущением при движении по тангажу.

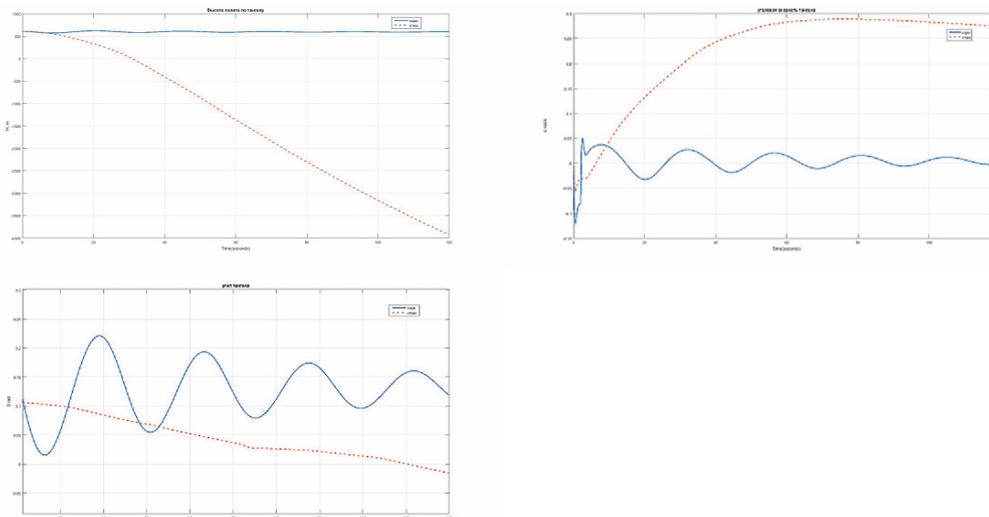


Рис. 4. Записи симуляции полета исследуемого самолета при движении по тангажу  
Fig. 4. Investigated aircraft simulation records on pitch

На рис. 5 представлено сравнение параметров движения самолета в исправном и отказном состояниях ОУ в балансировочном положении с внешним возмущением при движении по рысканию.

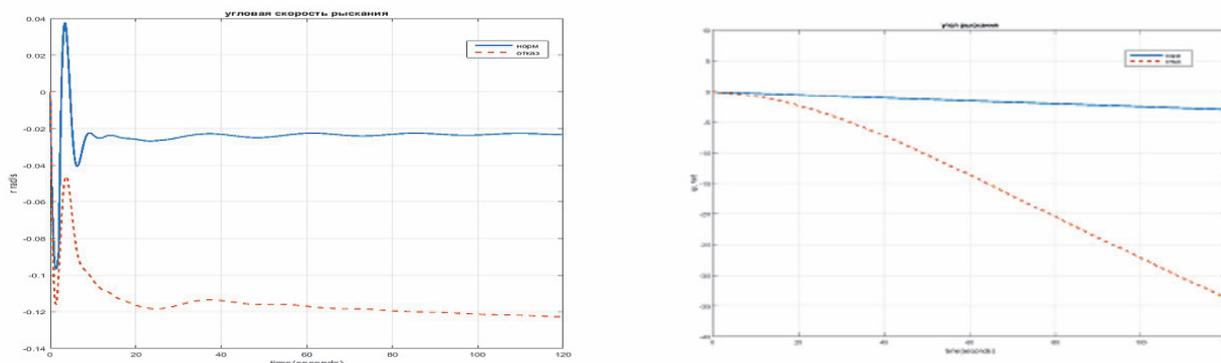


Рис. 5. Записи симуляции полета исследуемого самолета при движении по рысканию  
Fig. 5. Investigated aircraft simulation records on yaw

На рис. 6 представлено сравнение параметров движения самолета в исправном и отказном состояниях ОУ в балансировочном положении с внешним возмущением при движении по крену.

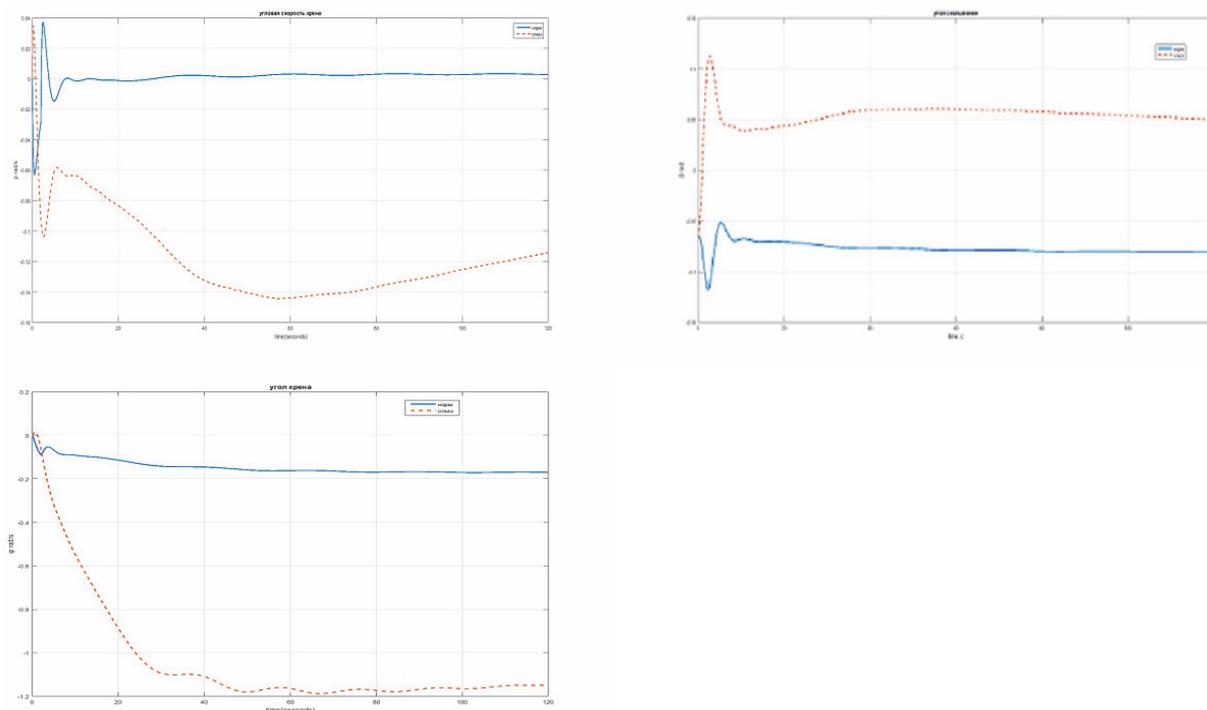


Рис. 6. Записи симуляции полета исследуемого самолета при движении по крену  
Fig. 6. Investigated aircraft simulation records on roll

Наблюдаемые изменения параметров движения самолета после ввода матрицы отказов при управлении самолетом от САУ показывает, что наблюдается нерасчетное движение самолета по крену курса и тангажу. При таких заданных параметрах компьютерная визуализация в симуляторе FlightGear привела к полной потере управляемости самолета. Один из примеров – отказ левого элерона на высоте 610 м, что привело к резкому крену ВС вправо, несмотря на противодействующую команду автопилота. Видно, что нет связи между заданным сигналом и

маневром самолета, это ясно показывает нарушение уравнения (15). Однако САУ самолета успешно справилась с парированием/сглаживанием некоторых видов отказов, например, ограничение  $\theta$  при отказах, связанных с колебанием ОУ.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате моделирования при отказах (колебание, клинение, увод в крайнее положение и снижение производительности) ОУ обоснована целесообразность применения модели отказов ОУ в дальнейшем для оценки управляемости ВС при допущении частичного или полного отказа  $i$ -го ОУ. Таким образом, по наглядному примеру моделирования в программе Matlab Simulink и Aerospace Blockset, приведенному в работе, можно сделать вывод о том, что отказы вследствие увода в крайнее положение ОУ, клинения ОУ и снижения производительности ОУ из-за возможного разрушения конструкций при стабилизации углов по тангажу и крену, являются фатальными, что неизбежно приведет к катастрофе. С такими отказами САУ ВС не справляется, и в дальнейшем требуется разработка алгоритмов реконфигурации параметров управления, а также адаптации её к работоспособному функционированию. Реконфигулируемые алгоритмы существенно могут повлиять на повышение живучести, надежности, безопасности выполнения полетов.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Акимов А.Н.** Метод идентификации отказов динамических систем // Автоматика и телемеханика. 1992. № 6.
2. **Акимов А.Н., Воробьев В.В.** Обнаружение и идентификация отказов органов управления с помощью функций чувствительности // Обеспечение безопасности полетов: научно-методические материалы / под ред. С.А. Попыталова. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1989. С. 85–91.
3. **Гришин Ю.П., Казаринов Ю.М.** Динамические системы, устойчивые к отказам. М.: Радио и связь, 1985.
4. **Jacobson Steven R.** Aircraft Loss of Control Causal Factors and Mitigation Challenges, NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 93523.
5. **Christopher E., Thomas L., Hafid S.** Fault Tolerant Flight Control URL: [https://books.google.ru/books?id=R9lsCQAAQBAJ&pg=PA205&lpg=PA205&dq=loss+of+control+due+to+Flight+control+surfaces+faults&source=bl&ots=\(дата обращения 29.12.2016\)](https://books.google.ru/books?id=R9lsCQAAQBAJ&pg=PA205&lpg=PA205&dq=loss+of+control+due+to+Flight+control+surfaces+faults&source=bl&ots=(дата+обращения+29.12.2016)).
6. Loss of Control [Электронный ресурс]. URL: <https://aviation-safety.net/> (дата обращения 29.12.2016).
7. **Edwards C., Lombaerts T.J.J., and Smaili M.H., Eds.** Fault Tolerant Flight Control: A Benchmark Challenge. Springer, 2010.
8. **Jiang J. and Yu X.** Fault-tolerant flight control system design against control surface impairments. IEEE Aerospace and Electronics Systems, 2012, vol. 20 (4), pp. 871–886.
9. **Ducard G. and Geering H.P.,** Efficient nonlinear actuator fault detection and isolation system for unmanned aerial vehicles. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, vol. 31 (1), pp. 225–237.
10. **Henry D., Zolghadri A., Cieslak J., Efimov D.V.** A lqv approach for early fault detection in aircraft control surfaces servo-loops in Proc. 8th IFAC Symp. on Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes, SAFEPROCESS 2012, Mexico, 2012, pp. 806–811.
11. **Shafai E.** Einführung in die Adaptive Regelung. Lecture Notes, IMRT, ETH Zurich, 2003.
12. **Tao G., Chen S., Tang X., Joshi S.M.** Adaptive Control of Systems with Actuator Failures. Springer-Verlag, London Berlin Heidelberg, 2004.
13. **Ducard G.J.J.** Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems. Springer Verlag, 2009.

14. Wu N.E. Coverage in fault-tolerant control. *Automatica*, 2004 vol. 40, no. 4, pp. 537–548.

15. Theilliol D., Ponsart J.C., Noura H., Vela Valdes L.G. A Multiple Model Based Approach for Sensor Fault-Tolerant Control of Nonlinear Systems. In *Proceedings of the Congreso Latinoamericano de Control Automatico*, October 2004.

### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Огунвоул Блессинг Деле, аспирант МГТУ ГА, dams4iboko@mail.ru.

Баланчук Евгения Александровна, аспирантка МГТУ ГА, gedeonburkhard@mail.ru.

Кандыба Константин Сергеевич, аспирант МГТУ ГА, kskandyba@gmail.com.

### FAULT DIAGNOSIS OF AN AIRCRAFT CONTROL SURFACES WITH AN AUTOMATED CONTROL SYSTEM

Blessing D. Ogunvoul<sup>1</sup>, Evgeniya A. Balanchuk<sup>2</sup>, Konstantin S. Kandyba<sup>3</sup>

<sup>1</sup>National Space Development and Research Agency, Abuja, Nigeria

<sup>2</sup>Department of production planning, ZAO "UTG", Moscow, Russia

<sup>3</sup>Sheremetyevo International Airport, Khimki, Russia

### ABSTRACT

This article is devoted to studying of fault diagnosis of an aircraft control surfaces using fault models to identify specific causes. Such failures as jamming, vibration, extreme run out and performance decrease are covered.

It is proved that in case of an actuator failure or flight control structural damage, the aircraft performance decreases significantly. Commercial aircraft frequently appear in the areas of military conflicts and terrorist activity, where the risk of shooting attack is high, for example in Syria, Iraq, South Sudan etc. Accordingly, it is necessary to create and assess the fault model to identify the flight control failures.

The research results demonstrate that the adequate fault model is the first step towards the managing the challenges of loss of aircraft controllability. This model is also an element of adaptive failure-resistant management model.

The research considers the relationship between the parameters of an  $i^{\text{th}}$  state of a control surface and its angular rate, also parameters classification associated with specific control surfaces in order to avoid conflict/inconsistency in the determination of a faulty control surface and its condition.

The results of the method obtained in this article can be used in the design of an aircraft automated control system for timely identification of fault/failure of a specific control surface, that would contribute to an effective role aimed at increasing the survivability of an aircraft and increasing the acceptable level of safety due to loss of control.

**Key words:** aircraft, control system, faults model, controllability, fault, control surface.

### REFERENCES

1. Akimov A.N. *Metod identifikacii otkazov dinamicheskikh sistem* [Method of identifying failures of dynamic systems]. *Automation and Telemetry*, 1992, No. 6.

2. Akimov A.N., Vorobyov V.V. *Obnaruzhenie i identifikacija otkazov organov upravleniya s pomoshh'ju funkcij chuvstvitel'nosti* [Detection and identification of control surface failures using sensitivity functions. *Safety Management: Research and teaching materials*. Ed. S.A. Popytalova]. M., *VVIA im. N.E. Zhukovsky*, 1989, pp. 85–91.

3. Grishin Y.P., Kazarinov Y.M. *Dinamicheskie sistemy, ustojchivye k otkazam* [Dynamic systems that are resilient to failures]. M., *Radio and communication*, 1985.

4. Jacobson Steven R. *Aircraft Loss of Control Causal Factors and Mitigation Challenges*, NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 93523.

5. **Christopher E., Thomas L., Hafid S.** Fault Tolerant Flight Control URL: <https://books.google.ru/books?id=R9lsCQAAQBAJ&pg=PA205&lpg=PA205&dq=loss+of+control+due+to+Flight+control+surfaces+faults&source=bl&ots=> (accessed 29.12.2016).
6. Loss of Control [Электронный ресурс]. URL: <https://aviation-safety.net/> (accessed 29.12.2016).
7. **Edwards C., Lombaerts T.J.J., and Smaili M.H., Eds.** Fault Tolerant Flight Control: A Benchmark Challenge. Springer, 2010.
8. **Jiang J. and Yu X.** Fault-tolerant flight control system design against control surface impairments. IEEE Aerospace and Electronics Systems, 2012, vol. 20 (4), pp. 871–886.
9. **Ducard G. and Geering H.P.,** Efficient nonlinear actuator fault detection and isolation system for unmanned aerial vehicles. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, vol. 31 (1), pp. 225–237.
10. **Henry D., Zolghadri A., Cieslak J., Efimov D.V.** A lpv approach for early fault detection in aircraft control surfaces servo-loops in Proc. 8th IFAC Symp. on Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes, SAFEPROCESS 2012, Mexico, 2012, pp. 806–811.
11. **Shafai E.** Einf`uhrung in die Adaptive Regelung. Lecture Notes, IMRT, ETH Zurich, 2003.
12. **Tao G., Chen S., Tang X., Joshi S.M.** Adaptive Control of Systems with Actuator Failures. Springer-Verlag, London Berlin Heidelberg, 2004.
13. **Ducard G.J.J.** Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems. Springer Verlag, 2009.
14. **Wu N.E.** Coverage in fault-tolerant control. Automatica, 2004vol. 40, no. 4, pp. 537–548.
15. **Theilliol D., Ponsart J.C., Noura H., Vela Valdes L.G.** A Multiple Model Based Approach for Sensor Fault-Tolerant Control of Nonlinear Systems. In Proceedings of the Congreso Latinoamericano de Control Automatico, October 2004.

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Blessing D. Ogunvoul**, PhD student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, [dams4iboko@mail.ru](mailto:dams4iboko@mail.ru).

**Evgeniya A. Balanchuk**, PhD student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, [gedeonburkhard@mail.ru](mailto:gedeonburkhard@mail.ru).

**Konstantin S. Kandyba**, PhD student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, [kskandyba@gmail.com](mailto:kskandyba@gmail.com).

Поступила в редакцию  
Принята в печать

14.02.2017  
25.05.2017

Received  
Accepted for publication

14.02.2017  
25.05.2017