

UDC 004.087.5:004.841.3 (045)

DOI: 10.18372/0370-2197.2(83).13691

*D. O. SHEVCHUK, M. P. KRAVCHUK, V. G. VOVK, A. V. ANANINA**National Aviation University, Kiev*

SYSTEM METHODS CONTROL RECONFIGURATION OF THE AIRCRAFT IN SPECIAL SITUATIONS IN FLIGHT

The article explains the possibility of applying the systemic methods of parametric, structural control and purpose reconfiguration. The article explains the possibility of applying the systemic of parametric methods, structural reconfiguration management and reconfiguration of the object control objectives to prevent the transition to the current flight situation into a catastrophic one and maintain the specified level of safety. The article presents a block diagram of a control system developed reconfigurable dynamic system, and describes how it works.

Key words: *aircraft, reconfiguration, flight control system, loss of control in flight, dynamic system, survivability, abnormal situation in flight.*

Introduction. In the past ten years, 59% of the fatal airliner aircraft accidents were caused by loss-of-control in flight and another 33% by controlled flight into terrain [1]. The accident reports published by NTSB (National Transportation Safety Board) have revealed that most in-flight loss-of-control accidents were triggered by faults including subsystem/component failures, external hazards, and human errors [2]. With hindsight, it is easy to say that most of these accidents could have been prevented if the maintenance were performed better to avoid component failures, or if the aircraft had not entered the hazardous region, or if the flight crews had not made mistakes, but it is impossible to eliminate all the faults that may threaten flight safety.

Malfunction or jam of aircraft control surfaces like elevators, rudders, ailerons can be very dangerous since these faults not only result in the reduction of control authority, but they also impose persistent disturbances on the aircraft. The jammed control surface position can be anywhere in the operational range and is not known a priori. If the jam position is not too far away from the trim condition, the remaining control authority may be enough to be utilized to maintain a safe flight. However, if the jam occurs near an extreme position, the available control authority may not be able to offset the effect of the persistent disturbance caused by the jam. The first fault the Flight 261 crew members encountered was a horizontal stabilizer jam at 0.4° , which was near the trim condition. This fault was not severe and the pilots were able to keep the aircraft aloft at 31,050 feet preparing for an emergency landing. But about twenty minutes later, the horizontal stabilizer was moved by an excessive force with huge noise from 0.4° to a new jam position, 2.5° airplane nose down, and the airplane began to pitch nose down, starting a dive. Things got worse after that – pilots lost control of the pitch axis, and the aircraft crashed into the ocean 11 minutes and 37 seconds later [3]. Flight 232 DC-10 in Sioux City, Iowa 1989 (which suffered a tail engine failure that caused the total loss of hydraulics) [5, 6], the Kalita Air freighter in Detroit, Michigan, October 2004 (where engine No: 1 was shed but the crew managed to land safely without any casualties) and the DHL A300B4, Baghdad, November 2003 (which was hit by a missile on its left wing and lost all hydraulics, but still landed safely using only the engines) [5], represent some examples of successful landings using clever manipulation of the remaining functional redundant control surfaces (Fig. 1).



Fig. 1. Emergency landing sequence using engines only and left wing structural damage due to surface-to-air missile impact, DHL A300B4-203F, Baghdad, 2003

Here it can be seen that one of the main factors that enabled safe landing after faults/failures is the clever manipulation of the redundant control surfaces to achieve the desired level of acceptable degraded performance. In the event of an emergency due to faults/failures, pilots will use all the available resources to help in a safe landing. The 1989 Sioux City DC-10 incident is an example of the crew performing their own reconfiguration using asymmetric thrust from the two remaining engines to maintain limited control in the presence of total hydraulic system failure. The crash of a Boeing 747 freighter aircraft (Flight 1862) in 1992 near Amsterdam (the Netherlands), following the separation of the two right-wing engines, was potentially survivable given adequate knowledge about the remaining aerodynamic capabilities of the damaged aircraft [4]. Adaptive or reconfigurable flight control strategies might have prevented the loss of two Boeing 737s due to a rudder actuator hardcover and of a Boeing 767 due to inadvertent asymmetric thrust reverser deployment.

Purpose of article. Automation of processes for flying vehicles control reconfiguration taking into account the system methods of parametric-, structural-, object- and target of flying vehicles reconfiguration control under abnormal case uprush during flight will be scientifically grounded.

Main part. The problem is solved by reconfiguring aircraft control to provide the required level of flight safety in conditions of an accident occurrence, use parametric, structural, controlled object reconfiguration, objective aircraft control reconfiguration. Method of aircraft control in accident condition is as follows. Typical external aircraft outline damages are fixed and classified in flight on a basis of thermal fields theory. Parametric, structural reconfiguration and reconfiguration of control aims and tasks are used to provide control recovery and aircraft stability in case of accidental or catastrophic situation in flight.

Parametric reconfiguration is the change of the feedback ratios for the given characteristics of dynamic stability and controllability of controlled object.

Structural reconfiguration is a redistribution of the control to the serviceable elements for creating needed operational forces and moments to provide aircraft stability and controllability recovery during unexpected situations in flight.

Reconfiguration of the object - the object control configuration change that is provision to controls additional unusual in normal flight mode features to prevent the development of catastrophic situations or minimize its consequences.

Aim of the control reconfiguration - optimal continuation of flight among the possible alternatives choose, taking into account the criticality of damage the outer

contours of the aircraft. For example, returning to the takeoff airfield Finding the airfield, and assess the feasibility of providing the emergency landing of an aircraft, or find a place of extreme landing.

The basis of reconfiguration is the fixed possibility of organization of structural and functional surplus of elements of the system, that is used as organs of control: wing flaps, interceptors, spoilers, engines etc, giving additional, not peculiar for the regular mode mission-controls of function to them, that allows to redistribute managing influences after the new algorithm of management. Introduction of configuration manager to the system of automatic control fundamentally distinguishes it from the existent systems. A configuration manager consists of two modules - module of objective, structural, self-reactance and having a special purpose reconfiguration, and also module of exposure, authentication and classification of typical refuses/of damages. In case of origin of refuse/damage the module of exposure and authentication classifies a damage and forms a command on including of the module of reconfiguration, except that, he passes in the module reconfigurations of managing actions all information about the classified refuse/of damage (id est forms the model of refuse/of damage). The module of objective, structural, self-reactance and having a special purpose reconfiguration forms new managing influences for beating back, and at impossibility of the complete beating back, maximally possible decline of consequences of refuse/of damage (Fig. 2).

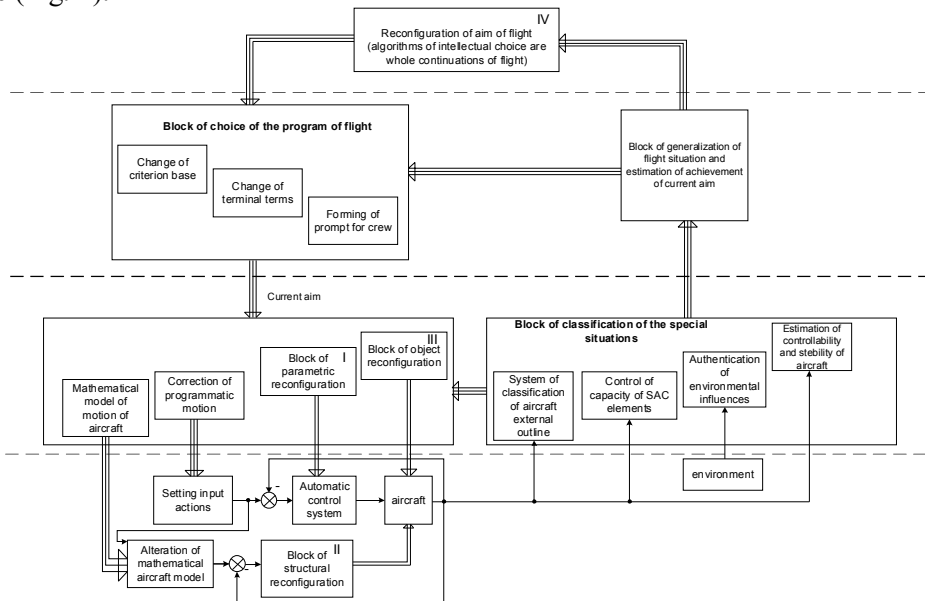


Fig. 2. Flow diagram of reconfigured control system of aircraft in the conditions of origin of exception condition on wing

Let the control object is represented in space of states control in the form:

$$\dot{x} = Ax + Bu, x(t_0) = x_0, x \in R^n, u \in R^s,$$

where $x - n$ is dimensional state vector; $u - s$ is dimensional control vector.

Constant matrices (**A**, **B**) determine its dynamic properties. In the case of the introduction of the state feedback control law is given by:

$$u = G\sigma - Kx, x \in R^r,$$

where **G** is matrix by which independent (external) vector of input signals v are pre-transformation; **K** is state matrix regulator in the feedback loop.

Write the equations of the system in the form of the Laplace transform, omitting for brevity, Laplace operator p :

$$\begin{aligned}(pI_n - \mathbf{A})x &= \mathbf{B}u + x_0, \\ u &= \mathbf{G}\sigma - \mathbf{K}x.\end{aligned}$$

The change of the state vector x of a closed linear system is the sum of a reaction to the nonzero initial conditions x_0 and input signals σ [7]:

$$x = \mathbf{W}_x^0(p)x_0 + \mathbf{W}_x^\sigma(p)\sigma,$$

where \mathbf{W}_x^0 , \mathbf{W}_x^σ are transfer matrices of the initial conditions x_0 and input signals σ to the vector of the system state. The connection of these transfer matrices with the structure of the system is determined by known operator equations:

$$\mathbf{W}_x^0(p) = (pI_n - \mathbf{A} + \mathbf{BK})^{-1}, \quad (1)$$

$$\mathbf{W}_x^\sigma(p) = (pI_n - \mathbf{A} + \mathbf{BK})^{-1}\mathbf{BG}. \quad (2)$$

Transfer matrices (1), (2) determine the reaction of plane to nonzero initial conditions and input signal.

Introduce the diagonal matrix \mathbf{Z} , characterizing the state of the elements of the automatic control system (ACS) (sensors, controllers, actuators, control surfaces). When all the elements of reconfiguration system are intact, the matrix \mathbf{Z} is identity $\mathbf{Z} = I_s$. The failure of element of reconfiguration system is characterized by zeroing of i th component of matrix $\mathbf{Z} = \text{diag}(1 \dots 0_i \dots 1)$.

Introduction of matrix \mathbf{Z} is equivalent to zeroing i th component of the control vector, that is $\mathbf{u}_f = [\mathbf{u}_i \dots 0_i \dots \mathbf{u}_s]^T$.

Object model with failure can be written as:

$$\dot{x}_f = \mathbf{A}x_f + \mathbf{B}\Delta u. \quad (3)$$

where $x - n$ is dimensional state vector with failure; $u - s$ is dimensional vector control with failure.

Due to (3) transfer matrices (1), (2) take the form:

$$\mathbf{W}_{x_f}^0(p) = (pI_n - \mathbf{A} + \mathbf{BZK})^{-1},$$

$$\mathbf{W}_{x_f}^\sigma(p) = (pI_n - \mathbf{A} + \mathbf{BK})^{-1}\mathbf{BZG}.$$

where $\mathbf{W}_{x_f}^0$, $\mathbf{W}_{x_f}^\sigma$ are transfer matrices of the initial conditions x_0 and input signals σ to the vector of the system state in case of actuator failure.

To save the desired dynamic properties of an object, the following equalities must be met:

$$\mathbf{W}_{x_f}^0(p) = \mathbf{W}_x^0(p), \quad (4)$$

$$\mathbf{W}_{x_f}^\sigma(p) = \mathbf{W}_x^\sigma(p), \quad (5)$$

Conditions (4), (5) are the criteria of the reconfiguration, structural and parametric reconfiguration.

Conditions (4), (5) may be realized in one of two ways [7]:

1. The calculation of the new values of the matrices \mathbf{G} and \mathbf{K} , satisfying (4), (5).
2. Introduction of additional elements in the control system allows to provide the equality of (4), (5).

The first way involves a complete change of the gain control system, which is unacceptable for modern reconfiguration system. The second way is more simple to implement. It does not change the regular control system settings, and the task of maintaining the dynamic properties is achieved by introducing additional elements to the control system.

Conclusion. The time interval over which the reconfiguration system has wrong information about the faults/failures need not be known. If the reconfiguration system eventually generates an accurate estimate of the failure parameters, the proposed approach will result in provided increased controllability and stability of airplane under adverse flight conditions. The proposed reconfiguration system can be readily extended to the case of nonlinear aircraft dynamics.

References

1. Ranter, "Airliner Accident Statistics 2006," Aviation Safety Network, 2007.
2. NTSB, "Aviation Accidents from the past 10 years," 2007.
3. Bor-Chin Chang, Harry G. Kwatny, Christine Belcastro, Celeste Belcastro "Aircraft Loss-of-Control Accident Prevention: Switching Control of the GTM Aircraft with Elevator Jam Failures" Proceedings of the 2004 American Control Conference, Boston, pp. 1823-1829, 2004.
4. Smaili M.H, Mulder J.A. Flight data reconstruction and simulation of EL AL Flight 1862. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Denver (CO), AIAA-2000-4586, 2000.
5. F. W. Burcham, C. G. Fullertron, and T. A. Maine. Manual manipulaton of engine throttles for emergency flight control. Technical Report NASA/TM-2004-212045, NASA,2004.
6. D. Gero. Aviation disasters : the world's major civil airliner crashes since 1950. Sparkford : Patrick Stephens, 2006.
7. V. V. Kosyanchuk, Failover control systems ailure drives the control surfaces of aircraft with mechanical control wiring. Problems of safety. VINITI. Moscow. no. 8. 2010. pp. 37–42.

Стаття надійшла до редакції 24.04.2019.

Шевчук Дмитро Олегович – докт. техн. наук, с.н.с., професор кафедри автоматизації та енергоменеджменту НН АКФ НАУ України, вул. Академічна, 20, 03680 м. Київ, пр-т Космонавта Комарова,1, Україна.

Кравчук Микола Петрович – канд. техн. наук, старший викладач кафедри автоматизації та енергоменеджменту АКФ НАУ України, вул. Августина Волошина, 2А, 03061 м. Київ, пр-т Космонавта Комарова,1, Україна.

Вовк Володимир Григорович – канд. тех. наук, Генеральній Директор Благодійної організації «Благодійний фонд Георгія Логвинського «Інноваційні технології майбутнього»», 01033 м. Київ, вул. Жилиняська 50-Б, Україна.

Ананьїна Анна Вадимівна – студентка групи ЕС-512 кафедри автоматизації та енергоменеджменту АКФ НАУ України, вул. Максима Кривоноса, 29А , 03037 м. Київ, пр-т Космонавта Комарова,1, Україна.

Д. О. ШЕВЧУК, М. П. КРАВЧУК, В. Г. ВОВК, А. В. АНАНЬІНА

СИСТЕМНІ МЕТОДИ РЕКОНФІГУРАЦІЇ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМ КОРАБЛЕМ В ОСОБЛИВИХ СИТУАЦІЯХ У ПОЛЬОТІ

Аналіз статистичних даних ІКАО показав, що майже 30 % авіаційних пригод виникають з причин втрати керованості повітряних кораблів (ПК) у польоті. Також за даними Федерального управління цивільної авіації США (FAA) щорічно в цивільній авіації трапляється до п'яти великих авіаційних пригод, вагома частка яких припадає на зіткнення літаків з біологічними, механічними або електричними формуваннями. У ПК попередніх поколінь з причин відсутності засобів автоматичної реконфігурації керування ці функції покладено на екіпаж. У цьому випадку результат реконфігурації керування повністю залежить від уміння, досвіду та особистих характеристик пілота, хоча принципово реконфігурація дозволила запобігти 70 % випадків тяжких авіаційних пригод через пошкодження зовнішніх обводів ПК, а також відмов приводів і кермових органів (висновок зроблено на підставі аналізу причин авіаційних пригод, що сталися в США).

У роботі пропонується концепція системи автоматичного керування (САК) із функціями реконфігурації, що забезпечує відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення особливої ситуації (ОС) за рахунок реконфігурації керувальних сигналів, структури системи, конфігурації ПК або цільових завдань, тобто збереження безпечного режиму польоту. Під параметричною реконфігурацією розуміється зміна коефіцієнтів (передатних чисел) зворотних зв'язків для відновлення заданих характеристик динамічної стійкості і керованості ПК в умовах раптового виникнення незначних пошкоджень його зовнішніх обводів. Наприклад, після зіткнення ПК з біологічними, механічними або електричними формуваннями виникають пробіи, вм'ятини та розриви зовнішньої обшивки, які призводять до часткової зміни їх аеродинамічних характеристик у польоті.

Структурна реконфігурація полягає в перерозподілі керувальних дій на справні органи механізації для створення необхідних керувальних сил і моментів, що забезпечують відновлення керованості і стійкості ПК в умовах виникнення аварійної ситуації у польоті. Наприклад, у листопаді 2003 р. літак Airbus A300 обстріляли бойовики після зльоту у Багдаді. В результаті потрапляння ракети було істотно пошкоджено лівий закриллок, але екіпажу вдалося відновити стійкість і керованість ПК за рахунок зміни тяги двигунів та здійснити успішну аварійну посадку. Реконфігурація об'єкта – зміна конфігурації ПК, тобто надання органам механізації додаткових невластивих у штатному режимі польоту функцій для запобігання розвитку катастрофічної ситуації або мінімізації її наслідків. Наприклад, під час виконання польотного завдання у літака В-52Н було відірвано киль. Для забезпечення бічної стійкості екіпаж миттєво випустив усі стояки шасі. Літак виконав безпечну аварійну посадку. Реконфігурація цілі керування - вибір оптимального варіанта польоту серед можливих альтернатив з урахуванням критичності пошкоджень зовнішніх обводів ПК. Наприклад, повернення на аеродром зльоту, пошук відповідного запасного аеродрому, а також оцінка можливості забезпечення аварійної посадки ПК на цьому аеродромі або пошук місця виконання екстреної посадки.

Ключовою особливістю пропонованої концепції є те, що автоматизована система реконфігурації керування ПК розглядається, як багатоконтурна система каскадної структури з трьома рівнями керування. Модуль реконфігурації формує нові керувальні впливи для парирування, а в разі неможливості повного парирування впливу ОС – максимально можливе зниження його наслідків.

Ключові слова: повітряний корабель, реконфігурація керування, система керування польотом, керованість, стійкість, особлива ситуація у польоті.