

УДК 681.5.015:629.7.05

**С. Н. ФИРСОВ, А. А. БОЯРКИН, УИССАМ БУДИБА, И. В. ЖЕЖЕРА**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## **ФУНКЦИОНАЛЬНО УСТОЙЧИВАЯ СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ ПАРАМЕТРА ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*В статье представлены результаты разработки методологического, математического и алгоритмического обеспечения парирования нештатных ситуаций в продольном канале движения малогабаритного летательного аппарата на системном уровне. В рамках подхода этапы разработки рассматриваются как самостоятельные задачи, при решении которых использованы предложенные модели. В предложенной структуре управления систематизированы знания, инструментальные средства, а также опыт по разработке алгоритмов, полученный в результате проведенных исследований. Использование сформированной схемы в реальных проектах позволит повысить качество функционирования модулей восстановления, а также сократить сроки и затраты на их разработку.*

**Ключевые слова:** *малогабаритный летательный аппарат, нештатная ситуация, функциональная устойчивость, парирование нештатной ситуации, динамика полета.*

### **Введение**

Область применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) непрерывно расширяется из-за их неоспоримых преимуществ по сравнению с пилотируемыми для решения задач, как в военной, так и в гражданской сферах [1–3]. При этом сложилась устойчивая тенденция развития БПЛА в направлении создания малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МЛА) и формировании новых нестандартных требований по обеспечению функциональных возможностей МЛА различного назначения в определенном интервале времени [4–7].

Различные нештатные ситуации, возникающие при эксплуатации МЛА, приводят к ухудшению, а в некоторых случаях и к потере их функциональных свойств, что определяет необходимость разработки обеспечения функционально устойчивого управления движением МЛА при появлении нештатных ситуаций [8–9]. Это обеспечение должно позволять сохранять на протяжении заданного времени выполнение своих основных функций в пределах, установленных нормативными требованиями, в условиях противодействия, а также влияния потоков отказов, неисправностей и сбоев до наступления предельного состояния, при котором дальнейшая эксплуатация МЛА прекращается по требованиям безопасности или эффективности эксплуатации. МЛА, обладающие такими свойствами, называют функционально устойчивыми.

Известные подходы обеспечения функциональной устойчивости, основанные, как на совершенствовании элементной базы и резервировании аппаратуры, так и применении различных подходов к интеллектуализации бортовых систем управления МЛА не обеспечивают ожидаемого результата. Необходимо применение новой

концепции основанной на многоуровневом обеспечении функциональной устойчивости [10–11] и разработки инструментальных средств для соответствующих уровней.

### **Постановка задачи**

Как объект проектирования МЛА представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей. Неотъемлемое качество современных МЛА – функциональная устойчивость, которая достигается обеспечением этим свойством его подсистем без учета (естественно существующих) перекрестных аэродинамических возможностей самого аппарата. Поэтому приоритетной задачей проектирования МЛА является не только обеспечение на подсистемном уровне функциональной устойчивости, а и разработка или усовершенствование схемы, структуры и конструкции аппарата и составляющих его элементов, которая должна обеспечить при определенных ограничениях наиболее эффективное выполнение поставленных целей и обеспечение его свойством функциональной устойчивости на системном уровне.

В рамках решения задачи создания или усовершенствования конструкции МЛА необходимо выбрать или дополнить (дополнительными аэродинамическими поверхностями управления) аэродинамическую компоновку МЛА, а также синтезировать законы управления соответствующими аэродинамическими поверхностями в номинальном и аварийном режимах работы. В рамках данной статьи будет рассмотрено только продольное движение МЛА и стабилизация характерного для этого вида движения параметра – угла тангажа.

### Выбор аэродинамической компоновки МЛА

В настоящее время существуют и проектируются различные аэродинамические компоновки МЛА [12], однако компоновка «летающее крыло» является наиболее используемой при конструировании малогабаритных БПЛА [13], что связано с обеспечением высоких показателей функционирования. Вместе с тем, данная аэродинамическая схема состоит из минимально необходимого набора аэродинамических поверхностей, который в номинальном режиме обеспечивает выполнение целевого предназначения, а появление нестандартных ситуаций, связанных с самим носителем, зачастую приводит к потере объекта и невыполнению поставленной задачи. Этих недостатков лишена монопланерная конструкция МЛА (рис. 1).



Рис. 1. Исследуемый малогабаритный беспилотный летательный аппарат

### Анализ компоновки на способность обеспечить парирование нестандартных ситуаций на системном уровне

Известно, что совокупность аэродинамических поверхностей МЛА в решении задач угловой стабилизации должна обеспечивать пространственное изменение положения корпуса МЛА, как в номинальном режиме, так и при появлении нестандартных ситуаций, таких как аномальное поведение аэродинамических поверхностей управления параметром продольного движения – углом тангажа. Для обеспечения функциональной устойчивости системы стабилизации продольного движения на системном уровне, необходимо, чтобы избыточная система компоновки аэродинамических органов управления удовлетворяла необходимому и достаточному условию обеспечения функциональной устойчивости исполнительных подсистем на системном уровне [7].

Анализ выбранной компоновки аэродинамических органов управления МЛА, показал, что она должна с требуемым качеством обеспечить функциональную устойчивость МЛА на системном уровне при возникновении нестандартных ситуаций, приводящих к полной и частичной потере способности соответствующих органов управления формировать соответствующие воздействия. Покажем, каким об-

разом при такой компоновке аэродинамических поверхностей обеспечивается функционально устойчивое управление углом тангажа при появлении нестандартных ситуаций, связанных с дефектами и отказами соответствующих органов управления.

В номинальном режиме управление углом тангажа МЛА (рис. 1) осуществляется отклонением рулей высоты в обратном V-образном хвостовом оперении, а при возникновении нестандартных ситуаций – синхронным отклонением левого и правого элерона.

Получим зависимости для управления в канале тангажа, формируемого каждым органом управления, который влияет на изменение этого параметра (рис. 2).

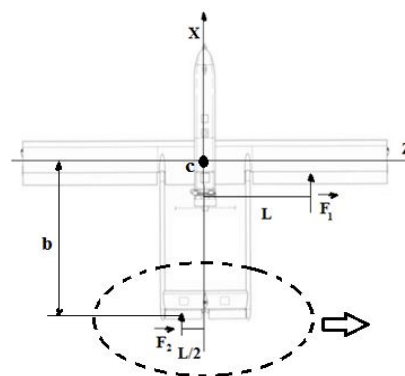


Рис. 2. Формирование воздействий аэродинамическими поверхностями в канале тангажа

Так, аналитическая зависимость для момента, который формируется одним элероном (рис. 2), имеет вид:

$$\bar{M}_{e_1} = \begin{bmatrix} M_{e_1x} \\ M_{e_1y} \\ M_{e_1z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} LF_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ LF_{e_1} \cos \theta_{e_1} - \ell F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ \ell F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где  $F_{e_1}$  – управляющее усилие, создаваемое элероном в набегающем потоке;

$L$  – расстояние (плечо) до точки приложения  $F_{e_1}$ ;

$\theta_{e_1}$  – угол отклонения элерона;

$\ell$  – расстояние фокуса элерона до оси Oz, связанной с МЛА системой координат;

$\bar{M}_{e_1} = [M_{e_1x} \ M_{e_1y} \ M_{e_1z}]^T$  – результирующий момент, создаваемый рассматриваемым элероном и составляющие его проекции.

Аналогичным образом формируем аналитические зависимости управляющего момента в канале тангажа при отклонении одного из рулей обратного V-образного хвостового оперения:

$$\bar{M}_{o_1} = \begin{bmatrix} \frac{L}{2} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_o \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_o^2 \\ \frac{L}{2} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \sin \psi - b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_o \\ b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \cos \theta_o \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где  $F_{o_1}$  – управляющее усилие, создаваемое оперением в набегающем потоке;

$L$  – расстояние (плечо) до точки приложения  $F_{o_1}$ ;

$\theta_{o_1}$  – угол отклонения поверхности оперения;

$b$  – расстояние от центра масс до оси приложения сил хвостового оперения;

$\bar{M}_{o_1} = [M_{o_1x} \ M_{o_1y} \ M_{o_1z}]^T$  – результирующий момент, создаваемый рассматриваемым оперением и составляющие его проекции.

Учитывая полученные аналитические зависимости (1) – (2) момент, создаваемый соответствующими аэродинамическими поверхностями будет равен:

$$\begin{bmatrix} M_{e_1o_1x} \\ M_{e_1o_1y} \\ M_{e_1o_1z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ L F_{e_1} \cos \theta_{e_1} - l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{L}{2} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_o \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_o^2 \\ \frac{L}{2} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \sin \psi - b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_o \\ b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \cos \theta_o \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где  $\bar{M}_{e_1o_1} = [M_{e_1o_1x} \ M_{e_1o_1y} \ M_{e_1o_1z}]^T$  – результирующий момент, создаваемый элероном, хвостовым оперением и составляющие его проекции.

Принимая во внимание (1) – (3), уравнение вращательного движения МЛА относительно оси Oz связанной системы координат представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} I_z \dot{\omega}_z = & k_1 (-1)^{k_1} l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} + k_2 (-1)^{k_2} l F_{e_2} \sin \theta_{e_2} + \\ & + k_3 (-1)^{k_3} \left( b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \cos \theta_o \right) + \\ & + k_4 (-1)^{k_4} \left( b F_{o_2} \sin \theta_{o_2} \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_2} \cos \theta_{o_2} \cos \theta_o \right) + \\ & + M_{B_x}, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $I_z$  – момент инерции МЛА относительно соответствующей оси связанной системы координат;

$\omega_z$  – составляющая вектора угловой скорости

вращения в проекции на соответствующую ось связанной с МЛА системой координат;

$$k_i = S_i \begin{cases} 0, \text{ норма;} \\ 1, \text{ аномалия,} \end{cases} \quad - \text{показатели, определяющие}$$

участие той или иной аэродинамической поверхности в формировании соответствующей составляющей управляющего момента,  $i=1, 4$ ;

$\theta_{e_1}, \theta_{e_2}, \theta_{o_1}, \theta_{o_2}$  – углы отклонения правого и левого элеронов и хвостового оперения, соответственно;

$\theta_o$  – угол при вершине обратного V-образного оперения;

$M_{B_x}$  – проекция действующего возмущающего воздействия на соответствующую ось связанной системы координат.

Такая форма представления, в отличие от общепринятой, отражает степень участия каждой аэродинамической поверхности в формировании результирующего управления, а также способность их участия в парировании нештатных ситуаций, связанных с аномальной работой аэродинамических управляющих поверхностей. Покажем это на примере.

Пусть возникла нештатная ситуация, связанная с рассогласованием отклонений левого и правого элемента хвостового оперения, либо заклинивание одного из них. Необходимо синтезировать управление работоспособными поверхностями, обеспечивающее парирование возникшей нештатной ситуации, а также дальнейшее выполнение целевой задачи МЛА. Иными словами, возникла ситуация, когда  $\theta_{o_1} \neq \theta_{o_2}$  при формировании управления на стабилизацию требуемого параметра движения (угла тангажа).

Доказано выше, что аэродинамика МЛА и компоновка его аэродинамических поверхностей позволяет компенсировать вредное влияние одних поверхностей путем использования других. Так недостающее управление одного хвостового органа необходимо компенсировать путем отклонения правого элерона. Следовательно, необходимо определить аналитическую зависимость отклонения  $\theta_{e_1}$ .

На основании (4) с учетом выбранного, получено:

$$l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} = b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \cos \theta_o. \quad (5)$$

Из тождества (5) выражаем  $\sin \theta_{e_1}$ :

$$\sin \theta_{e_1} = \frac{b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_o - \frac{L}{2} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \cos \theta_o}{l F_{e_1}}. \quad (6)$$

Полученная аналитическая зависимость (6) позволяет синтезировать дополнительное управление, парирующее возникшую нештатную ситуацию, и обеспечить выполнение целевой задачи – стабили-

зацию углового положения МЛА относительно рассматриваемой оси связанной системы координат.

Экспериментальные данные подтвердили работоспособность предложенного подхода и допустимость применения разработанных моделей. Следует подчеркнуть, что полученная модель компенсации (6) представляет собой один из возможных вариантов. Количество моделей определяется способностью располагаемых органов управления влиять на стабилизируемый параметр. Вопрос обоснованности выбора того или иного варианта компенсации диагностируемой нештатной ситуации на системном уровне остается открытым и подлежит дальнейшей проработке, как и формирования соответствующих компенсационных воздействий относительно других каналов стабилизации.

### Заклучение

В результате проведенного исследования получен один из возможных вариантов решения научно-прикладной задачи обеспечения функциональной устойчивости одного канала системы стабилизации МЛА. Предложен метод определения дополнительного управления при возникновении нештатных ситуаций, связанных с аномальной работой рулевых поверхностей в канале тангажа, применение которого дало возможность формировать аналитические зависимости определения дополнительного отклонения соответствующих поверхностей.

Следует указать, что по результатам исследования разработан аппаратно-программный комплекс, позволяющий проводить полунатурное моделирование работы систем МЛА, при этом имеется возможность корректировки некоторых параметров, а также быстрого изменения алгоритмов и программ управления и стабилизации при проведении испытаний. Этот комплекс дает возможность отражать реальные процессы, протекающие в контурах управления изделия, визуально и программно контролировать состояние систем, случайным образом вводить нештатные ситуации и отслеживать их парирование.

### Литература

1. Соколов, В. Б. Беспилотные летательные аппараты, некоторые вопросы развития и применения [Текст] / В. Б. Соколов, Е. Д. Гаряев // *Мехатроника, автоматизация, управления*. – 2008. – № 2. – С. 12-23.
2. Barsk, K. J. *Model Predictive Control of a Tricopter* [Text] / K. J. Barsk – Linköping, 2012. – 102 p.
3. Панчук, Д. В. Сравнительный анализ комплекса ДПЛА «ГранТ» с зарубежными аналогами [Текст] / Д. В. Панчук. – М.: Новик-XXI, 2007. – 26 с.
4. Aleksandrov, D. *Energy Consumption of Mini UAV Helicopters with Different Number of Rotors* / [Text] / D. Aleksandrov, I. Penk. – Doctoral School of Energy and Geotechnology, 2012. – 152 p.
5. Firsov, S. N. *Formation of Fault-Tolerant Flywheel*

*Engine Units in Satellite Stabilization and Attitude Control Systems* [Text] / S. N. Firsov // *Journal of Computer and Systems Sciences International*. – 2014. – Vol. 53, № 4. – P. 601 – 609.

6. Распопов, В. Я. Концепция построения и проектирования авионики малоразмерных беспилотных летательных аппаратов [Текст] / В. Я. Распопов // *Мехатроника, автоматизация, управления*. – 2008. – № 10. – С. 2 – 6.

7. Фирсов, С. Н. *Методология обеспечения функциональной устойчивости спутниковых систем* [Текст] / С. Н. Фирсов. – LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014. – 208 с.

8. Фирсов, С. Н. *Обеспечение функциональной устойчивости системы стабилизации и ориентации малогабаритного автономного летающего изделия* [Текст] / С. Н. Фирсов // *Мехатроника, Автоматизация, Управление*. – 2014. – № 5. – С. 54 – 60.

9. Firsov, Sergii. *Hardware and Software Package for Search, Detection and First Aid Means Delivery in Rough Terrain on Basis of a Three Rotor Unmanned Aerial Vehicle* [Text] / Sergii Firsov, Nataliia Plavynska, Kyrylo Rudenko // *Transport Problems*. – 2014. – Vol. 9, Issue 2. – P. 69 – 75.

10. Системи управління літальним апаратом нетрадиційної аеродинамічної схеми для задач точного землеробства [Текст] / С. М. Фірсов, До Куок Туан, О. В. Данченко, Р. М. Гули // *Розвиток наукових досліджень: матеріали четвертої міжнар. наук.-прак. конф., 24-26 листопада 2008 р.* – П., 2008. – С. 80 – 82.

11. Firsov, Sergii. *Compact vertical take-off and landing aerial vehicle for monitoring tasks in dense urban areas* [Text] / Sergii Firsov, Igor Kulik // *Transport Problems*. – 2015. – Vol. 10, Issue 3. – P. 29 – 34.

12. Firsov, Sergii. *Compact vertical take-off and landing aerial vehicle for monitoring tasks in dense urban areas* [Text] / Sergii Firsov, Igor Kulik // *III International Symposium of Young Researchers «Transport Problems – 2014», 23th June 2014. – Katowice, 2014. – P. 794 – 799.*

13. Reznikova, Olga. *Fuzzy Resource Selection for the Functional State Re-recovery of the Fault System* [Text] / Olga Reznikova, Sergey Firsov // *East West Fuzzy Colloquium 2013 20th Zittau Fuzzy Colloquium, September 25-27. – IP: PAM, 2013. – P. 183 – 189.*

### References

1. Sokolov, V. B., Garyaev, E. D. *Bespilotnye letatel'nye apparaty, nekotorye voprosy razvitiya i primeneniya* [Unmanned aerial vehicles, some of the issues of development and use of]. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniya – Mechatronics, Automation, Control*, 2008, no. 2, pp. 12-23.
2. Barsk, K. J. *Model Predictive Control of a Tricopter*. Linköping, 2012. 102 p.
3. Panchuk, D. V. *Sravnitel'nyi analiz kompleksa DPLA «GrANT» s zarubezhnymi analogami* [Comparative analysis of the UAV "Grant" complex with foreign analogues]. Moscow, Novik- XXI Publ., 2007. 26 p.
4. Aleksandrov, D., Penk, I. *Energy Consumption of Mini UAV Helicopters with Different Number of Rotors*. Doctoral School of Energy and Geotechnology, 2012, 152 p.
5. Firsov, S. N. *Formation of Fault-Tolerant Flywheel Engine Units in Satellite Stabilization and Attitude Control Systems*. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2014, vol. 53, no. 4, pp. 601 – 609.
6. Raspopov, V. Ya. *Kontseptsiya postroeniya i proektirovaniya avioniki malorazmernykh bespilotnykh letatel'nykh apparatov* [The concept of construction and design of the avionics of small unmanned aerial vehicles]. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniya*

*tizatsiya, upravleniya – Mechatronics, Automation, Control*, 2008, vol. 10, pp. 2–6.

7. Firsov, S. N. *Metodologiya obespecheniya funktsional'noi ustoichivosti sputnikovyykh sistem* [Methodology to ensure the functional stability of the satellite systems]. LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014. 208 p.

8. Firsov, S. N. *Obespechenie funktsional'noi ustoichivosti sistemy stabilizatsii i orientatsii malogabaritnogo avtonomnogo letayushchego izdeliya* [ensuring the functional stability of the stabilization and orientation system for small-sized autonomous flying object]. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniya – Mechatronics, Automation, Control*, 2014, vol. 5, pp. 54–60.

9. Firsov, Sergii. Plavynska Nataliia, Rudenko Kyrylo. Hardware and Software Package for Search, Detection and First Aid Means Delivery in Rough Terrain on Basis of a Three Rotor Unmanned Aerial Vehicle. *Transport Problems*, 2014, vol. 9, Issue 2, pp. 69–75.

10. Firsov, S. M., Do Kuok Tuan, Danchenko, O. V., Hush, R. M. *Sistemy upravlinnya lital'nym aparatom netradyt-*

*siynoyi aerodynamichnoyi skhemy dlya zadach tochnoho zemlerobstva* [Control Systems of aircraft with unconventional aerodynamic scheme for the problems of precision farming]. *Rozvytok naukovykh doslidzhen', materialy chetvertoyi mizhnar. nauk-prak. konf., 24-26 lystopada 2008 r.* [Development of research materials Fourth Intern. nauk. and practical. Conf., 24-26 November 2008], 2008, pp. 80–82. (In Russian).

11. Firsov, Sergii, Kulik, Igor. Compact vertical take-off and landing aerial vehicle for monitoring tasks in dense urban areas. *Transport Problems*, 2015, vol. 10, iss. 3, pp. 29–34.

12. Firsov, Sergii, Kulik, Igor. Compact vertical take-off and landing aerial vehicle for monitoring tasks in dense urban areas. *III International Symposium of Young Researchers «Transport Problems – 2014»*, 23th June 2014, Katowice, 2014, pp. 794–799.

13. Reznikova, Olga, Firsov, Sergey. Fuzzy Resource Selection for the Functional State Re-covory of the Fault System. *East West Fuzzy Colloquium 2013 20th Zittau Fuzzy Colloquium*, IP: PAM, 2013, pp. 183–189.

*Поступила в редакцію 02.02.2016, рассмотрена на редколлегии 18.02.2016*

## ФУНКЦІОНАЛЬНО СТІЙКА СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ ПАРАМЕТРА ПОВЗДОВЖНЬОГО РУХУ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

*С. М. Фірсов, А. О. Бояркін, Уіссам Будіба, І. В. Жежера*

У статті представлено результати розробки методологічного, математичного та алгоритмічного забезпечення парирования нештатних ситуацій в поздовжньому каналі руху малогабаритного літального апарату на системному рівні. В рамках підходу етапи розробки розглянуто як самостійні задачі, при вирішенні яких використано запропоновані моделі. У запропонованій структурі управління систематизовано знання, інструментальні засоби, а також досвід з розробки алгоритмів, отриманий в результаті проведених досліджень. Використання сформованої схеми в реальних проектах дозволить підвищити якість функціонування модулів відновлення, а також скоротити терміни і витрати на їх розробку.

**Ключові слова:** малогабаритний літальний апарат, нештатна ситуація, функціональна стійкість, парирования нештатної ситуації, динаміка польоту.

## FUNCTIONALLY STABLE SYSTEM FOR STABILIZATION OF THE LONGITUDINAL MOVEMENT PARAMETER OF SMALL-SIZED AIRCRAFT

*S. N. Firsov, A. A. Boyarkin, U. Boudiba, I. V. Zhezhera*

The outcomes of development of methodological, mathematical and algorithmic maintenance of countering abnormal situations in small-sized aircraft longitudinal channel on its system-level are presented in the paper. Within the approach the stages of developing are represented as independent problems, for solving of which the offered models have been used. In the offered control structure knowledge, instrumental tools and specific experience of the development of algorithms, obtained as a result of research, were systematized. Implementation of the formed scheme in the real projects will lead to increasing of quality of the restoration modules functioning and reduce the time and costs for its development.

**Key words:** smal-sized aircraft, contingency situation, functional stability, countering of contingency situation, flight dynamics.

**Фірсов Сергей Николаевич** – д-р техн. наук, доц., зав. кафедри електротехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sn.firsov@gmail.com.

**Бояркін Андрей Александрович** – старший преподаватель кафедры електротехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Будіба Уіссам** – аспирант кафедри електротехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Жежера Иван Владимирович** – аспирант кафедри електротехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Firsov Sergey** – Doctor of Technical Science, Head of Department of Electrical Engineering, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky "KhAI", Kharkiv, Ukraine, email: sn.firsov@gmail.com.

**Boyarkin Andrey** – Senior Lecturer, Department of Electrical Engineering, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky "KhAI", Kharkiv, Ukraine.

**Boudiba Uissam** – PhD student, Department of Electrical Engineering, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky "KhAI", Kharkiv, Ukraine.

**Zhezhera Ivan** – PhD student, Department of Electrical Engineering, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky "KhAI", Kharkiv, Ukraine.