

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 БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*В статье представлена разработка алгоритмического обеспечения для системного уровня парирования нештатных ситуаций в боковом канале движения малогабаритного летательного аппарата по углу крена. В рамках используемого подхода все этапы представимы как самостоятельные задачи, при решении которых используются соответствующие модели и методы. В предложенной структуре управления систематизированы полученные в результате проведенных исследований знания, инструментальные средства и конкретный опыт по разработке алгоритмов. Использование такой схемы в реальных проектах позволит повысить качество функционирования модулей восстановления и сокращение сроков и средств их разработки.*

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

**Введение**

Современные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) претерпели значительную эволюцию и в настоящее время широко применяются при решении широкого круга задач [1 – 2]. Каждое направление применения БПЛА определяет специфику выполняемых им целевых задач и формирует требования для разработчиков по созданию конкурентоспособных БПЛА [3 – 4].

При проектировании, производстве и эксплуатации такого класса аппаратов одним из важнейших показателей, определяющих безопасность и эффективность его применения, а также повышающих вероятность выполнения полетной задачи, является *функциональная устойчивость* – способность 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 беспилотного летательного аппарата прекращается по требованиям безопасности или эффективности эксплуатации [5].

Анализ практических и теоретических исследований в области создания подобных комплексов, а также систем иерархических структур управления полетом показал, что существующие подходы к повышению уровня функциональной устойчивости, основанные, как на совершенствовании элементной базы и резервировании аппаратуры, так и применении различных подходов к интеллектуализации бортовых систем управления БПЛА, не обеспечивают ожидаемого ре-

зультата для современных систем управления БПЛА [6 – 7]. Необходимо создание функционально устойчивой системы стабилизации параметров бокового движения малогабаритного летательного аппарата – угла крена.

**Постановка задачи**

Представленное определение функциональной устойчивости отражает тесную связь свойства «функциональная устойчивость» с такими понятиями, как «надежность», «живучесть» и «отказоустойчивость». Однако принципиальным отличием между ними является то, что методы обеспечения функциональной устойчивости должны быть направлены не на уменьшение количества нештатных ситуаций, как традиционные методы повышения надежности, живучести и отказоустойчивости технических систем, а на обеспечение выполнения требуемых функций, когда нештатные ситуации произошли.

Следовательно, обеспечение функциональной устойчивости систем выходит за рамки традиционной и классической теории автоматического управления, так как предполагает наличие неполной априорной информации об объекте управления и условиях его работы, оперативное формирование управления параметрами движения для текущего технического состояния системы и оптимальное использование всех располагаемых ресурсов.

Исходя из сформированных свойств, которыми должна обладать функционально устойчивая система ориентации и стабилизации БПЛА, а также применяемой концепции обеспечения функционально

устойчивого управления движением динамических объектов [8 – 9], которая соответствует трехуровневому управлению полетами летательных аппаратов, определено актуальное направление исследования, связанное с разработкой моделей и методов функционально устойчивого управления малогабаритным беспилотным летательным аппаратом (рис. 1) для системного уровня.

### Аэродинамическая компоновка БПЛА

В настоящее время традиционная компоновка «летающее крыло» является наиболее используемой при конструировании малогабаритных БПЛА [10 – 11], что связано с обеспечением высоких показателей функционирования. Вместе с тем в рамках предлагаемой концепции многоуровневого обеспечения функциональной устойчивости приемлемой мотопланерной конструкция БПЛА, представленная на рис. 1. Покажем возможность такой компоновки для малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МЛА) в задачах расширения их функциональных характеристик, путем обеспечения системы стабилизации и ориентации (ССО) принципиально новым качеством – 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.



Рис. 1. Исследуемый малогабаритный беспилотный летательный аппарат

МЛА, представленный на рис. 1, выполнен по нормальной аэродинамической схеме с двухбалочным фюзеляжем, толкающим воздушным винтом, перевернутым V-образным хвостовым оперением и секционными элеронами. Такая компоновка аэродинамических поверхностей должна позволить на системном уровне применяемой концепции обеспечить перераспределение управляющих сил и моментов при возникновении аварийных ситуаций путем использования заложенных перекрестных связей.

### Структура функционально устойчивой ССО МЛА

Применяемая концепция предполагает создание многоуровневого обеспечения функционально устойчивого управления МЛА. При этом, для обеспечения первого (подсистемного) уровня структура системы предполагает следующую компоновку (рис. 2): объект управления (МЛА), функционально устойчивая подсистема измерений (ФУПИ), функционально устойчивая исполнительная подсистема (ФУИП), включающая в себя средства диагностирования (СД) и средства восстановления (СВ) функциональных свойств в нештатных ситуациях, а также вычислительную подсистему (ВП).

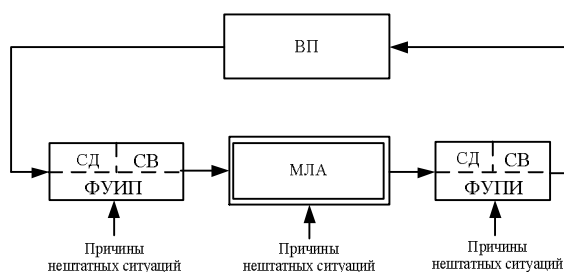


Рис. 2. Блок-схема системы с функционально устойчивым управлением на подсистемном уровне

Анализ применения функционально устойчивого управления [4], навигации [9] и ориентации различными динамическими объектами [8] на подсистемном уровне показал, что подсистемный уровень не в полной мере обеспечивает подавление влияния нештатных ситуаций внешней среды, МЛА и подсистемных связей. Кроме того, требуемая подсистемная автономность в решении задач диагностирования и восстановления предполагает наличие аргументированного избыточного количества составных элементов и вычислительных подсистем для реализации соответствующего обеспечения, которое влечет за собой умеренное ухудшение массогабаритных, энергетических и вычислительных характеристик. Для решения этих противоречивых задач в рамках применяемой концепции [7] формируется второй уровень иерархии самоорганизации – системный (рис. 3).

На этом уровне производится диагностирование функционального состояния всей ССО МЛА, в результате чего, при появлении нештатной ситуации, находится место её возникновения, устанавливается класс и определяется ее конкретный вид, т.е. получается полный диагноз нештатной ситуации, вызвавшей ухудшение качества функционирования ССО, другими словами определяется причина невы-

полнения возложенных на МЛА задач. После получения диагноза включается процедура парирования нештатной ситуации посредством имеющихся на борту избыточных ресурсов с целью восстановления работоспособности ССО, переводя ее в разряд функционально устойчивых ССО. При этом на подсистемном уровне возможны два варианта составных элементов – вариант, представленный на рис. 2 со своими достоинствами и недостатками, а также вариант компоновки ССО, отвечающей критериям обеспечения функциональной устойчивости на системном уровне [5]. Усовершенствованный малогабаритный летательный аппарат, являющийся неотъемлемой частью функционально устойчивой ССО, необходимо скомпоновать таким образом, чтобы выполнялись необходимые и достаточные условия обеспечения функциональной устойчивости ССО на системном уровне, что достижимо определенным расположением избыточного количества органов управления на МЛА.

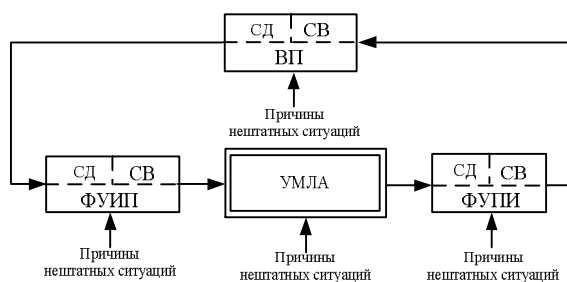


Рис. 3. Функционально устойчивая ССО МЛА на системном уровне

Совокупность аэродинамических поверхностей МЛА должна позволять формировать вектор управляющего момента, проецируемый на все оси связанной системы координат. Обозначим через  $\bar{m}_i$  ( $i=1, 2, \dots, n$ ) – единичный вектор, параллельный вектору управления  $i$ -й компоновки. Совокупность векторов  $\bar{m}_i$  определяет компоновку управляющих аэродинамических поверхностей. Изменением значений управляющих моментов  $-M^* \leq M_i \leq M^*$  формируется замкнутая область результирующего вектора управляющего момента, под которой понимается геометрическое место возможных положений результирующего вектора

$$\bar{M}_y = \sum_{i=1}^n \bar{M}_i = \sum_{i=1}^n M_i \bar{m}_i .$$

Форма области  $M_y$  зависит от компоновки аэродинамических поверхностей, а ее размеры – от значения  $M^*$ . Размеры и форма  $M_{yT}$  определяются тактико-

техническими требованиями к динамике МЛА. Следовательно, избыточная система компоновки различных органов управления обеспечивает управляемость объектом при возникновении в ней нештатных ситуаций, если компоновка формирует управление, удовлетворяющее условию  $M_y \subset M_{yT}$  и векторному неравенству  $(\bar{m}_i \times \bar{m}_j) \bar{m}_k \neq 0$ . Сформированные требования позволяют оценить способность органов управления обеспечить пространственное изменение управляющего момента, как в номинальном режиме, так и при возникновении нештатных ситуаций.

В соответствии с требованиями к расположению аэродинамических органов управления МЛА, была выбрана их компоновка, представленная на рис. 1. При этом рассматривались односекционные рули управления, что не влияет на результат исследования. Покажем, каким образом реализуется обеспечение функционально устойчивой стабилизации и ориентации на примере управления углом крена.

В номинальном режиме управление углом крена МЛА (см. рис. 1) осуществляется отклонением элеронов, а при возникновении нештатных ситуаций – отклонением элементов хвостового оперения.

Получим зависимости для формируемого управления в канале крена, каждым органом управления, который влияет на изменение этого параметра. Так, аналитическая зависимость для момента, который формируется одним элероном (предполагаем, что он односекционный, что не изменит основные выкладки, а его расположение влияет только на знаки составных проекций момента) имеет вид:

$$\bar{M}_{e_1} = \begin{bmatrix} M_{e_1x} \\ M_{e_1y} \\ M_{e_1z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_{e_1} L_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ F_{e_1} L_{e_1} \cos \theta_{e_1} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

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

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

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

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

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

$$\bar{M}_{o_1} = \begin{bmatrix} M_{o_1x} \\ M_{o_1y} \\ M_{o_1z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_{o_1} L_{o_1} \sin \theta_0 \sin \theta_{o_1} \\ F_{o_1} L_{o_1} \cos \theta_0 \cos \theta_{o_1} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

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

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

$\theta_{o_1}$  – угол отклонения поверхности 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) несложно представить первое уравнение системы уравнений вращательного движения МЛА [11] следующим образом:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y = & k_1 (-1)^{k_1} F_{e_1} L_{e_1} \sin \theta_{e_1} + \\ & + k_2 (-1)^{k_2} F_{e_2} L_{e_2} \sin \theta_{e_2} + \\ & + k_3 (-1)^{k_3} F_{o_1} L_{o_1} \sin \theta_0 \sin \theta_{o_1} + \\ & + k_4 (-1)^{k_4} F_{o_2} L_{o_2} \sin \theta_0 \sin \theta_{o_2} + M_{B_x}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $I_x, I_y, I_z$  – моменты инерции МЛА относительно соответствующих осей связанной системы координат, причем  $I_y \approx I_z$ ;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – составляющие вектора угловой скорости вращения в проекциях на соответствующие оси 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;

$\theta_0$  – угол при вершине обратного V-образного оперения;

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

Покажем на примере удобство представления углового движения МЛА относительно оси  $Ox$  связанной системы координат в форме (3), для решения задачи стабилизации требуемого углового положения МЛА. Для номинального режима работы при отсутствии нештатных ситуаций справедливы следующие тождественные равенства:  $k_1=k_2=1$ ,  $k_3=k_4=0$ . Тогда (3) примет стандартный для написания подобных уравнений вид:

$$I_z \dot{\omega}_x = M_{B_x} - M_{y_x}, \quad (4)$$

где  $M_{y_x}$  – управляющий момент, формируемый парой элеронов.

Пусть возникла нештатная ситуация, связанная с рассогласованием отклонений левого и правого элеронов, либо заклинивание одного из элеронов. Необходимо синтезировать управление работоспособными поверхностями, обеспечивающее парирование возникшей нештатной ситуации, а также дальнейшее выполнение целевой задачи МЛА. Иными словами, возникла ситуация, когда  $\theta_{e_1} = -\theta_{e_2}$  при формировании управления на стабилизацию требуемого параметра движения (угла крена). Сам процесс определения такой нештатной ситуации достаточно полно представлен в публикациях [7], поэтому опустим процесс диагностирования и перейдем к синтезу управлений парирования возникшей нештатной ситуации.

Несложно показать, что аэродинамика МЛА и компоновка его аэродинамических поверхностей позволяет компенсировать вредное влияние одних поверхностей путем использования других поверхностей. Так, недостаток отклонения правого элерона легко компенсируется дополнительным отклонением правого хвостового оперения. Например, при отклонении левого элерона на  $30^\circ$  ( $\theta_{e_1} = 30^\circ$ ) правый отклонился на  $-10^\circ$ , вместо  $-30^\circ$  ( $\theta_{e_1} = -10^\circ$ ), а недостающее управление легко компенсируется отклонением правого хвостового оперения на  $+10^\circ$  ( $\theta_{o_2} = +10^\circ$ ). С целью компенсации возникшей боковой составляющей в результате такого управления необходимо определить аналитическую зависимость отклонения левой поверхности хвостового оперения ( $\theta_{o_1} = ?$ ).

На основании (3) с учетом выбранного режима и того, что  $k_3=k_4 \neq 1$ , получено

$$\begin{aligned} F_{e_1} L_{e_1} \sin \theta_{e_1} + F_{e_2} L_{e_2} \sin \theta_{e_2} - F_{o_1} L_{o_1} \sin \theta_0 \sin \theta_{o_1} - \\ - F_{o_2} L_{o_2} \sin \theta_0 \sin \theta_{o_2} = 0. \end{aligned} \quad (5)$$

Из тождества (5) выражаем  $\sin \theta_{o1}$ :

$$\sin \theta_{o1} = \frac{F_{e1} L_{e1} \sin \theta_{e1} + F_{e2} L_{e2} \sin \theta_{e2}}{F_{o1} L_{o1} \sin \theta_o} - \frac{F_{o2} L_{o2} \sin \theta_{o2}}{F_{o1} L_{o1} \sin \theta_o}. \quad (6)$$

Выполнив ряд преобразований с (6), получим

$$\sin \theta_{o1} = \frac{E_1 \sin \theta_{e1} + E_2 \sin \theta_{e2} - \sin \theta_{o2}}{\sin \theta_o}, \quad (7)$$

где  $E_1 = \frac{s_{e1} L_{e1}}{L_{o1} s_{o1}}$ ;  $E_2 = \frac{s_{e2} L_{e2}}{L_{o1} s_{o1}}$ ;  $s_{e1}$ ,  $s_{e2}$ ,  $s_{o1}$  – площади аэродинамических поверхностей левого, правого элеронов и хвостового оперения соответственно.

Полученные аналитические зависимости (6), (7) позволяют синтезировать дополнительное управление, парирующее возникшую нештатную ситуацию, и обеспечить выполнение целевой задачи – стабилизации 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.

## Заключение

В результате проведенного исследования получен один из возможных вариантов решения научно-прикладной задачи обеспечения функциональной устойчивости одного канала системы стабилизации и ориентации МЛА. Предложен метод определения дополнительного управления при возникновении нештатных ситуаций, связанных с аномальной работой рулевых поверхностей в канале крена, 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, управление*. – 2008. – № 2. – С. 12-23.
2. Кулик, А. С. Состояние и перспективы развития малогабаритных БЛА [Текст] / А. С. Кулик, В. В. Нарожный, А. В. Комков // *Сб. тр. X Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов*. – Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2002. – С. 223-228.
3. Панчук, Д. В. Сравнительный анализ комплекса ДПЛА «ГрАНТ» с зарубежными аналогами [Текст] / Д. В. Панчук. – М. : Новик-XXI, 2007. – 26 с.
4. Фирсов, С. М. Безпілотний літальний апарат вертикального зльоту та посадки для завдань АПК [Текст] / С. М. Фирсов, І. В. Бичкова, До Куок Туан // *Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства ім. Петра Василенка «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК»*. – Вип. 73. – X, 2008. – С. 89 – 90.
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, управление*. – 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 летящего 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 Plavyn-

ska, 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. Гуш // *Розвиток наукових досліджень : матеріали четвертої міжнар. на-*

*ук.-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.

Поступила в редакцію 08.02.2016, рассмотрена на редколлегии 15.02.2016

## ФУНКЦИОНАЛЬНО СТИЙКА СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ ПАРАМЕТРА БОКОВОГО РУХУ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

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

У статті наведено розробку алгоритмічного забезпечення для системного рівня парирування нештатних ситуацій в бічному каналі руху малогабаритного літального апарату по куту нахилу. Причому, в рамках використовуваного підходу, всі рівні представимо як самостійні завдання, при вирішенні яких використовуються відповідні моделі і методи. У запропонованій структурі управління систематизовано отримані в результаті проведених досліджень знання, інструментальні засоби та конкретний досвід по розробці алгоритмів. Використання такої схеми в реальних проектах дозволить підвищити якість функціонування модулів відновлення і скорочення термінів і засобів їх розробки.

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

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

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

The article presents the development of algorithmic support for system-level contingencies countering in the lateral movement channel of the small-sized aircraft on the angle of roll. As a part of the approach all the steps represented as independent problems, for solving of which the relevant models and methods were used. As a result of research in the proposed control structure obtained knowledge, tools and specific experience in the development of algorithms were systematized. The use of such a scheme in real projects will improve the quality of the recovery modules functioning and reduce the time and the means of modules' development.

**Key words:** Small-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** – аспірант кафедри електротехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

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