

УДК 681.5.015:629.7.05

С.Н. Фирсов, К.Ф. Фомичев, Уиссам Будиба, И.В. Жежера

Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

ФУНКЦИОНАЛЬНО УСТОЙЧИВОЕ УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В статье представлены результаты разработки методологического, математического и алгоритмического обеспечения функционально устойчивого управления угловым движением малогабаритного летательного аппарата на системном уровне. В рамках подхода этапы разработки рассматриваются как самостоятельные задачи, для решения которых используются разработанные модели. В предложенной структуре управления систематизированы знания, инструментальные средства, а так же 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

Разработка и использование малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МЛА) в гражданской и военной авиации с целью уменьшения затрат на реализацию полетных миссий и повышения их эффективности, представляет собой одно из перспективных научно-технических направлений, реализуемых и финансируемых в рамках международных исследовательских программ (Clean Sky, HORIZON 202, RISE и др.) [1 – 3].

В настоящее время проектирование и серийный выпуск МЛА, является приоритетной задачей развития беспилотной авиации во многих зарубежных странах. Наибольших успехов в этой области достигли США, Израиль, Франция, Германия и Канада.

Созданием своих комплексов МЛА активно занимаются Швеция, Япония, КНР, Индия, Иран, Украина и другие государства.

Анализ существующих комплексов МЛА позволяет кристаллизовать тенденцию, направленную на уменьшение массогабаритных характеристик, интеллектуализацию бортового оборудования и совершенствование известных аэродинамических компоновок носителя с целью обеспечения свойствами функциональной устойчивости [5, 6].

Функциональное устойчивое управление – это совокупность методов и средств, обеспечивающих на протяжении требуемого времени выполнение своих основных функций комплексом МЛА 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 комплекса. Сис-

темы, обладающие такими свойствами, называют функционально устойчивыми [7 – 9].

Первоначальные подходы к обеспечению функциональной устойчивости, направленные на совершенствование элементной базы и резервирование аппаратуры, не обеспечили ожидаемого результата. Недостаточная эффективность предлагаемых подходов определила необходимость разработки новой концепции, основанной на многоуровневом обеспечении функциональной устойчивости [10, 11], и ее реализации путем разработки соответствующих инструментальных средств для различных уровней системы.

Постановка задачи

Неотъемлемым качеством современных МЛА, является их функциональная устойчивость, достигаемая обеспечением этим свойством его подсистем. Отсутствие учета перекрестных аэродинамических возможностей компоновки аппарата при синтезе управления, может привести к аварийным последствиям и нивелированию всех усилий, направленных на обеспечение функционально устойчивого управления МЛА [12, 13]. Следовательно, приоритетным является не только направление, связанное с разработкой средств функционально устойчивого управления МЛА на подсистемном уровне, а и всестороннее использование и усовершенствование схемы, структуры и конструкции аппарата и составляющих его элементов. Это позволит при определенных ограничениях и возможностях более эффективное выполнение поставленных целевых задач МЛА и обеспечение его свойством функционально устойчивого управления на всех иерархических уровнях.

Доказано [14 – 15], что в рамках решения задачи создания или усовершенствования конструкции МЛА, в контексте решения поставленной зада-

чи, необходимо выбирать МЛА, сконструированный по нормальной аэродинамической схеме с двухбалочным фюзеляжем, толкающим воздушным винтом, перевернутым V-образным хвостовым оперением.

Открытым остается вопрос достаточности располагаемых аэродинамических поверхностей и необходимости их увеличения (осуществлять секционирование или вводить дополнительные аэродинамические поверхности), а также характеристик геометрии хвостового оперения.

Кроме того, для усовершенствованной компоновки необходимо синтезировать законы управления соответствующими аэродинамическими поверхностями в номинальном и аварийном режимах работы.

Анализ влияния аэродинамических поверхностей на парирование нештатных ситуаций на системном уровне

Формируемое управление аэродинамическими поверхностями МЛА (рис.1) должно обеспечивать изменение пространственного углового положения МЛА с требуемыми показателями качества как в номинальном режиме, так и при появлении разнообразных нештатных ситуаций. При этом, для функционально устойчивого управления на системном уровне необходимо, чтобы располагаемая компоновка аэродинамических органов управления удовлетворяла необходимому и достаточному условию обеспечения функциональной устойчивости исполнительных подсистем [14, 15].

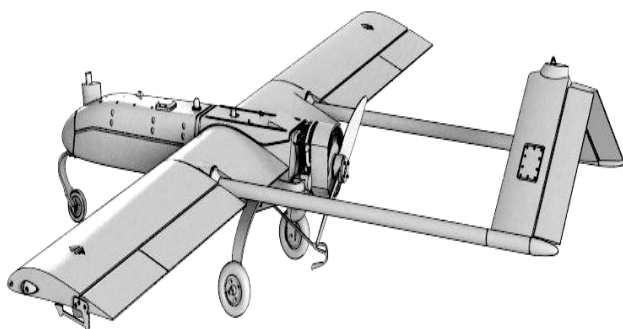


Рис. 1. Перспективна компоновка функционально устойчивого МЛА

Компоновка, представленная на рис. 1. была выбрана на основании выполнения критериев функционально устойчивого управления исполнительными подсистемами [14, 15].

В публикациях [14, 15], рассматривались односекционные рули управления и были получены зависимости для формирования управления в каналах крена и тангажа в номинальных и аварийных режимах полета:

$$\sin \theta_{o_1} = \frac{E_1 \sin \theta_{e_1} + E_2 \sin \theta_{e_2} - \sin \theta_{o_2}}{\sin \theta_o}; \quad (1)$$

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

где $E_1 = \frac{s_{e_1} L_{e_1}}{L_{o_1} s_{o_1}};$

$$E_2 = \frac{s_{e_2} L_{e_2}}{L_{o_1} s_{o_1}};$$

$s_{e_1}, s_{e_2}, s_{o_1}$ – площади аэродинамических поверхностей левого, правого элеронов и хвостового оперения соответственно;

F_{e_i} – управляющее усилие, создаваемое i -м элероном в набегающем потоке;

F_{o_i} – управляющее усилие, создаваемое i -м оперением в набегающем потоке;

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

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

$\theta_{e_1}, \theta_{o_1}$ – углы отклонения i -го элерона и хвостового оперения, соответственно;

θ_o – угол при вершине обратного V-образного оперения;

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

ℓ – расстояние фокуса элерона до оси Oz, связанной с МЛА системой координат.

Синтезированные модели определения параметров отклонения соответствующих органов управления (1) – (2) при появлении нештатных ситуаций, позволяют обеспечить функционально устойчивое управление МЛА в малом, так как моменты создаваемые односекционными поверхностями не соизмеримы по перекрестным каналам управления из-за расстояний и площади, соответственно. Для устранения этого недостатка, необходимо в канале управления креном наличие секционных аэродинамических поверхностей. Причем, для упрощения реализации управления необходимо изменять их площадь в зависимости от расстояния до центра масс МЛА. Относительно параметров хвостового оперения, то здесь открытым остается вопрос определения параметров угла установки θ_o , а также соотношение площадей поверхностей элеронов и хвостового оперения с учетом их удаленности от осей вращения.

Определение соотношения углов и площадей аэродинамических поверхностей крыльев и хвостового оперения

Анализ предлагаемой компоновки позволяет сформировать аналитические зависимости управляющих моментов, которые формируют соответствующие секции элеронов и поверхности хвостового оперения:

$$\bar{M}_{e_1} = \begin{bmatrix} M_{e_1x} \\ M_{e_1y} \\ M_{e_1z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_{e_1} L_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ F_{e_1} L_{e_1} \cos \theta_{e_1} + l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ -l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \end{bmatrix}; \quad (3)$$

$$\bar{M}_{e_2} = \begin{bmatrix} M_{e_2x} \\ M_{e_2y} \\ M_{e_2z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_{e_2} L_{e_2} \sin \theta_{e_2} \\ F_{e_2} L_{e_2} \cos \theta_{e_2} + l F_{e_2} \sin \theta_{e_2} \\ -l F_{e_2} \sin \theta_{e_2} \end{bmatrix}; \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \bar{M}_{o_1} &= [M_{o_1x} \quad M_{o_1y} \quad M_{o_1z}]^T = \\ &= \begin{bmatrix} -L_{o_1} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_0 \cos \theta_0 + L_{o_1} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin^2 \theta_0 \\ L_{o_1} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \sin \psi + b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_0 \\ -b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_0 - L_{o_1} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \cos \theta_0 \end{bmatrix}, \quad (5) \end{aligned}$$

где $\bar{M}_{e_i} = [M_{e_ix} \quad M_{e_iy} \quad M_{e_iz}]^T$ – результирующий момент, создаваемый i-м элероном и составляющие его проекции;

$\bar{M}_{o_i} = [M_{o_ix} \quad M_{o_iy} \quad M_{o_iz}]^T$ – результирующий момент, создаваемый i-м оперением и составляющие его проекции.

На основании (3) – (5) соответствующие составляющие управления на оси связанной системы координат равны:

$$\begin{aligned} \bar{M}_y &= \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{ez} \end{bmatrix} = \left\{ \begin{bmatrix} -F_{e_1} L_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ F_{e_1} L_{e_1} \cos \theta_{e_1} + l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \\ -l F_{e_1} \sin \theta_{e_1} \end{bmatrix} \pm \right. \\ &\pm \begin{bmatrix} -F_{e_2} L_{e_2} \sin \theta_{e_2} \\ F_{e_2} L_{e_2} \cos \theta_{e_2} + l F_{e_2} \sin \theta_{e_2} \\ -l F_{e_2} \sin \theta_{e_2} \end{bmatrix} \pm \\ &\pm \begin{bmatrix} -F_{e_3} L_{e_3} \sin \theta_{e_3} \\ F_{e_3} L_{e_3} \cos \theta_{e_3} + l F_{e_3} \sin \theta_{e_3} \\ -l F_{e_3} \sin \theta_{e_3} \end{bmatrix} \pm \\ &\left. \pm \begin{bmatrix} -F_{e_4} L_{e_4} \sin \theta_{e_4} \\ F_{e_4} L_{e_4} \cos \theta_{e_4} + l F_{e_4} \sin \theta_{e_4} \\ -l F_{e_4} \sin \theta_{e_4} \end{bmatrix} \pm \right\} \end{aligned}$$

$$\left\{ \begin{bmatrix} -L_{o_2} F_{o_2} \sin \theta_{o_2} \sin \theta_0 \cos \theta_0 + L_{o_2} F_{o_2} \sin \theta_{o_2} \sin^2 \theta_0 \\ L_{o_2} F_{o_2} \cos \theta_{o_2} \sin \psi + b F_{o_2} \sin \theta_{o_2} \sin \theta_0 \\ -b F_{o_2} \sin \theta_{o_2} \cos \theta_0 - L_{o_2} F_{o_2} \cos \theta_{o_2} \cos \theta_0 \end{bmatrix} \pm \right. \\ \left. \pm \begin{bmatrix} -L_{o_1} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_0 \cos \theta_0 + L_{o_1} F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin^2 \theta_0 \\ L_{o_1} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \sin \psi + b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_0 \\ -b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_0 - L_{o_1} F_{o_1} \cos \theta_{o_1} \cos \theta_0 \end{bmatrix} \right\}. \quad (6)$$

Зависимость (6) отражает влияние всех секций в формировании результирующего управления по соответствующим осям связанной системы координат. Для дальнейшего исследования предполагаем, что левые и правые секции равнозначны и соотношение плеч удовлетворяет требованиям исследуемого МЛА: $L_{o_1} = L_{o_2} = L$; $L_{e_1} = L_{e_3} = 2L$; $L_{e_2} = L_{e_4} = 3L$. С учетом введенных ограничений, составляющие проекций вектора управления (6) на оси, равны:

$$\begin{aligned} \bar{M}_y &= [M_x \quad M_y \quad M_z]^T = \\ &= \left\{ \begin{bmatrix} ((\sin^2 \theta_0 - \cos^2 \theta_0) L F_{o_1} \sin \theta_{o_1} - L \cos^2 \theta_0 F_{o_1} \sin \theta_{o_1}) \\ \pm \{-2L F_{e_1} \sin \theta_{e_1}\} \pm \{-3L F_{e_2} \sin \theta_{e_2}\} \\ \{L F_{o_1} \cos \theta_0 \cos \theta_{o_1} \cos \theta_0 + b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_0\} \pm \\ \pm \{2L F_{e_1} \cos \theta_{e_1} + l F_{e_1} \sin \theta_{e_1}\} \pm \\ \pm \{3L F_{e_2} \cos \theta_{e_2} + l F_{e_2} \sin \theta_{e_2}\} \\ \{-b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_0 - L F_{o_1} \sin \theta_0 \cos \theta_{o_1} \cos \theta_0\} \pm \\ \pm \{-l F_{e_1} \sin \theta_{e_1}\} \pm \{-l F_{e_2} \sin \theta_{e_2}\} \end{bmatrix} \right\}. \quad (7) \end{aligned}$$

Полученные соотношения проекций вектора управления (7) позволяют сформировать ряд тождеств, необходимых как для синтеза функционально устойчивого управления, так и для формирования требований к характеристикам и наличию соответствующих аэродинамических поверхностей. Так, для решения задачи стабилизации МЛА относительно трех осей необходимо, чтобы управление, формируемое соответствующими аэродинамическими поверхностями, обеспечивало выполнение условия их равенства:

$$\begin{aligned} &\left\{ (\sin^2 \theta_0 - \cos^2 \theta_0) L F_{o_1} \sin \theta_{o_1} - L \cos^2 \theta_0 F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \right\} = \\ &\mp \{-2L F_{e_1} \sin \theta_{e_1}\} \mp \{-3L F_{e_2} \sin \theta_{e_2}\}; \\ &\{L F_{o_1} \cos \theta_0 \cos \theta_{o_1} \cos \theta_0 + b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \sin \theta_0\} = \\ &\mp \{2L F_{e_1} \cos \theta_{e_1} + l F_{e_1} \sin \theta_{e_1}\} \mp \\ &\mp \{3L F_{e_2} \cos \theta_{e_2} + l F_{e_2} \sin \theta_{e_2}\}; \\ &\{-b F_{o_1} \sin \theta_{o_1} \cos \theta_0 - L F_{o_1} \sin \theta_0 \cos \theta_{o_1} \cos \theta_0\} = \\ &\mp \{-l F_{e_1} \sin \theta_{e_1}\} \mp \{-l F_{e_2} \sin \theta_{e_2}\}. \quad (8) \end{aligned}$$

Анализ полученных аналитических зависимостей показывает, что для обеспечения функционально устойчивого управления углом при хвостовом оперении должен быть тупым, площади соответствующих поверхностей должны соотноситься таким образом, чтобы выполнялись тождества (8).

Кроме того, полученные тождества (7) – (8) позволяют синтезировать дополнительное управление, парирующее возникшую нештатную ситуацию и обеспечить выполнение целевой задачи – стабилизацию углового положения малогабаритного беспилотного летательного аппарата (рис. 2).

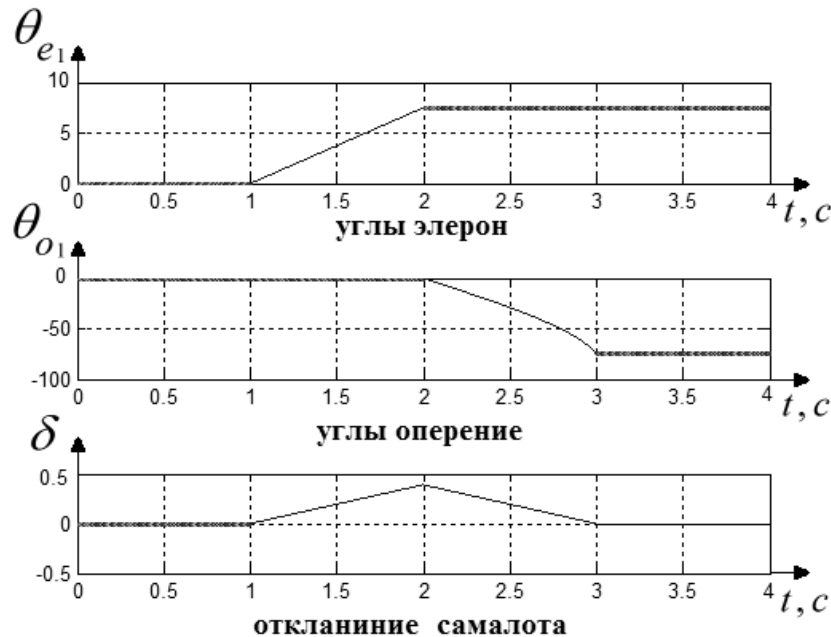


Рис. 2. Парирование нештатной ситуации элерона хвостовым оперением

Заключение

Проведенные исследования позволили сформировать аналитические тождества, которые являются основой для синтеза соответствующего обеспечения функционально устойчивого управления МЛА на системном уровне.

Результат работы одного из вариантов париования нештатной ситуации, представленный на рис. 2, показал работоспособность такого обеспечения и перспективность его расширения как на другие компоновки, так и для решения задач функционально устойчивого управления положением центра масс МЛА.

Кроме того, системы уравнений (7) – (8), позволяют формировать требования к геометрическим характеристикам аэродинамических поверхностей в контексте компенсации нештатных ситуаций: площади, расположению, максимальным углам отклонения. Также они являются развитием предложенного метода определения дополнительного управления при возникновении нештатных ситуаций, связанных с аномальной работой рулевых поверхностей в трех каналах, применение которого дало возможность формировать аналитические зависимости определения дополнительного отклонения соответствующих поверхностей.

Полученные результаты исследования были обработаны на разработанном аппаратно-программном комплексе, который позволяет проводить полуаналитическое моделирование работы систем МЛА, при этом осуществлялась коррекция некоторых параметров, а также быстрое изменение алгоритмов и программ управления (стабилизации) при проведении испытаний.

Этот комплекс позволяет отражать реальные процессы, протекающие в контурах управления и стабилизации МЛА, визуально и программно контролировать состояние систем, случайным образом вводить нештатные ситуации и отслеживать их париование.

Список литературы

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 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 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. Гзун // 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 Recovery of the Fault System [text] / Olga Reznikova, Sergey Firsov // East West Fuzzy Colloquium 2013 20th Zittau Fuzzy Colloquium. – IP: PAM, 2013. – P. 183-189.

14. Фирсов, С.Н. Функционально устойчивая система стабилизации параметра продольного движения малогабаритного летательного аппарата [Текст] / С.Н. Фирсов, А.А. Бояркин, Уиссам Будоба, И.В. Жежеря // Радиоэлектронні і комп'ютерні системи. – 2016. – № 1 (75). – С. 56-60.

15. Фирсов, С.Н. Функционально устойчивая система стабилизации параметра бокового движения малогабаритного летательного аппарата [Текст] / С.Н. Фирсов, А.А. Бояркин, Уиссам Будоба, И.В. Жежеря // Авиационно-космическая техника и технология. – 2016. – № 1 (128). – С. 73-78.

Поступила в редколлегию 16.05.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ФУНКЦІОНАЛЬНО СТІЙКЕ УПРАВЛІННЯ КУТОВИМ РУХОМ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

С.М. Фірсов, К.Ф. Фомичов, Уіссам Будіба, І.В. Жежеря

У статті представлені результати розробки методологічного, математичного та алгоритмічного забезпечення функціонально-стійкого управління кутовим рухом малогабаритного літального апарату на системному рівні. В рамках підходу етапи розробки розглядаються як самостійні завдання, при вирішенні яких використані розроблені моделі. У запропонованій структурі управління систематизовані 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 зменшити терміни і витрати на їх розробку.

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

FUNCTIONAL SUSTAINABLE MANAGEMENT OF ANGULAR MOTION OF THE SMALL-SIZED AIRCRAFT

S.N. Firsov, K.F. Fomichov, U. Boudiba, I.V. Zhezhera

The article presents the results of the development of methodological, mathematical and algorithmic support of functional sustainable management of angular motion of the small-sized aircraft on the system level. Within the approach all the stages of development are treated as separate problems, for the solution of which the developed models has been used. In the proposed management structure obtained knowledge, tools, as well as experience in the development of algorithms, resulting from the research, are systematized. Application of the formed scheme in real projects will improve the quality of the recovery modules functioning, as well as reduce the time and cost of their development.

Keywords: small sized aircraft, contingency situation, functional stability, countering of contingency situation, flight dynamics.