

УДК 681.5.015:629.7.05

А.С. КУЛИК, С.Н. ФИРСОВ, ВАН ТХИНЬ НГУЕН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ**

*В данной работе представлен новый класс малогабаритных летательных аппаратов (МЛА) вертикального взлета и посадки, а также предложены алгоритмы управления, которые обеспечивают заданные показатели качества полета исследуемого аппарата, как в номинальном режиме, так и при возникновении сформированного множества нештатных ситуаций. Представлен ряд моделей, отражающие особенности функционирования малогабаритных летательных аппаратов, как номинальном режиме так и при возникновении нештатных ситуаций связанной с отказами в работе аэродинамических управляющих поверхностей.*

**Ключевые слова:** малогабаритный летательный аппарат, система координат, матрица преобразования, микроконтроллер, акселерометр, датчик угловых скоростей.

**Введение**

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вертикального взлета и посадки обладают неоспоримым преимуществом по сравнению с другими типами летательных аппаратов, требующих наличие взлетно-посадочной полосы. Так же малогабаритные БПЛА позволяют решать широкий круг задач в ограниченном пространстве – закрытых помещениях. Несмотря на то, что беспилотные вертолеты имеют ту же самую эксплуатационную характеристику, что и БПЛА вертикального взлета и посадки, они имеют ряд недостатков: ограничения скорости полета, низкая манёвренность и ряд других. Традиционный класс БПЛА обеспечивает вертолетные эксплуатационные характеристики только путем изменения либо ориентации в пространстве вектора силы тяги, либо геометрии самого летательного аппарата, что сопровождается значительным усложнением конструкции аппарата, добавлением непроводимых дополнительных устройств. Именно поэтому, создание малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МЛА), свободных от указанных недостатков и обладающих положительными характеристиками вертолетных и самолетных схем, а также способных выполнять поставленные задачи, как в открытом воздушном пространстве, так и в закрытых помещениях, представляет собой актуальную научно-практическую задачу.

МЛА вертикального взлета и посадки, представляет собой сравнительно новый класс летательных аппаратов, для которого отсутствуют конструктивные и хорошо структурированные аналитические методы определения аэродинамических и тяговых характеристик, что обуславливает создание действующих макетов подобных аппаратов. Кроме того,

эти характеристики аппарата могут значительно отличаться от образца к образцу или изменяться в процессе эксплуатации, что не позволяет переложить уже существующие разработки систем управления более размерных летательных аппаратов на МЛА. Это определяет необходимость решения научно-технической задачи обеспечения МЛА угловой стабилизацией на различных режимах полета, путем создания аппаратно-алгоритмических средств системы угловой стабилизации.

В работе рассматривается синтез системы стабилизации одновинтового МЛА вертикального взлета и посадки (рис. 1) и ее отработка в режиме висения над определенной точкой пространства [1]. Предлагаемая компоновка МЛА отличается простой механикой, которая в свою очередь упростила конструкцию, а следовательно, его производство и эксплуатацию. Кроме того, в компоновку введены определенные структурные особенности, позволяющие улучшить устойчивость аппарата к внешним воздействиям, а также обеспечить отказоустойчивость системы во всех режимах полета.



Рис. 1. Внешний вид МЛА

Для синтеза системы угловой стабилизации МЛА необходимо получить ряд моделей аппарата, провести их параметрическую идентификацию с последующим уточнением параметров моделей при проведении натурных экспериментов.

## 1. Физическая модель МЛА

В конструкцию действующего лабораторного образца введена избыточность рулевых поверхностей [2], что позволит в дальнейшем обеспечить устойчивость конструкции к внешним и внутренним не расчетным воздействиям – живучести аппарата (рис. 2).

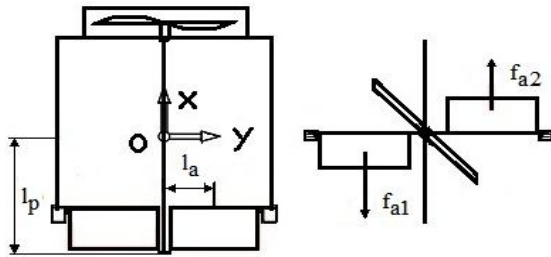


Рис. 2. Конструкция МЛА

Такое усовершенствование конструкции позволяет снизить нагрузки на приводные элементы, а так же обеспечить работоспособность канала при наличии нештатной ситуации в одном из избыточных каналов управления и стабилизации во всевозможных режимах работы МЛА.

## 2. Математическая модель МЛА

Для аналитического описания динамики МЛА введем связанную систему координат  $Oxyz$  (рис.2), которая совместно с МЛА совершает все эволюции и ее положение относительно земной нормальной системы координат  $Ox_g y_g z_g$  определяется тремя углами: рыска ( $\psi$ ), тангажа ( $\vartheta$ ) и крена ( $\gamma$ ).

Сложившаяся методика разработки функциональных алгоритмов определения угловых параметров заключатся в выборе информационной системы координат, отвечающей порядку их введения, вычисления соответствующей матрицы направляющих косинусов (ориентации) и определения на основе ее элементов требуемых угловых параметров. Матрица ориентации используется в алгоритме определения

углов положения по отношению к наземной системе координат. Значения элементов этой матрицы отражают ориентацию МЛА в пространстве и имеют вид представленный на рис. 3.

Для описания пространственного движения центра масс МЛА и углового движения корпуса МЛА относительно центра масс применяем стандартные векторные уравнения Ньютона-Эйлера [1], которые покрывают весь спектр движений твердого тела в пространстве:

$$\bar{m}\dot{\mathbf{V}} + \Omega \times \bar{m}\mathbf{V} = \mathbf{F}, \quad (1)$$

$$\mathbf{I}\dot{\Omega} + \Omega \times \mathbf{I}\Omega = \mathbf{M}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{F}$  и  $\mathbf{M}$  являются соответственно полной силой и моментом, действующим на центр масс МЛА;  $\bar{m} = \text{diag}(m)$ ;  $m$  – масса МЛА;  $\Omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$  – вектор угловой скорости МЛА относительно центра масс;  $\mathbf{V} = (V_x, V_y, V_z)^T$  – вектор скорости центра масс МЛА;  $\mathbf{I}$  – тензор инерции МЛА.

*Поступательное движение.* Вектор силы тяги винта  $\mathbf{T}$  в связанной системе координат описывается вектором  $\mathbf{T} = (T_x, 0, 0)^T$ . Выполнив подстановку вектора тяги в уравнение (1), получено

$$\bar{m}\dot{\mathbf{V}}_y^g + \Omega \times \bar{m}\mathbf{V}_y^g = \mathbf{B}^{-1} \mathbf{mG} + \mathbf{T}, \quad (3)$$

где  $\mathbf{G} = (-g, 0, 0)^T$  – вектор силы тяжести.

Поступательное движение центра масс МЛА относительно неподвижной земной системы координат описывает выражением:

$$\begin{pmatrix} \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} v_x^g & v_y^g & v_z^g \end{pmatrix}^T, \quad (4)$$

$$m\dot{\mathbf{V}}_y^g = m\mathbf{M}^g + \mathbf{B} \cdot \mathbf{T},$$

тогда

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= T_x \cos(\vartheta) \cos(\psi) - mg, \\ \ddot{y} &= T_x \sin(\vartheta), \\ \ddot{z} &= T_x \cos(\vartheta) \sin(\psi). \end{aligned} \quad (5)$$

Таким образом, получены аналитические зависимости, отражающие изменение положения центра масс МЛА в пространстве.

*Управляющие моменты* это моменты, создаваемые органами управления, и описываемые следующим векторным выражением:

$$\bar{\mathbf{M}}_C = \bar{\mathbf{I}} \times \mathbf{F}, \quad (6)$$

где  $\mathbf{M}_C = \begin{pmatrix} l_p(f_{a1} - f_{a2}) & l_a(f_{a1} + f_{a2}) & l_a(f_{a1} + f_{a2}) \end{pmatrix}^T$ ;  $f_{a1}$  и  $f_{a2}$  – аэродинамические силы поверхностей управления МЛА;

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} \cos(\vartheta)\cos(\psi) & -\sin(\gamma)\sin(\psi) - \cos(\gamma)\sin(\vartheta)\cos(\psi) & \cos(\gamma)\sin(\psi) + \sin(\gamma)\sin(\vartheta)\cos(\psi) \\ \sin(\vartheta) & \cos(\gamma)\cos(\vartheta) & -\sin(\gamma)\cos(\vartheta) \\ \cos(\vartheta)\sin(\psi) & \sin(\gamma)\cos(\psi) + \cos(\gamma)\sin(\vartheta)\sin(\psi) & \cos(\gamma)\cos(\psi) - \sin(\gamma)\sin(\vartheta)\sin(\psi) \end{pmatrix}$$

Рис. 3. Элементы матрицы ориентации

$l_p, l_a$  – расстояние от центра массы до управляющей поверхности и аэродинамического центра давления управляющей поверхности (см. рис. 2);

*Гироскопический момент* – это момент, вызванный вращающимся винтом. Аналитически значение этого момента представимо в следующем виде:

$$M_g = -I_B(\Omega \times \omega_B) \quad (7)$$

или в раскрытом виде

$$M_g = \begin{pmatrix} 0 & V_Z \omega_B & -V_Y \omega_B \end{pmatrix}^T,$$

где  $I_B$  – момент инерции винта,  $\omega_B$  – угловая скорость вращения винта.

Из (6) и (7), получаем результирующий внешний момент в связанной системе координат:

$$M = M_c + M_g = \begin{pmatrix} T_M & T_L & T_N \end{pmatrix}^T. \quad (8)$$

Следовательно, вращательное движение в земной системе координат из уравнения (2) может быть представлено в следующем виде:

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= \frac{1}{\cos(\gamma)\cos(\psi)} (\sin(\gamma)\cos(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} + \\ &+ \cos(\gamma)\sin(\psi)\dot{\theta}\dot{\psi} - \cos(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} - \sin(\psi)\ddot{\gamma}) + \\ &+ \frac{1}{I_Z \gamma \cos(\gamma)\cos(\psi)} [-q r (I_z - I_y) + T_M]; \\ \ddot{\gamma} &= \frac{1}{\cos(\psi)} [-\sin(\gamma)\sin(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} + \cos(\gamma)\cos(\psi)\dot{\theta}\dot{\psi} + \\ &+ \sin(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} + \cos(\gamma)\sin(\psi)\ddot{\theta}] + \\ &+ \frac{1}{I_y \cos(\psi)} [-p r (I_z - I_x) + T_L]; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\ddot{\psi} = -\cos(\gamma)\dot{\gamma}\dot{\theta} - \sin(\gamma)\ddot{\theta} + \frac{1}{I_x} [-p q (I_y - I_z) + T_N].$$

Значения  $T_M, T_L, T_N$  определяются по зависимости (8):

$$T_M = u_\theta; T_L = u_\gamma + V_Z \omega_B; T_N = u_\psi - V_Y \omega_B,$$

где  $u_\theta = l_a(f_{a1} + f_{a2})$ ,  $u_\gamma = l_a(f_{a1} - f_{a2})$  и  $u_\psi = -l_a(f_{a1} + f_{a2})$ .

Итак, получили математическую модель МЛА в земной системе координат.

### 3. Линеаризация математической модели

Для анализа МЛА и последующего синтеза параметров законов системы стабилизации необходимо нелинейные модели (2) и (4) линеаризовать. При этом необходимо принять во внимание, что сила лобового сопротивления по модулю значительно меньше подъемной силы. Подъемной силой, создаваемой аэродинамическими крыльями в режиме висения вполне обоснованно пренебрегаем. Учитываем в этом режиме только аэродинамические силы, создаваемые поверхностями управления. Учитывая все выше сказанной, уравнения (4) и (9) вполне допустимо разбить на три подсистемы: боковую, про-

дольную и осевую, описывающие динамику соответствующих каналов.

*Боковой канал.* По этому каналу осуществляется управление вращением вокруг оси  $Oy$  связанной системы координат. Систему уравнений, которая описывает движение МЛА в этом канале, с учетом того, что  $\theta = 0, \gamma = 0$ , представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= T_x \cos(\psi) - mg; \\ \ddot{z} &= T_x \sin(\psi); \\ \ddot{\psi} &= u_\psi. \end{aligned} \quad (10)$$

*Продольный канал.* Это канал предназначен для управления вращением вокруг оси  $Oz$ . Система уравнений, описывающая движение МЛА в этом канале, с учетом ограничений  $\psi = 0, \gamma = 0$ , имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= T_x \cos(\theta) - mg; \\ \ddot{y} &= T_x \sin(\theta); \\ \ddot{\theta} &= u_\theta. \end{aligned} \quad (11)$$

Движение в *осевом канале* или канал управления вращением вокруг оси  $Ox$  связанной системы координат, запишем следующим уравнением, с учетом  $\theta = 0, \psi = 0$ :

$$\ddot{\gamma} = u_\gamma. \quad (12)$$

Уравнения (10) – (12) описывают динамику движения МЛА в соответствующих каналах.

### 4. Синтез системы угловой стабилизации МЛА

Не нарушая общности изложения, с целью упрощения, рассмотрим синтез законов стабилизации МЛА для представленных каналов отдельно. Такая декомпозиция с учетом рассматриваемого режима полета и ограничений не нарушит общности результата для пространственного движения.

Анализ уравнений, описывающих движение МЛА в боковом канале (10), показал, что для целенаправленного изменения переменных состояний, характеризующих движение в этом канале, необходимо формировать управляющее воздействие следующего вида:

$$T_x = \frac{\delta_x + mg}{\cos(\psi)}, \quad (13)$$

где  $\delta_x$  – входной сигнал управления, определяемый следующим аналитическим выражением:

$$\delta_x = -k_{x1} \dot{x} - k_{x2}(x - x_3), \quad (14)$$

$m$  – масса МЛА;  $k_{x1}, k_{x2}$  – коэффициент управления;  $x_3$  – заданная высота полета.

Выполнив подстановку выражений (13), (14) в (11) и принимая во внимание, что  $x \rightarrow x_d, \dot{x} \rightarrow 0$  и  $\delta_x \rightarrow 0$  при  $t \rightarrow \infty$ , получим

$$\ddot{z} = mg \tan(\psi); \ddot{\psi} = u_\psi. \quad (15)$$

При  $\psi \approx 0$ ,  $\operatorname{tg}(\psi) \approx \psi$ , уравнение (15) примет вид:

$$\ddot{z} = mg\psi; \quad \ddot{\psi} = u_\psi. \quad (16)$$

С учетом полученных уравнений изменение переменных состояния в боковом канале, представим следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2; \\ \dot{z}_2 = mg\psi_1; \\ \dot{\psi}_1 = \psi_2; \\ \dot{\psi}_2 = u_\psi. \end{cases} \quad (17)$$

Анализ системы уравнений (17) показывает, что сигнал управления  $u_\psi$  необходимо формировать на основании следующей аналитической зависимости:

$$u_\psi = -k_{1z}z_1 - k_{2z}z_2 - k_{3\psi}\psi_1 - k_{4\psi}\psi_2. \quad (18)$$

С учетом уравнения (18) систему (17) представим в следующем виде

$$\begin{pmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \\ \dot{\psi}_1 \\ \dot{\psi}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -mg & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -k_{1z} & -k_{2z} & -k_{3\psi} & -k_{4\psi} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \psi_1 \\ \psi_2 \end{pmatrix}. \quad (19)$$

Для обеспечения устойчивой стабилизации МЛА, необходимо определить коэффициенты закона стабилизации  $k_{1z}$ ,  $k_{2z}$ ,  $k_{3\psi}$ ,  $k_{4\psi}$ , таким образом, чтобы предыдущая матрица была матрицей Гурвица [3], где  $(z_1, z_2, \psi_1, \psi_2)^T$  – векторы состояния подсистемы, описывающей движение МЛА в боковом канале.

Аналогичным образом решается задача для продольного канала (11):

$$u_\theta = -(k_{4\theta}\theta_2) - (k_{3\theta}\theta_1) - (k_{2y}y_2) - (k_{1y}y_1), \quad (20)$$

где  $(y_1, y_2, \theta_1, \theta_2)^T$  – вектор состояния подсистемы;  $\theta_2 = \dot{\theta}_1$ ,  $x_2 = \dot{x}_1$ .

Для решения задачи стабилизации МЛА по осевому каналу, входной сигнал управления формируется следующим образом:

$$u_\gamma = -k_{1\gamma}\dot{\gamma} - k_{2\gamma}\gamma, \quad (21)$$

где  $k_{1\gamma}$  и  $k_{2\gamma}$  – положительные коэффициенты.

Выполнив подстановку (21) в (12), получим:

$$\ddot{\gamma} = -k_{1\gamma}\dot{\gamma} - k_{2\gamma}\gamma. \quad (22)$$

Уравнениями (18), (20), (22) определяются законы управления соответствующих каналов. На основе этих законов построились алгоритмы управления для стабилизации МЛА в режиме висения. Результаты совершения алгоритмов обеспечивают устойчивый полет, как в номинальном режиме, так и при возникновении нештатных ситуаций.

## 5. Результаты экспериментального исследования

**Результат моделирования.** В этой части представлены результаты моделирования системы угловой стабилизации МЛА в режиме висения. Параметры законов стабилизации для моделирования, следующие:  $k_{4\theta} = 1$ ;  $k_{3\theta} = 0,7$ ;  $k_{2z} = 2$ ;  $k_{1z} = 1,5$ ;  $k_{4\theta} = 1$ ;  $k_{3\theta} = 1$ ;  $k_{2y} = 2$ ;  $k_{1y} = 1,8$ ;  $k_{1\gamma} = 0,8$ ;  $k_{2\gamma} = 1$ ;  $k_{2x} = 1$ ;  $k_{1x} = 1,5$ . Начальные условия  $x(0) = 0$ ;  $y(0) = 0,2$ ;  $z(0) = 0,3$ ;  $\psi(0) = 0,3$ ;  $\theta(0) = 0,2$ ;  $\gamma(0) = 0,1$ ;  $x_3 = 2m$ . Результаты моделирования представлены на рис. 4.

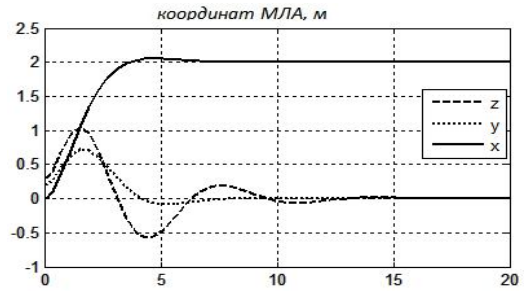


Рис. 3. Изменение координат МЛА

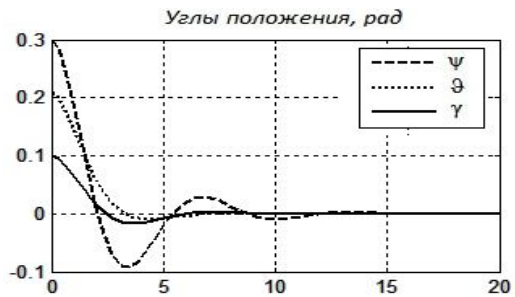


Рис. 4. Углы положения МЛА

**Результаты эксперимента.** На рис.5 представлен полет МЛА, автономно работающий в режиме висения. Стабилизация осуществлялась при тех же значениях параметров закона управления, что и при моделировании и подтвердили работоспособность полученных законов и требуемое их качество.

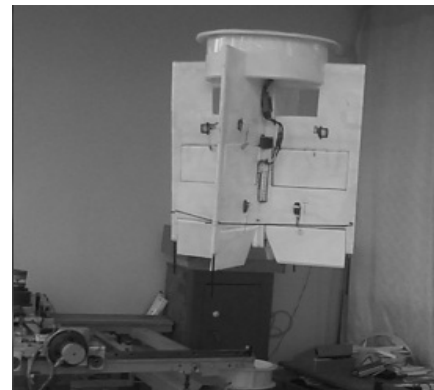


Рис. 5. Полет в режиме висения

## Заклучение

В результате проведенных исследований синтезированы алгоритмы стабилизации МЛА в режиме висения, способные парировать разнообразные возмущения. С целью расширения функциональных возможностей МЛА, необходимо его дальнейшее исследования в различных режимах функционирования и при наличии сформированного множества нештатных ситуаций.

## Литература

1. Комп'ютерне моделювання динаміки безпілотного літального апарату нетрадиційної аеродинамічної схеми [Текст] / С.М. Фірсов, Нгуен Ван Тхін, О.В. Данченко, О.Е. Кописов // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства ім. П. Василенка. Технічні науки. Вип. 102 «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК України». – Х.: ХНТУСГ, 2010. – С. 94 – 96.

2. Фірсов, С.Н. Малогабаритний летальний апарат вертикального взлету і посадки [Текст] / С.Н. Фірсов, Нгуен Ван Тхін // «Научные исследования – теория и эксперимент 2010»: материалы шестой международной научно-практической конференции, г. Полтава, 17-19 мая 2010 г. - Полтава: Изд-во «ИнтерГрафіка», 2010. – Т.6 – С. 95 – 97.

3. Зайцев, Г.Ф. Теория автоматического управления и регулирования: Для вузов [Текст] / Г.Ф. Зайцев. – Киев: Вища школа, 1988. – 431 с.

Поступила в редакцию 30.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

## ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

*А.С. Кулік, С.М. Фірсов, Ван Тхін Нгуен*

Наведено новий клас малогабаритних літальних апаратів (МЛА) вертикального зльоту і посадки, а також запропоновано алгоритми управління, які забезпечують задані показники якості польоту досліджуваного апарату, як у номінальному режимі, так і при появі з сформованої множини позаштатних ситуацій. Представлений ряд моделей, що відображають особливості функціонування малогабаритних літальних апаратів, як у номінальному режимі так і при виникненні позаштатних ситуацій пов'язаних з відмовами в роботі аеродинамічних керуючих поверхонь.

**Ключові слова:** малогабаритний літальний апарат, системи координат, матриця перетворення, мікроконтролер, акселерометр, датчик кутової швидкості.

## A STUDYING CONTROL SYSTEM FOR A SMALL VERTICAL TAKEOFF AND LANDING AIRCRAFT

*A.S. Kulik, S.N. Firsov, Van Thinh Nguyen*

This paper presents a new class of small vertical takeoff and landing (VTOL) aircraft, also the control algorithms were proposed, which provide a given quality of performance of the studied flying vehicle in nominal condition as well as in presence of abnormal situations. Although it presents a series of models, which reflect the peculiarities of the small vertical takeoff and landing aircraft in the nominal condition and during abnormal situations, that are related to the faults on the aerodynamic control surfaces.

**Keywords:** small-sized aircraft, the coordinate system, transformation matrix, microcontroller, accelerometer, angular velocity sensor.

**Кулик Анатолий Степанович** – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

**Фірсов Сергей Николаевич** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

**Нгуен Ван Тхін** – аспирант кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, e-mail: thinh\_kq@yahoo.com.