УДК 681.5.015:629.7.05

С.Н. ФИРСОВ, ВАН ТХИНЬ НГУЕН, А.В. ДАНЧЕНКО

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

УПРАВЛЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ ПРИ ПЕРЕХОДЕ ОТ ОДНОГО РЕЖИМА ПОЛЕТА В ДРУГОЙ

В работе представлен новый класс малогабаритных летательных аппаратов (МЛА) вертикального взлета и посадки, а также предложены алгоритмы управления, которые обеспечивают заданные показатели качества полетами исследуемого аппарата, как в номинальном режиме, так и при возникновении нештатных ситуаций. Представлен ряд математических моделей, отражающих особенности функционирования малогабаритных летательных аппаратов в различных переходных режимах при изменении его траектории. Также синтезированы алгоритмы управления МЛА в переходном режиме, способные парировать разнообразные возмущения.

Ключевые слова: *малогабаритный летательный аппарат, система координат, матрица преобразования, микроконтроллер, сигмоидальная функция.*

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. 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 устойчивостью на различных режимах полета, путем создания аппаратно-алгоритмических средств системы угловой стабилизации.

В работе рассматривается синтез системы управления одновинтового МЛА вертикального взлета и посадки (рис. 1) и ее исследование в переходном режиме [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 траекторного управления МЛА необходимо получить ряд моделей аппарата, провести их параметрическую идентификацию с последующим уточнением параметров моделей при проведении натурных экспериментов.

1. Уравнение параметров движения по траектории

Исследуемый аппарат представляет собой сложную систему со многими перекрестными связями, что существенно усложняет исследование его полной динамики и определяет необходимость декомпозиции полного движения на ряд автономных движений с последующим переходом на полный анализ. С целью упрощения, в результате первичного анализа исследуемого МЛА было определено, что движение в продольном канале допустимо описывать дифференциальными уравнениями второго порядка [2]. Силы, действующие на центр масс МЛА при его движении в продольном канале, представлены на рис. 2. Оси базовой системы координат OXYZ, относительно которой рассматриваются проекции сил, расположены таким образом, что ось OX направлена в сторону движения аппарата (по курсу) в горизонтальной плоскости и определяет расстояние, пройденное МЛА в базовом направлении. С целью упрощения последующего изложения предполагаем: основное движение аппарата происходит вдоль оси OX и оси OY, отражающей изменение высоты. Управление тангажом предполагает наличие управляющего момента относительно оси OZ, перпендикулярной двумя осям OX и OY.

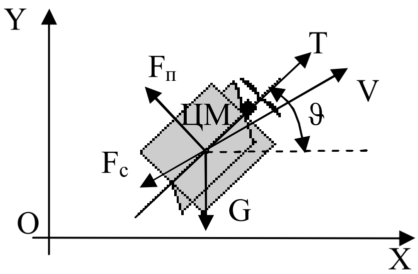

Рис. 2. Физическая модель МЛА

На основании физической модели (рис. 2), уравнение, описывающее динамические свойства объекта в продольном канале, представим следующим образом:

$$m\begin{pmatrix}\ddot{X}\\ \ddot{Y}\end{pmatrix} = G + F_п + F_c + T\,, \qquad (1)$$

$$\dot{\vartheta} = a(\vartheta^{3} - \vartheta)\,, \qquad (2)$$

где $\ddot{X}$, $\ddot{Y}$ – линейные ускорение на соответственной оси, ϑ – угол тангажа, G – сила тяжести; $F_п$ – подъемная сила; F_c – сила сопротивления; T – сила тяги, $\vartheta^{çз}$ – заданный тангаж, m – масса МЛА.

Кроме того, предполагаем, что управление тангажа доступно с характеристиками первого порядка, которые описываются позитивной: a = const.

В базовой системе координат сила представима следующим образом:

$$G = \begin{pmatrix}0\\ -mg\end{pmatrix},$$

где g – ускорения свободного падения.

Известно, что вектор тяги действует вдоль оси Ox связанной с МЛА системой координат и записывается следующим аналитическим выражением:

$$T = R(\vartheta)\begin{pmatrix}T\\ 0\end{pmatrix},$$

где R – матрица преобразования косинусов, определяющая взаимное положение связанной системы координат и системы координат, расположенной под углом φ:

$$R(\varphi) = \begin{pmatrix}\cos\varphi & -\sin\varphi\\ \sin\varphi & \cos\varphi\end{pmatrix},$$

T – тяга двигателя с винтом, для которой выполняется условие T > 0.

Аналогично силе тяги представляем подъемную силу и силу аэродинамического сопротивления:

$$F_п = R(\vartheta - \alpha)\begin{pmatrix}0\\ F_п\end{pmatrix},$$

$$F_c = R(\vartheta - \alpha)\begin{pmatrix}-F_c\\ 0\end{pmatrix},$$

где $F_п = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_п(\alpha)$ – величина подъемной силы;

$F_c = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_c(\alpha)$ – величины силы сопротивления; $C_п$, C_c – аэродинамические коэффициенты;

ρ – плотность воздуха; S – площадь крыльев.

Результирующая подъемной силы и сопротивления будет равна:

$$F_п + F_c = \frac{1}{2}\rho V^2 S\, R(\vartheta - \alpha)\begin{pmatrix}-C_c(\alpha)\\ C_п(\alpha)\end{pmatrix}.$$

Следует отметить, что скоростью полёта определяется как $V = \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}$, а угол атаки – $\alpha = \vartheta - tg^{-1}\left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}}\right)$. Следовательно:

$$\vartheta - \alpha = tg^{-1}\left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}}\right);$$

$$\cos(\vartheta - \alpha) = \cos\left(tg^{-1}\left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}}\right)\right) = \frac{\dot{X}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}} = \frac{\dot{X}}{V}, \qquad (3)$$

$$\sin(\vartheta - \alpha) = \sin\left(tg^{-1}\left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}}\right)\right) = \frac{\dot{Y}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}} = \frac{\dot{Y}}{V}. \qquad (4)$$

На основании (3) и (4) выражение для результирующей аэродинамической силы представим следующим образом:

$$F_п + F_c = \frac{1}{2}\rho V^2 S \begin{pmatrix} \frac{\dot{X}}{V} & \frac{\dot{Y}}{V} \\ \frac{\dot{Y}}{V} & \frac{\dot{X}}{V} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -C_c \\ C_п \end{pmatrix} =$$

$$= \frac{1}{2}\rho V S \begin{pmatrix} -\dot{X}C_c & \dot{Y}C_п \\ \dot{Y}C_c & \dot{X}C_п \end{pmatrix}.$$

Исходя из полученной зависимости уравнение движения примет вид:

$$\begin{pmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -g \end{pmatrix} + \frac{1}{2m}\rho V S \begin{pmatrix} -\dot{X}C_c & \dot{Y}C_п \\ \dot{Y}C_c & \dot{X}C_п \end{pmatrix} + R(\vartheta)\begin{pmatrix} \frac{T}{m} \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$\dot{\vartheta} = a(\vartheta^3 - \vartheta). \quad (6)$$

Применяя зависимости (5), (6), определяются алгоритмы управления МЛА, как при переходном режиме, так и в полете по траектории.

2. Задающие траектории

Целью синтеза траектории является разработка траекторий для всех режимов полета МЛА. При этом необходимо, чтобы траектория была простой и выполнимой. Формирование траектории выполняется в рамках продольного движения, т.е. в двумерной системе координат. Параметр X представляет собой расстояние движения вдоль линии текущего курса, высота обозначена как Y. Траектории формируются для всего интервала времени полета от начала маневра до его окончания.

Так как МЛА представляет собой объект вертикально взлета и посадки, то имеет место переход между точкой горизонтального маршрутного полета и точкой висения, или наоборот. Желаемые траектории перехода от вертикального полета в горизонт и обратно представлены на рис.3 и рис.4. При этом на этих же рисунках представлены начальные условия и опорные точки заворотов.

С целью обеспечения выполнения заданной траектории движения в том или ином маневре МЛА, необходимо измерять или определять параметры $X, \dot{X}, \ddot{X}, Y, \dot{Y}$, и $\ddot{Y}$. Входными сигналами, определяемыми в начальные моменты времени являются координаты первоначального и конечного положения (X_0, Y_0), $(X_к, Y_к)$, а также начальная скорость V_0 для перехода из горизонтального полета в висение или окончательная задающая скорость $V_к$ – для перехода из висения в горизонтальный полет. Время маневра $t_м$, - это продолжительность времени, необходимое для реализации маневра.

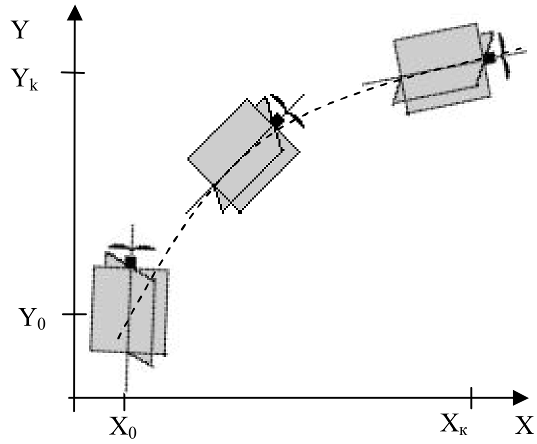

Рис. 3. Переходный режим из висения в горизонтальном полете

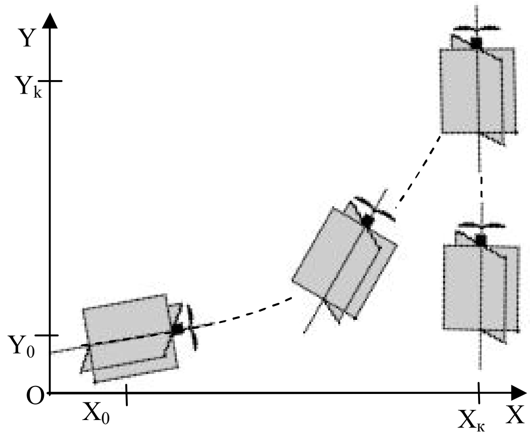

Рис. 4. Переходный режим из горизонтального полета в висение

Формирование траектории осуществляется независимо для двух осей. Ось Y – это скоростная ось траектории. При переходе из висения в горизонтальный полет скорость МЛА первоначально будет нулевой, а в последующем будет увеличиваться до $V_к$, с целью обеспечения устойчивого горизонтального полета. При переходе из горизонтального полета в режим висения, первоначально скорость полета будет V_0, затем ее необходимо уменьшить до нуля и МЛА, используя свои аэродинамические свойства, примет вертикальное положение. При этом параметры желаемого движения МЛА по оси X будут определяться следующими зависимостями [3]. Для варианта перехода из режима висения в горизонтальный полет зависимости требуемого изменения параметров будут иметь вид:

$$\ddot{X}_з = \begin{cases} \frac{V_к}{t_m}, & t \le t_m, \\ 0, & иначе; \end{cases}$$

$$\dot{X}_з = \begin{cases} \dfrac{V_к}{t_m} t, \;\; t \le t_m, \\ V_К, \;\; иначе; \end{cases} \tag{7}$$

$$X_з = \begin{cases} \dfrac{V_к}{t_m} t^2 + X_0, \quad t \le t_m, \\ V_к (t - t_m) + V_К \dfrac{t_m}{2}, \;\; иначе; \end{cases}$$

где $t_m = \dfrac{2(X_к - X_0)}{V_к}$.

А для этапа перехода из горизонтального полета в висение, зависимости примут вид:

$$\ddot{X}_з = \begin{cases} -\dfrac{V_0}{t_m}, \quad t \le t_m, \\ 0, \quad иначе; \end{cases}$$

$$\dot{X}_з = \begin{cases} -\dfrac{V_0}{t_m} t + V_0, \;\; t \le t_m, \\ 0, \;\; иначе; \end{cases} \tag{8}$$

$$X_з = \begin{cases} -\dfrac{V_0}{t_m} t^2 + V_0 t + X_0, \;\; t \le t_m, \\ -\dfrac{V_0}{2t_m} t_m^2 + V_0 t_m + X_0, \;\; иначе, \end{cases}$$

где $t_m = \dfrac{2(X_к - X_0)}{V_0}$.

Для формирования желаемой траектории по оси Y применяется другой подход. Для обоих типов перехода необходимо выполнить плавный переход от одного значения высоты к другому постоянному значению. Это может быть достигнуто применением сигмоидальной функции. Для описания обоих этапов желаемой траектории используются следующие аналитические зависимости:

$$Y_з = \frac{Y_к - Y_0}{1 + e^{-k(t - \frac{t_m}{2})}} + Y_0;$$

$$\dot{Y}_з = k(Y_к - Y_0)\frac{e^{(kt + \frac{t_m}{2})k}}{(e^{kt} + e^{-k(1 - \frac{t_m}{2})})}; \tag{9}$$

$$\ddot{Y}_з = \frac{-k^2 (Y_к - Y_0)(e^{kt} - e^{t_m \frac{k}{2}}) e^{kt + t_m \frac{k}{2}}}{(e^{kt} + e^{t_m \frac{k}{2}})^3}.$$

где k – коэффициент, определяющий на сколько быстро кривая траектории требуемой высоты достигает желаемого значения. Продолжительность маневра определяется расстояниями вдоль пути от X_0 до $X_к$ и рассчитывается в ходе формирования желаемой траектории X. После того, как определено значение t_m, оно используется в качестве функции для синтеза траектории по Y.

3. Линеаризация уравнения движения

С целью синтеза законов управления необходимо осуществить линеаризацию исходных нелинейных зависимостей. Для линеаризации применяем хорошо зарекомендовавший себя подход вариации переменных:

$$\tilde{X} = X - X_з,$$

$$\tilde{Y} = Y - Y_з.$$

$$\begin{pmatrix} \ddot{\tilde{X}} \\ \ddot{\tilde{Y}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \ddot{X} - \ddot{X}_з \\ \ddot{Y} - \ddot{Y}_з \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} \dfrac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}(-\dot{X}C_п - \dot{Y}C_c) + \dfrac{T}{m}\cos\vartheta - \ddot{X}_з \\ -g + \dfrac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}_з^2}(-\dot{Y}_з C_c + \dot{X}C_п) + \dfrac{T}{m}\sin\vartheta - \ddot{Y}_з \end{pmatrix}.$$

При линеаризации предполагаем, что входные сигналы управления будут изменяться следующим образом:

$$U = \begin{pmatrix} \dfrac{T}{m}\cos\vartheta \\ \dfrac{T}{m}\sin\vartheta \end{pmatrix} = U_1 + U_2,$$

где U_1 – переменная, обеспечивающая сужение нелинейной части системы;

U_2 – это входной сигнал, который управляет отклонением к нулю.

Если выбрать U_1 таким, как:

$$U_1 = \begin{pmatrix} -\dfrac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}(-\dot{X}\, C_п - \dot{Y}C_c) \\ g - \dfrac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}_з^2}(-\dot{Y}_з C_c + \dot{X}\, C_п) \end{pmatrix},$$

то уравнения линеаризованной системы примут следующий вид:

$$\begin{pmatrix} \ddot{\tilde{X}} \\ \ddot{\tilde{Y}} \end{pmatrix} = U_2 - \begin{pmatrix} \ddot{X}_з \\ \ddot{Y}_з \end{pmatrix}.$$

Для того, чтобы поддерживать желаемую траекторию X и Y с характеристиками второго порядка, необходимо обеспечить выполнение тождеств:

$$\ddot{\tilde{X}} = -k_{dX}\dot{\tilde{X}} - k_{qX}\tilde{X};$$

$$\ddot{\tilde{Y}} = -k_{dY}\dot{\tilde{Y}} - k_{qY}\tilde{Y},$$

где k_{dX}, k_{qX}, k_{dY}, и k_{qY} – перестраиваемые коэффициенты.

Для достижения этой цели, предположим:

$$U_2 = \begin{pmatrix} -k_{dX}\dot{\tilde{X}} - k_{qX}\tilde{X} + \ddot{\tilde{X}}_з \\ -k_{dY}\dot{\tilde{Y}} - k_{qY}\tilde{Y} + \ddot{\tilde{Y}}_з \end{pmatrix}.$$

Тогда входные сигналы управления становятся равными следующим значениям:

$$\begin{pmatrix} \frac{T}{m}\cos\vartheta \\ \frac{T}{m}\sin\vartheta \end{pmatrix} = U_1 + U_2 =$$

$$\begin{pmatrix} -\frac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2+\dot{Y}^2}(-\dot{X}C_п - \dot{Y}C_c) - k_{dX}\dot{\tilde{X}} - k_{qX}\tilde{X} + \ddot{\tilde{X}}_з \\ g - \frac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2+\dot{Y}_з^2}(-\dot{Y}_з C_c + \dot{X}_з C_п) - k_{dY}\dot{\tilde{Y}} - k_{qY}\tilde{Y} + \ddot{\tilde{Y}}_з \end{pmatrix}.$$

Для формирования сигналов управления тягой и тангажом, необходимо определить аналитические зависимости для выражения T и ϑ. С этой целью представим строки входного вектора следующим образом:

$$F_1 = -\frac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}(-\dot{X}C_п - \dot{Y}C_c) - k_{dX}\dot{\tilde{X}} - k_{qX}\tilde{X} + \ddot{X}_з,$$

$$F_2 = g - \frac{\rho S}{2m}\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}(-\dot{Y}_3 C_c + \dot{X}C_п) - k_{dY}\dot{\tilde{Y}} -$$

$$-k_{qY}\tilde{Y} + \ddot{Y}_з.$$

Такое представление приводит к следующим аналитическим представлениям:

$$\frac{T}{m}\cos\vartheta = F_1; \qquad (10)$$

$$\frac{T}{m}\sin\vartheta = F_2. \qquad (11)$$

Возводя в квадрат оба этих уравнения, и суммируя их, получаем выражение для тяги:

$$T = m\sqrt{F_1^2 + F_2^2}.$$

Разделив уравнение (11) на (10), и переписать в компактный вид получим:

$$tg\vartheta = \frac{F_2}{F_1}. \qquad (12)$$

Уравнение (12) представляет собой аналитическую зависимость угла тангажа от тяги двигателя и аэродинамического сопротивления.

4. Результаты моделирования

В этой части представлены результаты моделирования системы при переходе из режима висения в горизонтальный полет и при переходе из горизонтального полета в висение. Параметры законов стабилизации для моделирования, следующие:

m =900 гр; k=0,2; k_{dX} = 2; k_{qX} = 4; k_{dY} = 2; k_{qY} = 5;
t_m = 30с, X_0 = 0, Y_0 = 1,
$X_к$ = 100, $Y_к$ = 10 (рис. 5-8).

На рис.9 представлен полет МЛА, автономно работающий в переходном режиме полета. Полет осуществлялся при тех же значениях параметров закона управления, что и при моделировании и подтвердили работоспособность полученных законов и требуемое их качество.

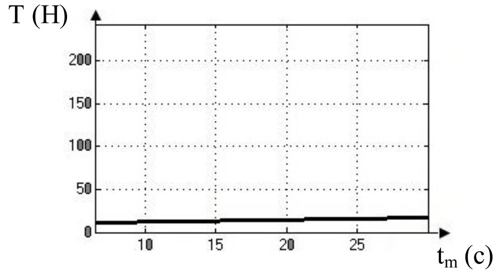

Рис. 5. Моделирование тяги двигателя при переходе из висения в горизонтальный полет

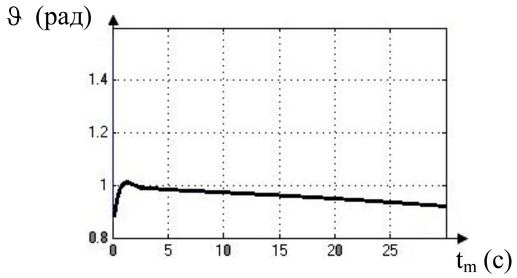

Рис. 6. Моделирования угла тангажа при переходе из висения в горизонтальный полет

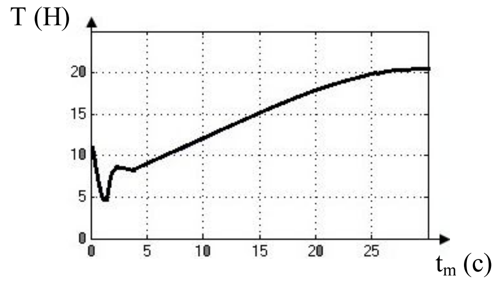

Рис. 7. Моделирование тяги при переходе из горизонтального полета в висение

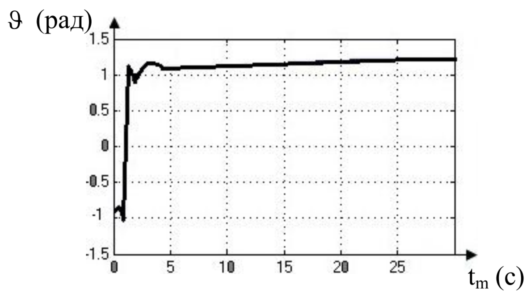

Рис. 8. Моделирования угла тангажа при переходе из горизонтального полета в висение

Рис. 9. Полет в переходном режиме

Заключение

В результате проведенных исследований синтезированы алгоритмы управления МЛА в переходном режиме висения, способные парировать разнообразные возмущения. С целью расширения функциональных возможностей МЛА необходимо его дальнейшее исследование 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 Тхінь, О.В. Данченко, О.Е. Кописов // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства імені Петра Василенка. Технічні науки. Вип/102 «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК України». – Х.: ХНТУСГ, 2010. – С. 94 – 96.

2. Фирсов, С.Н. Малогабаритный летательный аппарат вертикального взлета и посадки [Текст] / С.Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь // Научные исследования – теория и эксперимент 2010: материалы шестой международной научно-практической конференции, Полтава, 17-19 мая 2010 г. - Полтава: Изд-во «ІнтерГрафіка», 2010. – Т.6 – С. 95 – 97.

3. Хафер, К. Техника вертикального взлета и посадки [Текст] / К. Хафер, Г. Закс. – М.: Мир, 1985. – 376 с.

4. Зайцев, Г.Ф. Теория автоматического управления и регулирования [Текст]: Учеб. для вузов / Г.Ф. Зайцев. – К/: Вища школа, 1988. – 431 с.

Поступила в редакцию 12.03.2012

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

УПРАВЛІННЯ МАЛОГАБАЛИТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ ПРИ ПЕРЕХІДІ ВІД ОДНОГО РЕЖИМУ ПОЛЬОТУ В ІНШИЙ

С.М. Фірсов, Ван Тхінь Нгуен, О.В. Данченко

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 позаштатних ситуацій. Представлений ряд математичних моделей, що відображають особливості функціонування МЛА в різноманітних перехідних режимах та при зміні його траєкторії. Також синтезованіалгоритми управління МЛА в перехідних режимі, здатні парирувати різноманітні збурення.

Ключові слова: малогабаритний літальний апарат, системи координат, матриця перетворювання, мікроконтролер, сигмоїдальна функція.

CONTROLS FOR A SMALL-SIZED VERTICAL TAKEOFF AND LANDING AIRCRAFT DURING TRANSIENT FROM ONE FLIGHT CONDITION TO ANOTHER

S.N. Firsov, Van Thinh Nguyen, A.V. Danchenko

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. Presents a series of mathematical models, which reflect the peculiarities of the small-sized vertical takeoff and landing aircraft in various of transient condition during changing its trajectory. Also control algorithms were synthesized VTOL during transient condition, capable parry a variety of disturbances.

Keywords: small-sized aircraft, the coordinate system, transformation matrix, microcontroller, sigmoid function.

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

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

Данченко Александр Вячеславович – аспирант кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.