

УДК 681.5.015:629.7.05

С. Н. Фирсов, д-р. техн. наук,
И. В. Жежера,
Уиссам Будиба

ФУНКЦИОНАЛЬНО УСТОЙЧИВОЕ ДВИЖЕНИЕ ЦЕНТРА МАСС МАЛОГАБАРИТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Введение

Спектр решаемых задач малогабаритными беспилотными летательными аппаратами (МЛА) интенсивно расширяется, что определяет желание разработчиков технически оснастить МЛА оборудованием, обеспечивающим его функциональные возможности, на уровне пилотируемых летательных аппаратов. При этом отсутствие на борту МЛА пилота и обеспечение выполнения ряда задач с максимальным уровнем автономности формирует дополнительные требования к бортовым системам и оборудованию. Требования к функциональным возможностям МЛА и его системам зачастую превосходят требования к пилотируемым летательным аппаратом, с одной стороны, а с другой – уровень бортового оборудования и систем для МЛА намного порядков ниже по сравнению с пилотируемыми летательными аппаратами. Следовательно, необходим поиск подходов и методов к обеспечению требуемого уровня функциональных возможностей МЛА располагаемым оборудованием в условиях массогабаритных и энергетических ограничений [1].

Естественные ограничения не позволяют применять на борту МЛА высокоточные измерительные и исполнительные системы, что определяет необходимость применения микромеханических систем (МЭМС), имеющих множество недостатков, и необходимость разработки программного обеспечения, способного анализировать показания измерителей, содержащие определенную степень зашумленности, и вычислять высокоточные параметры пространственного положения объекта. Использование активных систем навигации и наведения на сегодняшний день проблематично в стратегических задачах из-за того, что сигналы подобного рода подвержены подавлению, а также информативному нарушению, что может привести к невыполнению функциональных задач МЛА. Дестабилизирующими факторами во время работы МЛА являются нештатные ситуации, к числу которых относятся отказы отдельных элементов системы, а также целых контуров управления, внешние воздействия, приводящие к нарушению нормальной работы системы, к которым относятся климатические, геомагнитные и аномальные явления, а также внешние воздействия, направленные на частичное или критическое разрушение конструкции МЛА, что определяет необходимость разработки обеспечения функционально устойчивого управления движе-

нием МЛА при появлении нештатных ситуаций [2].

Обеспечение функционально устойчивого управления, как показало его применение, позволяет сохранять на протяжении заданного времени выполнение функциональных задач МЛА в пределах, установленных требованиями, в условиях противодействия, а также влияния потоков нештатных ситуаций до наступления предельного состояния, при котором дальнейшая эксплуатация МЛА нецелесообразна.

Одна из основных задач обеспечения функционально устойчивого управления МЛА – формирование управления МЛА с учетом нештатных ситуаций. Это возможно применением новой концепции, основанной на многоуровневом обеспечении функциональной устойчивости и разработки инструментальных средств для соответствующих уровней путем глубокого анализа влияния нештатных ситуаций на функциональные возможности как МЛА так и его систем [3].

Постановка задачи

Функционально устойчивое управление современными МЛА является их неотъемлемым качеством, которое в зависимости от уровня обеспечения бывает подсистемным, системным и надсистемным. Наиболее распространенный подход – обеспечение функционально устойчивого управления на подсистемном уровне, не позволяющий все-сторонне использовать и усовершенствовать схему, структуру и конструкцию аппарата и составляющих его элементов. Последнее обеспечивается применением функционально устойчивого управления на системном и надсистемном уровнях. Такое управление позволит при определенных ограничениях и возможностях более эффективно выполнить поставленные целевые задачи МЛА и обеспечить его свойством функционально устойчивого управления на всех иерархических уровнях.

Было неоднократно показано [4], что в рамках решения задачи создания или усовершенствования конструкции МЛА, в контексте решения поставленной задачи, необходимо выбирать МЛА, сконструированный по нормальной аэродинамической схеме с двухбалочным фюзеляжем, толкающим воздушным винтом, перевернутым V-образным хвостовым оперением (рис. 1).

Не рассматривался вопрос возможности парирования ряда нештатных ситуаций использованием конструктивных особенностей, связанных с точкой приложения тяги и изменения ее величины с определенной комбинацией аэродинамических поверхностей управления. Также необходимо синтезировать законы управления тягой и соответствующими аэродинамическими поверхностями в номинальном и аварийном режимах работы с учетом парирования диагностированной нештатной ситуации [5].

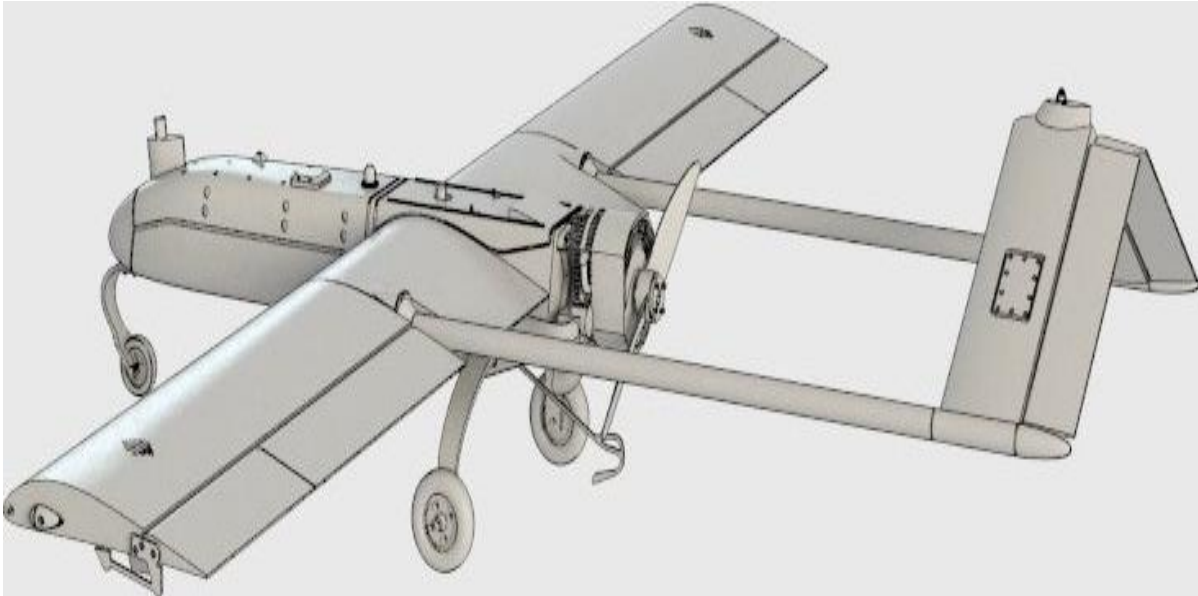


Рисунок 1 – Исследуемый малогабаритный беспилотный летательный аппарат

Влияние угловых параметров движения на скорость МЛА

Известно, что в общем виде, в первом приближении тягу, которая создается винтом, определяют по такой зависимости:

$$T = 0.5\rho SV^2C_x, \quad (1)$$

где T – тяга винта;

ρ – плотность среды, в которой совершается полет;

S – площадь поверхности;

V – воздушная скорость;

C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления.

При этом также известно, что при прямолинейном горизонтальном полете, действие силы тяготения уравнивает подъемная сила, создаваемая несущими аэродинамическими поверхностями:

$$R_y = mg = 0.5\rho SV^2C_y, \quad (2)$$

где R_z – аэродинамическая подъемная сила;

g – величина ускорения свободного падения ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$);

C_y – аэродинамический коэффициент.

На рис. 2 показано типовое распределение сил (1) – (2) при наборе высоты МЛА.

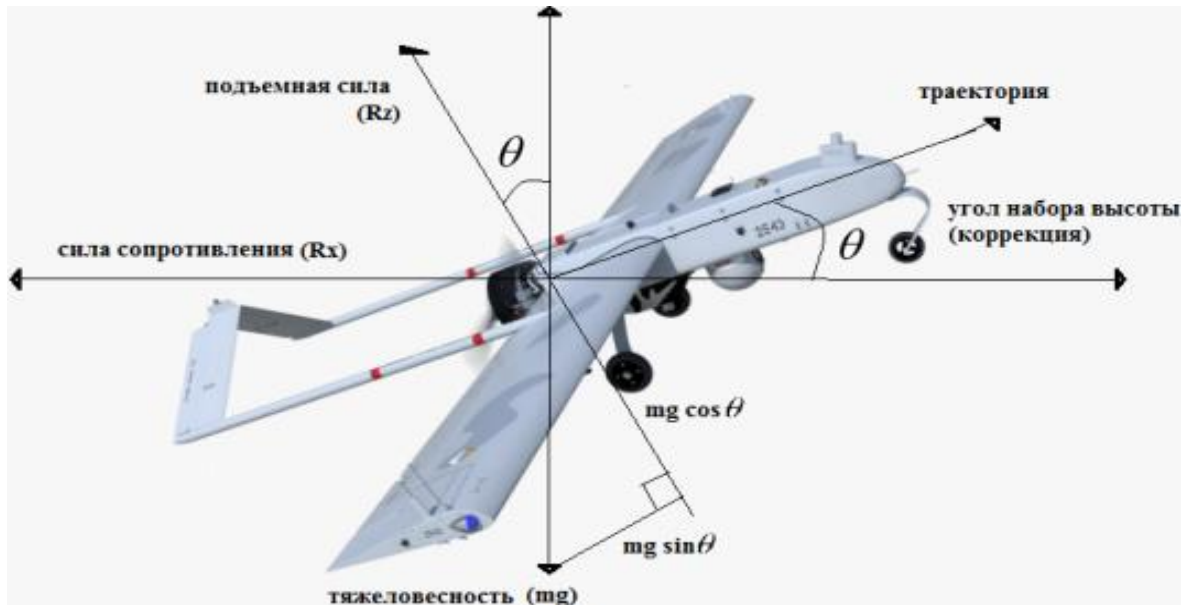


Рисунок 2 – Распределение сил, приложенных к МЛА при наборе высоты

Изменение баланса сил (2) может происходить как целенаправленно, так и случайно. Целенаправленное (управляемое) изменение подъемной силы возможно путем формирования соответствующего управления на аэродинамические поверхности в целях изменения угловой пространственной ориентации МЛА, изменения тяги силовой установки. Такое изменение не требует рассмотрения, так как это управляемое движение, синтезируемое еще на этапах создания МЛА. Случайное изменение подъемной силы может быть вызвано внешними факторами, такими, как изменение параметров окружающей среды, и нештатными ситуациями с аэродинамическими поверхностями [6]. При этом независимо от причины возникновения ситуации неуправляемого изменения подъемной силы необходимо в простейшем случае обеспечить баланс сил (2) путем формирования соответствующего управления, например тягой силовой установки.

Рассмотрим влияние управляемого изменения угла тангажа на изменение подъемной силы.

Не сложно показать, что зависимость между скоростью движения МЛА и углом тангажа имеет следующий вид:

$$V = \sqrt{\frac{\rho S C_x}{2mg\vartheta} + \frac{\rho S C_y}{2mg}} = \chi \sqrt{\frac{C_x + C_y \vartheta}{\vartheta}}, \quad (3)$$

где $\chi = \sqrt{\frac{\rho S}{2mg}}$ – коэффициент;

C_x – аэродинамический коэффициент.

Зависимость (3) показывает, что воздушная скорость и угловые параметры движения МЛА имеют перекрестное влияние как в штатных режимах полета, так и при возникновении нештатных ситуаций, влияющих на аэродинамические коэффициенты. Это соотношение применимо для компенсации потери скорости при возникновении углов, и наоборот. Однако точное определение воздушной скорости на МЛА непростая задача, поэтому рассмотрим другой подход к определению этой взаимосвязи.

Необходимо разработать метод, позволяющий распознавать влияние на скорость движения МЛА угловых параметров движения и изменения аэродинамических характеристик, вызванных как потерей конструкции, так и заклиниванием аэродинамических управляемых поверхностей [7].

В соответствии с рис. 2 и учетом уравнения баланса сил значения проекций ускорения равны:

$$a_x = \frac{T - mg \sin \vartheta - R_x}{m}; \quad (4)$$

$$a_y = \frac{mg \cos \vartheta - R_y}{m}, \quad (5)$$

где a_x, a_y – проекции ускорения;

R_x – горизонтальная составляющая подъемной силы.

Известно, что информация о составляющих скорости движения на борту МЛА формируется интегрированием показаний акселерометров:

$$V_x(k) = a_x(k-1)T_0 + V_x(k-1); \quad (6)$$

$$V_y(k) = a_y(k-1)T_0 + V_y(k-1), \quad (7)$$

где $a_x(k-1), a_y(k-1)$ – проекции ускорения в $(k-1)$ -й момент времени;

$V_x(k-1), V_y(k-1), V_x(k), V_y(k)$ – значения составляющих скорости в $(k-1)$ -й и k -й моменты времени;

T_0 – шаг квантования по времени.

На основании соотношений (6) – (7), используя (4) – (5), представим выражения для определения углов в виде следующего тождества:

$$\vartheta(k) = \arcsin\left(\frac{V_x(k)}{V(k)}\right) = \arccos\left(\frac{V_y(k)}{V(k)}\right) = \arctan\left(\frac{V_z(k)}{V_x(k)}\right), \quad (7)$$

где $V(k) = \sqrt{V_x^2(k) + V_y^2(k) + V_z^2(k)}$.

На основании оцененного значения угла (7) и действительного, измеренного применением соответствующей системы определения угловых параметров движения, появляется возможность косвенного определения значений параметров продольного движения МЛА, а также оценка значений аэродинамических составляющих сил [8]. Например, применяя уравнения проекций балансов сил, можно определить оценочное значение тяги винта, скорости движения и подъемной силы, которые в последующем применимы для оценки функционального состояния конструкции МЛА и формирования вариантов парирования возникшей нештатной ситуации.

Экспериментальная отработка

Для проведения эксперимента был разработан лабораторный научно-экспериментальный стенд для проведения тестирования законов управления МЛА «RQ-7М», схематическая модель которого изображена на рис. 3.

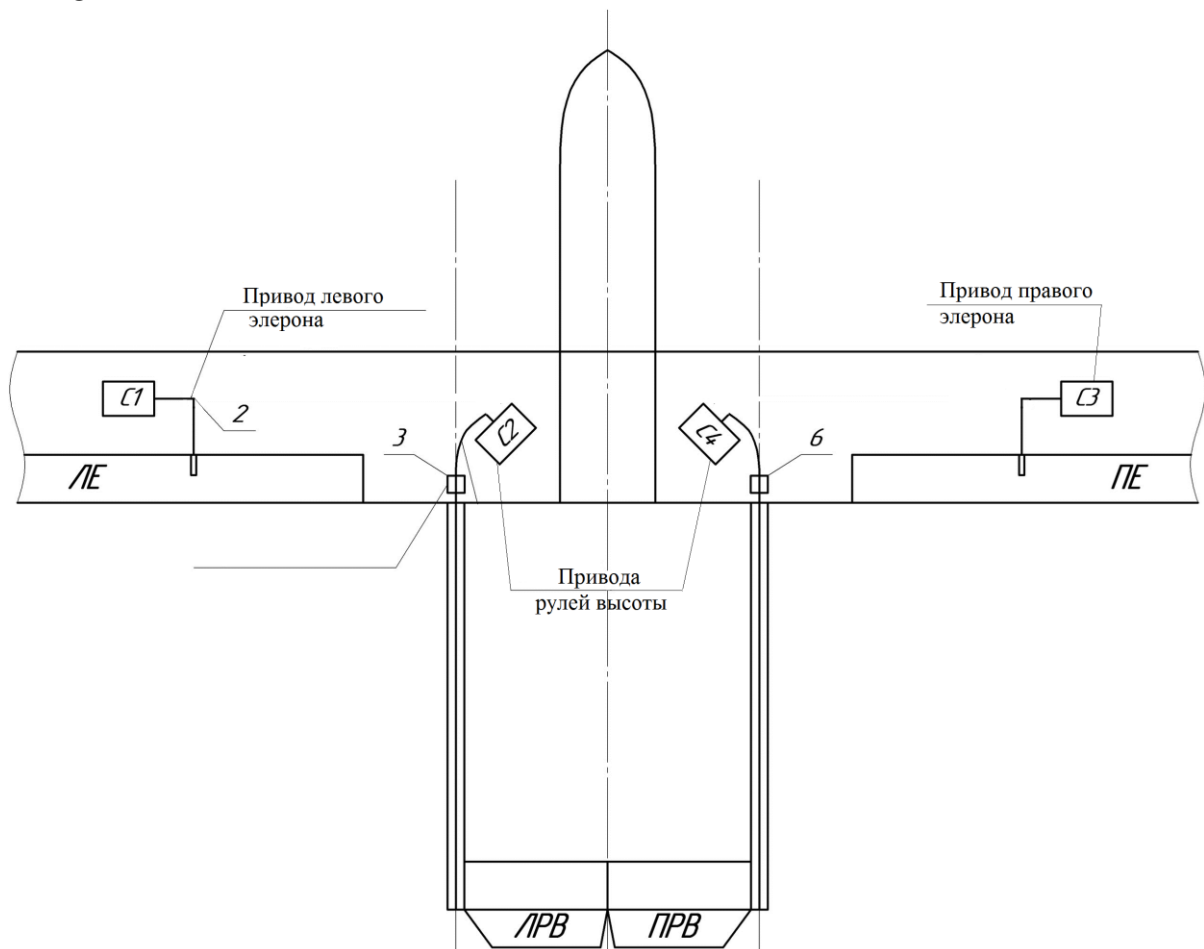


Рисунок 3 – Схематическая модель «RQ-7М»

В блок управления, изображенный на рис. 4, входит микропроцессор ATmega 2560 и минимальная компоновка датчиков, необходимая для измерения параметров полета аппарата (акселерометры, датчики угловых скоростей, магнитометр и барометрический высотомер).

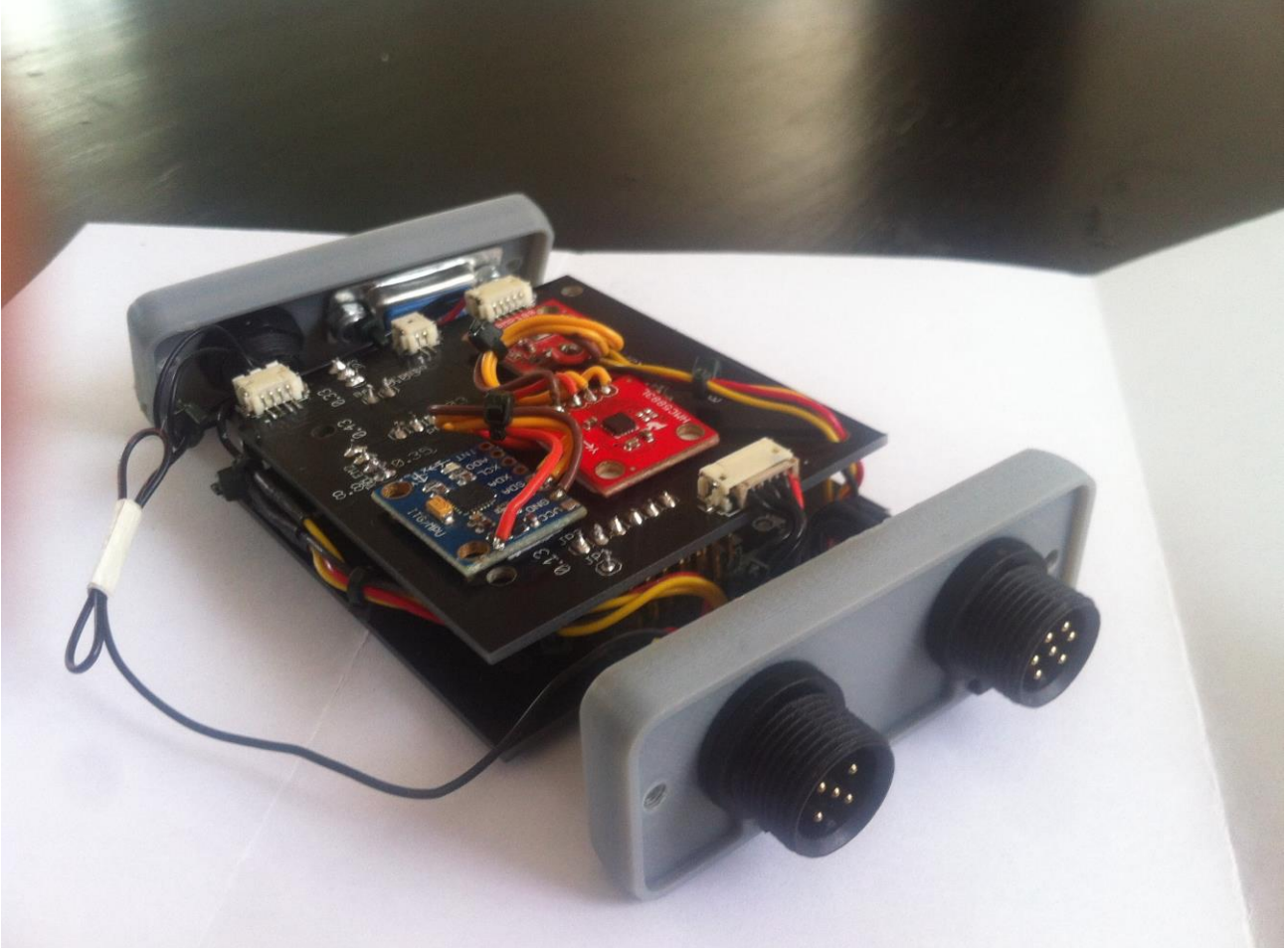


Рисунок 4 – Блок управления МЛА «RQ-7M»

Для подтверждения корректности полученных математических моделей была выполнена серия экспериментов: отработка режимов компенсации провала высоты при выполнении виража с изменением угла крена в горизонтальной плоскости, а также парирование заклинивания рулей высоты.

При возникновении крена для компенсации провала по высоте меняется тяга двигателя в соответствии с полученной аналитикой (1) и высота полета сохраняется.

Возникновение заклинивания рулей высоты вызывает изменение угла тангажа и скорости летательного аппарата, а следовательно, изменение высоты полета [9–10]. Для подавления данного отказа достаточным условием является импульсная смена силы тяги, реализующая снижение высоты по функции затухающей гармонике [11].

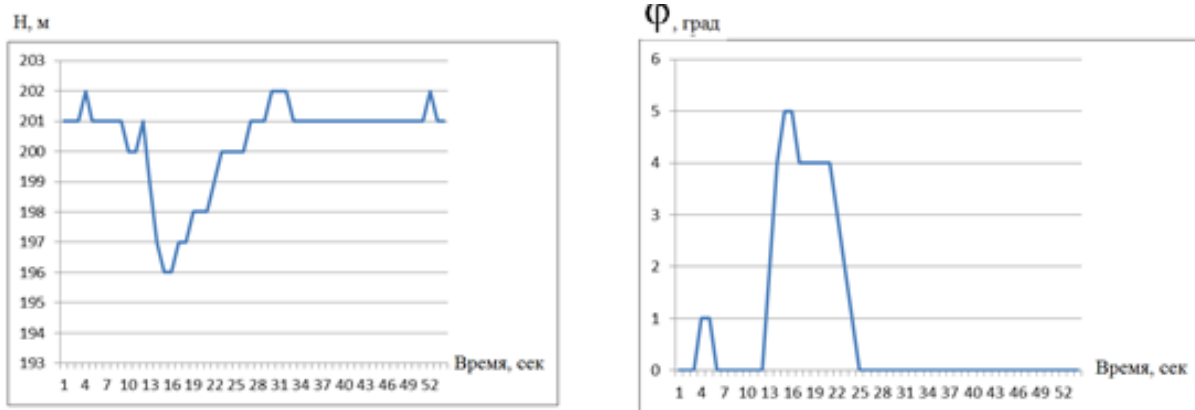


Рисунок 5 – Изображение процесса компенсации высоты при изменении угла крена

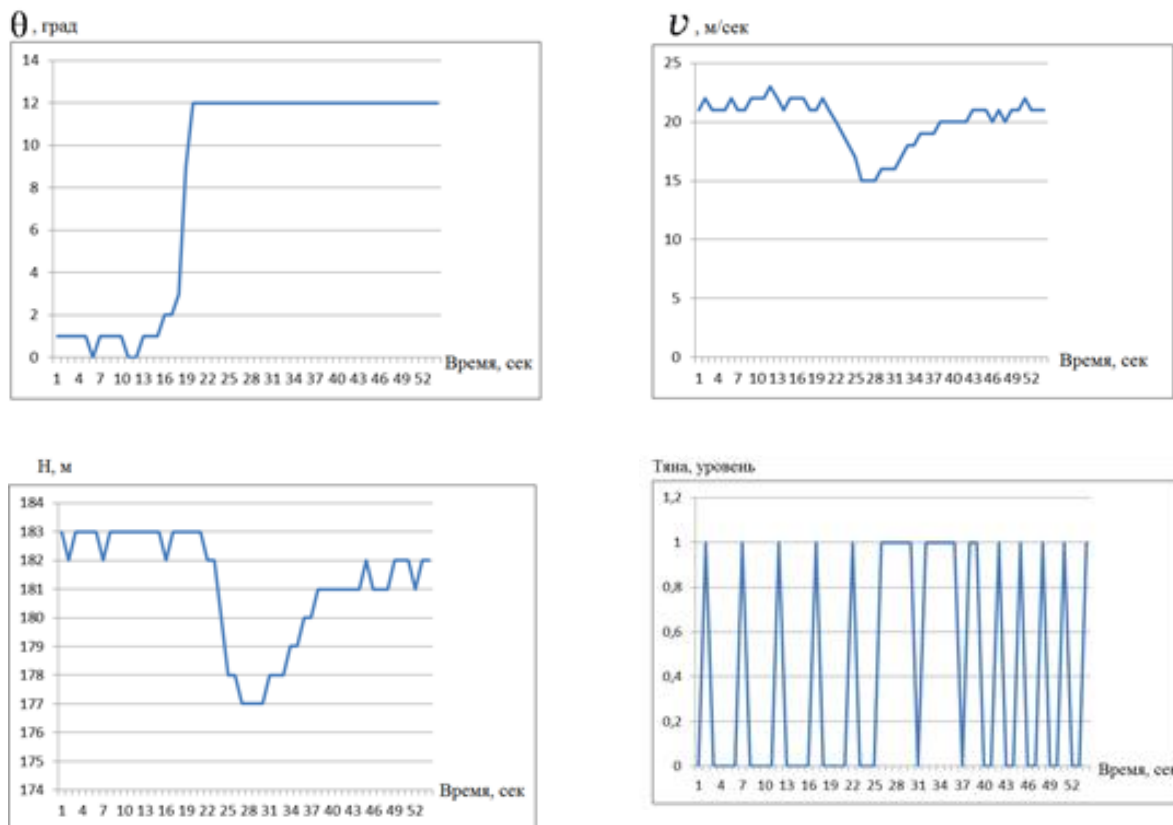


Рисунок 6 – Изображение процесса компенсации высоты при заклинивании управляющей поверхности

Выводы

В результате проведенного исследования получен один из возможных вариантов решения научно-прикладной задачи обеспечения функци-

ональной 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.

Список использованных источников

1. Israel, K, Mani Krishna, C. (2007) Fault tolerant systems. – Morgan Kaufmann Publishers is an imprint of Elsevier, U.S.A. – P. 17–20.
2. Arif, S., Murat, A., (2015) Fault Tolerance Mechanisms in Distributed Systems, Int. J. Communications. – Network and System Sciences, 8, 471–482.
3. Lee, P., Jeffrey, M., Paul, M., Alfons, G. PVS specifications and proofs for fault-tolerant distributed system verification, available at <http://shemesh.larc.nasa.gov/fm/spider/tphols2004/pvs.html>, 2004.
4. Фирсов С. Н. Функционально устойчивое управление угловым движением малогабаритного летательного аппарата / С.Н. Фирсов, К.Ф. Фомичев, Уиссам Будиба, И. В. Жежера // Системи озброєння і військова техніка. — 2016. — № 3. — С. 33-37.
5. Frank, P. (1996) Analytical and qualitative model-based fault diagnosis. – A survey and some new results. Control. – Vol. 2. – 6–28.
6. Фирсов С. Н., Функционально устойчивая система стабилизации параметра продольного движения малогабаритного летательного аппарата / С.Н Фирсов, А.А. Бояркин, И.В.Жежера, Уиссам Будиба // Радіоелектронні і комп'ютерні системи – Вип 1(75) – Харків: ХАИ, 2016. С – 56 – 60.
7. Isermann, R., Balle, P. (1997) Trends in the applications of model-based fault detection and diagnosis of technical processes. Control Engineering Practice 5(5). – P. 709–719.

8. Yasmina Bestaoui Sebbane (2016) Smart autonomous aircraft: Flight Control and Planning for UAV, Taylor & Francis Group, France.
9. Jay Gundlach (2012) Designing Unmanned aircraft systems, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Virginia.
10. Reg Austin (2010) Unmanned Aircraft Systems, A John Wiley and Sons, Ltd., Publication.
11. Hussain, A., Alireza, S. (2004) Fault tolerance for multiprocessor systems via time redundant task scheduling, Department of Electrical & Computer Engineering University of California Davis, CA, U.S.A.

*Поступила в редакцию 22.10.2016,
Рецензент: д-р техн. наук, проф., Н.Д. Кошевой,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*