

УДК 681.5

До Куок Туан

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***КОМПЛЕКСНОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ СИНТЕЗА САУ МАЛОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ТИПА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ**

Изложено комплексное решение задачи синтез системы автоматического управления (САУ) малогабаритного беспилотного летательного аппарата вертикально взлета и посадки – дискообразного летающего изделия (ДОЛИ), который представляет собой новый класс малогабаритных летательных аппаратов со статической неустойчивостью. Для ДОЛИ синтезированы отказоустойчивый блок датчиков бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) и метод идентификации его аэродинамических параметров. Представлен аппаратно-программный комплекс исследования САУ реализующий разработанные процедуры идентификации параметров системы и позволяющий осуществлять идентификацию аэродинамических параметров ДОЛИ в режиме стабилизации.

Ключевые слова: *отказоустойчивость, диагностирование, акселерометр, отказ, ускорение, угловая скорость.*

Введение

Анализ тенденций развития малых беспилотных летательных аппаратов (МБЛА) [1], указывает на то, что ведущие авиационные компании мира, проектирующие подобные летательные аппараты (ЛА), интенсивно занимаются созданием МБЛА, обладающего свойствами самолетно-вертолетной аэродинамической схемы. Это обосновано тем, что целевое предназначение МБЛА в большинстве случаев определяет наличие таких аэродинамических маневров, как полет в горизонтальной плоскости и зависание над определенной точкой поверхности на продолжительный промежуток времени и применение их как на открытом воздухе, так и в закрытых помещениях. Последнее условие исключает возможность применения чистой вертолетной схемы и схем, подобных ей, из-за опасности потери МБЛА при столкновении несущего винта с вертикальными и горизонтальными препятствиями, что в свою очередь определяет актуальность создания МБЛА на эффекте Коанда к которым относится дискообразное летающее изделие (ДОЛИ).

Система управления ДОЛИ, представляет собой целостную, интеллектуальную и взаимосвязанную систему, в составе которой присутствуют разные устройства и элементы, что определяет более высокий уровень задач синтеза системы автоматического управления статически неустойчивой ДОЛИ и обеспечение подобных систем активной отказоустойчивостью.

Наиболее существенными факторами, влияющие на идентификацию аэродинамических параметров ДОЛИ, являются статическая неустойчивость аэродинамической схемы и отсутствие отработанных методов идентификации параметров подобных схем в аэродинамических трубах (институтах проблем математического моделирования динамики полета летательных аппаратов). Помимо указанных сложностей, имеет место необходимость моделирования и парирование аварийной ситуации системы управления ДОЛИ в режиме реального времени: обеспечение работоспособности измерительной и исполнительной частей системы управления ДОЛИ при возникновении в соответствующих элементах типовых видов отказов. Отсюда **цель статьи** состоит в решении следующих задач:

– провести анализ аэродинамической схемы МБЛА типа ДОЛИ, используя разработаны й действующий макет подобного летательного аппарата. На основании проведенного анализа спроектировать исполнительные устройства для каждого канала управления и осуществить структурный синтез каналов системы управления ДОЛИ.

– проанализировать существующие схемы размещения измерителей параметров движения ДОЛИ и на основании проведенного анализа синтезировать компоновку измерителей, позволяющую обеспечить активную отказоустойчивость блоков датчиков ДОЛИ. Кроме того, а в рамках используемого известного сигнально-параметрического подхода исследовать блоки датчиков БИНС, построить алгоритмы диагностирования до видов отказов блоков.

– синтезировать модели, описывающие процессы, протекающие в замкнутом контуре «ДОЛИ – система стабилизаций» и построить программно-аппаратный комплекс позволяющий идентифицировать не только параметры замкнутой системы управления, но и аэродинамические характеристики ДОЛИ.

1. Описание аэродинамической схемы ДОЛИ

ДОЛИ, как объект управления (рис. 1), представляет собой статически неустойчивый ЛА, что в свою очередь определяет сложность синтеза системы автоматического управления (САУ) ДОЛИ, а также необходимость обеспечения САУ ДОЛИ свойством активной отказоустойчивости.

В процессе проведенных исследований был определен профиль аэродинамических поверхностей (рис. 1, 4), при этом форма изогнутой поверхности была получена в процессе проведения многократных экспериментов. Эта форма обеспечивает создание необходимого значения подъемной силы [2]. Для обеспечения управления ДОЛИ по соответствующим углам (крен, тангаж и рыск), ДОЛИ оборудована соответствующими аэродинамическими поверхностями (рис. 1, 6 – 8), отклонение которых осуществляется соответствующими исполнительными механизмами и приводами.

Особенность построения исполнительной системы заключается в следующем. Малогабаритный сервопривод принимает сигнал управления в виде широтной импульсной модуляции с бортового микропроцессорного управляющего устройства (МК). Под действием этого управления, сервопривод создает крутящий момент, что в свою очередь приводит к тому, что соответствующая аэродинамическая поверхность будет руль отклоняться на соответствующий угол, пропорциональный величине управляющего сигнала. Вдоль вала вращения поверхности установлены два мини потенциометра для получения сигналов пропорциональных углам поворота вала, которые в дальнейшем используются решения для задач диагностирования и восстановления работоспособности блоков сервоприводов.

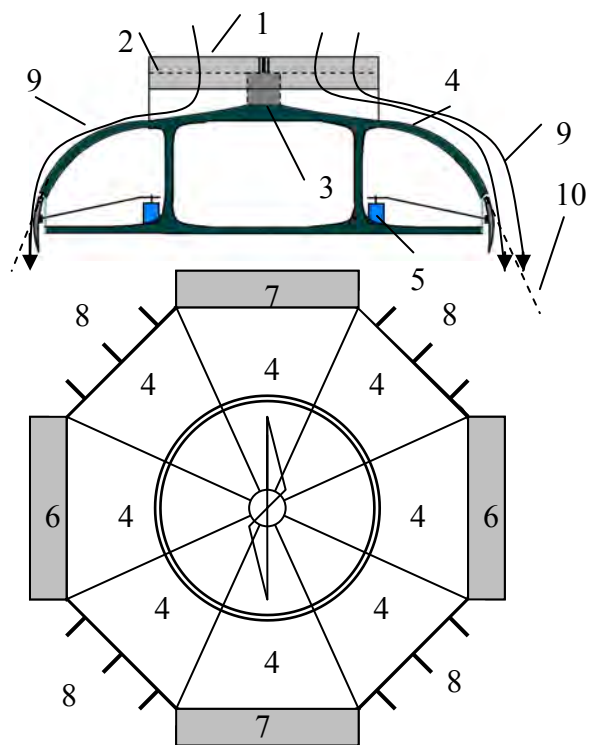


Рис. 1. Общая конструкция ДОЛИ и размещение ее органов управления:
1 – зазор защиты; 2 – винты; 3 – двигатель; 4 – изогнутая поверхность; 5 – электрический привод; 6 – руль управления по тангажу; 7 – руль управления по крену; 8 – руль управления по курсу; 9 – поток воздуха; 10 – нейтральное положение руля управления

Поток воздуха через изогнутую поверхность действует на отклоненную аэродинамическую поверхность создает управляющий момент по соответствующей оси связанной системы координат (рис. 2).

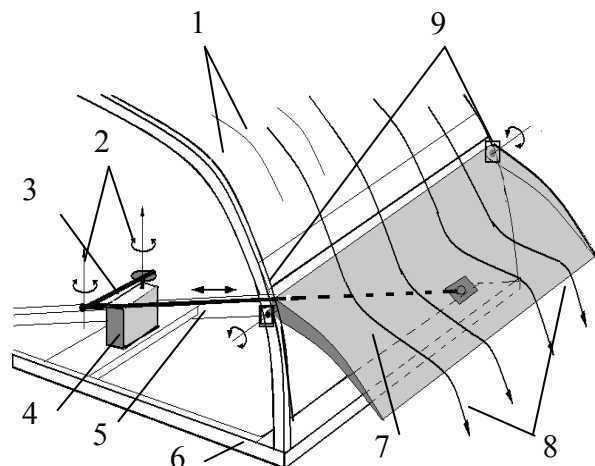


Рис. 2. Трехмерное представление профиля аэродинамических поверхностей:
1 – изогнутая поверхность; 2 – оси вращения механизмов; 3 – рычаг управления; 4 – сервопривод; 5 – качалки; 6 – часть корпуса ДОЛИ; 7 – руль управления канала тангажа (крена); 8 – поток воздуха; 9 – минипотенциометры

Этот момент предназначен для целенаправленного изменения или стабилизации соответствующих углов.

2. Обеспечение отказоустойчивостью БИНС ДОЛИ

На сегодняшний день существует огромное количество вариантов построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) [3, 4], которое можно классифицировать по признаку наличия чувствительных элементов (ЧЭ), определяющих параметры углового движения МБЛА: БИНС на акселерометрах и БИНС с гироскопическими измерителями угловых параметров БПЛА. Первая группа БИНС характеризуется простотой технической реализации, однако для нее присущи недостатки, связанные с определением направления вращения и очень актуальна проблема начальной выставки. Типичным представителем второй группы является БИНС на трех акселерометрах (АК) и трех датчиках угловой скорости (ДУС). Оси чувствительности акселерометров и ДУС ортогональны друг другу и совпадают (или параллельны) с осями связанной с БПЛА системой координат. Такое построение БИНС является наиболее простым с точки зрения обработки информации, но недостаток такой БИНС заключается в том, что она полностью не диагностируема, поэтому является актуальной задачей проектирование БИНС, в которых количество ЧЭ и их компоновка позволят решать основные задачи, возложенные на БИНС, а также диагностировать техническое состояние с глубиной до вида отказа [5].

Для выполнения условия полной диагностируемости БИНС необходимо обеспечение структурной и сигнальной диагностируемости устройства при решении каждой задачи диагностируемости. Обеспечение выполнения критерия сигнальной диагностируемости достигается путем формирования соответствующих входных сигналов, обеспечивающих выполнение соответствующего критерия. Выполнение критерия сигнальной диагностируемости является достаточным условием диагностируемости. Для обеспечения необходимого условия диагностируемости необходимо выполнение критерия структурной диагностируемости БИНС – если система структурно не диагностируема при решении соответствующей задачи диагностического обеспечения, то она также сигнально не диагностируема, а соответственно не выполняются условия полной диагностируемости. Таким образом задача обеспечения структурной диагностируемости БИНС, является первостепенной и необходимой при разработке диагностического обеспечения.

Так как БИНС принадлежит к объектам диагностирования с неизвестным входом, то единственный путь обеспечения выполнения критерия струк-

турной диагностируемости, является введение структурной избыточности. Одним из примеров введения структурной избыточности, является мажоритарная схема включения ЧЭ в БИНС – по три акселерометра и три датчика угловых скоростей по каждой оси связанной с БПЛА системой координат. Но, не смотря на то, что указанная схема обеспечивает полную диагностируемость БИНС с глубиной до места отказа, введение избыточного количества ЧЭ приводит к увеличению массы, габаритов и энергопотребления БИНС. Подобное ограничение определяет актуальность задачи проектирования БИНС ДОЛИ с минимальной структурной избыточностью позволяющей обеспечивать структурную диагностируемость БИНС с глубиной до вида отказа [6], ее размещение датчиков представлено на рис. 3. Для задачи обеспечения условия полной диагностируемости отказоустойчивой БИНС [7], предложено другое размещение оси чувствительности датчиков (рис. 4). Результаты эксперимента (рис. 5, 6) для БИНС с минимальной избыточности показывают возможность самодиагностирования и восстановления работоспособности БИНС в режиме реального времени.

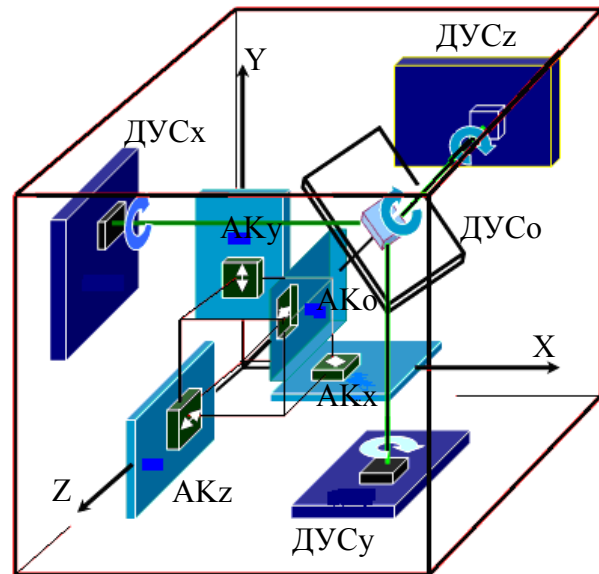


Рис. 3. БИНС с минимальной структурной избыточностью

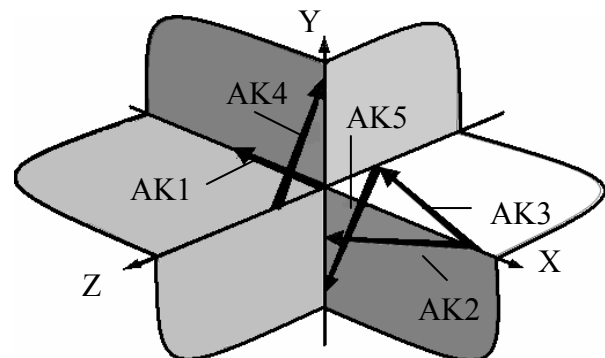


Рис. 4. БИНС с структурной избыточностью

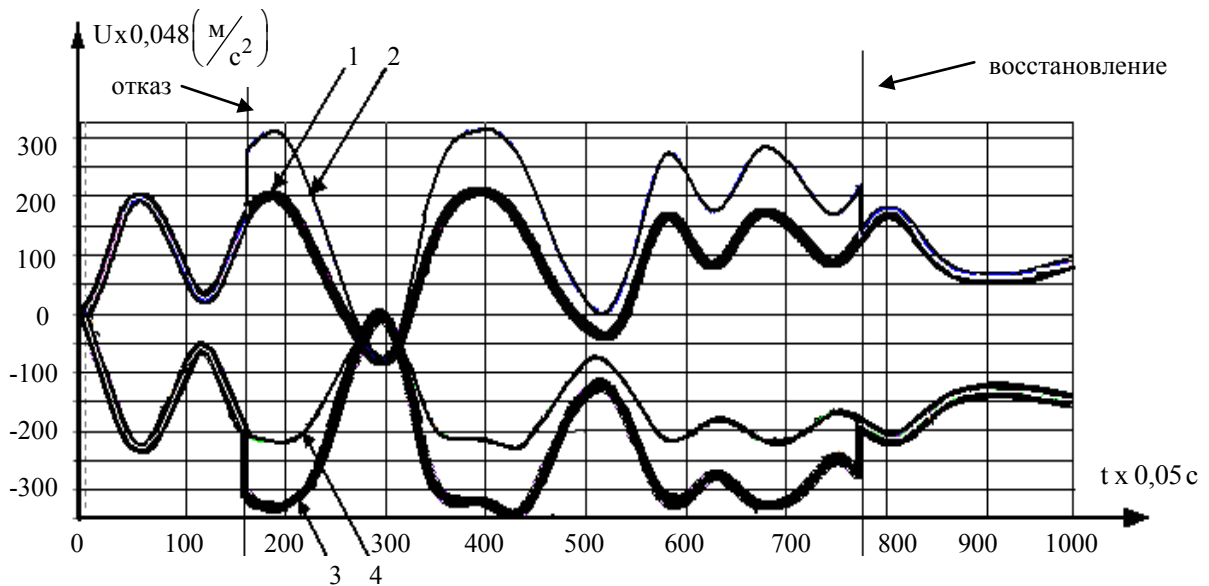


Рис. 5. Результаты эксперимента отказоустойчивого блока акселерометров БИНС:
 U – показание акселерометра; 1 – реальное показание исправного акселерометра;
 2 – оценочное показание исправного акселерометра; 3 – реальное показание отказавшего акселерометра;
 4 – оценочное показание отказавшего акселерометра

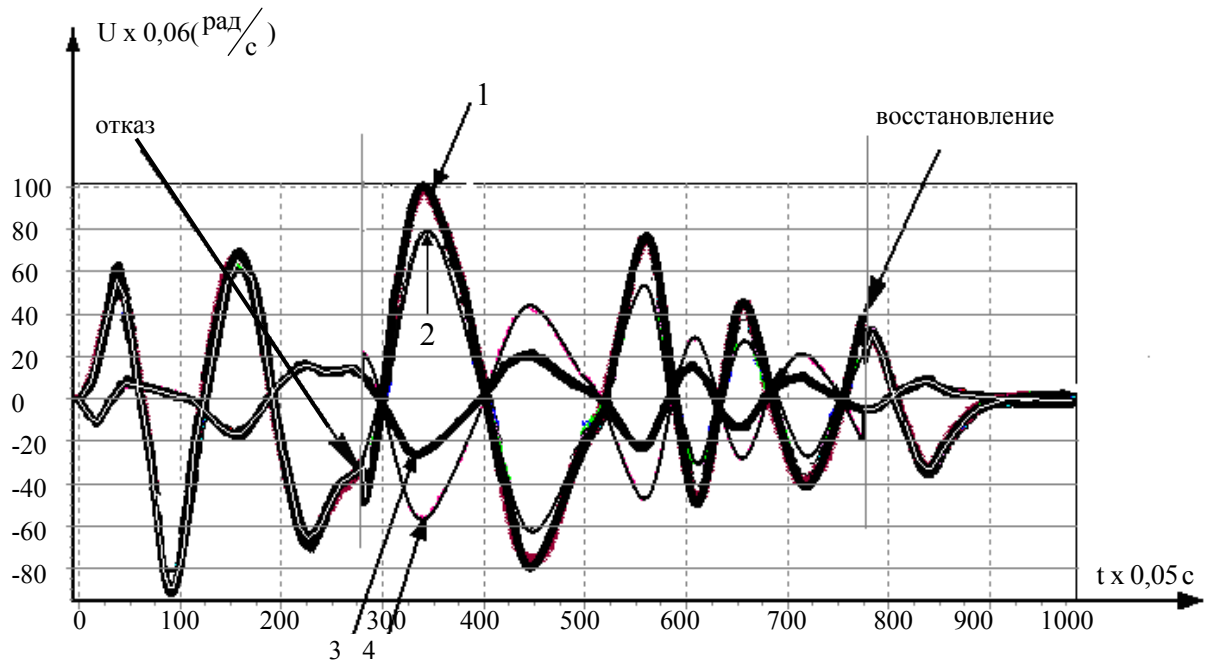


Рис. 6. Результаты эксперимента отказоустойчивого блока датчиков угловой скорости БИНС:
 U – показание датчика угловой скорости; 1 – реальное показание отказавшего датчика угловой скорости;
 2 – оценочное показание отказавшего датчика угловой скорости; 3 – реальное показание исправного датчика угловой скорости;
 4 – оценочное показание исправного датчика угловой скорости

3. Аппаратно-программный комплекс исследования САУ ДОЛИ

В процессе разработки САУ ДОЛИ задача определения ее параметров, является трудоемкой, требующей обеспечения высокой точности их определения с целью достижения необходимых характеристик проектируемой системы. Поэтому экспериментальное определение характеристик САУ ДОЛИ необходимо проводить применением комплексного подхода,

охватывающего весь цикл проводимых экспериментов, которые необходимы на всех этапах разработки САУ. Кроме того, необходимо обеспечивать определенную достоверность получаемой информации о характеристиках ДОЛИ: статические и динамические характеристики, получаемые для различных уровней иерархии наземных экспериментов.

В настоящее время комплексные программы экспериментов САУ ДОЛИ направлены на увеличение объема наземных и сокращение летных испыта-

ний, включающие процедуры идентификации параметров САУ ДОЛИ и полунатурного моделирования, состоящего из нескольких этапов, что позволяет синтезировать САУ с высокими показателями качества и синтезировать алгоритмы отказоустойчивого управления ДОЛИ. Так же в условиях наземных экспериментов имеется возможность контролировать и корректировать ряд испытываемых алгоритмов САУ ДОЛИ, например: алгоритмы стабилизации; алгоритмы обеспечения отказоустойчивости САУ ДОЛИ; алгоритмы реконфигурации структуры систем и т.д.

Исходя из этого разработка аппаратно-программного комплекса исследования характеристик САУ ДОЛИ позволила ускорить процессы синтеза алгоритмов отказоустойчивого управления и подтвердить экспериментальным путем полученные теоретические результаты, схема построения которой предложена на рис. 7.

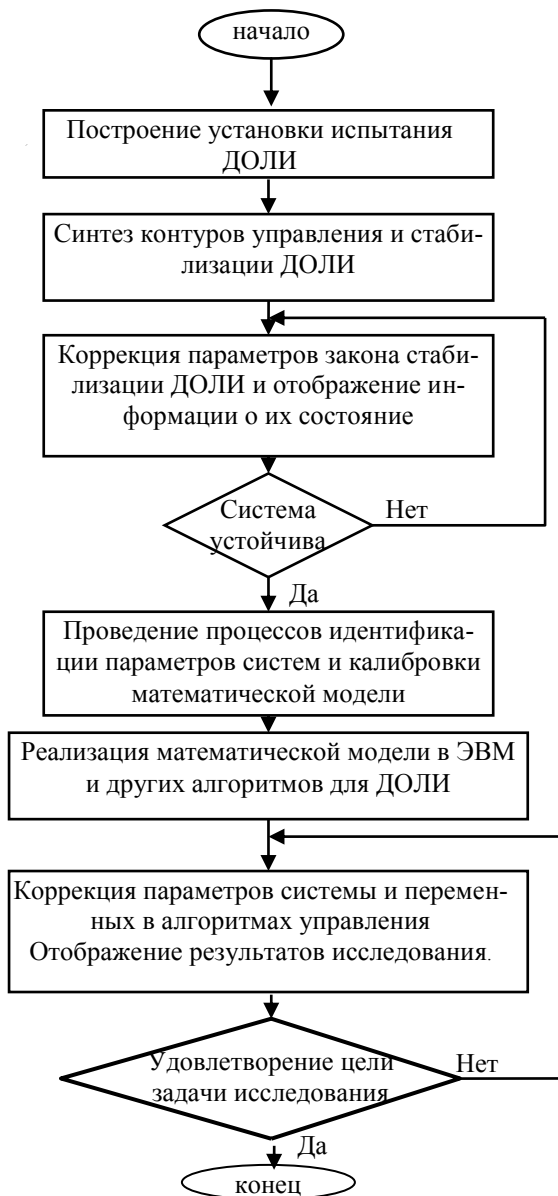


Рис. 7. Схема построения комплексного эксперимента ДОЛИ с математическим моделированием

Идентификация математической модели экспериментальным методом

Данная система является неустойчивой поскольку, поэтому чтобы получить необходимые данные для процесса идентификации нужно стабилизировать систему, значит нужно построить замкнутую систему с обратной связью, при этом на входе системы подается тестовой сигнал и (управляющее воздействие) изменяются и на выходе наблюдается реакция системы углом тангажа ϑ (рис. 8).

Идентификации параметров данного объекта в такой замкнутой системе может проводиться при естественных шумах объекта управления и создании дополнительных широкополосных шумов, вносимых в замкнутый контур. Тогда через контур обратной связи возникает корреляция между входными и выходными данными объекта, что может приводить к смещению оценок его параметров. Поэтому для устранения этого смещения необходимо выполнение двух условий идентифицируемости. Первое условие отвечает требованию априорной известности структуры и порядка модели объекта управления; второе условие задается неравенствами порядок передаточной функции и известна величина запаздывания в системе. Оба условия были обеспечены на предыдущих этапах исследования.

В данном случае используется программное обеспечение в виде М.файла (Matlab), в которой запрограммирован рекуррентный метод наименьших квадратов с исходными данными, полученными опытным путем в режиме стабилизации ДОЛИ. Данные входа и выхода представлены на рис. 9, 10, а результаты идентификации и моделирования на рис. 11 – 13. При этом, анализ результатов моделирования разомкнутой и замкнутой систем с коэффициентами передаточной функции, полученными идентификацией, утверждает правильности моделирования к практическому эксперименту о том, что в разомкнутой системе ДОЛИ не устойчиво, а при замкнутой системе ДОЛИ устойчиво, следует того, что система идентифицирована. После идентификации с помощью аппаратно-программного комплекса исследования проводится процесс калибровки математической модели ДОЛИ, в результате того полученная математическая модель ДОЛИ канал тангажа оценивается адекватности к реальному линии регрессии (рис. 13, б). Линия регрессии (адекватности) показывает того, что результаты моделирования с машинной модели ДОЛИ адекватны к экспериментальным данным.

Заключение

Основными результатами исследований, отраженные в данной работе, являются: выбор типовой модели МБЛА; размещения датчиков избыточной структуры, с целью обеспечения измерительной

части ДОЛИ свойством активной отказоустойчивости; формированием избыточного количества датчиков для условия полной диагностируемости блока датчиков. Также представлены результаты экспери-

ментальной идентификация аэродинамических параметров ДОЛИ в режиме стабилизации на синтезированном аппаратно-программном комплексе и определена адекватность полученных моделей.

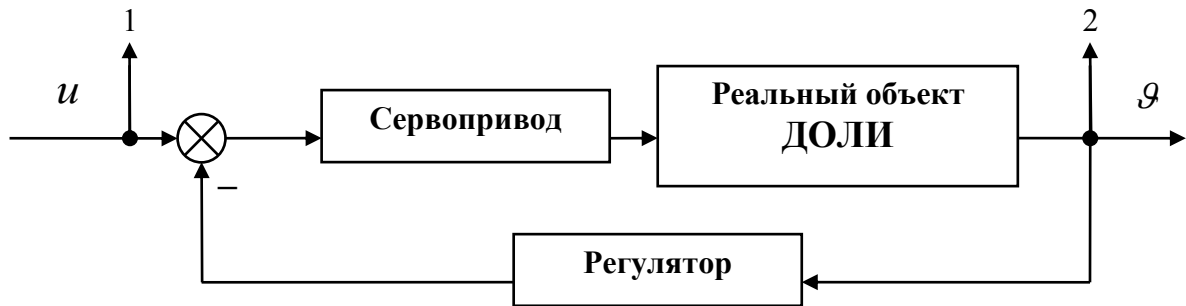


Рис. 8. Структурная схема идентификации параметров продольного канала управления ДОЛИ:
1 – измеряемые входные сигналы;
2 – измеряемые выходные сигналы

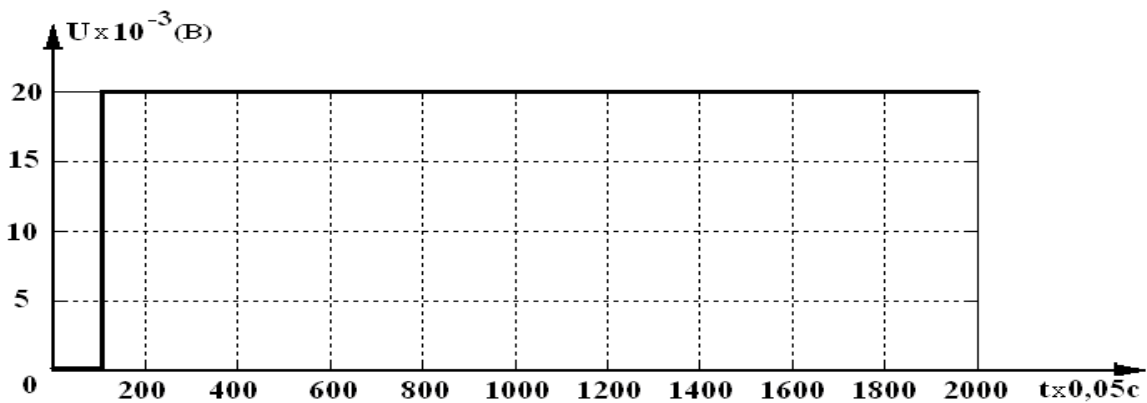


Рис. 9. Входные данные системы автоматической стабилизации угла тангажа ДОЛИ

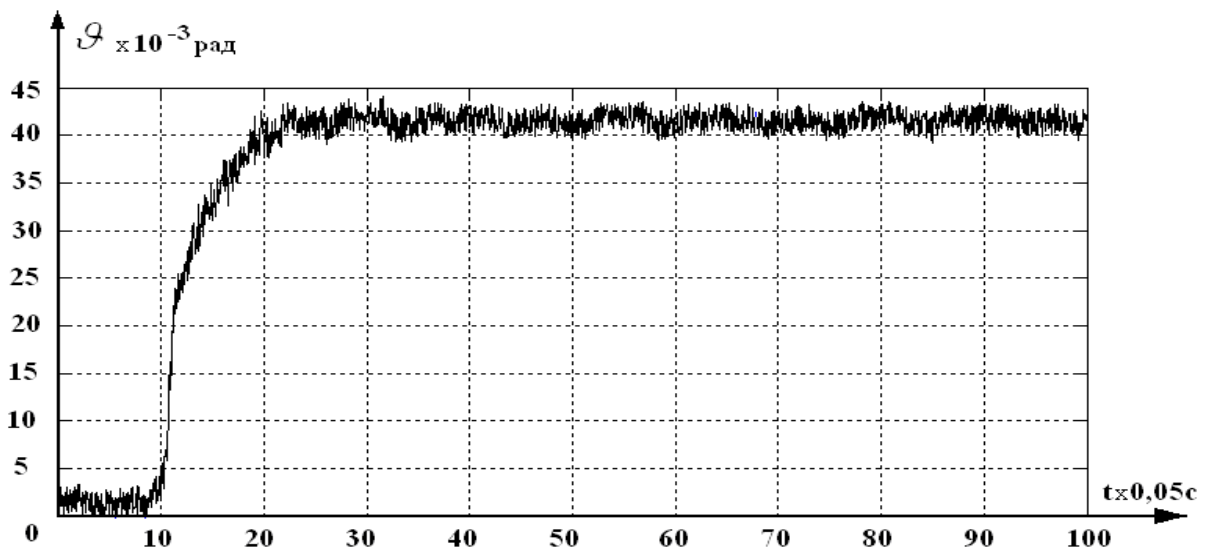


Рис. 10. Выходные данные системы автоматической стабилизации угла тангажа ДОЛИ

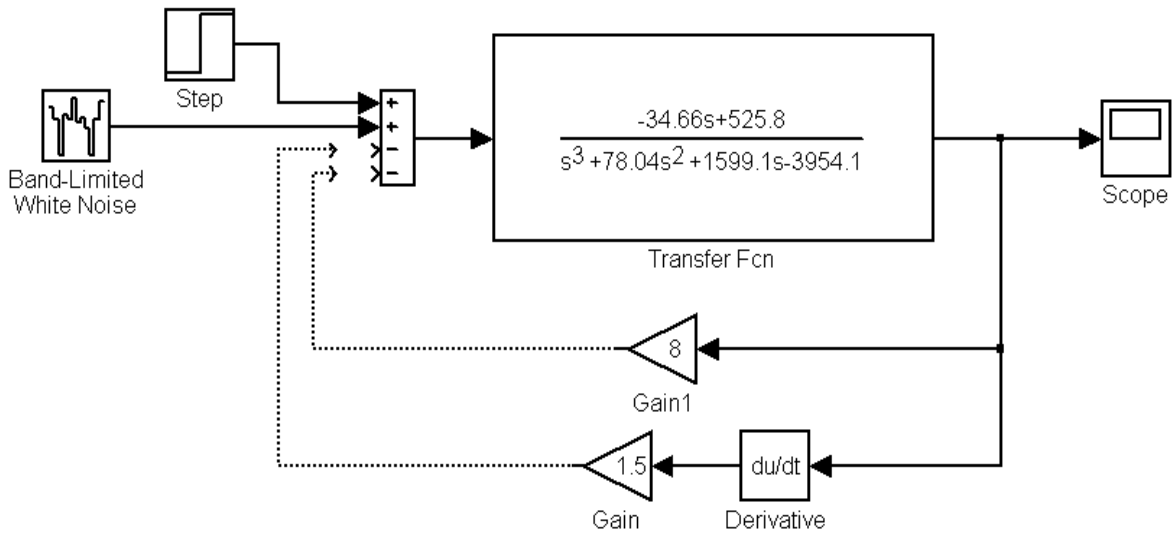


Рис. 11. Моделирование системы стабилизации угла тангажа ДОЛИ

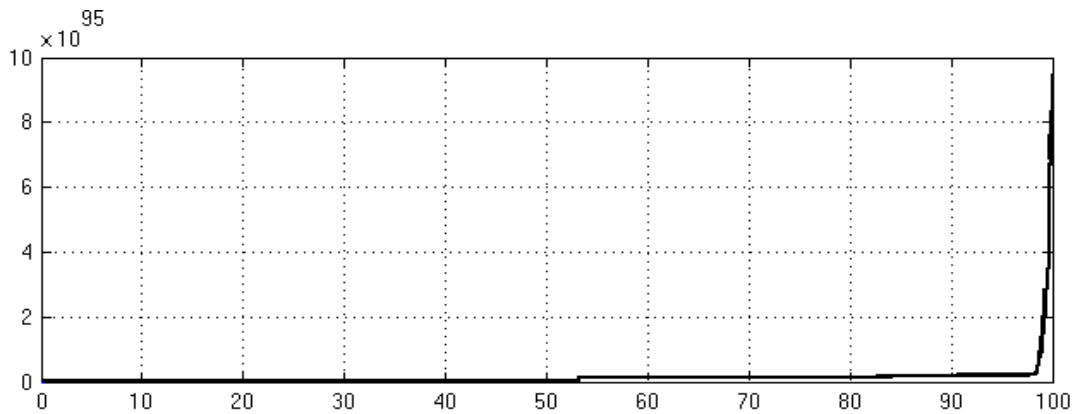


Рис. 12. Переходной процесс разомкнутой системы (система не устойчива)

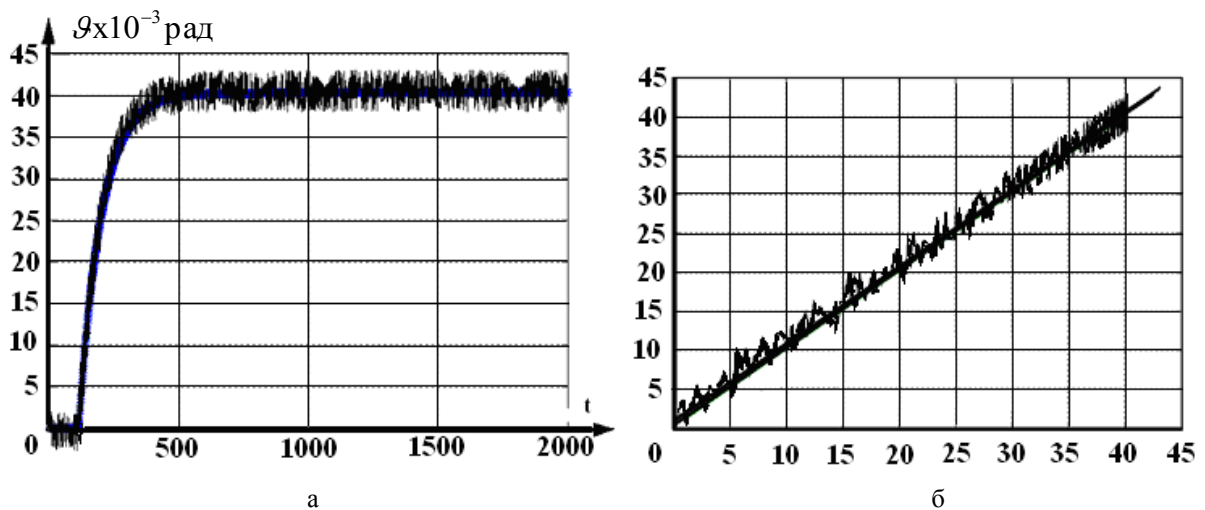


Рис. 13. Сравнение результатов моделирования и эксперимента:
а – переходной процесс замкнутой системы; б – оценка адекватности модели к реальному

Список литературы

1. Соколов В.Б. Беспилотные летательные аппараты, некоторые вопросы развития и применения / В.Б. Соколов, Е.Д. Гаряев // Мехатроника, автоматизация, управления. – 2008. – № 2. – С. 12-23.

2. Фирсов С.Н. Особенности конструкции и системы автоматического управления беспилотного летательного аппарата нетрадиционной аэродинамической схемы вертикального взлета и посадки / С.Н. Фирсов, До Куок Туан, Р.М. Гуш, О.В. Данченко // Весник Харьковского национального университета сельского хозяйства

им. Петра Василенка. – 2009. – Вып. 87. – С. 123-125.

3. Эпифанов А.Д. Избыточные системы управления летательными аппаратами / А.Д. Эпифанов. – М.: Машиностроение, 1978. – 144 с.

4. Гордин А.Г. Математические модели и измерительные средства бескарданных инерциальных навигационных систем: учеб. пособие / А.Г. Гордин. – Х.: Харьков. авиац. ин-т, 1997. – 113 с.

5. Диагностирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с глубиной до места отказа / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2008. – № 1 (28). – С. 75-81.

6. Восстановление измерений навигационной системы в режиме реального времени / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – Вып. 5 (52). – С. 28-33.

7. Фирсов С.Н. Диагностируемость блока акселерометров при пространственном движении летательного аппарата / С.Н. Фирсов, До Куок Туан // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – Вып. 4 (61). – С. 14-20.

Поступила в редколлегию 16.11.2009

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

КОМПЛЕКСНЕ РІШЕННЯ ЗАДАЧІ СИНТЕЗУ САУ МАЛОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ТИПУ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ І ПОСАДКИ

До Куок Туан

Викладено комплексне рішення задачі синтезу системи автоматичного управління (САУ) малогабаритного безпілотного літального апарату вертикально зльоту і посадки – дощкообразного літаючого виробу (ДОЛІ), який є новим класом малогабаритних літальних апаратів із статичною нестійкістю. Для ДОЛІ синтезована відмовостійка система автоматичного управління, вживанням методів структурної ідентифікації в режимі стабілізації. Представлений апаратно - програмний комплекс дослідження САУ реалізовує розроблені процедури ідентифікації параметрів системи і дозволяє здійснювати ідентифікацію аеродинамічних параметрів ДОЛІ в режимі стабілізації.

Ключові слова: відмовостійкість, діагностування, акселерометр, відмова, прискорення, кутова швидкість.

THE COMPLEX DECISION OF THE PROBLEM OF SYNTHESIS CAU OF THE SMALL PILOTLESS FLYING MACHINE OF TYPE OF THE VERTICAL TAKE OFF AND LANDING

Do Quoc Tuan

The complex decision of a problem synthesis of system of automatic control (CAU) space saver a pilotless flying machine vertically take off and landing □ wooden a le-thawing product (SHARE) which represents a new class small-sized flying apparatus with static instability is stated. For the SHARE the failure-safe system automatic heskogo managements, by application of methods of structural identification in a mode stabilization is synthesized. It is presented it is hardware - a program complex of research CAU realizing the developed procedures of identification of parameters of system and allowing to carry out identification aero dynamical SHARE parameters in a stabilization mode.

Keywords: fault tolerance, diagnosing, navigation, refusal, acceleration, angular speed.