

МЕХАТРОНИКА, АВТОМАТИЗАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ



Том 24
2023
№ 11

Рисунки к статье С. В. Феофилова, А. В. Козыря, Д. Л. Хапкина
 «СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ НЕЙРОСЕТЕВЫХ РЕГУЛЯТОРОВ
 ДЛЯ ОБЪЕКТОВ УПРАВЛЕНИЯ С ОГРАНИЧИТЕЛЯМИ»

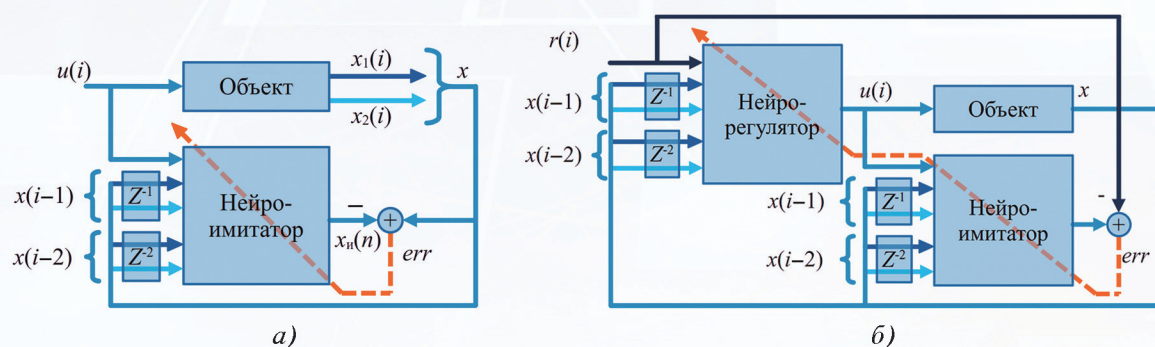


Рис. 1. Схема обучения нейрорегулятора в методе обратного пропускания ошибки через нейроимитатор:
 а – обучение нейроимитатора; б – обучение нейрорегулятора

Fig. 1. Neurocontroller training scheme in the method of error reversal through the neuroimitator,
 left: training of the neuroimitator, right: training of the neurocontroller

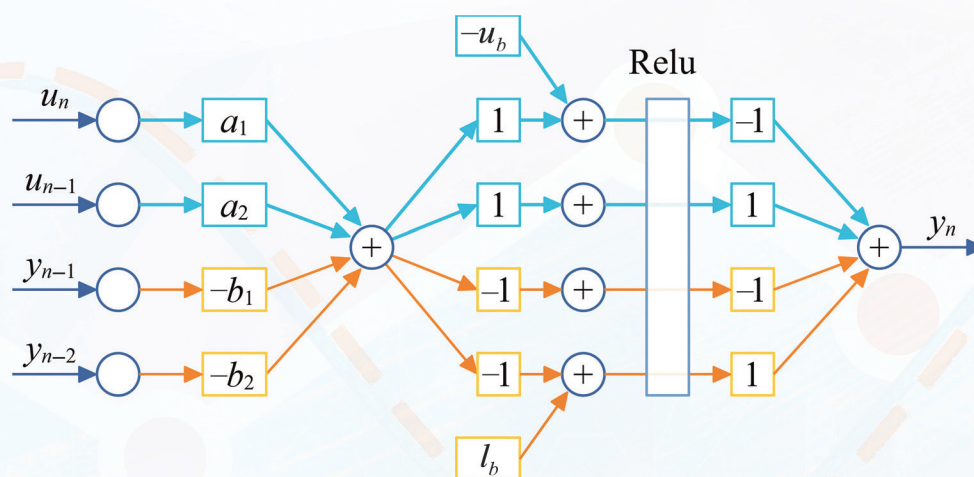


Рис. 5. Структура нейроимитатора для звена с ограничителем типа жесткий механический упор
 Fig. 5. Structure of the neuroimitator for a link with a rigid mechanical stop type limiter

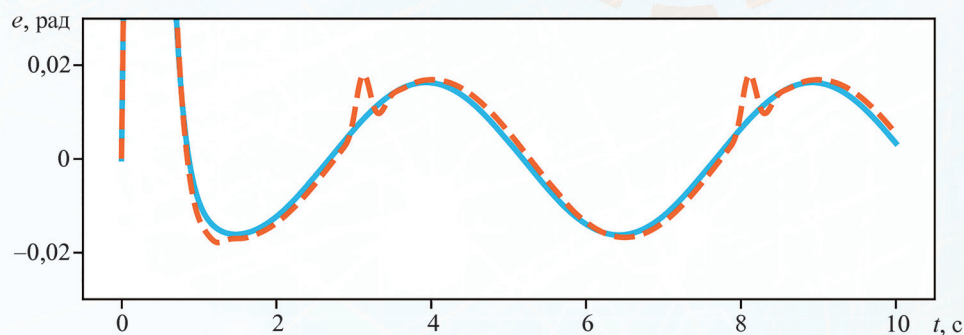


Рис. 9. Ошибка слежения систем управления гидроприводом с квазиоптимальным по быстродействию
 и нейросетевым регулятором за гармоническим сигналом (частота 1.27 рад/с, амплитуда 1 рад)
 Fig. 9. Tracking error of hydraulic drive control systems with a quasi-optimal speed and neural
 network controller for a harmonic signal (frequency 1.27 rad/s, amplitude 1 rad)

МЕХАТРОНИКА, АВТОМАТИЗАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ

Том 24

2023

№ 11

Издаётся с 2000 года

ISSN 1684-6427 (Print)

ISSN 2619-1253 (Online)

DOI 10.17587/issn.1684-6427

Главный редактор:

ФИЛИМОНОВ Н. Б., д.т.н.

Заместители главного редактора:

БОЛЬШАКОВ А. А., д.т.н.

ПОДУРАЕВ Ю. В., д.т.н.

ЮЩЕНКО А. С., д.т.н.

Ответственный секретарь:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.

Редакционный совет:

АНШАКОВ Г. П., чл.-корр. РАН

БОЛОТНИК Н. Н., чл.-корр. РАН

ВАСИЛЬЕВ С. Н., акад. РАН

ЖЕЛТОВ С. Ю., акад. РАН

КАЛЯЕВ И. А., акад. РАН

КУЗНЕЦОВ Н. А., акад. РАН

КУРЖАНСКИЙ А. Б., акад. РАН

ПЕШЕХОНОВ В. Г., акад. РАН

РЕЗЧИКОВ А. Ф., чл.-корр. РАН

СЕБРЯКОВ Г. Г., чл.-корр. РАН

СИГОВ А. С., акад. РАН

СОЙФЕР В. А., акад. РАН

СОЛОМЕНЦЕВ Ю. М., чл.-корр. РАН

ФЕДОРОВ И. Б., акад. РАН

ЧЕНЦОВ А. Г., чл.-корр. РАН

ЧЕРНОУСЬКО Ф. Л., акад. РАН

ЩЕРБАТЮК А. Ф., чл.-корр. РАН

ЮСУПОВ Р. М., чл.-корр. РАН

Редколлегия:

DORANTES D. J., PhD, Турция

GROUMPOS P. P., PhD, Греция

ISIDORI A., PhD, Италия

KATALINIC B., PhD, Австрия

LIN CH.-Y., PhD, Тайвань

MASON O. J., PhD, Ирландия

ORTEGA R. S., PhD, Франция

SKIBNIEWSKI M. J., PhD, США

STRZELECKI R. M., PhD, Польша

SUBUDHI B. D., PhD, Индия

АЛИЕВ Т. А., д.т.н., Азербайджан

ГАРАЩЕНКО Ф. Г., д.т.н., Украина

БОБЦОВ А. А., д.т.н.

БУКОВ В. Н., д.т.н.

ЕРМОЛОВ И. Л., д.т.н.

ЖУКОВ И. А., д.т.н.

ИЛЬЯСОВ Б. Г., д.т.н.

КОРОСТЕЛЕВ В. Ф., д.т.н.

ЛЕБЕДЕВ Г. Н., д.т.н.

ЛОХИН В. М., д.т.н.

МАГОМЕДОВ М. Х., д.ф.-м.н.

ПУТОВ В. В., д.т.н.

ПШИХОПОВ В. Х., д.т.н.

РАПОПОРТ Э. Я., д.т.н.

СЕРГЕЕВ С. Ф., д.пс.н.

ФИЛАРЕТОВ В. Ф., д.т.н.

ФРАДКОВ А. Л., д.т.н.

ФУРСОВ В. А., д.т.н.

Редакция:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.

Директор издательства:

АНТОНОВ Б. И.

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

- Феофилов С. В., Козырь А. В., Хапкин Д. Л. Структурно-параметрический синтез нейросетевых регуляторов для объектов управления с ограничителями563

АВТОМАТИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ ПРОЦЕССАМИ И ПРОИЗВОДСТВАМИ

- Соловьев Д. С. Разработка и анализ интеллектуальной системы управления гальваническим процессом на базе ассоциативной памяти в условиях предсказуемой неопределенности573

РОБОТЫ, МЕХАТРОНИКА И РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

- Николаев А. В., Старовойтов Е. И., Федосов Д. В., Колесников А. В., Филин М. А. Навигация беспилотного транспорта на основе электромагнитной индукции583

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА,
УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

- Korsun O. N., Sekou Goro, Mounq Htang Om. A Comparison between Kalman Filtering Approaches in Aircraft Flight Signal Estimation590

- Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Горшкова О. Ю., Малахова И. В. Методы параметрической идентификации систематических погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов в летных испытаниях самолета598

- Елисов Н. А., Крамлих А. В., Ломака И. А. Синтез номинальных траекторий переориентаций малоразмерного космического аппарата при отказе одного канала управления608

Журнал входит в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата и доктора наук; журнал включен в систему Российского индекса научного цитирования, а также в МНБД Scopus и RSCI (на платформе Web of Science).

Информация о журнале доступна по сети Internet по адресу:
<http://mech.novtex.ru>, e-mail: mech@novtex.ru

THEORETICAL AND APPLIED SCIENTIFIC AND TECHNICAL JOURNAL

MECHATRONICS, AUTOMATION, CONTROL

Vol. 24

2023

No. 11

MEKHATRONIKA, AVTOMATIZATSIYA, UPRAVLENIE

Published since 2000

ISSN 1684-6427 (Print)

ISSN 2619-1253 (Online)

DOI 10.17587/issn.1684-6427

Editor-in-Chief

FILIMONOV N. B.

Deputy Editors-in-Chief:

BOLSHAKOV A. A.

PODURAEV Yu. V.

YUSCHENKO A. S.

Responsible Secretary:

BEZMENOVA M. Yu.

Editorial Board:

ANSHAKOV G. P.

BOLOTNIK N. N.

CHENTSOV A. G.

CHERNOUSKO F. L.

FEDOROV I. B.

KALYAEV I. A.

KURZHANSKI A. B.

KUZNETSOV N. A.

PESHEKHONOV V. G.

REZCHIKOV A. F.

SCHERBATYUK A. F.

SEBRYAKOV G. G.

SIGOV A. S.

SOJFER V. A.

SOLOMENTSEV Yu. M.

VASSILYEV S. N.

YUSUPOV R. M.

ZHELTOV S. Yu.

Editorial Council:

ALIEV T. A., Azerbaijan

DORANTES D. J., PhD, Turkey

GARASCHENKO F. G., Ukraine

GROUMPOS P. P., PhD, Greece

ISIDORI A., PhD, Italy

KATALINIC B., PhD, Austria

LIN CH.-Y., PhD, Taiwan

MASON O. J., PhD, Ireland

ORTEGA R. S., PhD, France

SKIBNIEWSKI M. J., PhD, USA

STRZELECKI R. M., PhD, Poland

SUBUDHI B. D., PhD, India

BOBTSOV A. A.

BUKOV V. N.

ERMOLOV I. L.

FILARETOV V. F.

FRADKOV V. L.

FURSOV V. A.

ILYASOV B. G.

KOROSTELEV V. F.

LEBEDEV G. N.

LOKHIN V.M.

MAGOMEDOV M. Kh.

PUTOV V. V.

PSHIKHOPOV V. Kh.

RAPOPORT E. Ya.

SERGEEV S. F.

ZHUKOV I. A.

Editorial Staff:

BEZMENOVA M. Yu.

Director of the Publishing House:

ANTONOV B. I.

The mission of the Journal is to cover the current state, trends and perspectives development of *mechatronics*, that is the priority field in the technosphere as it combines mechanics, electronics, automatics and informatics in order to improve manufacturing processes and to develop new generations of equipment. Covers topical issues of development, creation, implementation and operation of mechatronic systems and technologies in the production sector, power economy and in transport.

CONTENTS

SYSTEM ANALYSIS, CONTROL AND INFORMATION PROCESSING

Feofilov S. V., Kozyr A. V., Khapkin D. L. Structural and Parametric Synthesis of Neural Network Controllers for Control Objects with Limiters 563

AUTOMATION AND CONTROL TECHNOLOGICAL PROCESSES

Solovjev D. S. Development and Analysis of an Intelligent Electroplating Control System Based on Associative Memory under Conditions of Predictable Uncertainty 573

ROBOTS, MECHATRONICS AND ROBOTIC SYSTEMS

Nikolaev A. V., Starovoitov E. I., Fedosov D. V., Kolesnikov A. V., Filin M. A. Navigation Technology of Unmanned Vehicles Based on Electromagnetic Induction 583

DYNAMICS, BALLISTICS AND CONTROL OF AIRCRAFT

Korsun O. N., Sekou Goro, Moung Htang Om. A Comparison between Kalman Filtering Approaches in Aircraft Flight Signal Estimation 590

Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Gorshkova O. Yu., Malakhova I. V. Methods for Parametric Identification of Systematic Errors of Onboard Measurements of Aerodynamic Angles in Aircraft Flight Tests 598

Elisov N. A., Kramlikh A. V., Lomaka I. A. Synthesis of Nominal Reorientation Trajectories of a Small Satellite in Case of Failure of One Actuator 608

Information about the journal is available online at:
<http://mech.novtex.ru>, e-mail: mech@novtex.ru

С. В. Феофилов, д-р техн. наук, проф., svfeofilov@mail.ru,

А. В. Козырь, канд. техн. наук, доц., kozyr_a_v@mail.ru, Д. Л. Хапкин, мл. науч. сотр., dima-hapkin@ya.ru,
Тулский государственный университет

Структурно-параметрический синтез нейросетевых регуляторов для объектов управления с ограничителями*

Излагается методика синтеза цифровых систем управления для нелинейных объектов с ограничителями в условиях неполной информации. Рассматриваются замкнутые следящие системы с отрицательной обратной связью. Для построения регулятора, который включается последовательно с объектом управления, предлагается использовать искусственные нейронные сети.

Такой подход эффективен, когда известные классические методы не позволяют напрямую синтезировать управление. Это происходит, например, в случае, если математическая модель является существенно нелинейной и не полностью определена. Разработанные методы позволяют расширить класс технических систем, для которых возможен прямой (без использования различного рода упрощений) синтез близких к оптимальным законов управления. Кроме того, нейросетевые регуляторы обладают свойствами робастности, адаптивности, являются исходно цифровыми, т. е. имеют те качества, которые очень востребованы на практике. В статье основное внимание уделяется таким проблемам, как выбор структуры нейросети для нейроимитатора и нейрорегулятора, построение обучающей выборки, обеспечение сходимости процесса корректировки весов. Для обучения нейросетей в качестве базового используется метод обратного распространения ошибки.

Следует отметить, что сегодня нейросетевые технологии достаточно широко распространены в различных сферах деятельности. Впечатляют успехи, продемонстрированные в области обработки звука, изображения, автоматического перевода, в системах навигации, при обработке больших данных. Однако их применение в системах автоматического управления не столь широко. Авторы статьи считают, что потенциал искусственных нейронных сетей может быть использован в данном направлении. При этом следует понимать, что применение нейросетей эффективно лишь при определенных условиях и свойствах объекта управления.

Ключевые слова: нейросетевой регулятор, следящая система, обучающая выборка, нейроимитатор

Введение

В настоящее время при проектировании современных систем автоматического управления (САУ) для различных технических устройств имеется несколько основных тенденций. Во-первых, постоянно растет сложность объектов управления (ОУ) и их математических моделей. Это происходит благодаря усложнению самих технических объектов, связанному с использованием новых материалов, технологий и т. д., а также рассмотрению новых ранее недоступных режимов работы (например, гиперзвуковых скоростей в ракетостроении). Во-вторых, при практическом проектировании перспективных изделий нередко отсутствует полная, точная и верифицированная математическая модель объекта управления. В некоторых слу-

чаях получение такой модели вообще невозможно. В-третьих, подавляющее большинство САУ реализуется на цифровых вычислителях. Это вполне логично и является следствием их многочисленных преимуществ. Однако появляется дискретность сигналов по времени и уровню, что приводит к известным теоретическим и практическим проблемам (появляются дополнительные нелинейности и задержки, возможны автоколебания и т. д.). Далее, неточность модели, технологический разброс параметров, а также возможность их изменения в процессе работы приводит к нестационарности объекта. Это значит, что система управления должна обладать свойствами робастности и адаптивности. При этом, как правило, требуется получение законов управления, близких к оптимальным по заданному критерию.

Конечно, существуют известные классические методы синтеза, но их возможности существенно ограничены, особенно для сложных

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00609, <https://rscf.ru/project/23-29-00609/>.

нелинейных объектов управления. Например, при описанных выше условиях пришлось бы одновременно применять методы теории нелинейных цифровых систем, адаптивных и робастных систем, методы синтеза нестационарных и при этом оптимальных систем управления. Очевидно, что построить по этому принципу работоспособную методику синтеза не представляется возможным. Поэтому актуальным как с теоретической, так и с практической точки зрения является поиск подходов, алгоритмов и методик, способных в некоторых случаях справиться с обозначенной проблемой. Авторы считают, что при этом могут быть использованы методы искусственного интеллекта, в частности, нейросетевой подход, который позволяет использовать вычислительные возможности современных компьютеров для реализации перспективных численных алгоритмов.

Вообще, задача синтеза и оптимизации регуляторов для нелинейных систем управления является предельно общей и составляет основное содержание современной теории управления. Поэтому следует определиться с классом объектов управления и типом регулятора. Достаточно масштабной является задача построения цифровых следящих систем управления, основанных на искусственных нейронных сетях (ИНС), для нелинейных объектов управления с ограничителями при недостатке или неточности информации. Объекты указанного класса очень часто встречаются в технических системах. Они присутствуют, например, в электрических, гидравлических и газовых приводах. Если рассматривать объект управления как совокупность типовых структур, то исходя из математического описания звеньев, содержащих ограничители, можно выделить два типа последних: ограничители в форме механических упоров и в форме насыщения. Звено, содержащее ограничители первого типа, задается дифференциальным уравнением второго порядка с разрывной правой частью, причем разрывной (из-за удара об упор) является и фазовая траектория звена. Звено с ограничителями второго типа описывается дифференциальным уравнением первого порядка с разрывной правой частью, а его траектория является непрерывной функцией.

Выбор нейросетевого регулятора обусловлен тем, что при синтезе реальных технических систем математическая модель является неточной, присутствует значительный технологический разброс параметров, невозможно измерять

и использовать для управления весь вектор состояния. Все это приводит к ухудшению качества законов управления, а значит и конкретных характеристик готового изделия. ИНС выгодно отличается тем, что может быть обучена с использованием только входного и выходного сигналов как на математической модели, так и на реальном объекте. При этом ИНС обладает свойствами адаптивности и робастности.

Анализ применения ИНС в системах автоматического управления

Традиционно ИНС применяются в таких областях, как компьютерное зрение, машинное обучение, виртуальная реальность. Впечатляют достижения при использовании ИНС для анализа и синтеза фото- и видеоизображений, звука, в системах автоматического перевода, банковской сфере и т. д. В последнее время нейронные сети широко применяются для решения обширного круга задач робототехники и мехатроники. Применение глубокого обучения в робототехнике приводит к очень специфическим проблемам и исследовательским вопросам, которые не типичны и не рассматриваются в указанных выше приложениях. Основные современные исследования в области применения нейронных сетей и глубокого обучения [1] к задачам управления сложными динамическими системами можно подразделить на следующие направления.

1. Синтез робастных нейросетевых регуляторов. Важным направлением в современной теории управления является синтез робастного (нечувствительного к параметрическим отклонениям объекта) управления. Одним из наиболее мощных подходов к управлению не полностью определенными системами с ограничениями является методика, использующая понятие инвариантного множества управления, для которого существуют доказуемые гарантии существования допустимого управления с обратной связью, способная обеспечить нахождение любой замкнутой траектории системы в заданном множестве допустимых состояний [2–5]. Традиционно это достигается путем связывания управляющей функции Ляпунова с планом инвариантного множества. Новый подход к решению таких задач состоит в использовании нейрорегуляторов. Следует отметить работу [6], в которой рассматривается методика синтеза на основе аппроксимации традиционных стаби-

лизирующих регуляторов для линейных систем с политопической неопределенностью, в том числе регуляторов с переменной структурой. Архитектура нейронной сети строится на основе функции активации типа ReLU.

2. Идентификация неопределенностей в процессе функционирования. Распространенным допущением в глубоком обучении нейросетевого регулятора является то, что обученные модели реализуется в условиях закрытого множества [3], т. е. классы сигналов, встречающиеся во время эксплуатации, известны и являются точно такими же, как и во время обучения. Однако объекту управления часто приходится работать в постоянно меняющихся, неконтролируемых условиях реального мира, и они неизбежно сталкиваются с экземплярами классов, сценариев или условий окружающей среды, которые не были охвачены обучающими данными. Исследованию проблем идентификации неопределенностей посвящены работы [7–9].

3. Выбор архитектуры нейронной сети для нейрорегулятора. Основными архитектурами ИНС для применения в нейрорегуляторах считаются многослойные, рекуррентные и радиально-базисные нейронные сети. К настоящему времени разработаны типовые схемы САУ на основе нейрорегуляторов [9]. Эти схемы используют в себе только архитектуру многослойного перцептрона с временными задержками на входе [10]. Каждая из типовых схем имеет свои недостатки и не является универсальной. Разработчику нейросетевого регулятора придется провести исследование для требуемого объекта управления для выбора схемы включения регулятора в систему управления и выбора структуры используемой нейронной сети.

В результате революции глубокого обучения появились новые функции активации, изменены и доработаны методы обучения нейронных сетей, появились новые архитектуры нейронных сетей. Также активно ведутся исследования в области обучения с подкреплением с использованием глубоких ИНС [9, 11]. При таком методе ИНС учится взаимодействовать с окружающей средой (виртуальной или реальной), получая от нее обратный отклик о своих действиях (имеет обратную связь), для достижения поставленной цели. Данные исследования ведутся в основном для обучения поведения мультиагентных систем.

4. Задачи оптимизации. Существует также большой объем работ по использованию нейрон-

ных сетей для непосредственного решения задач нелинейного программирования [12]. Основная идея этих методов основана на использовании ИНС, моделирующей обратную динамику объекта, что позволяет свести задачу нелинейного программирования с ограничениями к задаче без ограничений и дает возможность существенно ускорить процедуру оптимизации. В работе [13] предлагается метод последовательного квадратичного программирования, использующий модель нейронной сети Холфилда. Сеть рассматривается как динамическая система, сходящаяся при времени, стремящемся к бесконечности, к оптимальному решению. Известны работы, например [14], в которых нейронная сеть используется для аппроксимации оптимального регулятора (нейронная динамическая оптимизация). В автономном режиме происходит настройка нейронной сети в соответствии с каким-либо показателем качества. Далее нейронную сеть необходимо переобучать в зависимости от параметрических изменений объекта управления. Обученная нейронная сеть затем используется в реальном масштабе времени. Также известны работы, в которых нейросети аппроксимируют таблично заданные нелинейные функции с целью получить дифференцируемую функцию для процедуры оптимизации. В работах показано, что нейронная сеть позволяет увеличить гладкость полученных решений по сравнению с использованием сплайнов.

Недавние исследования показывают, что глубокое обучение может быть эффективным инструментом для разработки оптимальных систем управления для многомерных нелинейных динамических систем. Но поведение этих нейросетевых контроллеров до сих пор не совсем изучено. Разработка оптимальных контроллеров с обратной связью для многомерных нелинейных систем остается сложной и нерешенной проблемой. Даже если предположить, что динамика системы полностью известна, то для проектирования таких регуляторов необходимо решить задачу Гамильтона—Якоби—Беллмана (PDE), размерность которой такая же, как у пространства состояний. Это приводит к известной проблеме "проклятия размерности", исключающей традиционные подходы, основанные на дискретизации. Некоторые авторы [15–17] используют интерполяцию с разреженной сеткой для аппроксимации решения уравнения Гамильтона—Якоби—Беллмана, называемого функцией ценности, и его градиента, который использу-

ется для вычисления оптимального управления с обратной связью. Это направление получило дальнейшее развитие с использованием нелинейной регрессии [11, 18] и разреженных полиномов, что значительно увеличило максимально возможную размерность задачи. В качестве альтернативы можно напрямую аппроксимировать градиент значений [9, 17].

5. Устойчивость нейросетевого управления.

Несмотря на многочисленные примеры успешного применения ИНС в задачах управления динамическими системами, нейросетевые системы управления все еще не имеют теоретических обоснований (гарантий) их устойчивости, что может препятствовать их применению во многих критически важных областях, связанных с безопасностью. Основное объяснение этому кроется в их репутации "черных ящиков", поведение которых невозможно предсказать. Существующие подходы к оценке обученных моделей в основном основаны на тестировании с использованием наборов данных. Однако тестирование показывает наличие, а не отсутствие ошибок. Если модели глубокого обучения будут использоваться, например, в таких приложениях, как управление автономными летательными аппаратами, необходимо иметь возможность проверять критически важное для безопасности поведение замкнутой системы.

Важнейшим критерием, который в настоящее время не может быть проверен для нейросетевых регуляторов, является оценка устойчивости замкнутой системы. В большинстве современных работ делаются попытки использования прямого метода Ляпунова. Существуют различные подходы к численному построению функций Ляпунова для нелинейных систем с нейросетевым управлением. Многие из них основаны на полиномиальной аппроксимации динамики и поиске суммы квадратов полиномов в качестве функций Ляпунова с помощью полуопределенного программирования (SDP) [19]. Такой подход исследовался в большом числе теоретических работ, однако на практике полиномиальные приближения накладывают значительные ограничения на системы и структуру функций Ляпунова. Более того, хорошо известны проблемы численной чувствительности в SDP [20], что делает поиск решений, полностью удовлетворяющих условиям Ляпунова, очень трудным.

Таким образом, исследования в области нейросетей ведутся очень активно, получены

многочисленные теоретические и практические результаты. Благодаря этому нейросети широко используются во многих областях. При этом их применение в качестве регуляторов в системах управления ограничено. Авторы считают, что следует восполнить этот пробел и использовать потенциал нейросетей для управления техническими объектами в условиях неполной информации.

Структурный синтез замкнутой нейросетевой системы управления

Далее будем рассматривать ИНС прямого распространения, для обучения которых применим метод обратного пропуска ошибки через прямой нейроимитатор [9, 21]. В этом методе используются две нейронные сети, одна из которых выполняет функцию регулятора, а вторая — модели объекта управления, которая называется прямым нейроэмулятором. Схемы обучения и управления представлены на рис. 1 (см. вторую сторону обложки).

Таким образом, первой задачей является выбор структуры и обучение нейроимитатора, который должен эмулировать поведение объекта управления. В общем виде структура многослойной ИНС показана на рис. 2.

Обучение ИНС — это процесс корректировки весовых коэффициентов на каждом входе нейрона w_i в целях обеспечения заданных критериев на выходе.

Сегодня подавляющее большинство ИНС реализуются на цифровых устройствах, и по этой причине будем рассматривать их в дискретном виде. Для линейного объекта из разностного уравнения можно получить зависимость для прямой динамики:

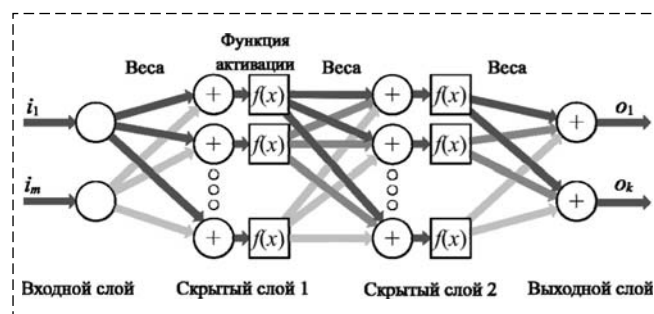


Рис. 2. Структура многослойной нейронной сети прямого распространения с двумя скрытыми слоями

Fig. 2. Structure of a multilayer forward propagation neural network with two hidden layers

$$y(i) = b_0 u(i) + b_1 u(i-1) + \dots + b_M u(i-M) - a_1 y(i-1) - \dots - a_K y(i-K), \quad (1)$$

где a_k и b_m — коэффициенты числителя и знаменателя Z -передаточной функции соответственно, $k = 0, 1, \dots, K$, $m = 0, 1, \dots, M$, $a_0 = 1$; u — сигнал на входе объекта управления; y — выход объекта управления (один из элементов вектора состояния x); i — текущий такт квантования.

Для регулятора, основанного на инверсной динамике, из уравнения (1) выражается $u(i-1)$, выполняется замена i на $(i+1)$ и $y(i+1)$ на $r(i)$:

$$u(i) = [r(i) + a_1 y(i) + \dots + a_K y(i-K+1) - b_2 u(i-1) - \dots - b_M u(i-M+1)] / b_1, \quad (2)$$

где r — полезный входной сигнал.

Таким образом, для линейных систем структуру нейромимитатора и нейрорегулятора можно выбирать, основываясь на выражениях (1) и (2) соответственно, т. е. это один нейрон без функции активации с весами, соответствующими коэффициентам разностного уравнения.

Далее рассматриваются ОУ с такими ограничителями, как ограничители типа насыщение (рис. 3) и типа жесткий механический упор (рис. 4).

Звено первого типа описывается следующим образом:

$$\dot{x} = \begin{cases} \frac{ku - x}{T}, & \text{если } |x| < D \text{ или } |x| = D \text{ и } \text{sign}(x) \leq 0; \\ 0, & \text{если } |x| = D \text{ и } \frac{ku - x}{T} > 0. \end{cases} \quad (3)$$

Звено с ограничителем типа жесткий механический упор имеет следующее описание:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2; \\ \dot{x}_2 &= \begin{cases} \frac{ku - x_1}{T^2} - \frac{2\xi x_2}{T}, & \text{если } |x_1| < D \\ \text{или } |x_1| = D \text{ и } \text{sign}(x_1) \leq 0; \\ 0, & \text{если } |x_1| = D \\ \text{и } (ku - x_1)\text{sign}(x_1) > 0. \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

При этом предполагается, что удар об упор является абсолютно неупругим, и сход с ограничителя является непрерывным:

$$\begin{aligned} x_1(t^* + 0) &= x_1(t^* - 0), \\ x_2(t^* + 0) &= 0. \end{aligned} \quad (5)$$

Для имитации таких объектов и управления ими предлагается использовать нейрон-

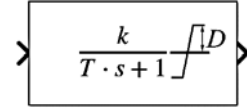


Рис. 3. Звено с ограничителем типа насыщение
Fig. 3. Saturation-type limiter link

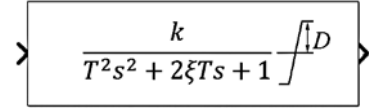


Рис. 4. Звено с ограничителем типа жесткий механический упор
Fig. 4. Link with limiter type rigid mechanical stop

ные сети с функцией активации ReLU [22], которая описывается следующим уравнением:

$$f(x) = \begin{cases} x, & x \geq 0; \\ 0, & x < 0. \end{cases} \quad (6)$$

На основе уравнений (3)—(6) авторами разработаны нейросетевые структуры, повторяющие дискретную динамику объектов с ограничителями. Например, для звена с ограничителем типа жесткий механический упор такая структура показана на рис. 5 (см. вторую сторону обложки).

На рис. 5 a_1 , a_2 , b_1 , b_2 — значения коэффициентов разностного уравнения (1), u_b и l_b — значение верхнего и нижнего ограничения, соответственно.

Обобщение приводит к следующей зависимости для минимального размера скрытого слоя нейромимитатора:

$$n_{\text{hidden}} = 4n_{\text{sat}} + 2n_{\text{lin}}, \quad (7)$$

где n — порядок системы, $n = n_{\text{sat}} + n_{\text{lin}}$, n_{sat} — число ограниченных фазовых переменных вектора состояния, n_{lin} — число неограниченных фазовых переменных вектора состояния.

В зависимости от возможности измерения фазовых переменных структуру нейронной сети можно формировать либо на основе обратных связей, составляющих полный вектор состояния объекта управления, либо на основе задержек, введенных в обратную связь по регулируемой величине. В первом случае минимальная структура сети имеет вид:

- 1-й слой (входной) — размерностью $n + 1$ (вектор состояния объекта и сигнал управления);
- 2-й слой (скрытый) — размерностью $4n_{\text{sat}} + 2n_{\text{lin}}$;
- 3-й слой (выходной) — размерностью n (вектор состояния на новом шаге).

При использовании задержек выходного сигнала:

- 1-й слой (входной) — размерностью $2n$ (состоит из сигнала управления объектом и $(n - 1)$ его задержанных значений, сигнала обратной связи и $(n - 1)$ ее задержанных значений);
- 2-й слой (скрытый) — размерностью $4n_{\text{sat}} + 2n_{\text{lin}}$;
- 3-й слой (выходной) — скалярный выход системы.

На рис. 6, 7 показаны результаты сравнения динамики звена с ограничителем типа жесткий механический упор с нейроимитатором при работе в линейной зоне и с достижением ограничителей соответственно.

На рис. 6 и 7 штриховой линией обозначен выход нейроимитатора, сплошной серой линией показан выход объекта управления. Из рис. 6, 7 видно, что имитатор с предложенной структурой отлично повторяет динамику объекта.

Универсальное описание структуры нейрорегулятора для произвольного объекта найти невозможно. В общем случае для ИНС прямого распространения требуется $2n$ входов, где n — порядок ОУ. Кроме того, предлагаются следующие соображения: порядок объекта определяет минимальный размер входа и число задержек для обратных связей, а для скрытых слоев следует

пользоваться правилом поэтапного увеличения нейронов и числа слоев до достижения результата, соответствующего заданным требованиям.

Формирование обучающей выборки для нейрорегуляторов в замкнутых системах с ограничителями

Для обучения нейрорегуляторов будет использован метод обратного распространения ошибки [23, 24]. Он позволяет учесть ошибку между текущим выходом нейросети и требуемым значением в каждом весовом коэффициенте ИНС. Данный подход основан на методе градиентного спуска. Ошибку "распространяют" (с помощью вычисления градиента функции потерь (Loss Function L)) от выхода к входу ИНС. Функция L учитывает ошибку каждого выхода сети по сравнению эталонным. Исходя из накопленного опыта для формирования набора входных сигналов (обучающей выборки) при синтезе нейроимитатора и нейрорегулятора для объектов с ограничителями предлагается руководствоваться следующими рекомендациями.

1. Сигналы должны отражать особенности работы объекта как в переходном, так и в установившемся режимах. В общем случае следует использовать типовые непрерывные и разрывные сигналы (синус и меандр разных амплитуд и частот). Меандр позволяет получить информацию о реакции объекта на скачкообразное изменение и постоянное значение входа. Гармоники используются для сбора данных об отработке непрерывных, динамически изменяющихся сигналов. Обучающие последовательности следует разделить на две категории: ограничители в ОУ не достигаются; ограничители достигаются, причем если ограничителей в объекте несколько, то достигаются каждый в отдельности и вместе. При этом желательно, чтобы в обучающей выборке число данных в категориях было примерно одинаковым.

2. На все выбранные сигналы необходимо записать реакцию объекта управления. Собранные данные следует подготовить. Для сетей прямого распространения записанные сигналы разбиваются на пары так, чтобы они отображали зависимость входных данных и результата на одном такте квантования, т. е. для нейроимитатора (nn_3): $x_i = nn_3(u_i, x_{i-1}, x_{i-2}, \dots)$, а для

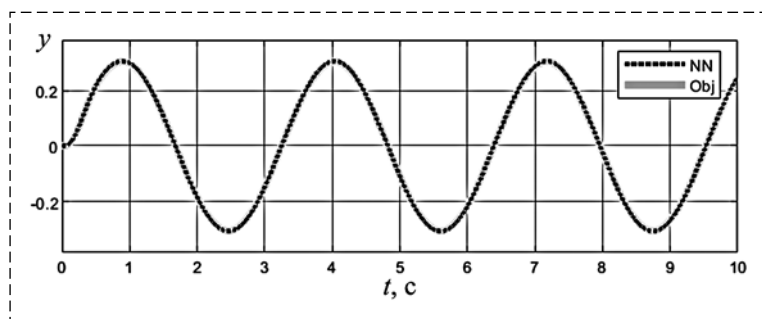


Рис. 6. Выход объекта и имитатора без достижения ограничителей
Fig. 6. Object and simulator output without reaching the limiters

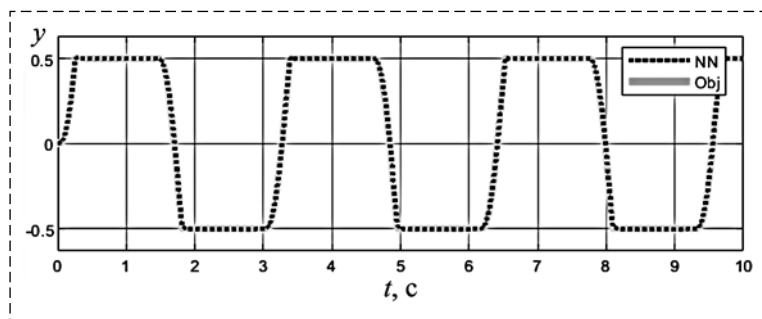


Рис. 7. Выход объекта и имитатора с достижением ограничителей
Fig. 7. Output of the object and simulator with reaching the limiters

нейрорегулятора (nn_p): $u_i = nn_p(r_i, x_{i-1}, x_{i-2}, \dots)$, где i — номер дискретного шага, u — сигнал управления объектом, x — состояние объекта, r — полезный входной сигнал (см. рис. 1). Таким образом, собранные пары никак не зависят друг от друга и от того, из какого сигнала они были получены, что позволяет ускорить обучение за счет параллельных вычислений.

Синтез нейрорегулятора на основе обратного распространения ошибки через нейроимитатор

На основании изложенного выше предлагается следующий алгоритм синтеза нейрорегулятора для объектов с ограничителями.

1. Выбирается структура нейрорегулятора, т. е. определяются типы слоев, число нейронов в каждом слое, функции активации согласно сформулированным рекомендациям.

2. Формируется обучающая выборка данных, отражающая динамику работы ОУ, в соответствии с приведенными выше соображениями. Полученную тренировочную выборку следует разбить на две части: тренировочную и проверочную. Обычно выборку делят в пропорции 90 % к 10 % соответственно [25].

3. Проводится обучение нейроимитатора методом обратного распространения ошибки. Универсальным способом является разделение данных на мини-пакеты (mini-batch) с использованием вариаций адаптивного стохастического градиентного спуска, например алгоритма Adam [26].

В качестве функции потерь обычно используется среднеквадратичная ошибка (MSE-loss)

$$\text{loss}(\mathbf{a}, \tilde{\mathbf{a}}) = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k (\mathbf{a}_i - \tilde{\mathbf{a}}_i), \quad (8)$$

где $\mathbf{a}$ и $\tilde{\mathbf{a}}$ — векторы с входными (полученными в результате расчета ИНС на данных из обучающей выборки) и целевыми значениями соответственно; k — число значений в обучающей выборке.

Следует повторять эпохи обучения до тех пор, пока функция (8) не достигнет целевого

значения, которое определяется разработчиком нейрорегулятора.

4. Определяется структура нейрорегулятора и выполняется его обучение методом обратного распространения ошибки. На каждом такте квантования вычисляется значение управления на выходе нейрорегулятора на основе задающего сигнала для системы и обратных связей от объекта. Результатом вычислений является значение управляющего сигнала, на основе которого нейроимитатором определяется новое состояние ОУ. Затем полученное рассогласование (8) методом обратного распространения ошибки передают через нейроимитатор и нейрорегулятор. При этом обучается только нейрорегулятор.

5. Проводится оценка качества полученной системы в различных режимах работы. Так как обучение происходит в реальном времени, то в случае ухудшения качества управления (например, при изменении параметров объекта управления) возможно выполнить дополнительное обучение как нейроимитатора, так и нейрорегулятора. Таким образом система получает свойство адаптивности, которое, однако, может быть использовано только для медленно изменяющихся параметров. Это обусловлено тем, что процесс обучения требует больших вычислительных ресурсов.

Пример. На основе разработанных алгоритмов был синтезирован нейросетевой регулятор для следящего гидропривода, упрощенная функциональная модель которого представлена на рис. 8.

На рис. 8: γ — угол поворота люльки гидронасоса; p — перепад давления в гидромоторе; ω — скорость вращения выходного вала; φ — угол поворота вала. В структурной схеме учитываются присущие гидроприводу ограничитель на угол поворота люльки насоса: $|\gamma| \leq D_1$ и безынерционный ограничитель перепада давления масла в силовых гидромагистралях: $|p| \leq D_2$.

Точная математическая модель для построения нейрорегулятора в общем случае не требуется, но должно быть сделано предположение о ее порядке.

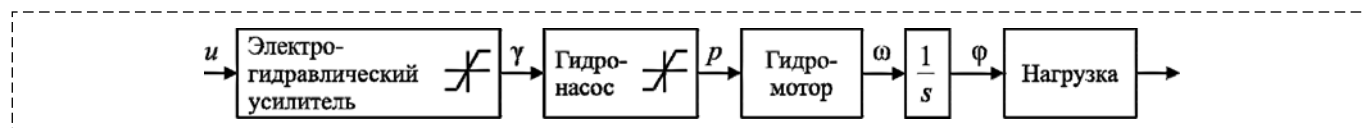


Рис. 8. Структурно-функциональная схема гидропривода

Fig. 8. Structure-functional diagram of the hydraulic drive

На основе разработанных алгоритмов были выбраны следующие структуры нейросетей. Если считать, что ОУ описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений четвертого порядка, то для нейроимитатора минимально необходимо пять нейронов на входе, четыре нейрона без функций активации в первом скрытом слое, во втором слое 12 нейронов с функцией активации ReLU и с весами смещения, в выходном слое четыре нейрона. Для нейрорегулятора выбрана сеть прямого распространения с четырьмя входами (вектор состояния), двумя скрытыми слоями: в первом — 24 нейрона, во втором — восемь нейронов с функциями активации leakyReLU и на выходе один нейрон, формирующий сигнал на объект управления.

Обучение нейроимитатора и нейрорегулятора проводили согласно предложенным выше алгоритмам. Для оценки полученных результатов был проведен сравнительный анализ синтезированного нейрорегулятора с квазиоптимальным законом управления, сформированным в работе [27]. На рис. 9 (см. вторую сторону обложки) показаны ошибки слежения e за эквивалентным гармоническим сигналом, где штриховой линией обозначен выход нейросетевой системы, а сплошной линией — выход системы с квазиоптимальным регулятором по быстродействию. Из графиков видно, что данные замкнутые системы имеют близкие амплитуды ошибки слежения за входным сигналом управления (0,016 рад у системы с квазиоптимальным регулятором по быстродействию и 0,018 рад — у системы с нейрорегулятором).

Заключение

Результаты работы показывают, что в некоторых случаях использование ИНС в замкнутых следящих системах автоматического управления позволяет упростить и формализовать задачу синтеза регулятора. Выполнен анализ существующих типов ИНС и известных методов синтеза нейросетевых систем управления. Для нейросетевых регуляторов при наличии ограничителей в объекте управления были выбраны нейронные сети прямого распространения, а для их обучения — метод обратного распространения ошибки через нейроимитатор. В качестве функций активации рекомендовано использовать ReLU или leakyReLU.

Разработан алгоритм формирования структуры нейрорегулятора и нейроимитатора для объекта управления с ограничителями, позволяющий определить минимальное число слоев и нейронов в них. При синтезе нейрорегулятора четко определены размеры входного и выходного слоев. Для скрытых слоев следует пользоваться правилом поэтапного увеличения нейронов и числа слоев до достижения результата, соответствующего заданным требованиям. Разработан алгоритм формирования обучающей выборки с учетом наличия в объекте управления ограничителей. Предложен метод синтеза нейрорегулятора, позволяющий определить основные параметры используемых нейронных сетей и алгоритмы обучения. Совокупность полученных результатов позволяет сформировать методику синтеза и оптимизации нейросетевых систем управления для управления динамическими объектами с ограничителями в условиях неполной информации. Применение указанной методики продемонстрировано на примере конкретного технического объекта.

Список литературы

1. Sünderhauf N., Brock O., Scheirer W., Hadsell R., Fox D., Leitner J., Upcroft B., Abbeel P., Burgard W., Milford M., Corke P. The Limits and Potentials of Deep Learning for Robotics // arXiv:1804.06557. arXiv. 2018.
2. Beard R. W., McLain T. W. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice. Small Unmanned Aircraft. Princeton University Press, 2012. P. 317.
3. Kaess M., Johannsson H., Roberts R., Ila V., Leonard J. J., Dellaert F. iSAM2: Incremental smoothing and mapping using the Bayes tree // The International Journal of Robotics Research. 2012. Vol. 31, N. 2. P. 216—235.
4. Huang S., Papernot N., Goodfellow I., Duan Y., Abbeel P. Adversarial Attacks on Neural Network Policies. arXiv:1702.02284. arXiv. 2017.
5. Bendale A., Boulton T. Towards Open World Recognition // Proceeding of 2015 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). 2015. P. 1893—1902.
6. Fabiani F., Goulart P. J. Neural network controllers for uncertain linear systems // arXiv:2204.13209. arXiv. 2022.
7. Jabali M. B. A., Kazemi M. H. Uncertain polytopic LPV modelling of robot manipulators and trajectory tracking // International Journal of Control, Automation and Systems. 2017. Vol. 15, N. 2. P. 883—891.
8. Li S., Ozturk E., De Wagter C., Croon G. C. H.E. de, Izzo D. Aggressive Online Control of a Quadrotor via Deep Network Representations of Optimality Principles // Proceeding of 2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Paris, France: IEEE, 2020. P. 6282—6287.
9. Чернодуб А. Н., Дзюба Д. А. Обзор методов нейрорегулирования // Проблемы программирования. 2011. № 2. С. 79—94.
10. Ekman M. Learning Deep Learning: Theory and Practice of Neural Networks, Computer Vision, Natural Language Processing, and Transformers Using TensorFlow. Learning Deep Learning. Addison-Wesley, 2022. 688 P.

11. **Izzo D., Öztürk E.** Real-Time Guidance for Low-Thrust Transfers Using Deep Neural Networks // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2021. Vol. 44, N. 2. P. 315—327.
12. **Reifman J., Feldman E. E.** Nonlinear programming with feedforward neural networks // *IJCNN'99. International Joint Conference on Neural Networks. Proceedings (Cat. No. 99CH36339)*. 1999. Vol. 1. P. 594—598.
13. **Effati S., Baymani M.** A new nonlinear neural network for solving quadratic programming problems // *Applied Mathematics and Computation*. 2005. Vol. 165, N. 3. P. 719—729.
14. **Niestroy M.** Optimal feedback controller approximation using neural networks and nonlinear programming techniques // *1998 IEEE International Joint Conference on Neural Networks Proceedings. IEEE World Congress on Computational Intelligence (Cat. No.98CH36227)*. 1998. Vol. 3. P. 2110—2115.
15. **Nakamura-Zimmerer T., Gong Q., Kang W.** A Causality-Free Neural Network Method for High-Dimensional Hamilton-Jacobi-Bellman Equations // *Proceeding of 2020 American Control Conference (ACC)*. 2020. P. 787—793.
16. **Nakamura-Zimmerer T., Gong Q., Kang W.** Adaptive Deep Learning for High-Dimensional Hamilton-Jacobi-Bellman Equations // *SIAM Journal on Scientific Computing*. 2021. Vol. 43, N. 2. P. A1221—A1247.
17. **Nakamura-Zimmerer T., Gong Q., Kang W.** QRnet: Optimal Regulator Design With LQR-Augmented Neural Networks // *IEEE Control Systems Letters*. 2021. Vol. 5, N. 4. P. 1303—1308.
18. **Yang X., Liu D., Huang Y.** Neural-network-based online optimal control for uncertain non-linear continuous-time systems with control constraints // *IET Control Theory & Applications*. 2013. Vol. 7, N. 17. P. 2037—2047.
19. **Parrilo P. A.** *Structured Semidefinite Programs and Semi-algebraic Geometry Methods in Robustness and Optimization*. California Institute of Technology, 2000. P. 234.
20. **Lofberg J.** Pre- and Post-Processing Sum-of-Squares Programs in Practice // *IEEE Transactions on Automatic Control*. 2009. Vol. 54, N. 5. P. 1007—1011.
21. **Feofilov S. V., Khapkin D. L.** Synthesis of neural network controllers for objects with non-linearity of the constraint type // *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. Vol. 1958, N. 1. P. 012014.
22. **Nair V., Hinton G. E.** Rectified Linear Units Improve Restricted Boltzmann Machines // *Proceedings of the 27th International Conference on International Conference on Machine Learning ICML'10, Madison, WI, USA, Omnipress, 2010*, P. 807—814.
23. **Галушкин А. И.** Синтез многослойных систем распознавания образов. М.: Энергия, 1974. 367 с.
24. **Werbos P. J.** Backpropagation through time: what it does and how to do it // *Proceedings of the IEEE*. 1990. Vol. 78, N. 10. P. 1550—1560.
25. **Goodfellow I., Bengio Y., Courville A.** *Deep learning: Adaptive computation and machine learning*. Cambridge, Massachusetts: The MIT Press, 2016. P. 775.
26. **Kingma D. P., Ba J.** Adam: A Method for Stochastic Optimization // *Adam*. arXiv:1412.6980. arXiv. 2017.
27. **Хоанг Ч. К.** Оптимизация объемных силовых следящих гидроприводов по быстродействию и по точности режима слежения / диссертация... кандидата технических наук: 05.13.01. Тула, 2006. 131 с.

Structural and Parametric Synthesis of Neural Network Controllers for Control Objects with Limiters

S. V. Feofilov, svfeofilov@mail.ru, **A. V. Kozyr**, kozyr_a_v@mail.ru, **D. L. Khapkin**, dima-hapkin@ya.ru,
Tula State University, Tula, 300012, Russian Federation

*Corresponding author: Feofilov Sergey V., Dr. of Eng. Sc., Professor,
Tula State University, Tula, 300012, Russian Federation, e-mail: svfeofilov@mail.ru*

Accepted on August 17, 2023

Abstract

The article presents a methodology for the synthesis of digital control systems for nonlinear objects with limiters under conditions of incomplete information. Closed-loop tracking systems with negative feedback are considered. Artificial neural networks are proposed to build a controller, which is included in series with the control object. This approach is effective when known classical methods do not allow to synthesize control. This is the case, for example, if the mathematical model is essentially nonlinear and is not fully defined. The developed methods allow us to expand the class of technical systems, for which the direct (without using various kinds of simplifications) synthesis of control laws that are close to optimal is possible. In addition, neural network controllers possess the properties of robustness, adaptivity, and are initially digital, i.e. those qualities, which are very much in demand in practice. In article main attention is given to such problems, as a choice of neural network structure for neural simulator and neural controller, construction of training sample, ensuring convergence of the process of weights correction. For training neural networks the method of back propagation of error is used as a basic one. The effectiveness of the proposed technique is demonstrated by the example of the synthesis of a neuroregulator for a specific technical object and its comparison with classical control systems. It should be noted that today neural network technologies are widespread enough in various spheres of activity. The successes demonstrated in sound processing, image processing, automatic translation, in navigation systems, in big data processing are impressive. However, their application in automatic control systems is not so widespread. The authors of this article believe that the potential of artificial neural networks can be used in this direction. It should be understood that the use of neural networks is effective only under certain conditions and properties of the control object.

Keywords: neural network controller, tracking system, learning sampling, neurosimulator

Acknowledgements: The research was carried out at the expense of the grant of the Russian Science Foundation No. 23-29-00609.

For citation:

Feofilov S. V., Kozyr A. V., Khapkin D. L. Structural and Parametric Synthesis of Neural Network Controllers for Control Objects with Limiters, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 563—572.

DOI: 10.17587/mau.24.563-572

References

1. Sünderhauf N., Brock O., Scheirer W., Hadsell R., Fox D., Leitner J., Upcroft B., Abbeel P., Burgard W., Milford M., Corke P. The Limits and Potentials of Deep Learning for Robotics, *arXiv:1804.06557, arXiv*, 2018.
2. Beard R. W., McLain T. W. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice. Small Unmanned Aircraft, Princeton University Press, 2012, pp. 317.
3. Kaess M., Johannsson H., Roberts R., Ila V., Leonard J. J., Dellaert F. iSAM2: Incremental smoothing and mapping using the Bayes tree, *The International Journal of Robotics Research*, 2012, vol. 31, no. 2, pp. 216—235.
4. Huang S., Papernot N., Goodfellow I., Duan Y., Abbeel P. Adversarial Attacks on Neural Network Policies, *arXiv:1702.02284, arXiv*, 2017.
5. Bendale A., Boulton T. Towards Open World Recognition, *Proceeding of 2015 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, 2015, pp. 1893—1902.
6. Fabiani F., Goulart P. J. Neural network controllers for uncertain linear systems, *arXiv:2204.13209, arXiv*, 2022.
7. Jabali M. B. A., Kazemi M. H. Uncertain polytopic LPV modelling of robot manipulators and trajectory tracking, *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2017. vol. 15, no. 2, pp. 883—891.
8. Li S., Ozturk E., De Wagter C., Croon G. C. H. E. de, Izzo D. Aggressive Online Control of a Quadrotor via Deep Network Representations of Optimality Principles, *Proceeding of 2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Paris, France, IEEE. 2020, pp. 6282—6287.
9. Chernodub A. N., Dzyuba D. A. Review of methods, Prob-
lematy programirovaniya, 2011, no 2, pp. 79—94 (In Russian).
10. Ekman M. Learning Deep Learning: Theory and Practice of Neural Networks, Computer Vision, Natural Language Processing, and Transformers Using TensorFlow. Learning Deep Learning, Addison-Wesley, 2022, 688 p.
11. Izzo D., Öztürk E. Real-Time Guidance for Low-Thrust Transfers Using Deep Neural Networks, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2021, vol. 44, no. 2, pp. 315—327.
12. Reifman J., Feldman E. E. Nonlinear programming with feedforward neural networks, *IJCNN'99. International Joint Conference on Neural Networks. Proceedings (Cat. No.99CH36339)*, 1999, vol. 1, pp. 594—598.
13. Effati S., Baymani M. A new nonlinear neural network for solving quadratic programming problems, *Applied Mathematics and Computation*, 2005, vol. 165, no. 3, pp. 719—729.
14. Niestroy M. Optimal feedback controller approximation using neural networks and nonlinear programming techniques, *1998 IEEE International Joint Conference on Neural Networks Proceedings. IEEE World Congress on Computational Intelligence (Cat. No.98CH36227)*, 1998, vol. 3, pp. 2110—2115.
15. Nakamura-Zimmerer T., Gong Q., Kang W. A Causality-Free Neural Network Method for High-Dimensional Hamilton-Jacobi-Bellman Equations, *Proceeding of 2020 American Control Conference (ACC)*, 2020, pp. 787—793.
16. Nakamura-Zimmerer T., Gong Q., Kang W. Adaptive Deep Learning for High-Dimensional Hamilton--Jacobi--Bellman Equations, *SIAM Journal on Scientific Computing*, 2021, vol. 43, no. 2, pp. A1221—A1247.
17. Nakamura-Zimmerer T., Gong Q., Kang W. QRnet: Optimal Regulator Design With LQR-Augmented Neural Networks, *IEEE Control Systems Letters*, 2021, vol. 5, no. 4, pp. 1303—1308.
18. Yang X., Liu D., Huang Y. Neural-network-based online optimal control for uncertain non-linear continuous-time systems with control constraints, *IET Control Theory & Applications*, 2013, vol. 7, no. 17, pp. 2037—2047.
19. Parrilo P. A. Structured Semidefinite Programs and Semi-algebraic Geometry Methods in Robustness and Optimization, *California Institute of Technology*, 2000, pp. 234.
20. Lofberg J. Pre- and Post-Processing Sum-of-Squares Programs in Practice, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, vol. 54, no 5, pp. 1007—1011.
21. Feofilov S. V., Khapkin D. L. Synthesis of neural network controllers for objects with non-linearity of the constraint type, *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1958, no. 1, pp. 012014.
22. Nair V., Hinton G. E. Rectified Linear Units Improve Restricted Boltzmann Machines, *Proceedings of the 27th International Conference on International Conference on Machine Learning ICML'10*, Madison, WI, USA, Omnipress, 2010, pp. 807—814.
23. Galushkin A. I. Synthesis of multilayer image recognition systems, Moscow, Energiya, 1974, 367 p. (In Russian).
24. Werbos P. J. Backpropagation through time: what it does and how to do it, *Proceedings of the IEEE*, 1990, vol. 78, no. 10, pp. 1550—1560.
25. Goodfellow I., Bengio Y., Courville A. Deep learning: Adaptive computation and machine learning, Cambridge, Massachusetts, The MIT Press, 2016, 775 p.
26. Kingma D. P., Ba J. A. A Method for Stochastic Optimization, *arXiv:1412.6980, arXiv*, 2017.
27. Hoang C. K. Optimization of volumetric power tracking hydraulic drives in terms of speed and accuracy of the tracking mode, Ph.D dissertation (05.13.01), Tula, 2006, 131 p. (In Russian).

Д. С. Соловьев, канд. техн. наук, доц., solovjevdenis@mail.ru,
ФГБОУ ВО "Тамбовский государственный университет имени Г. Р. Державина", г. Тамбов

Разработка и анализ интеллектуальной системы управления гальваническим процессом на базе ассоциативной памяти в условиях предсказуемой неопределенности

Проведен анализ способов улучшения равномерности гальванических покрытий, среди которых наиболее перспективным для многономенклатурного серийного типа производства является управление токовым режимом. Для управления токовым режимом рассматривается гальванический процесс как объект управления и описывается его математическая модель (с распределенными координатами на базе законов Фарадея и Ома, а также дифференциального уравнения Лапласа в частных производных). Из-за сложности математической модели гальванического процесса поиск оптимального управления невозможен в режиме реального времени и требует длительных предварительных расчетов. Применение ассоциативной памяти в интеллектуальной системе позволит сформировать управление, которое соответствует текущему состоянию гальванического процесса и заданному критерию качества (равномерности покрытия) в реальном времени. Предложен алгоритм работы блока формирования знаний, подразумевающий применение интеллектуальной системы управления в условиях предсказуемой неопределенности с ассоциативной памятью матричного типа. Заполнение строк ассоциативной памяти осуществляется на основе аппроксимации критерия равномерности квадратичной функцией и выбора ее значений при заданных потерях в качестве. Рассмотрен алгоритм работы регулятора, который использует управление из строки ассоциативной памяти, имеющей взвешенную метрику, наиболее близкую к нормализованным значениям входных переменных. Предложен алгоритм работы блока оценки качества на основе определения влияния входных переменных на выходную переменную посредством расчета их весовых коэффициентов значимости, для определения значений которых используются максимальные значения, размах и максимальные локальные изменения для вероятности неотрицательности отклонения выходной переменной от ее заданного значения. Для анализа эффективности предложенных алгоритмов работы блоков интеллектуальной системы управления гальваническим процессом на базе ассоциативной памяти с точки зрения длительности поиска управления и потери в равномерности покрытия проведен вычислительный эксперимент.

Ключевые слова: интеллектуальная система управления, ассоциативная память, предсказуемая неопределенность, алгоритм, гальванический процесс, равномерность покрытия

Введение

Нанесение гальванического покрытия является заключительной операцией в большинстве производственных процессов, и от качества получаемого покрытия напрямую зависит качество детали [1]. Одним из ключевых показателей качества гальванического покрытия является его равномерность [2]. Если равномерность низкая, это может привести к увеличению расхода металла для покрытия или к браку детали, что потребует повторного нанесения покрытия и, в конечном итоге, повысит себестоимость гальванического процесса. Для улучшения равномерности гальванического покрытия применяются фигурные аноды [3, 4], конфигурация которых подбирается из расчета выравнивания межэлектродного

расстояния от участков анода до поверхности детали. Использование фиктивных катодов позволяет снизить концентрацию силовых линий на угловых участках поверхности детали, тем самым снизить "краевой эффект" [5, 6]. Для направления электрического поля в труднодоступные участки на поверхности детали применяются биполярные электроды [7]. Однако использование данных подходов требует изготовления специальной оснастки, которая является весьма дорогостоящей, поэтому такой вариант не подходит для многономенклатурного серийного производства. Более перспективным направлением для данного типа производства является оптимальное управление токовым режимом протекания гальванического процесса. Процесс нанесения гальванического покрытия описывается математи-

ческой моделью, которая использует законы Фарадея, Ома и дифференциальное уравнение в частных производных для описания распределения потенциала в объеме электролита [8–11]. Поиск оптимального управления с использованием данной математической модели невозможен в режиме реального времени, поскольку требует длительных предварительных расчетов [12, 13]. Это обстоятельство снижает эффективность использования оптимального управления токовым режимом. Выходом из сложившейся ситуации является разработка интеллектуальной системы управления на базе ассоциативной памяти [14]. Данная технология основана на механизмах ассоциативной записи и восстановления информации, что позволяет быстро получать доступ к данным при управлении сложными объектами, где требуется проводить большой объем вычислений, которые могут быть выполнены заранее и записаны в память [15, 16]. Подобная интеллектуальная система позволит сформировать управление, соответствующее текущему состоянию гальванического процесса и заданному критерию качества (равномерности покрытия) в реальном времени.

Целью работы является разработка и анализ интеллектуальной системы управления на базе ассоциативной памяти для гальванического процесса.

Анализ гальванического процесса как объекта управления

Гальванический процесс основан на электрохимическом взаимодействии между двумя металлическими поверхностями, одна из которых является катодом (деталь), а другая — анодом. Катод покрывается тонким слоем металла, который может быть использован для защиты от коррозии или для улучшения эстетических свойств готового изделия.

Для оптимального управления гальваническим процессом необходимо определить входные $\mathbf{X}$ и выходные $\mathbf{Y}$ переменные, а также управляющие $\mathbf{U}$ и возмущающие $\mathbf{F}$ воздействия.

Входными переменными $\mathbf{X}$ являются:

$$\mathbf{X} = \{T; S_c; t; pH\}, \quad (1)$$

где T — длительность процесса; S_c — площадь поверхности катода; t , pH — температура и кислотность электролита.

Рассмотрим входные переменные (1) более подробно:

1. Длительность процесса T является одним из факторов, определяющих толщину гальванического покрытия: чем дольше протекает процесс, тем толще будет слой металла на поверхности детали. Однако слишком длительное время нанесения может привести к появлению дефектов в покрытии, таких как трещины или неравномерность.

2. Площадь катода S_c также влияет на толщину гальванического покрытия, при этом важно учитывать, что при увеличении площади катода S_c необходимо увеличивать и площадь анода, чтобы сохранить баланс электрических зарядов.

3. Температура электролита t — это еще один фактор, который играет роль в формировании толщины гальванического покрытия. При повышении температуры t скорость реакции увеличивается, что приводит к более быстрому осаждению металла на поверхности катода S_c . Однако слишком высокая температура может привести к появлению дефектов в покрытии (пятна, отслаивание).

4. Кислотность электролита pH также оказывает влияние на толщину гальванического покрытия: значение кислотности pH меняет скорость реакции. Однако важно учитывать, что изменение кислотности может привести к изменению состава электролита и, как следствие, к изменению свойств покрытия.

Толщина покрытия δ на детали S_c играет ключевую роль в гальваническом процессе, определяющую качество и долговечность конечных изделий, и является выходной переменной $\mathbf{Y}$ объекта управления:

$$\mathbf{Y} = \{\delta(x, y, z)\}, \quad (2)$$

где (x, y, z) — декартовы координаты точки на поверхности катода.

Требуемое значение выходной переменной

$$\mathbf{Y}_{\text{set}} = \{\delta_{\text{set}}\} \quad (3)$$

обеспечивает необходимую выходную величину объекта управления, отклонение которой определяется как

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{Y} &= \mathbf{Y} - \mathbf{Y}_{\text{set}} = \\ &= \min_{(x, y, z) \in S_c} \delta(x, y, z) - \delta_{\text{set}} = \delta_{\min} - \delta_{\text{set}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где set — заданное значение; $\min$ — минимальное значение.

Управляющим воздействием U для гальванического процесса является

$$U = \{I\}, \quad (5)$$

где I — сила тока.

Сила тока I является параметром, определяющим количество электрической энергии, передаваемой на поверхность детали S_c : чем больше сила тока I , тем большую толщину покрытия набирает деталь за единицу времени. Однако при слишком большой силе тока I возможен перегрев детали S_c , что влечет деформацию или разрушение покрытия. Вместе с тем, при слишком малой силе тока I скорость нанесения покрытия будет низкой, что при фиксированной длительности процесса может привести к недостаточной толщине покрытия. Также при слишком малой силе тока I возможно образование газовых пузырьков на поверхности детали S_c , что увеличит неравномерность наносимого покрытия. Поэтому определение оптимальной силы тока I является важным этапом при гальваническом осаждении покрытия, так как позволяет достичь заданной толщины покрытия и обеспечить его равномерность.

Для оценки качества управления U используется следующий критерий равномерности распределения толщины покрытия на детали:

$$R = \frac{1}{S_c} \int \frac{\delta_{\min}}{\delta(x, y, z)} dS_c \rightarrow \max, \quad (6)$$

где $\max$ — максимальное значение.

В процессе нанесения гальванического покрытия возможны возмущения F , которые могут влиять на выходную переменную:

$$F = \{A; H\}, \quad (7)$$

где A — примеси в электролите; H — шероховатость поверхности катода.

Наличие примесей A в электролите и шероховатости H поверхности катода может привести к неоднородности покрытия, снижающей его качество. Например, содержание в электролите ионов сторонних металлов приводит к образованию нежелательных соединений на поверхности катода, что, в свою очередь, снизит адгезию покрытия к катоду и уменьшит его защитные свойства. Недостаточно гладкая поверхность катода ведет к образованию неровностей на его поверхности, это влечет за собой снижение защитных свойств и уменьшение долговечности покрытия.

Для минимизации влияния возмущений (7) необходимо обеспечить чистоту электролита и гладкость поверхности катода.

Для связи входных переменных X и управляющего воздействия U с выходной переменной Y рассмотрим математическую модель гальванического процесса.

Математическая модель гальванического процесса

Перед рассмотрением математической модели гальванического процесса примем следующие допущения:

1. Для того чтобы изменить длительность T гальванического процесса, необходимо внести изменения в настройки выпрямительного агрегата. Однако следует иметь в виду, что это возможно только до начала процесса. После того, как процесс уже начался, изменить настройки невозможно без остановки и последующего перезапуска самого процесса, а это, как правило, в итоге приводит к браку (отслаиванию покрытия). В связи с вышесказанными, длительность T гальванического процесса принимается постоянной.

2. Ток проходит через поверхность детали, вызывая химические реакции на ее поверхности, но не влияет на ее объем, поэтому площадь S_c поверхности детали остается неизменной в ходе нанесения гальванического покрытия.

3. Изменение температуры t и кислотности pH во время гальванического процесса сдвигает химическое равновесие протекающей реакции, что влияет на качество получаемого покрытия. Поэтому осуществляется регулирование значений данных переменных в узком диапазоне, это позволяет принять их значения постоянными в расчетах.

С учетом принятых допущений математическая модель гальванического процесса примет следующий вид.

Толщина покрытия рассчитывается по закону Фарадея:

$$\delta(x, y, z) = \frac{k}{\rho} \eta(j_c(x, y, z), t, pH) j_c(x, y, z) T, \quad (8)$$

где j_c — плотность тока на катод; η — выход по току; k , ρ — электрохимический эквивалент и плотность металла покрытия.

Сила тока и плотности тока определяются согласно закону Ома:

$$I = \int_{S_c} j_c(x, y, z) dS_c; \quad (9)$$

$$j_c(x, y, z) = -\chi \nabla \varphi(x, y, z) | S_c; \quad (10)$$

$$j_a(x, y, z) = \chi \nabla \varphi(x, y, z) | S_a, \quad (11)$$

где j_a — плотность тока на аноде; χ — удельная электропроводность электролита; ∇ — оператор Гамильтона; φ — потенциал электрического поля.

Потенциал электрического поля описывается дифференциальным уравнением Лапласа:

$$\frac{\partial^2 \varphi(x, y, z)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi(x, y, z)}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi(x, y, z)}{\partial z^2} \Big|_{V_{el}} = 0 \quad (12)$$

с условием на границе "электролит—изолятор"

$$\frac{\partial \varphi(x, y, z)}{\partial n} \Big|_{S_{ins}} = 0, \quad (13)$$

с условием на границе "электролит—анод"

$$\varphi(x, y, z) + \Psi_a(j_a(x, y, z)) | S_a = \Delta \varphi, \quad (14)$$

с условием на границе "электролит—катод"

$$\varphi(x, y, z) - \Psi_c(j_c(x, y, z)) | S_c = 0, \quad (15)$$

где V_{el} — объем электролита; S_{ins} — площадь поверхности изолятора; n — нормаль к поверхности; $\Delta \varphi$ — напряжение; Ψ_a , Ψ_c — анодная и катодная поляризация.

Для расчета уравнений (8)–(15) математической модели процесса необходимо использовать численные методы (например, метод конечных разностей, метод конечных элементов), которые позволяют решать дифференциальные уравнения в частных производных [17]. Эти методы требуют большого количества вычислительных ресурсов и времени, что делает процесс расчета оптимального управления U длительным.

В связи с вышесказанным рассмотрим интеллектуальную систему управления гальваническим процессом на базе ассоциативной памяти.

Интеллектуальная система управления гальваническим процессом на базе ассоциативной памяти

Ассоциативная память в интеллектуальных системах управления является основой для хранения и обработки больших объемов данных, это позволяет системе быстро реагировать на изменения входных переменных и находить соответствующие управляющие воздействия.

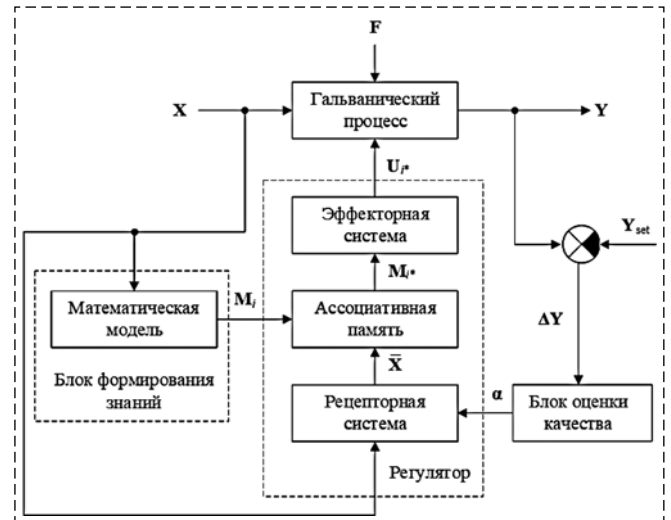


Рис. 1. Структурная схема интеллектуальной системы управления гальваническим процессом на базе ассоциативной памяти
Fig. 1. Structural diagram of an intelligent electroplating control system based on associative memory

Интеллектуальная система управления гальваническим процессом состоит из блока формирования знаний, регулятора и блока оценки качества, ее структурная схема приводится на рис. 1.

В блоке формирования знаний с помощью уравнений (8)–(15) математической модели гальванического процесса в зависимости от значений входных переменных (1) происходит обучение ассоциативной памяти на значения управляющего воздействия (5) и критерия равномерности покрытия (6).

В составе регулятора присутствует рецепторная система, ассоциативная память и эффекторная система. Рецепторная система осуществляет нормализацию входных переменных. С помощью ассоциативной памяти проводится классификация множества входных переменных (1) по полученным значениям его компонент. Эффекторная система на основе информации из ассоциативной памяти формирует управляющее воздействие. Регулятор на основе информации о входных переменных (1) восстанавливает управляющее воздействие (5) без решения уравнений (8)–(15) математической модели.

На основе отклонения (4) блоком оценки качества осуществляется определение влияния входных переменных (1) на выходную переменную (2) объекта управления.

Рассмотрим более детально алгоритмы работы блока формирования знаний в ассоциативной памяти, регулятора и блока оценки качества.

Алгоритм работы блока формирования знаний

При использовании ассоциативной памяти возникает проблема определения ее размеров, которые не должны приводить к нарушению устойчивости и ухудшению качества управления. Обучать ассоциативную память предлагается на информации о значениях входных переменных объекта и управляющих воздействий, обеспечивающих требуемый критерий качества. Алгоритм работы блока формирования знаний подразумевает работу системы управления в условиях предсказуемой неопределенности с ассоциативной памятью матричного типа.

1. Задаются диапазоны изменения входных переменных:

$$T_{\min} \leq T \leq T_{\max}; \quad (16)$$

$$S_{c_{\min}} \leq S_c \leq S_{c_{\max}}; \quad (17)$$

$$t_{\min} \leq t \leq t_{\max}; \quad (18)$$

$$pH_{\min} \leq pH \leq pH_{\max}. \quad (19)$$

2. С использованием уравнений (8)–(15) математической модели заполняется ассоциативная память матричного типа строками, число которых составляет $(l + 1)^4$, вида

$$\mathbf{M}_i = \{\mathbf{X}_i; \mathbf{U}_i; R_i\} = \{\{T_i; S_{c_i}; t_i; pH_i\}; I_i; R_i\}, \quad (20)$$

$$(i = 0, 1, \dots, (l + 1)^4 - 1),$$

где i — индекс строки; l — число отрезков разбиения диапазона изменения координаты из множества входных переменных.

3. Значения критерия (6) в полученных строках (20) ассоциативной памяти аппроксимируются многомерной функцией R_{apr} вида

$$R_{apr} = a_0 + a_1 T + a_2 S_c + a_3 t + a_4 \cdot pH +$$

$$+ a_5 T S_c + a_6 T t + a_7 T \cdot pH + a_8 S_c t + a_9 S_c \cdot pH +$$

$$+ a_{10} t \cdot pH + a_{11} T^2 + a_{12} S_c^2 + a_{13} t^2 + a_{14} \cdot pH^2, \quad (21)$$

где $a_0, \dots, a_{14}$ — неизвестные коэффициенты.

4. Осуществляется построение N изолиний (линий, соединяющих точки на поверхности, в которых функция (21) принимает одно и то же значение):

$$R_{apr_i} = R_{apr_{\min}} + i \frac{\delta R_{\text{set}}}{100} (R_{apr_{\max}} - R_{apr_{\min}}), \quad (22)$$

$$(i = 0, 1, \dots, N),$$

$$N = \left\lceil \frac{100}{\delta R_{\text{set}}} \right\rceil, \quad (23)$$

где [...] — целая часть числа; $R_{apr_{\min}}, R_{apr_{\max}}$ — минимальное и максимальное значения критерия равномерности; N — число значений линейного уровня, обеспечивающих условие, согласно которому для любых двух соседних строк $\mathbf{M}_i$ и $\mathbf{M}_{i+1}$ должны выполняться заданные потери в критерии равномерности покрытия:

$$\frac{|R_i - R_{i+1}|}{R_i} \cdot 100 \% \leq \delta R_{\text{set}}, \quad (24)$$

где δR_{set} — потери в равномерности покрытия.

5. Матрица управления очищается и заполняется новыми N значениями $\mathbf{X}_i$ для найденных изолиний (22) с последующим расчетом $\mathbf{U}_i$ и R_i согласно уравнениям (8)–(15) математической модели.

Алгоритм работы регулятора

Из ассоциативной памяти по первой части строки (значениям входных переменных) восстанавливается вторая часть строки (значения управляющих воздействий), что позволяет оперативно идентифицировать состояние системы и выбрать управляющее воздействие. Таким образом, алгоритм работы регулятора подразумевает использование управления из строки ассоциативной памяти, имеющей взвешенную метрику, наиболее близкую к нормализованным значениям входных переменных.

1. Рецепторной системой осуществляется нормализация входных переменных:

$$\bar{\mathbf{X}} = \{\bar{T}, \bar{S}_c, \bar{t}, \overline{pH}\}, \quad (25)$$

где $\bar{T}, \bar{S}_c, \bar{t}, \overline{pH}$ вычисляются согласно выражениям

$$\bar{T} = \frac{T - T_{\min}}{T_{\max} - T_{\min}}; \quad (26)$$

$$\bar{S}_c = \frac{S_c - S_{c_{\min}}}{S_{c_{\max}} - S_{c_{\min}}}; \quad (27)$$

$$\bar{t} = \frac{t - t_{\min}}{t_{\max} - t_{\min}}; \quad (28)$$

$$\overline{pH} = \frac{pH - pH_{\min}}{pH_{\max} - pH_{\min}}. \quad (29)$$

2. Среди всех N строк ассоциативной памяти (20) выбирается такая строка, у которой минимальна мера удаленности для нормализованных величин входных переменных (25), вычисленная как взвешенное расстояние Евклида:

$$i^* = \arg \min_{0 \leq i \leq N} D(\bar{\mathbf{X}}_i, \bar{\mathbf{X}}) = \arg \min_{0 \leq i \leq N} \sqrt{\alpha_T (\bar{T}_i - \bar{T})^2 + \alpha_{S_c} (\bar{S}_{c_i} - \bar{S}_c)^2 + \alpha_t (\bar{t}_i - \bar{t})^2 + \alpha_{pH} (\bar{pH}_i - \bar{pH})^2}, \quad (30)$$

где $\alpha_T, \alpha_{S_c}, \alpha_t, \alpha_{pH}$ — весовые коэффициенты значимости входных переменных.

3. Эффекторной системой из найденной строки (30) ассоциативной памяти извлекается управляющее воздействие

$$\mathbf{U}_{i^*} = \{I_{i^*}^*\}, \quad (31)$$

которое является уставкой силы тока в настройках выпрямительного агрегата.

Алгоритм работы блока оценки качества

Алгоритм работы блока оценки качества подразумевает определение влияния входных переменных на выходную величину посредством расчета весовых коэффициентов значимости в выражении (30), для определения значений которых используются максимальные значения, размах и максимальные локальные изменения для вероятности неотрицательности отклонения (4).

1. Фиксируется значение $T \in \{T_0 = T_{\min}, T_1, \dots, T_{l-1}, T_l = T_{\max}\}$ из диапазона (16), а остальные значения S_c, t и pH изменяются в допустимых диапазонах (17)–(19), для них вычисляется значение вероятности неотрицательности отклонения (4) выходной переменной:

$$P_{\Delta Y \geq 0}^T(T) = \frac{Q_{\Delta Y \geq 0}^T(T)}{Q^T}, \quad (32)$$

где $Q_{\Delta Y \geq 0}^T$ — число вариантов, при которых выполняется неотрицательность отклонения (4); Q^T — общее число вариантов.

Аналогичные зависимости $P_{\Delta Y \geq 0}^{S_c}, P_{\Delta Y \geq 0}^t$ и $P_{\Delta Y \geq 0}^{pH}$ строятся, соответственно, для остальных переменных S_c, t и pH .

2. Для рассчитанных вероятностей отыскивается максимальное значение m_T , размах r_T и максимальное локальное изменение d_T (приведено для переменной T):

$$m_T = \max_{T \in \{T_0, T_1, \dots, T_{l-1}, T_l\}} P_{\Delta Y \geq 0}^T(T); \quad (33)$$

$$r_T = \max_{T \in \{T_0, T_1, \dots, T_{l-1}, T_l\}} P_{\Delta Y \geq 0}^T(T) - \min_{T \in \{T_0, T_1, \dots, T_{l-1}, T_l\}} P_{\Delta Y \geq 0}^T(T); \quad (34)$$

$$d_T = \max_{1 \leq g \leq l} \left| \frac{P_{\Delta Y \geq 0}^T(T_g) - P_{\Delta Y \geq 0}^T(T_{g-1})}{T_g - T_{g-1}} (T_l - T_0) \right|. \quad (35)$$

Аналогичные расчеты $m_{S_c}, r_{S_c}, d_{S_c}, m_t, r_t, d_t, m_{pH}, r_{pH}, d_{pH}$ проводятся, соответственно, для остальных зависимостей $P_{\Delta Y \geq 0}^{S_c}, P_{\Delta Y \geq 0}^t$ и $P_{\Delta Y \geq 0}^{pH}$.

3. Расчет весовых коэффициентов значимости входных переменных (1) осуществляется следующим образом:

$$\alpha_T = \frac{1}{3} \left(\frac{m_T}{m_T + m_{S_c} + m_t + m_{pH}} + \frac{r_T}{r_T + r_{S_c} + r_t + r_{pH}} + \frac{d_T}{d_T + d_{S_c} + d_t + d_{pH}} \right); \quad (36)$$

$$\alpha_{S_c} = \frac{1}{3} \left(\frac{m_{S_c}}{m_T + m_{S_c} + m_t + m_{pH}} + \frac{r_{S_c}}{r_T + r_{S_c} + r_t + r_{pH}} + \frac{d_{S_c}}{d_T + d_{S_c} + d_t + d_{pH}} \right); \quad (37)$$

$$\alpha_t = \frac{1}{3} \left(\frac{m_t}{m_T + m_{S_c} + m_t + m_{pH}} + \frac{r_t}{r_T + r_{S_c} + r_t + r_{pH}} + \frac{d_t}{d_T + d_{S_c} + d_t + d_{pH}} \right); \quad (38)$$

$$\alpha_{pH} = \frac{1}{3} \left(\frac{m_{pH}}{m_T + m_{S_c} + m_t + m_{pH}} + \frac{r_{pH}}{r_T + r_{S_c} + r_t + r_{pH}} + \frac{d_{pH}}{d_T + d_{S_c} + d_t + d_{pH}} \right), \quad (39)$$

при этом выполняются условия

$$\alpha_T + \alpha_{S_c} + \alpha_t + \alpha_{pH} = 1, \quad (40)$$

$$\alpha_T, \alpha_{S_c}, \alpha_t, \alpha_{pH} \geq 0, \quad (41)$$

где наиболее значимая переменная имеет самый большой весовой коэффициент.

Для анализа эффективности предложенных алгоритмов работы блоков интеллектуальной системы управления гальваническим процессом на базе ассоциативной памяти с точки зрения длительности поиска управления и потери в равномерности покрытия проведен вычислительный эксперимент.

Вычислительный эксперимент и анализ полученных результатов

Формирование знаний в ассоциативной памяти осуществлялось для гальванического

процесса никелирования в сульфатном электролите Уоттса. Значения параметров и функций, используемых в уравнениях математической модели гальванического процесса, представлены в табл. 1 и 2 соответственно.

Для решения уравнений математической модели гальванического процесса использовался Electrodeposition Module фирмы COMSOL Multiphysics [18].

Применялись значения диапазонов изменения входных переменных, которые представлены в табл. 3, при заданных потерях критерия равномерности $\delta R_{set} = 10 \%$.

Поиск неизвестных коэффициентов $a_0, \dots, a_{14}$ осуществлялся с использованием разработанного программного обеспечения на языке Python посредством функции `curve_fit` библиотеки `scipy` [19].

Найденная аппроксимация (21) критерия (6) в полученных строках (20) ассоциативной памяти для квадратичной функции со значениями неизвестных коэффициентов $a_0, \dots, a_{14}$ имеет вид

$$\begin{aligned} R_{apr} = & 0,602 - 0,0002T + 0,003S_c - \\ & - 0,0008t - 0,02 \cdot pH - 2,2 \cdot 10^{-7}TS_c + \\ & + 8 \cdot 10^{-7}Tt + 5,2 \cdot 10^{-6}T \cdot pH - \\ & - 6,5 \cdot 10^{-6}S_c t + 4,7 \cdot 10^{-5}S_c \cdot pH + \\ & + 1,1 \cdot 10^{-5}t \cdot pH + 2,4 \cdot 10^{-8}T^2 - \\ & - 5,7 \cdot 10^{-6}S_c^2 - 2,8 \cdot 10^{-5}t^2 + 0,0006 \cdot pH^2 \end{aligned}$$

при относительной погрешности в 7,2 %.

На рис. 2 (см. третью сторону обложки) демонстрируется сформированная ассоциативная память матричного типа, визуализированная с помощью параллельных координат. Число строк в матрице составляет $N = 4181$.

Поиск управления выполнялся для значений входных переменных $X = \{T; S_c; t; pH\} = \{2100; 100; 32; 4\}$, которым соответствует схема расположения деталей в гальванической ванне, представленная на рис. 3.

Поиск ближайшей к X строки в ассоциативной памяти осуществлялся без использования (при одинаковых значениях весовых коэффициентов $\alpha_T = \alpha_{S_c} = \alpha_t = \alpha_{pH} = 0,25$) и с использованием (для рассчитанных значений весовых коэффициентов) блока оценки качества для требуемого значения выходной переменной $Y_{set} = 8 \text{ мкм}$.

Таблица 1
Table 1

Значения параметров
The parameter values

Параметр	Единица измерения	Значение
k	г/(А·с)	0,0003042
ρ	г/дм ³	8900
χ	1/(Ом·дм)	6
S_{ins}	дм ²	1000
V_{el}	дм ³	2000
S_a	дм ²	300

Таблица 2
Table 2

Виды функций
The function types

Функция	Единица измерения	Выражение
η	—	$0,0706 + 0,137j_c + 0,0422pH + 0,007t$
Ψ_a	В	$0,00935j_a$
Ψ_c	В	$-(0,188 + 0,3\ln(0,0043j_c))$

Таблица 3
Table 3

Значения диапазона значений входных переменных
The range values of input variables

Переменная	Единица измерения	Значение
T_{min}	с	1800
T_{max}	с	3300
S_{cmin}	дм ²	50
S_{cmax}	дм ²	150
t_{min}	°С	25
t_{max}	°С	35
pH_{min}	—	1,9
pH_{max}	—	5,3

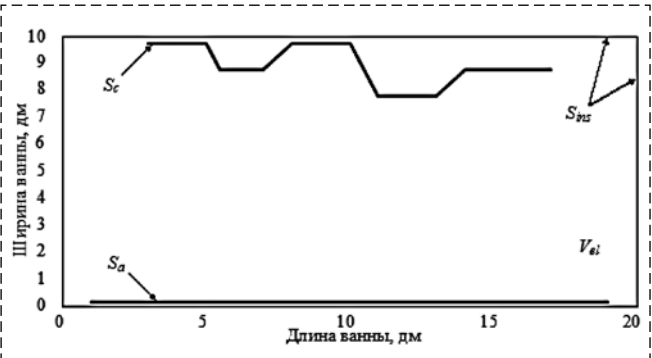


Рис. 3. Схема расположения деталей в гальванической ванне
Fig. 3. The details arrangement in an electroplating bath

Результаты расчета весовых коэффициентов
входных переменных

Calculating results of the weight coefficients of the input variables

Переменная	m	r	d	α
T	1,0	0,25	0,44	0,50
S_c	1,0	0,44	0,0	0,29
t	0,93	0,03	0,05	0,13
pH	0,94	0,0	0,0	0,08

При $l = 5$ в выражении (20) для рассчитанных вероятностей $P_{\Delta Y}^T > 0$, $P_{\Delta Y}^{S_c} > 0$, $P_{\Delta Y}^t > 0$ и $P_{\Delta Y}^{pH} > 0$ определены максимальное значение, размах и максимальное локальное изменение, а также значения весовых коэффициентов α_T , α_{S_c} , α_r , α_{pH} . Результаты расчета приведены в табл. 4.

В результате расчета уравнений математической модели гальванического процесса для X был получен критерий равномерности $R = 0,50123$ при оптимальной силе тока $I^* = 270$ А, длительность поиска которой составила 1860 с. В результате управления с использованием ассоциативной памяти была найдена строка $i^* = 1097$ в матрице, которой соответствует $M_{i^*} = \{1965,0; 105,0; 34,9; 4,42; 300; 0,46680\}$, и строка $i^* = 1613$ в матрице, которой соответствует $M_{i^*} = \{2070,0; 105,0; 34,9; 4,61; 275; 0,49672\}$, при равнозначности и при рассчитанных значениях весовых коэффициентов. Длительности поиска управлений составили 0,02251 с и 0,02319 с соответственно. На рис. 4 (см. третью сторону обложки) показаны распределения толщины покрытия по длине катода в сечении, полученные в результате: 1 — расчета уравнений математической модели гальванического процесса; 2, 3 — поиска управления в ассоциативной памяти при равнозначности и при рассчитанных значениях весовых коэффициентов соответственно.

Найденные в ассоциативной памяти управления $I^* = 300$ А и $I^* = 275$ А обеспечивают реальные значения критериев равномерности $R = 0,42475$ и $R = 0,48221$, что составляет $\delta R_{\text{set}} = 15,28\%$ и $\delta R_{\text{set}} = 3,79\%$ при снижении длительности поиска до $0,121 \cdot 10^{-2}\%$ и $0,125 \cdot 10^{-2}\%$ от времени расчета силы тока по уравнениям математической модели гальванического процесса соответственно. При этом управление, найденное в ассоциативной памяти при равнозначности весовых коэффициентов для вход-

ных переменных, превышает заданные потери в равномерности получаемого покрытия.

Заключение

Интеллектуальные системы управления технологическими процессами на базе ассоциативной памяти являются результативным инструментом в современной промышленности, способным обеспечить эффективное использование ресурсов и повышение производительности производства. К преимуществам такой системы управления относится возможность автоматической адаптации к изменяющимся условиям многономенклатурного серийного типа производства, к которому относится гальваника. Предложенная интеллектуальная система управления на базе ассоциативной памяти позволяет увеличить скорость поиска силы тока для обеспечения равномерности покрытия, получаемого в результате гальванического процесса. Следует отметить, что скорость поиска управления можно дополнительно увеличить, если в регуляторе осуществить предварительную кластеризацию строк ассоциативной памяти и отыскивать решение задачи только среди значений кластера с ближайшим от центра взвешенным евклидовым расстоянием для входных переменных. Разработанная интеллектуальная система на базе ассоциативной памяти представляет концептуальный интерес для управления не только гальваническими процессами, но и другими технологическими процессами, в которых требуется обрабатывать входные данные с помощью математических моделей с распределенными координатами для поиска управления в реальном времени.

Благодарности

Работа выполнена с использованием оборудования центра коллективного пользования научным оборудованием ТГУ имени Г. Р. Державина.

Список литературы

1. Гамбург Ю. Д. Гальванические покрытия. Справочник по применению. М.: Техвосфера, 2006. 216 с.
2. Помогаев М. В., Помогаев В. М., Волкович А. В. Равномерность гальванических покрытий и методы ее повышения // Практика противокоррозионной защиты. 2003. № 2 (28). С. 49—52.

3. Ishizuka N., Yamada T., Izui K., Nishiwaki S. Topology optimization for unifying de-posit thickness in electroplating process // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2020. Vol. 62. P. 1767–1785.
4. Yang G., Deng D., Zhang Y., Zhu Q., Cai J. Numerical optimization of electrodeposition thickness uniformity with respect to the layout of anode and cathode // *Electrocatalysis*. 2021. Vol. 12. P. 478–488.
5. Park C.-W., Park K.-Y. An effect of dummy cathode on thickness uniformity in electro-forming process // *Results in Physics*. 2014. Vol. 4. P. 107–112.
6. Solovjev D. S., Solovjeva I. A., Konkina V. V. Software Development for the Optimal Parts Location in the Bath Space with the Purpose to Reduce the Non-uniformity of the Coating Thickness // *Proceedings of the 6th International Conference on Industrial Engineering (ICIE 2020). Lecture Notes in Mechanical Engineering*. 2021. P. 85–93.
7. Anand R. K. Bipolar electrode focusing: tuning the electric field gradient // *Lab on a Chip*. 2011. Vol. 11. P. 518–527.
8. Popov K. I., Živković P. M., Nikolić N. D. A mathematical model of the current density distribution in electrochemical cells // *Journal of the Serbian Chemical Society*. 2011. Vol. 76. P. 805–822.
9. Wang F. Y., Xu J. W., Zhao J. S. Numerical Simulation of Electrochemical Machining Process and Machined Surface Prediction // *Key Engineering Materials*. 2011. Vol. 458. P. 99–105.
10. Пчелинцева И. Ю., Литовка Ю. В. Система автоматизированного управления процессом нанесения гальванического покрытия в ванне с токонепроводящим экраном // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2022. Т. 23, № 4. С. 188–196.
11. Соловьев Д. С., Соловьева И. А. Разработка и исследование системы оптимального управления гальванически-

ми процессами в ваннах со многими анодами // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2022. Т. 23, № 9. С. 462–472.

12. Solovjev D. S., Solovjeva I. A., Litovka Y. V., Nesterov V. A. Searching Method for Suboptimal Action Ensuring Acceptable Losses in the Process Quality // *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*. 2020. Vol. 49. P. 429–438.

13. Solovjev D. S., Solovjeva I. A., Litovka Y. V. Synthesis of the suboptimal control algorithm for electroplating processes under conditions of uncertainty in the range of processed products // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2020. Vol. 709(022063). P. 1–7.

14. Макаров И. М., Лохин В. М., Манько С. В., Романов М. П. Искусственный интеллект и интеллектуальные системы управления. М.: Наука, 2006. 333 с.

15. Карабутов Н. Н., Лохин В. М., Манько С. В., Романов М. П. Модели адаптивного управления на базе ассоциативной памяти // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2014. № 12. С. 11–17.

16. Романов М. П. Высокоточная система управления для сборочных роботов на основе ассоциативной памяти // *Вестник МГТУ МИРЭА*. 2015. № 3-1 (8). С. 60–87.

17. Ильин В. П. Методы конечных разностей и конечных объемов для эллиптических уравнений. Новосибирск: Изд-во Ин-та математики, 2000. 345 с.

18. Giaccherini A., Caporali S., Berretti E., Marcantelli P., Sanzari I., Perissi I., Innocenti M. Finite Elements Analysis of an Electrochemical Coating Process of an Irregularly Shaped Cathode with COMSOL Multiphysics® // *ECS Transactions*. 2015. Vol. 64. P. 1–8.

19. Johansson R. Numerical Python: Scientific Computing and Data Science Applications with Numpy, SciPy and Matplotlib. New York: Apress, 2018. 700 p.

Development and Analysis of an Intelligent Electroplating Control System Based on Associative Memory under Conditions of Predictable Uncertainty

D. S. Solovjev, solovjevdenis@mail.ru,

Derzhavin Tambov State University, Tambov, 392036, Russian Federation,

Corresponding author: Solovjev D. S., Cand. Sci. (Engineering), Associate Professor, Derzhavin Tambov State University, Tambov, 392036, Russian Federation, e-mail: solovjevdenis@mail.ru

Accepted on May 22, 2023

The analysis of ways to improve the electroplated coating uniformity, among which the most promising for a multi-assortment production is the current control, is presented in the article. The electroplating is considered as a control object and its mathematical model is described (with distributed coordinates based on the laws of Faraday and Ohm, Laplace's partial differential equation) to current control. The search for optimal control is impossible in real time and requires lengthy preliminary calculations due to the complexity of the electroplating mathematical model. The use of associative memory in an intelligent system will make it possible to find a control that corresponds to the electroplating current state and the specified quality criterion (coating uniformity) in real time. An operation algorithm of the knowledge formation unit, which implies the use of an intelligent control system under predictable uncertainty with matrix-type associative memory, is proposed. The associative memory rows are filled based on the uniformity criterion approximation by the function and the choice of its values for given quality losses. An operation algorithm of the controller, which uses the control from the associative memory row with the closest weighted metric to the normalized values of the input variables, is considered. An operation algorithm of the quality assessment unit, which involves determining the influence of input variables on the output variable by calculating their weighting coefficients of significance, to determine the values of which the maximum values, range and maximum local changes are used for the probability of non-negativity of the output variable deviation from its given value, is proposed. A computational experiment was carried out to analyze the effectiveness of the proposed operation algorithms for the units of an intelligent electroplating control system based on associative memory in terms of the control search duration and loss in coating uniformity.

Keywords: intelligent control system, associative memory, predictable uncertainty, algorithm, electroplating, coating uniformity

For citation:

Solovjev D. S. Development and Analysis of an Intelligent Electroplating Control System Based on Associative Memory under Conditions of Predictable Uncertainty, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 573–582.

DOI: 10.17587/mau.24.573-582

References

1. **Gamburg Y. D.** Electroplated coatings. Application guide, Moscow, Tekhvosfera, 2006, 216 p. (in Russian).
2. **Pomogaev M. V., Pomogaev V. M., Volkovich A. V.** Uniformity of electrodeposited coatings and methods of its increase, *Praktika protivokorroziionnoj zashchity*, 2003, vol. 2, no. 28, pp. 49–52 (in Russian).
3. **Ishizuka N., Yamada T., Izui K., Nishiwaki S.** Topology optimization for unifying de-posit thickness in electroplating process, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2020, vol. 62, pp. 1767–1785.
4. **Yang G., Deng D., Zhang Y., Zhu Q., Cai J.** Numerical optimization of electrodeposition thickness uniformity with respect to the layout of anode and cathode, *Electrocatalysis*, 2021, vol. 12, pp. 478–488.
5. **Park C.-W., Park K.-Y.** An effect of dummy cathode on thickness uniformity in electro-forming process, *Results in Physics*, 2014, vol. 4, pp. 107–112.
6. **Solovjev D. S., Solovjeva I. A., Konkina V. V.** Software Development for the Optimal Parts Location in the Bath Space with the Purpose to Reduce the Non-uniformity of the Coating Thickness, *Proceedings of the 6th International Conference on Industrial Engineering (ICIE 2020). Lecture Notes in Mechanical Engineering*, 2021, pp. 85–93.
7. **Anand R. K.** Bipolar electrode focusing: tuning the electric field gradient, *Lab on a Chip*, 2011, vol. 11, pp. 518–527.
8. **Popov K. I., Živković P. M., Nikolić N. D.** A mathematical model of the current density distribution in electrochemical cells, *Journal of the Serbian Chemical Society*, 2011, vol. 76, pp. 805–822.
9. **Wang F. Y., Xu J. W., Zhao J. S.** Numerical Simulation of Electrochemical Machining Process and Machined Surface Prediction, *Key Engineering Materials*, 2011, vol. 458, pp. 99–105.
10. **Pchelintseva I. Yu., Litovka Yu. V.** Automated control system for the process of electroplating in a bath with a non-con-
- ductive of electric current screen, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 4, pp. 188–196 (in Russian).
11. **Solovjev D. S., Solovjeva I. A.** Development and Research of the Optimal Control System of Electroplated Processes in Multi-Anode Baths, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 9, pp. 462–472 (in Russian).
12. **Solovjev D. S., Solovjeva I. A., Litovka Y. V., Nesterov V. A.** Searching Method for Suboptimal Action Ensuring Acceptable Losses in the Process Quality, *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*, 2020, vol. 49, pp. 429–438.
13. **Solovjev D. S., Solovjeva I. A., Litovka Y. V.** Synthesis of the suboptimal control algorithm for electroplating processes under conditions of uncertainty in the range of processed products, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 709, no. 022063, pp. 1–7.
14. **Makarov I. M., Lokhin V. M., Manko S. V., Romanov M. P.** Artificial intelligence and intelligent control systems, Moscow, Nauka, 2006, 333 p. (in Russian).
15. **Karabutov N. N., Lokhin V. M., Manko S. V., Romanov M. P.** Models of adaptive control on the base of associative memory, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2014, no. 12, pp. 11–17 (in Russian).
16. **Romanov M. P.** High-precision control system of assembly robots based on associative memory, *Vestnik MGTU MIREA*, 2015, no. 3-1 (8), pp. 60–87 (in Russian).
17. **Il'in V. P.** Finite difference and finite volume methods for elliptic equations, Novosibirsk, Izdatel'stvo Instituta matematiki, 2000, 345 p. (in Russian).
18. **Giaccherini A., Caporali S., Berretti E., Marcantelli P., Sanzari I., Perissi I., Innocenti M.** Finite Elements Analysis of an Electrochemical Coating Process of an Irregularly Shaped Cathode with COMSOL Multiphysics®, *ECS Transactions*, 2015, vol. 64, pp. 1–8.
19. **Johansson R.** Numerical Python: Scientific Computing and Data Science Applications with Numpy, SciPy and Matplotlib, New York, Apress, 2018, 700 p.



МЕЖРЕГИОНАЛЬНЫЙ СОВЕТ ПО НАУКЕ И ТЕХНОЛОГИЯМ

Российская академия наук, Уральская школа науки и технологий им. академика В. П. Макеева
и Межрегиональный совет по науке и технологиям
проводят 12–14 декабря 2023 г. в г. Миассе

LIII Всероссийский симпозиум ПО МЕХАНИКЕ И ПРОЦЕССАМ УПРАВЛЕНИЯ

Основные направления симпозиума:

- Механика неоднородных конструкций (методы расчета, проектирования и испытаний).
- Механика жидкости, газа и плазмы.
- Механика деформируемого твердого тела.
- Общая и прикладная механика.
- Процессы управления.
- Специальное машиностроение (проектирование, производство и испытания конструкций, и систем управления вооружений и военной техники).

Заявки на участие в работе симпозиума и рукописи докладов
необходимо представить до 15 ноября 2023 г. в МСНТ по адресу:
456304, г. Миасс Челябинской обл., ул. 8 Июля, 10А, офис 404.

Дополнительная информация доступна на сайте: www.msnt.pp.ru

Справки по тел.: (904) 940-28-71

А. В. Николаев¹, д-р техн. наук, гл. науч. сотр., alarmoren@yandex.ru,
Е. И. Старовойтов², канд. техн. наук, зам. начальника отдела, info@i-progress.tech,
Д. В. Федосов³, канд. техн. наук, генеральный директор, xferra@mail.ru,
А. В. Колесников³, инженер, kolesnikov.radio@yandex.ru,
М. А. Филин¹, аспирант, maxim@filin000.ru,

¹ Институт машиноведения им. А. А. Благодатова РАН, г. Москва,

² АО "НИИМА "Прогресс", г. Москва,

³ НПО "КВ-СВЯЗЬ", г. Омск

Навигация беспилотного транспорта на основе электромагнитной индукции

Рассматриваются вопросы определения положения беспилотного транспорта (БТ) в тоннелях в условиях отсутствия сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) и неблагоприятных условий эксплуатации, таких как недостаточная освещенность, высокая влажность, радиоактивность и другие. Авторами предложен метод навигации БТ, основанный на явлении электромагнитной индукции. На борту БТ находятся генератор высоких частот, радиопередающий блок, радиоприемный блок, информационно-управляющая система, а под несущей или опорной поверхностью движителя БТ расположена согласованная с окружающей средой посредством активной нагрузки однопроводная линия радиопередачи. Генератор высоких частот передает ток высокой частоты на радиопередающий блок, возбуждающий однопроводную линию радиопередачи, которая излучает высокочастотный радиосигнал, поступающий на радиоприемный блок для дальнейшего преобразования информационно-управляющей системой в электрические сигналы управления БТ. В качестве излучающих антенн из состава радиопередающего блока могут быть использованы магнитные рамки или электрические вибраторы, а в качестве приемных антенн — магнитные рамки или ферритовые датчики, возбуждаемые высокочастотным магнитным полем линии радиопередачи. В статье обсуждается влияние окружающего пространства на процессы излучения и приема радиосигналов. Проведена компьютерная апробация разработанного метода в системе трехмерного электромагнитного моделирования. Для передачи и приема радиосигнала использовались электрически малые рамочные антенны, расположенные ортогонально. Показано, что анализ фазы коэффициента передачи в обоих случаях может дать достаточную информацию о направлении и значении отклонения от трассы, задаваемой с помощью линии радиопередачи. Результаты исследования могут быть полезны для разработки навигационных систем БТ в условиях ограниченной доступности сигналов ГНСС.

Ключевые слова: навигационное оборудование, беспилотный транспорт, тоннель, направляющая линия, электромагнитная индукция, радиосигнал, однопроводная линия радиопередачи, высокие частоты, электрически малые антенны, компьютерное моделирование

Введение

В настоящее время у беспилотного транспорта (БТ) отсутствует способность определять собственное положение в тоннелях из-за отсутствия сигналов ГНСС. Использование видеоизображений и ультразвуковых сигналов для позиционирования БТ возможно при наличии безаварийной работы источников искусственного света, стабильной освещенности тоннеля и симметричного распределения света вдоль него, а также в отсутствие рассеивающих свет взвешенных частиц в воздухе и многократных отражений акустических волн от стенок тоннеля.

Реальные условия эксплуатации БТ, особенно в тоннелях горнодобывающей промышленности, — это отсутствие требуемой освещенности окружающего пространства, повышенная влажность и нередко радиоактивность, высокая температура и концентрация химических продуктов, наличие пожаро- и взрывоопасной атмосферы, различие в несущих свойствах и неровностях опорной поверхности, нерегулярные поперечные сечения транспортных туннелей, наличие жидких или полужидких смесей воды и различных видов почвы и т. п. Указанные условия предъявляют дополнительные требования к БТ и

его радиоэлектронным средствам навигационного обеспечения.

В связи с этим определенный интерес представляет метод навигации БТ, основанный на использовании явления электромагнитной индукции, возникающей между направляющим проводом, радиопередающим блоком и устройством приема вторичного радиосигнала, излучаемого проводом. Указанный принцип функционирования радиоэлектронного средства навигационного обеспечения БТ не зависит от наличия сигналов ГНСС, не требует создания вышеуказанных условий эксплуатации БТ, учета многократных отражений от стенок тоннеля и времени распространения радиоволн в пределах зоны индукции или сферы Чу, охватываемой антенны радиопередающего и радиоприемного блоков, а также часть пространства, окружающего направляющий провод.

Понимание влияния окружающего БТ пространства на процессы излучения и приема радиосигналов, на создаваемые методы и средства оценки его положения в пространстве позволяют наделить БТ способностью определять собственное положение в условиях отсутствия сигналов ГНСС.

При таком подходе возможно создание бортовой информационно-управляющей системы (БИУС) и исполнительных механизмов, обеспечивающих формирование полосы движения БТ и его автоматическое управление вдоль тоннеля.

Обзор известных систем наведения колесного транспорта

Широко известна индукционная система наведения колесного транспортного робота [1, 2], траектория движения которого задается кабелем, проложенным под полом помещения. При подаче через кабель переменного низкочастотного электрического тока вокруг него создается квазистатическое электромагнитное поле. На борту робота установлены приемные катушки, сигналы от которых пропорциональны отклонению от трассы. Эти сигналы усиливаются и передаются в блок обработки сигналов, формирующий команды, выдаваемые в ходовую часть робота.

Модуляция частоты переменного тока, подаваемого по кабелю, также позволяет передавать роботу информацию о параметрах его движения. Схема индукционной системы навигации мо-

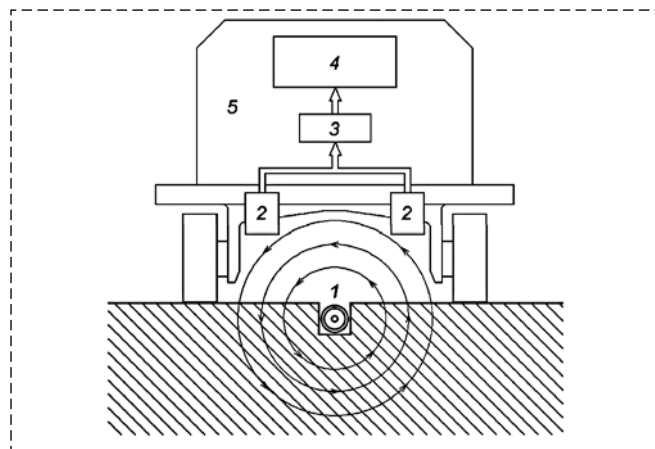


Рис. 1. Схема индукционной системы навигации мобильного робота

Fig. 1. The scheme of the induction navigation system of the mobile robot

бильного робота с использованием токоведущего кабеля показана на рис. 1: 1 — токоведущий кабель; 2 — приемные антенны; 3 — блок обработки сигналов; 4 — ходовая часть; 5 — шасси.

Аналогичная система, разработанная для сельского хозяйства, позволяет определять координаты беспилотного трактора на поле [3]. В этом случае траектория движения по обрабатываемому полю задается посредством подземных токоведущих проводов.

Кроме того, известна система вождения и навигации водного транспорта [4] с использованием токоведущего кабеля, проложенного по дну акватории. Генератор тока в такой системе расположен на берегу, а приемная аппаратура установлена на судне, при этом вдоль токоведущего кабеля установлены не меньше двух гидроакустических маяков с известными координатами и различающимися частотами излучения импульсных сигналов, синхронизированных по тому же кабелю.

В аналогичной системе для сухопутного транспорта с подземным токоведущим кабелем, проложенным под магистральной дорогой [5], для приема используются два индукционных магнитоприемника, ортогонально расположенные в горизонтальной плоскости транспортного средства, и бортовое устройство регистрации параметров магнитной составляющей квазистатического электромагнитного поля. В систему могут входить расположенные вдоль основной трассы металломинерализованные грунтовые дорожки, железобетонные плиты с ориентированной вдоль региональной дороги металлической арматурой, обесточен-

ные металлосодержащие кабели и другие металлосодержащие подземные коммуникации, а также бортовые детекторы металлов и устройства регистрации параметров детекции.

Токоведущий кабель и магнитная лента широко применяется для навигации мобильных роботов и AGV (англ. *automated guided vehicle* — автоматических самоходных тележек) внутри промышленных и складских сооружений [6—12].

Общие недостатки решений, предложенных в работах [1—9, 12], заключаются в том, что все они подразумевают использование токоведущего кабеля и подключаемого к нему контактным способом генератора переменного тока. При обрыве токоведущего кабеля или отказе генератора происходит потеря работоспособности системы вождения и навигации. В таких системах не представляется возможным определить значение отклонения от кабеля, так как используется переменный ток низких частот, близких к промышленным, применение которого может быть ограничено в горных выработках с пожаро- и взрывоопасной атмосферой, влагонасыщенной несущей или опорной поверхностью. Кроме того, могут быть технические проблемы при обеспечении электромагнитной совместимости шахтного оборудования.

Область применения систем, рассмотренных в работах [1, 2], ограничена промышленной робототехникой, а система, обсуждаемая в работе [4], может использоваться для морской навигации и судовождения. Недостатки системы, представленной в работе [5], состоят в жестких требованиях к ортогональности пространственного размещения индукционных магнитоприемников.

Применение способа навигации по магнитной ленте [6—8, 12] ограничено ее износом из-за трения и повреждений, для устранения которых необходима регулярная замена ленты.

Комплексирование аппаратуры навигации по токоведущему кабелю и магнитной ленте между собой и датчиками других типов не всегда возможно, чрезмерно усложняет систему и может потребовать дополнительного оборудования трассы.

Для преодоления указанных недостатков существующих систем индукционной навигации предлагается метод навигации по однопроводной линии радиопередачи [13], который может быть использован для БТ с колесными, гусеничными и другими типами движителей.

Метод навигации БТ по однопроводной линии радиопередачи

Предлагаемый метод навигации БТ реализуется следующим образом. Бортовой радиоприемный блок получает сигналы от однопроводной линии радиопередачи, находящейся в высокочастотном электромагнитном поле бортового радиопередающего блока (рис. 2), посредством индукционной связи через две среды распространения (несущую или опорную поверхность движителя и атмосферу). На рис. 2 обозначены: 1 — генератор высоких частот; 2 — радиопередающий блок; 3 — окружающая среда (под опорной поверхностью); 4 — активная нагрузка; 5 — однопроводная линия радиопередачи; 6 — радиоприемный блок; 7 — бортовая информационно-управляющая система; 8 — БТ.

Особенностью метода является тот факт, что в данном случае используются зоны индукции излучающей и приемной радиосистем БТ, при этом не требуется учитывать время запаздывания радиосигнала и коэффициент преломления электромагнитной волны на границе двух сред распространения.

Однопроводная линия радиопередачи (далее направляющая линия — НЛ) представляет собой кабель с жилами из проводника. В качестве излучающих элементов из состава радиопередающего блока могут быть использованы магнитные рамки или электрические вибраторы, а в качестве приемных — магнитные рамки или ферритовые датчики, возбуждаемые высокочастотным магнитным полем НЛ.

Амплитуда поступившего сигнала определяет значение отклонения БТ от трассы, а фаза — направление отклонения (влево или вправо). На основе этих сигналов БИУС автоматически

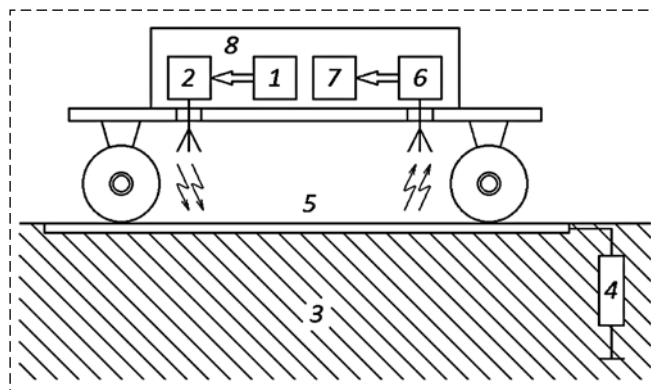


Рис. 2. Навигация по однопроводной линии радиопередачи
Fig. 2. Navigation on a single-wire radio transmission line

выдает команды управления движителям (исполнительным устройствам) или обеспечивает соответствующую индикацию параметров движения, например, на экране диспетчера в центре организации дорожного движения.

Таким образом, идеология предлагаемого метода навигации заключается в определении радиоволновым способом линейного отклонения и путевого угла относительно уложенного в грунт одиночного провода (НЛ), возбужденного излучателем электромагнитных волн в ближней зоне антенн, за счет регистрации радиоприемным блоком амплитуды и фазы сигнала. Амплитуда радиосигнала характеризует значение отклонения антенн от продольной оси провода, а фаза — направление отклонения. Анализ данных параметров сигнала в алгоритмах работы БИУС позволяет синтезировать заданное значение отклонения и угол поворота БТ.

Все радиотехнические измерения в данном методе выполняются в зоне индукции или сфере Чу [14], радиус которой определяется выражением

$$R = \frac{c}{2\pi f \sqrt{\varepsilon \mu}}, \quad (1)$$

где f — частота высокочастотного радиосигнала; ε и μ — относительная диэлектрическая и магнитная проницаемости среды; c — скорость света в вакууме.

Для $f = 30$ МГц радиус будет равен $R = 1,59$ м в воздушной среде. Максимум стоячей волны в антенне навигационного приемного устройства соответствует условию $R/2 = 0,79$ м.

При использовании в БИУС БТ цифрового дискриминатора с числом каналов, равным $n = 256$, линейное разрешение по отклонению от заданной траектории будет равно

$$\Delta d_0 = \frac{R}{2n} = 3,11 \cdot 10^{-3} \text{ м},$$

а погрешность измерения путевого угла объекта может быть оценена выражением

$$\Delta b_0 = \arctg\left(\frac{R}{2nl}\right), \quad (2)$$

где l — база между антеннами.

Таким образом, погрешность измерений путевого угла при длине базы $l = 4$ м с 256-канальным цифровым дискриминатором составит $\Delta b_0 = 0^\circ 2' 39''$.

Допустим, что приемная и передающая антенны расположены вдоль оси БТ, а оси антенн

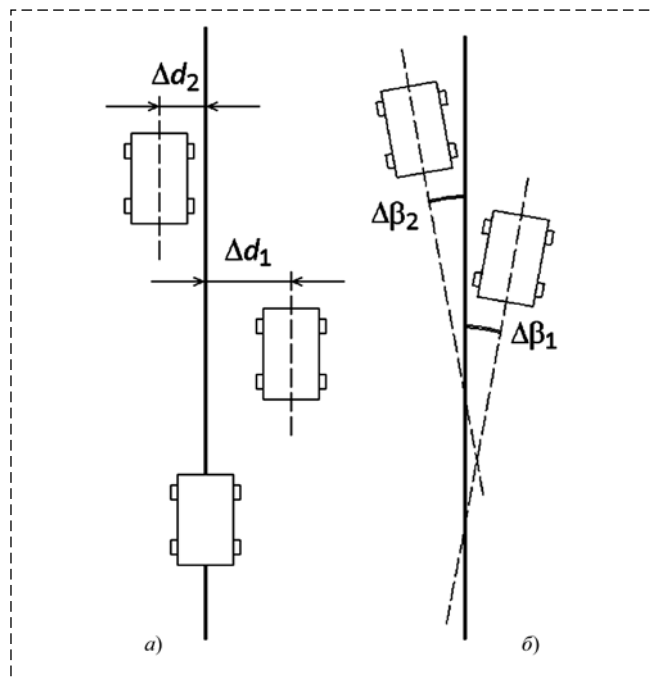


Рис. 3. Иллюстрация линейного (а) и углового (б) отклонений от трассы

Fig. 3. Illustration of linear (a) and angular (b) deviation from the path

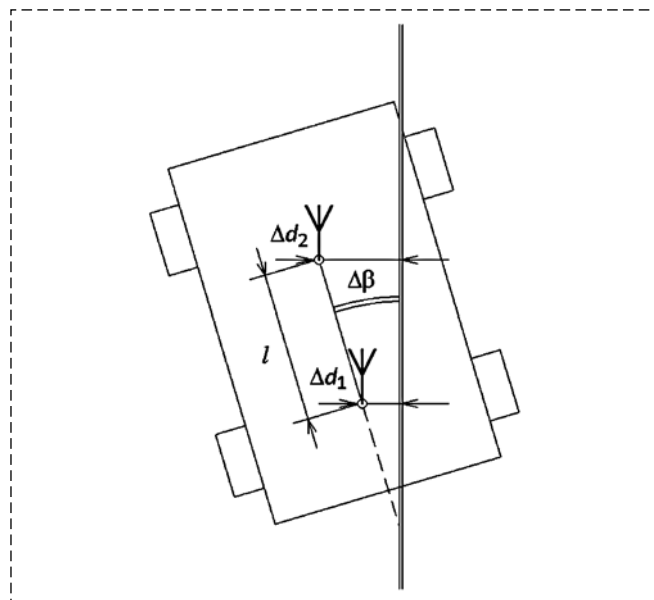


Рис. 4. Отклонение от трассы для антенн в передней и задней части БТ при его развороте

Fig. 4. Deviation from the path for the antennas in the front and rear of the unmanned vehicle when it turns around

взаимно перпендикулярны друг другу. Отклонение от выбранного направления характеризуется величинами Δd и $\Delta \beta$ (рис. 3). При отклонении от НЛ величина Δd для антенн в передней и задней части БТ будет отличаться и определяться углом отклонения β (рис. 4):

$$\Delta d = d_2 - d_1 = l \sin \beta.$$

Пусть передающая антенна излучает гармонический сигнал с начальной фазой φ_1 :

$$\dot{A}_1 = A_1 \exp[i(\omega t + \varphi_1)], \quad (3)$$

тогда сигнал на приемной антенне будет определяться по формуле

$$\begin{aligned} \dot{A}_2 &= A_2 \exp[i(\omega t + \varphi_2)] = \\ &= A_2 \exp[i(\omega t + \varphi_2 + \varphi_{12})], \end{aligned} \quad (4)$$

где φ_{12} — фазовый сдвиг, обусловленный отклонением от НЛ.

Коэффициент передачи для такой НЛ может быть определен с помощью выражения

$$\dot{K}_{12} = \frac{A_2 \exp[i(\omega t + \varphi_1 + \varphi_{12})]}{A_1 \exp[i(\omega t + \varphi_1)]} = S_{12} \exp(i\varphi_{12}). \quad (5)$$

Измеряя фазу коэффициента передачи φ_{12} , можно определить направление отклонения от трассы, а измеряя скорость изменения фазы и значение модуля коэффициента передачи S_{12} , можно определить угол отклонения:

$$b = \arcsin\left(\frac{\Delta d}{l}\right), \quad (6)$$

где $\Delta d \sim S_{12}$.

Компьютерная апробация метода навигации БТ

Для верификации разработанного метода навигации проведен компьютерный эксперимент. Апробация метода осуществлялась путем трехмерного электромагнитного моделирования с использованием программы ЭДЭМ (ЭлектроДинамика Элементов из Металла с трехмерной геометрией), предназначенной для проектирования антенной техники [15, 16].

Зависимости $d(S_{12}, \varphi_{12})$, $\beta(S_{12}, \varphi_{12})$ взаимосвязаны и определяются типом антенн и их взаимным расположением, значением базы между антеннами, материалами, из которого изготовлен БТ, высотой подвеса антенн над НЛ и формируются в виде базы данных на этапе калибровки навигационного оборудования, реализующего данную методику.

В компьютерном эксперименте обе антенны — электрически малые рамки, расположенные в ортогональных плоскостях. Высота H подъема антенн над НЛ принята одинаковой для каждой из антенн. Моделировалось отклонение от НЛ всего ТС, как показано на рис. 3, а. На рис. 5 (см. третью сторону обложки) приведены графики зависимости $S_{12}(d)$ и $\varphi_{12}(d)$ при $H = 0,5$ м для двух частот: 15 МГц и 30 МГц.

В данной модели рамочные антенны были согласованы по импедансу с коэффициентом стоячей волны менее 1,5. Рассматривались рамки с различным внешним радиусом R_A :

1) $R_A = 0,14$ м, т. е. на частоте $f = 15$ МГц электрические размеры антенн $kr = 2\pi f/\lambda = 0,066$, на частоте $f = 30$ МГц $kr = 0,13$;

2) $R_A = 0,24$ м, т. е. на частоте $f = 15$ МГц $kr = 0,11$, на частоте $f = 30$ МГц $kr = 0,23$.

Амплитуда сигнала при отклонении от трассы в каждом из направлений будет падать одинаково, что показывают графики на рис. 5, а (см. третью сторону обложки). Так как вектор индукции магнитного поля подчиняется правилу правого базиса в трехмерном пространстве (так называемому правилу буравчика), при отклонении в различные направления от НЛ сигналы в приемной антенне будут в противофазе. Но поскольку в приемной антенне сигнал представляет собой суперпозицию прямой волны ближней зоны передающей антенны и поля НЛ, фаза коэффициента передачи будет частотно-зависимой. На рис. 5, б (см. третью сторону обложки) представлены зависимости $\varphi_{12}(d)$. Чем меньше база между антеннами, тем сильнее их связь по ближнему полю.

На рис. 6 (см. третью сторону обложки) приведены зависимости $S_{12}(\beta)$ и $\varphi_{12}(\beta)$ при угловом отклонении от трассы. Заметно более резкое изменение модуля коэффициента передачи $S_{12}(\beta)$ при аналогичных предыдущему случаю зависимостях фазы $\varphi_{12}(\beta)$.

Результаты моделирования показывают, что изменение фазы коэффициента передачи достаточно для определения направления движения БТ и значения его отклонения от трассы, а зависимость от этих параметров модуля коэффициента передачи является менее выраженной, что затрудняет его использование в навигации.

Заключение

Предлагаемый метод навигации в условиях отсутствия сигналов ГНСС обеспечивает надежную и безопасную эксплуатацию БТ в экранированных тоннелях, а также горных выработках с пожаро- и взрывоопасной атмосферой, влагонасыщенной несущей или опорной поверхностью. Это достигается путем бесконтактного возбуждения НЛ, при котором исключается образование плазмы и электрический пробой среды распространения радиосигнала.

Было проведено моделирование двух сценариев. В первом — на передачу и прием ис-

пользовались электрически малые рамочные антенны, расположенные ортогонально, во втором — передающей антенной был электрически малый симметричный диполь. Показано, что анализ фазы коэффициента передачи в обоих случаях может дать достаточную информацию о направлении и значении отклонения от трассы, созданной искусственным способом с помощью НЛ. Зависимость модуля коэффициента передачи от значения отклонения или от угла отклонения менее информативна для сценария с электрическим вибратором в качестве передающей антенны вместо рамочной антенны.

Технически рамочные антенны могут быть выполнены в виде одно- или многовитковых конструкций на жестком каркасе в прочном корпусе, например из полиэфирного композита или углеводородного полимера. Для их настройки на рабочую частоту целесообразно использовать конденсатор переменной емкости с процессорной авторегулировкой.

Для технической реализации указанного метода навигации в составе БТ должен быть БИУС, в которой хранится база данных сигнатур, полученных путем измерений радиосигналов вдоль откалиброванных НЛ, возбуждаемых радиопередающим блоком. При автономном движении БТ вдоль НЛ происходит сопоставление реальных сигналов с базой данных, что позволит поддерживать заданную траекторию при движении БТ в тоннеле при отсутствии сигналов ГНСС.

Список литературы

1. Козырев Ю. Г. Промышленные роботы: справочник. М.: Машиностроение, 1988. 392 с.
2. Тимофеев А. В. Адаптивные робототехнические системы. Л.: Машиностроение, 1988. 332 с.
3. Калужный А. Т. Автовождение беспилотных тракторов // Машины, агрегаты и процессы. Проектирование, создание и модернизация. 2021. № 4. С. 74–82. DOI: 10.26160/2587-7577-2021-4-74-82

4. Патент RU 2596244 C1. Кочаров О. М., Кочаров К. О., Кочаров А. О., Кочаров А. А. / Кочаров А. О. Арктическая подводная навигационная система для вождения и навигационного обеспечения надводных и подводных объектов навигации в стесненных условиях плавания. Заявка 2015133286/28, приоритет от 2015.08.10. Публ. 2016.09.10.

5. Патент RU 2652167 C1. Кочаров А. О. / Кочаров А. О. Арктическая система вождения и навигационного обеспечения наземного транспорта. Заявка 2017106045, приоритет от 2017.02.27. Публ. 2018.04.25.

6. Vale A., Ventura R., Lopes P., Ribeiro I. Assessment of navigation technologies for automated guided vehicle in nuclear fusion facilities // Robotics and Autonomous Systems. 2017. Vol. 97. P. 153–170.

7. Moshayedi A. J., Jinsong L., Liao L. AGV (automated guided vehicle) robot: Mission and obstacles in design and performance // Journal of Simulation and Analysis of Novel Technologies in Mechanical Engineering. 2019. Vol. 12, Iss. 4. P. 5–18.

8. Udvardy P., Széll K. Advanced Navigation of Automated Vehicles in Smart Manufacturing // Acta Technica Napocensis. Electronica-Telecomunicatii. 2019. Vol. 60, Iss. 1. P. 11–14.

9. Varshney A., Aryan A., Singh A., Dubey N., Singh A. K. Modular on-Road Self-Guided Automatic Vehicle and Concept of Self-Power Transmission // International Journal of Engineering and Advanced Technology (IJEAT). 2020. Vol. 9, Iss. 4. P. 1978–1981. DOI: 10.35940/ijeat.D9022.049420

10. Rubanov V., Bushuev D., Karikov E., Bazhanov A., Alekseevsky S. Development a low-cost navigation technology based on metal line sensors and passive RFID tags for industrial automated guided vehicle // Journal of Engineering and Applied Sciences. 2020. Vol. 15. P. 2291–2297.

11. Алексеевский С. В., Рубанов В. Г., Бушуев Д. А., Маслиев Е. А. О выборе конфигурации сенсорной подсистемы при разработке автоматической транспортной тележки // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2021. № 2. С. 459–465.

12. Aizat M., Azmin A., Rahiman W. A Survey on Navigation Approaches for Automated Guided Vehicle Robots in Dynamic Surrounding // IEEE Access, 2023. Vol. 11. P. 33934–33955. DOI: 10.1109/ACCESS.2023.3263734.

13. Способ навигации транспортной и технологической машины по однопроводной линии радиопередачи. Заявка на изобретение № 2023107633. Приоритет от 29.03.2023 / АО "НИИМА "Прогресс" / А. В. Николаев, Е. И. Старовойтов, З. К. Кондрашов, Е. С. Скиба, А. А. Амбарян, Д. М. Бодунов, Д. А. Прохоркин, А. В. Колесников, Н. Б. Федосова.

14. Hansen R. C. Electrically Small, Superdirective, and Superconducting Antennas. Newark, NJ, Wiley, 2006, 182 p.

15. Давыдов А. Г., Пименов Ю. В. Возможности программы ЭДЭМ для разработки устройств антенной техники // Антенны. 2006. № 12 (115). С. 54–67.

16. ЭДЭМ. Программа для расчета электромагнитных полей и исследования электродинамических свойств структур из проводящих элементов. Устойчивости программы для расчета электромагнитных полей. URL: <http://edem3d.ru/index.php?action=content&id=2>

Navigation Technology of Unmanned Vehicles Based on Electromagnetic Induction

A. V. Nikolaev¹, alarmoren@yandex.ru, E. I. Starovoitov², info@i-progress.tech, D. V. Fedosov³, xferra@mail.ru,
A. V. Kolesnikov³, kolesnikov.radio@yandex.ru, M. A. Filin¹, maxim@filin000.ru,

¹ Mechanical Engineering Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, 101990, Russian Federation

² JSC Progress MRI, Moscow, 125183, Russian Federation,

³ RPSLL "HF Communication", Omsk, 644012, Russian Federation,

Corresponding author: Starovoitov E. I., PhD. JSC Progress MRI, Moscow, 125183, Russian Federation, e-mail: info@i-progress.tech

Accepted on July 25, 2023

Abstract

The article deals with the issues of determining the position of unmanned vehicles (UV) in tunnels in the absence of signals from global navigation satellite systems (GNSS) and unfavorable operating conditions, such as low light, high humidity.

dity, radioactivity and others. The authors proposes a method for navigating unmanned vehicles based on the phenomenon of electromagnetic induction. On board the unmanned vehicle there is a high-frequency generator, a radio transmitting unit, a radio receiving unit, an information management system, and under the bearing or supporting surface of the unmanned vehicle propulsion unit there is a single-wire radio transmission line coordinated with the environment by means of an active load. The high-frequency generator transmits high-frequency current to the radio transmitting unit, which excites a single-wire radio transmission line, the single-wire radio transmission line emits a high-frequency radio signal supplied to the radio receiving unit for further conversion by the information management system into electrical control signals of an unmanned vehicle. Magnetic loops or electrical vibrators can be used as radiating antenna from the radio transmitting unit, and magnetic loops or ferrite probe excited by the high-frequency magnetic field of the radio transmission line can be used as receiving antenna. The article deals with the influence of the environment on the processes of radiation and reception of radio signals. Computer testing of the developed method was carried out with using three-dimensional electromagnetic modeling. Electrically small loop antennas located orthogonally were used to transmit and receive the radio signal. It was shown that the phase analysis of the transmission gain in both cases can provide ample information about the direction and deviation rate from the path which is set using the radio transmission line. The results of the study can be useful for the development of navigation systems for unmanned vehicles in conditions of limited availability of signals from GNSS.

Keywords: navigation equipment, unmanned vehicle, tunnel, guide line, electromagnetic induction, radio signal, single-wire radio transmission line, high frequencies, electrically small antennas, computer modeling

For citation:

Nikolaev A. V., Starovoitov E. I., Fedosov D. V., Kolesnikov A. V., Filin M. A. Navigation Technology of Unmanned Vehicles Based on Electromagnetic Induction, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 583—589 (in Russian).

DOI: 10.17587/mau.24.583-589

References

1. **Kozyrev Yu. G.** Industrial robots: a reference guide, Moscow, Mashinostroenie, 1988, 392 p. (in Russian).
2. **Timofeev A. V.** Adaptive robotic systems. Leningrad, Mashinostroenie, 1988, 332 p (in Russian).
3. **Kalyuzhnyi A. T.** Automatic Driving of Unmanned Tractors, *Mashiny, agregaty i protsessy. Proektirovanie, sozdanie i modernizatsiya*, 2021, no. 4, pp.74—82, doi: 10.26160/2587-7577-2021-4-74-82 (in Russian).
4. **Patent RU 2596244C1.** Kocharov O. M., Kocharov K. O., Kocharov A. O., Kocharov A. A. Arctic underwater navigation system for driving and navigation support of water surface and underwater objects of navigation in constrained conditions of navigation. Application RU2015133286/28A, Priority date 2015.08.10. Publication date 2016.09.10.
5. **Patent RU 2652167C1.** Kocharov A. O. Arctic system of ground transport driving and navigation support. Application RU2017106045A, Priority date 2017.02.27. Publication date 2016.09.10.
6. **Vale A., Ventura R., Lopes P., Ribeiro I.** Assessment of navigation technologies for automated guided vehicle in nuclear fusion facilities, *Robotics and Autonomous Systems*, 2017, vol. 97, pp. 153—170.
7. **Moshayedi A. J., Jinsong L., Liao L.** AGV (automated guided vehicle) robot: Mission and obstacles in design and performance, *Journal of Simulation and Analysis of Novel Technologies in Mechanical Engineering*, 2019, vol. 12, iss. 4, pp. 5—18.
8. **Udvardy P., Széll K.** Advanced Navigation of Automated Vehicles in Smart Manufacturing, *Acta Technica Napocensis. Electronica-Telecomunicatii*, 2019, vol. 60, iss. 1, pp. 11—14.
9. **Varshney A., Aryan A., Singh A., Dubey N., Singh A. K.** Modular on-Road Self-Guided Automatic Vehicle and Concept of Self-Power Transmission, *International Journal of Engineering and Advanced Technology (IJEAT)*, 2020, vol. 9, iss. 4, pp. 1978—1981, doi: 10.35940/ijeat.D9022.049420
10. **Rubanov V., Bushuev D., Karikov E., Bazhanov A., Alekseevsky S.** Development a low-cost navigation technology based on metal line sensors and passive RFID tags for industrial automated guided vehicle, *Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2020, vol. 15, pp. 2291—2297.
11. **Alekseevsky S. V., Rubanov V. G., Bushuev D. A., Masliev E. A.** Selecting a Sensor configuration in the Development of Automatic Transport Trolley, *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*, 2021, no. 2, pp. 459—465 (in Russian).
12. **Aizat M., Azmin A., Rahiman W.** A Survey on Navigation Approaches for Automated Guided Vehicle Robots in Dynamic Surrounding, *IEEE Access*, 2023, vol. 11, pp. 33934—33955, doi: 10.1109/ACCESS.2023.3263734.
13. **Priority** to RU2023107633A. A method of navigation of a transport and technological machine on a single-wire radio transmission line. JSC Progress MRI, A. V. Nikolaev, E. I. Starovoitov, Z. K. Kondrashov, E. S. Skiba, A. A. Ambaryan, D. M. Bodunov, D. A. Prokhorkin, A. V. Kolesnikov, N. B. Fedosova. Priority date 2023.03.29
14. **Hansen R. C.** Electrically Small, Superdirective, and Superconducting Antennas, Newark, NJ, Wiley, 2006, 182 p.
15. **Davydov A. G., Pimenov Yu. V.** Abilities of Program EDEM for Antenna Designing, *Antennas*, 2006, no. 12 (115), pp. 54—67 (in Russian).
16. **EDEM.** A program for electromagnetic fields calculating and researching into the electrodynamic properties of conducting structures. Program for calculation of electromagnetic fields, available at: http://edem3d.ru/index_eng.php

O. N. Korsun^{1,2}, Dr. Sc., Professor, Head of Laboratories, e-mail: mamotto@rambler.ru,
Sekou Goro², Postgraduate Student, e-mail: gorosekoi@gmail.com,
Moung Htang Om², Ph. D., Doctoral candidate, e-mail: mounghtangom50@gmail.com,
¹ State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125319, Russian Federation,
² Moscow Aviation Institute (NRU), Moscow, 125993, Russian Federation

Corresponding author: **Korsun Oleg N.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Laboratories,
State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125319, Russian Federation, e-mail: marmotto@rambler.ru

Accepted on July 17, 2023

A Comparison between Kalman Filtering Approaches in Aircraft Flight Signal Estimation

Abstract

At present, the requirements for the accuracy of aircraft on-board measurement systems are constantly increasing, while sensors contain various errors in signal measurement, primarily random. Noisy signals from onboard measurements can be smoothed or filtered out in a variety of ways. One of the most popular approaches is Kalman filtering, the effectiveness of which has been proven by many studies. This paper presents a comparative analysis of the extended Kalman filter (EKF) and unscented Kalman filter (UKF), used to estimate the pitch angle of an aircraft using bench modeling data. During the simulation, the normal measurement noises are also generated. According to the results obtained in this paper, it can be noted that UKF performs better when a priori knowledge about the process noise is certain. However, the efficiency of UKF in estimating the signal deteriorates when a priori knowledge about the process becomes uncertain while the performance of EKF remains stable. This is due to the fact that UKF uses more sophisticated assumptions and therefore is more sensitive to these assumptions violation. The obtained results also show that various variants of Kalman filtering remain relevant in comparison with the smoothing methods that have spread in recent years, based on the ideas of optimal control and evolutionary algorithms for numerical optimization.

Keywords: unscented Kalman filter, extended Kalman filter, flight data, filtering signals, estimates, comparative analysis, variance

For citation:

Korsun O. N., Sekou Goro, Moung Htang Om. A Comparison between Kalman Filtering Approaches in Aircraft Flight Signal Estimation, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 590—597.

DOI: 10.17587/mau.24.590-597

УДК 629.7.058.6

DOI: 10.17587/mau.24.590-597

О. Н. Корсун^{1, 2}, д-р техн. наук, проф., нач. лаб., marmotto@rambler.ru,
Секу Горо², аспирант, gorosekoi@gmail.com,
Моунг Хтанг Ом², канд. техн. наук, докторант, mounghtangom50@gmail.com,

¹ Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва,

² Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва

Сравнение подходов фильтрации Калмана при оценивании параметра движения самолета

В настоящее время требования к точности авиационных бортовых систем измерений постоянно повышаются, тогда как датчики имеют различные погрешности измерения сигналов, прежде всего случайные. Зашумленные сигналы, полученные из бортовых измерений, могут быть сглажены или отфильтрованы различными способами. Одним из наиболее популярных подходов является фильтрация Калмана, эффективность которой была доказана многими исследованиями.

В данной работе проводится сравнительный анализ расширенного фильтра Калмана и сигма-точечного, или взвешенного, фильтра Калмана, применяемых для оценивания угла тангажа самолета с использованием данных стендового моделирования. При моделировании вводились также нормальные шумы измерений. По результатам, полученным в данной работе, можно отметить, что взвешенный фильтр Калмана работает лучше, когда априорные знания о шумах объекта и наблюдений достоверны. Однако эффективность взвешенного фильтра Калмана при оценке сигнала снижается, когда априорные знания о процессе становятся неопределенными, в то время как производительность расширенного фильтра Калмана остается стабильной. Это связано с тем, что взвешенный фильтр Калмана использует более сложные аппроксимации, которые характеризуются высокой чувствительностью к точности принятых допущений. Полученные результаты также показывают, что различные варианты калмановской фильтрации сохраняют актуальность по сравнению с распространившимися в последние годы методами сглаживания, основанными на идеях оптимального управления и эволюционных алгоритмах численной оптимизации.

Ключевые слова: сигма-точечный фильтр Калмана, расширенный фильтр Калмана, полетные данные, фильтрация сигналов, оценки, сравнительный анализ

Introduction

Nowadays, the requirements for the accuracy of aircraft onboard measurement systems are constantly increasing, while sensors contain various errors in measuring signals, primarily by accident. Noisy signals received from onboard measurements can be smoothed or filtered out in various means. One of the most popular approaches is Kalman filtering, the effectiveness of which has been proven by many studies.

Kalman filters have been presented for a long time especially in many articles as efficient methods of signal estimation. However, the Kalman filters are applied on systems evolving over time using collected measurements provided by different sensors [1, 2]. The Kalman filter makes the estimate based on information provided by the model of the system and sensors. The use of this information by the filter defines its main strength: the filter introduces an uncertain term on the system model as well as on the observation model, which allows it to make a correct estimate despite modeling and measurement errors. One of the requirements for using these filters is to model properly the system for which we want to estimate the parameters [3]. The classical Kalman filter requires a linear modeling of the system; but as known, the world is generally non-linear, the classical filter has therefore shown its limits in its applications on nonlinear systems [4, 5]. However, derivatives of the filter have been developed in previous years for the consideration of models of nonlinear systems. The two derivatives of the classical Kalman filter that are used widely to consider nonlinear systems are Extended Kalman Filter (EKF) and Unscented Kalman Filter (UKF). Indeed, these two estimation methods are not applicable when it is impossible to model the system, in this case we turn to other methods (such as the Monte Carlo method for example, which is beyond the scope of this paper). Many articles have conducted comparisons between

these two filters; in this article, we consider a systemic approach that will involve not only a visual but also a parametric comparison of the filters outputs using several signal estimations.

Problem statement

The three-covariance matrixes (P , R and Q) are used in all the Kalman filters (including unscented Kalman filter (UKF) and extended Kalman filter (EKF)), they influence a lot on the performance of the filter, and their designs are very complicated. Matrix P informs the filter about the error in the initial state; matrix R simulates the sensor noise variances and informs the filter about the belief in measurements [6, 7]. Matrix Q simulates the description of the process noise variance. As we know that the model cannot perfectly describe the real word by taking into account every single factor that can affect the system, so the matrix Q simulates the imperfections in the process model and the values in its diagonal inform the filter how much it should believe the predictions. In this paper, we analyze the influence of the errors of object noise variance upon the accuracy of Kalman filters.

Description of the extended Kalman filter and its algorithm

The Extended Kalman filter utilizes the same approach and idea (i.e. it makes a Gaussian assumption on the probability distribution) as the regular Kalman filter does. The Extended Kalman filter was developed to extend the use of classic Kalman filter on to systems that have nonlinear dynamics [8].

In order for us to apply the EKF, we must firstly derive the equations of the system, convert them (in other words we linearize the nonlinear equations by calculating the Jacobian) into state space model and finally find the observation model [9].

The system model in continuous time t is:

$$\frac{dX(t)}{dt} = f(X(t), U(t), t) + V(t), \quad (1)$$

where $X(t)$ — state vector of dimension n , $U(t)$ — control vector of dimension m , $V(t)$ — vector of object noise of dimension n , $f(X(t), U(t), t)^T = [f_1(X(t), U(t), t), f_2(X(t), U(t), t), \dots, f_n(X(t), U(t), t)]^T$ — a system function of dimension n .

The system model in discrete time $t_k = t_{k+1} - \Delta t$ can be defined as follows:

$$\begin{bmatrix} x_1^k \\ x_2^k \\ \vdots \\ x_n^k \end{bmatrix} = A_{k-1} \begin{bmatrix} x_1^{k-1} \\ x_2^{k-1} \\ \vdots \\ x_n^{k-1} \end{bmatrix} + B_{k-1} \begin{bmatrix} u_1^{k-1} \\ u_2^{k-1} \\ \vdots \\ u_m^{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1^{k-1} \\ v_2^{k-1} \\ \vdots \\ v_n^{k-1} \end{bmatrix} \quad (2)$$

where $X_k = [x_1^k, x_2^k, \dots, x_n^k]^T$ — the state vector at time t_k , Δt — the discretization interval,

$X_{k-1} = [x_1^{k-1}, x_2^{k-1}, \dots, x_n^{k-1}]^T$ — the state vector at previous time t_{k-1} ,

$U_{k-1} = [u_1^{k-1}, u_2^{k-1}, \dots, u_m^{k-1}]^T$ — the control vector at previous time t_{k-1} ,

$$A_{k-1} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1^{k-1}} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2^{k-1}} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n^{k-1}} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1^{k-1}} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2^{k-1}} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n^{k-1}} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1^{k-1}} & \frac{\partial f_n}{\partial x_2^{k-1}} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n^{k-1}} \end{bmatrix},$$

$$\text{and } B_{k-1} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1^{k-1}} & \frac{\partial f_1}{\partial u_2^{k-1}} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_m^{k-1}} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u_1^{k-1}} & \frac{\partial f_2}{\partial u_2^{k-1}} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial u_m^{k-1}} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial u_1^{k-1}} & \frac{\partial f_n}{\partial u_2^{k-1}} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial u_m^{k-1}} \end{bmatrix},$$

$f_i = f_i(X(t_{k-1}), U(t_{k-1}), t_{k-1})$, $i = 1, 2, \dots, n$ — the system functions at discrete time t_{k-1} ,

$V_{k-1} = [v_1^{k-1}, v_2^{k-1}, \dots, v_n^{k-1}]^T$ — the process noise vector at t_{k-1} .

Then, the state space model in linear form can be expressed as follows:

$$X_k = A_{k-1}X_{k-1} + B_{k-1}U_{k-1} + V_{k-1}, \quad (3)$$

To estimate a state, we use the following equation [10, 11]:

$$\hat{X}_{k|k-1} = A_{k-1}\hat{X}_{k-1} + B_{k-1}U_{k-1}, \quad (4)$$

where $\hat{X}_{k|k-1}$ — vector of estimates of the states.

The observation model in continuous time is described by the following function:

$$Z(t) = g(X(t)) + W(t), \quad (5)$$

where $Z(t)$ — sensor measurements, $X(t)$ — state vector, $W(t)$ — observation noise.

The observation model in discrete time k can be described as follows:

$$Z_k = H_k X_k + W_k. \quad (6)$$

In state space model, the observation has the following form:

$$\begin{bmatrix} z_1^k \\ z_2^k \\ \vdots \\ z_r^k \end{bmatrix} = H_k \begin{bmatrix} x_1^k \\ x_2^k \\ \vdots \\ x_n^k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_1^k \\ w_2^k \\ \vdots \\ w_r^k \end{bmatrix}, \quad (7)$$

where $Z_k = [z_1^k, z_2^k, \dots, z_r^k]^T$ — r sensor measurements at time t_k ,

$W_k = [w_1^k, w_2^k, \dots, w_r^k]^T$ — the noise vector in the r sensor measurements,

H_k — the observation matrix used to convert states at time t into sensor measurement at time t_k .

In general, for nonlinear observation functions [12, 13],

$$H_k = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_1^k}{\partial x_1^k} & \frac{\partial g_1^k}{\partial x_2^k} & \dots & \frac{\partial g_1^k}{\partial x_n^k} \\ \frac{\partial g_2^k}{\partial x_1^k} & \frac{\partial g_2^k}{\partial x_2^k} & \dots & \frac{\partial g_2^k}{\partial x_n^k} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial g_r^k}{\partial x_1^k} & \frac{\partial g_r^k}{\partial x_2^k} & \dots & \frac{\partial g_r^k}{\partial x_n^k} \end{bmatrix},$$

where $G^k = [g_1^k, g_2^k, \dots, g_r^k]$ — are the measurement functions.

Since we have defined the process model (X_k) and the observation model (Z_k), we can now proceed to the definitions of the remaining equations that we use in the EKF algorithm.

The extended Kalman filter algorithm can be divided into two groups of steps.

Prediction steps

The process model (4) allows us to compute the estimate of the state and the covariance of the system as follow:

$$\hat{X}_{k|k-1} = A_{k-1}\hat{X}_{k-1} + B_{k-1}U_{k-1}, \quad (8)$$

$$P_{k|k-1} = A_k P_{k-1|k-1} A_k^T + Q_k, \quad (9)$$

where Q_k — the process noise covariance matrix at time t_k .

Update steps

The covariance matrix of the system uncertainty is given by the following equation:

$$S_k = H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k, \quad (10)$$

where H_k — the observation matrix, R_k — the observation noise covariance matrix.

The Kalman gain is calculated by the following equation:

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T S_k^{-1}. \quad (11)$$

The residual is calculated using the following equation:

$$\hat{y}_k = z_k - H_k \hat{X}_{k|k-1}. \quad (12)$$

Now, we can proceed to the update of the state and the covariance matrix:

$$\hat{X}_{k|k} = \hat{X}_{k|k-1} + K_k \hat{y}_k, \quad (13)$$

$$P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1}. \quad (14)$$

Description of unscented Kalman filter

Consider a discrete nonlinear process model of a given system, with m input signals, p output signals and the dimension of the system is n . In this way, we carried out the discretization taking into account the sampling time T_s . Therefore, for signal sequence, we assume the following notation: $x_k = x(T_s, k)$ [14].

In this case, the nonlinear discrete process model and the observation model are defined respectively as follows:

$$x_k = F(x_{k-1}, u_{k-1}) + w_{k-1}, \quad (15)$$

$$y_k = H(x_k, u_k) + v_k, \quad (16)$$

where x_k is the state vector of dimension n , u_k is the system input vector of dimension m and y_k is the sensor

output vector of dimension p . The functions F and G are supposed to be nonlinear and continuous. We consider v_k as p dimensional observation noise vector and w_k as one n dimensional process noise vector.

Unscented Kalman filter algorithm

The unscented Kalman filter algorithm can be divided into two groups of steps.

Prediction steps

— We generate the sigma points, which are considered as a matrix denoted χ . The dimension of χ should be $(2n + 1, n)$, where n is the dimension of the system state. It means that the matrix χ consists of $2n + 1$ rows, and each row is a vector χ_i of dimension n .

— We pass each sigma point through our nonlinear system described by (15) to project them forward in time, and then we get an estimate, which is a set of sigma points. Each vector of the sigma points χ_i passes through (15) as follows:

$$\chi_{i,k|k-1} = F(\chi_{i,k-1|k-1}, u_{k-1}) + w_{k-1}, \quad (17)$$

where $i = 1, \dots, (2n + 1)$.

— We calculate the mean and covariance of the posterior $\chi_{i,k|k-1}$ using the unscented transform on the sigma points in the next formulas:

$$\bar{x}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i^m \chi_{i,k|k-1}, \quad (18)$$

$$\bar{P}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i^c \chi_{i,k|k-1} - \bar{x}_k^T + Q, \quad (19)$$

where $\bar{x}_k$ — the actual mean, W_i^m, W_i^c — weight sigma points matrices for mean and covariance respectively, $\bar{P}_k$ — the actual covariance matrix, Q the process covariance matrix.

Update steps

As a rule, the update steps of the Kalman filter are performed in the measurement space [15–17], so we need to convert the sigma points into measurements using the observation model described by (16):

$$Y_{i,k|k-1} = H(\chi_{i,k|k-1}, u_k) + v_k, \quad (20)$$

where $i = 1, \dots, 2n + 1$.

Next, we compute the mean and the covariance of the sigma points using the unscented transform.

$$\bar{y}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i^m Y_{i,k|k-1}, \quad (21)$$

$$P_{\bar{y}_k \bar{y}_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^c (Y_{i,k|k-1} - \bar{y}_k)(Y_{i,k|k-1} - \bar{y}_k)^T + R, \quad (22)$$

where R the observation noise covariance matrix.

Next, we compute the residual and Kalman gain.

The residual of the measurement is: $y = y_k - \bar{y}_k$, where y_k are sensor measurements. To compute the Kalman gain, we first compute the cross covariance of the state and the measurement, which is defined as follows:

$$P_{x_k y_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^c (\chi_{i,k|k-1} - \bar{x}_k)(Y_{i,k|k-1} - \bar{y}_k)^T. \quad (23)$$

— The Kalman gain is defined as follows:

$$K_k = P_{x_k y_k} P_{\bar{y}_k \bar{y}_k}^{-1}. \quad (24)$$

— Finally, we compute the new state estimate using the residual and Kalman gain:

$$\hat{x}_k = \bar{x}_k + K_k y, \quad (25)$$

where $\bar{x}_k$ — the actual mean from prediction steps

— The new covariance is computed by the following formula:

$$P_k = \bar{P}_k - K_k P_{\bar{y}_k \bar{y}_k} K_k^T, \quad (26)$$

where $\bar{P}_k$ — the covariance matrix resulted from the prediction step

Sigma points and their weights computation

Consider a nonlinear function $f(x)$, where x is a random variable (state of a given system). Assume $\bar{x} = E\{x\}$ is the mean of x and $P_x = E\{(x - \bar{x})(x - \bar{x})^T\}$ is the covariance of x . The first sigma point is the mean of the initial state, it is called χ_0 . We use the next equations to compute the remaining sigma points: in the equation (27), the calculation of the square root is performed using the Cholesky decomposition [18, 19].

$$\chi_i = \begin{cases} \bar{x} + [\sqrt{(n+\lambda)P_x}]_i & \text{for } i = 1 \dots n, \\ \bar{x} - [\sqrt{(n+\lambda)P_x}]_i & \text{for } i = (n+1) \dots 2n, \end{cases} \quad (27)$$

$$\lambda = \alpha^2(n+k) - n, \quad (28)$$

where n — the dimension of the state x

The i subscript chooses the i^{th} row vector of the sigma points matrix.

The weight for the mean of χ_0 is computed as:

$$W_0^m = \frac{\lambda}{n+\lambda}. \quad (29)$$

The weight for the covariance of χ_0 is:

$$W_0^c = \frac{\lambda}{n+\lambda} + 1 - \alpha^2 + \beta. \quad (30)$$

The weights for the rest of sigma points $\chi_1 \dots \chi_{2n}$ are the same for the mean and the covariance; they are calculated by the following formula:

$$W_i^m = W_i^c = \frac{1}{2(n+\lambda)}, i = 1 \dots 2n. \quad (31)$$

The parameters α , β , k are used to control how the sigma points are distributed and weighted. In this case, the optimal values for β is 2, k is $(3-n)$ and α is between 0 and 1 ($0 \leq \alpha \leq 1$) [20, 21].

Simulation and data analysis

We use the following equations selected from the general mathematical model of aircraft motion:

The object model:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \quad (32)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \text{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \quad (33)$$

which means:

$$\frac{dy}{dt} = f(y, u, t)$$

$y^T = [\vartheta \quad \gamma]$ — state vector

$u^T = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]$ — control vector

The observation model:

$$z^T(t_i) = [z_1(t_i) \ z_2(t_i)], \quad (34)$$

$$z_2(t_i) = \gamma(t_i) + \eta_\gamma(t_i), \quad (35)$$

$z^T(t_i) = [z_1(t_i) \ z_2(t_i)]$ — observation vector,

η_ϑ , η_γ — the noise in the pitch angle, the noise in the roll angle respectively.

Let it be required to estimate the pitch angle using the unscented Kalman filter and the extended Kalman filter. For each estimation case, a Gaussian measurement noise with zero mean and standard deviation of 0.05 rad/s is added to the pitch angle.

Estimation of pitch angle using Kalman filtering approaches

Pitch angle estimation was conducted using the unscented Kalman filtering and the extended Kalman filtering approaches in five cases with different variance values in Q matrix, which estimates the different levels of process noise. These levels presented in Q matrix are 0.002, 0.02, 0.5, 3.0 and 4.0 rad/s². The true value of object noise was 0.002 rad/s² for all the cases. Thus, the greater values in Q matrix were introduced erroneously in order to investigate the influence of error in a priori information. The results are presented in figures 1–3.

From the above figures, we notice that UKF performs better than EKF (Fig. 1) although both covariance matrices converge to zero (Fig. 2). As shown in figures 3 and 4, the residuals, that is the difference between the measurements and the predicted signals, are approximately the same for UKF and EKF. As in performing the estimations we created a Gaussian noise, the graph shows that the residuals are centered to zero, which proves that the noise is a Gaussian. The area colored between the dotted lines indicates the theoretical performances of the filters for one standard deviation.

Theoretically, about 68 % of the errors should fall within the dotted lines. The residuals for both filters are in this range, that means the two filters are converging but obviously the UKF residual is more in this range than that of the EKF.

In table we can view certain parameters showing the performances of the two filters.

In the first case, when a priori process noise variance coincides with the true value of 0.002 rad/s², the standard deviation of UKF errors is much smaller than that of EKF. The estimated variances of UKF and EKF are practically the same.

In the second case, the a priori value of process noise variance is 0.02 rad/s². The same analysis as above allows us to confirm that the

unscented Kalman filter performs better than the Extended Kalman filter, though the differences in standard deviations between the estimated pitch angle and the true pitch angle are not as great as before.

For the third case, the tendency is the same, and finally in the fourth case, the deterioration of UKF estimation becomes so significant that the performance of EKF is better. So, the results show that

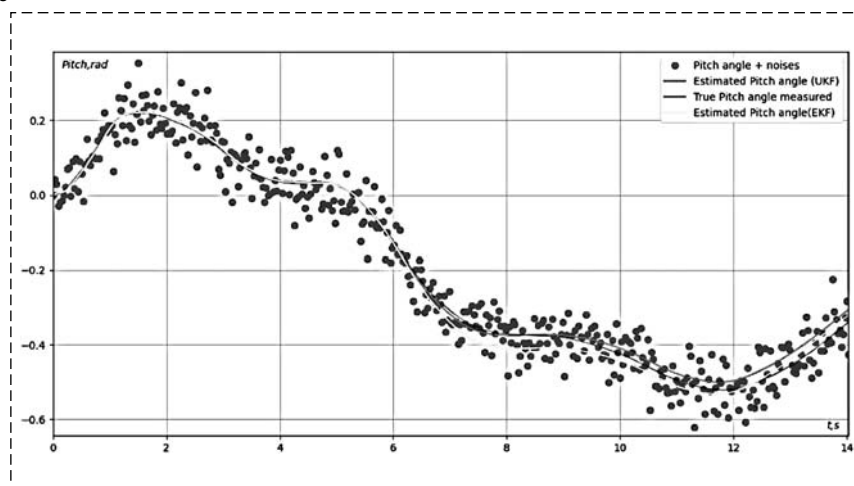


Fig.1. Estimated pitch angles given by UKF and EKF compared to the true pitch angle

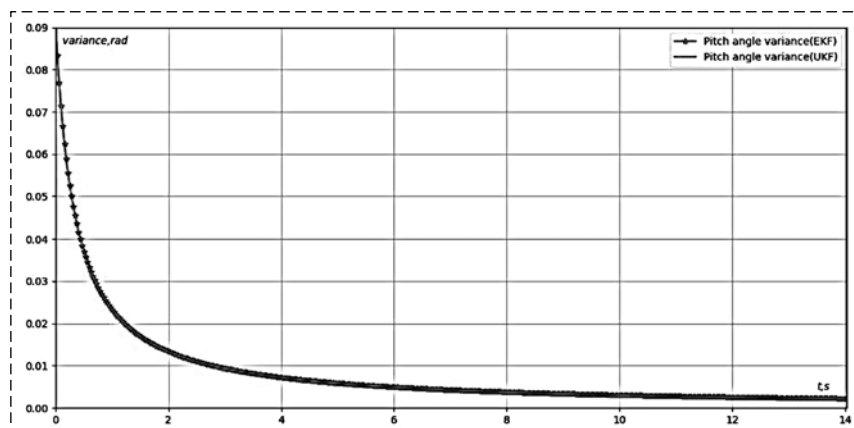


Fig. 2. Estimated variances given by UKF and EKF

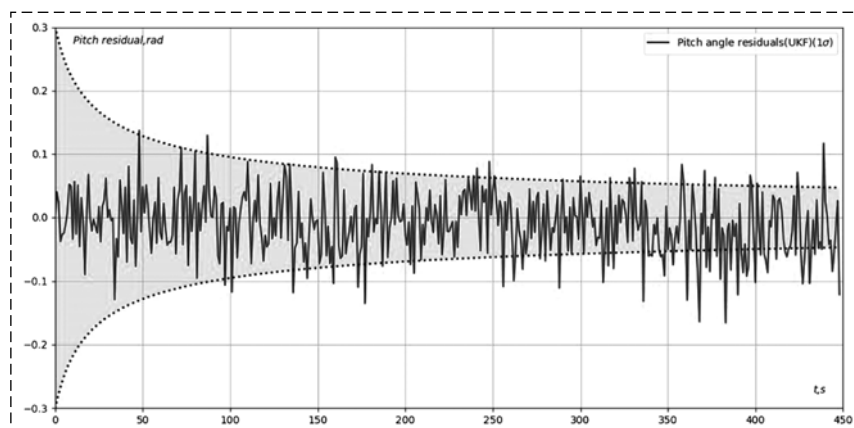


Fig. 3. The residual analysis between measured and predicted signals by UKF

Cases	A priori process noise variance, rad/s^2	Estimated variance given by UKF, rad/s^2	Estimated variance given by EKF, rad/s^2	(Std/ Mean) between estimated pitch angle given by UKF and the true pitch angle, rad	(Std/ Mean) between estimated pitch angle given by EKF and the true pitch angle, rad
1	0.002	0.0021774609	0.0021632657	0.0106454131/0.0100233491	0.017271644/-0.0038992762
2	0.02	0.0022383014	0.0021654777	0.0120475946/0.0102043770	0.0164101733/-0.003926092
3	0.5	0.0024671095	0.0021651560	0.0134307511/0.0089162197	0.0155602749/-0.007660223
4	3	0.0025705434	0.0021664058	0.0149585307/0.0173086824	0.0135194481/-0.0028183672

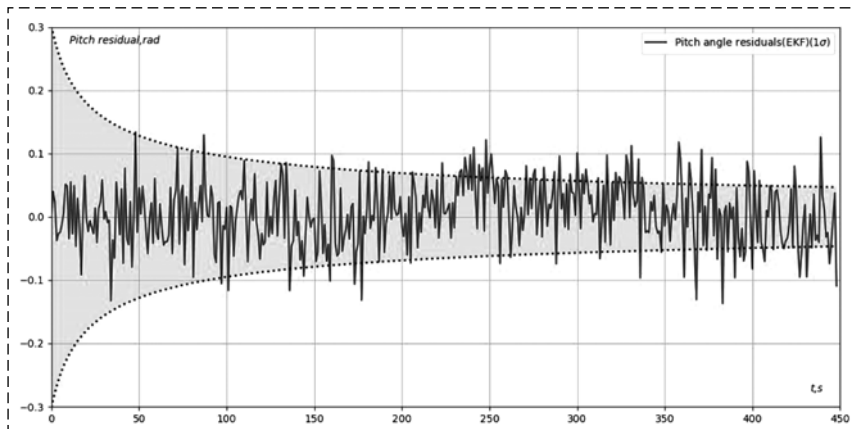


Fig. 4. The residual analysis between measured and predicted signals by EKF

the performance of UKF is better than EKF under condition of precise a priori information about object noise variance. The greater the errors in a priori information are, the greater the deterioration of UKF is, while the performance of EKF remains stable.

Conclusions and discussion

In this research the true value of object noise was low for all the cases. Thus, the greater values in Q matrix were introduced erroneously in order to investigate the influence of error in a priori information. According to table 1, it can be noticed that the estimates given by UKF in cases of low process noise are more accurate than those of EKF. However, the more increases the process noise, the better the estimated provided by EKF and the worse the estimates provided by UKF are. According to the table 1, we can see that the means of estimates given by UKF are greater than the means of estimates given by EKF; this means that EKF is good in average and proves to be stable under condition of a priori errors. We can also notice that variance of EKF converges to zero faster than that of UKF. In principle, the actual performance of the filter is not fully ensured by the convergence of the estimated variance.

Alongside with the increasing of process noise, the uncertainty in the estimates also increases, in

the result of that the accuracy of UKF estimation deteriorates. This is due to the fact that UKF uses more sophisticated assumptions. According to the results obtained in this paper, it can be noted that UKF performs better when a priori knowledge about the process noise is certain. However, the efficiency of UKF in estimating the signal deteriorates when a priori knowledge about the process becomes uncertain while the performance of EKF remains stable.

The obtained results also show that Kalman filtering keeps to be actual in its traditional field of data smoothing along with the relatively novel trends in control and data estimation [22–24], based on evolutionary numerical optimization algorithms.

References

1. Wan E. A., Van Der Merwe R. The unscented Kalman filter for nonlinear estimation, *Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium (Cat. No.00EX373)*, 2000, pp. 153–158, DOI: 10.1109/ASSPCC.2000.882463.
2. Menegaz H. M. T., Ishihara J. Y., Borges G. A., Vargas A. N. A Systematization of the Unscented Kalman Filter Theory, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2015, vol. 60, no. 10, pp. 2583–2598. DOI: 10.1109/TAC.2015.2404511.
3. Meinhold R. J., Singpurwalla N. D. Understanding the Kalman Filter, *The American Statistician*, 1983, vol. 37, no. 2, pp. 123–127, DOI: 10.1080/00031305.1983.10482723.
4. Li Q., Li R., Ji K., Dai W. Kalman Filter and Its Application, *The 8th International Conference on Intelligent Networks and Intelligent Systems (ICINIS)*, 2015, pp. 74–77, DOI: 10.1109/ICINIS.2015.35.
5. Willner D., Chang C. B., Dunn K. P. Kalman filter algorithms for a multi-sensor system, *IEEE Conference on Decision and Control including the 15th Symposium on Adaptive Processes*, 1976, pp. 570–574, DOI: 10.1109/CDC.1976.267794.
6. Dunik J., Simandl M., Straka O. Unscented Kalman Filter: Aspects and Adaptive Setting of Scaling Parameter, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2012, vol. 57, no. 9, pp. 2411–2416, DOI: 10.1109/TAC.2012.2188424.
7. De Marina H. G., Pereda F. J., Giron-Sierra J. M., Espinosa F. UAV Attitude Estimation Using Unscented Kalman Filter and TRIAD, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2012, vol. 59, no. 11, pp. 4465–4474, DOI: 10.1109/TIE.2011.2163913.

8. **St-Pierre M., Gingras D.** Comparison between the unscented Kalman filter and the extended Kalman filter for the position estimation module of an integrated navigation information system, *IEEE Intelligent Vehicles Symposium*, 2004, pp. 831–835, DOI: 10.1109/IVS.2004.1336492.
9. **Chen B.-C., Hsieh F.-C.** Sideslip angle estimation using extended Kalman filter, *Vehicle System Dynamics*, 2008, 46: sup. 1, 353–364, DOI: 10.1080/00423110801958550.
10. **Luo C., McClean S. I., Parr G., Teacy L., De Nardi R.** UAV Position Estimation and Collision Avoidance Using the Extended Kalman Filter, *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2013, vol. 62, no. 6, pp. 2749–2762, DOI:10.1109/TVT.2013.2243480.
11. **Mao G., Drake S., Anderson B. D. O.** Design of an Extended Kalman Filter for UAV Localization, *2007 Information, Decision and Control*, Adelaide, SA, Australia, 2007, pp. 224–229, DOI: 10.1109/IDC.2007.374554.
12. **Li M., Liu L., Veres S. M.** Aerodynamic parameter estimation of an Unmanned Aerial Vehicle based on extended kalman filter and its higher order approach, *The 2nd International Conference on Advanced Computer Control*, 2010, pp. 526–531, DOI: 10.1109/ICACC.2010.5487116.
13. **Madyastha V., Ravindra V., Mallikarjunan S., Goyal A.** Extended Kalman Filter vs. Error State Kalman Filter for Aircraft Attitude Estimation, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2011.
14. **Majeed M., Narayan Kar I.** Aerodynamic parameter estimation using adaptive unscented Kalman filter, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2013, vol. 85, no. 4, pp. 267–279, DOI:10.1108/AEAT-Mar-2011-0038.
15. **Angrisani L., Baccigalupi A., Lo Moriello S. R.** On the Use of Unscented Kalman Filter for Improving Ultrasonic Time-of-Flight Measurement, *IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference Proceedings*, Ottawa, ON, Canada, 2005, pp. 1606–1611, DOI: 10.1109/IMTC.2005.1604438.
16. **Khazraj H., Faria da Silva F., Bak C. L.** A performance comparison between extended Kalman Filter and unscented Kalman Filter in power system dynamic state estimation, *51st International Universities Power Engineering Conference (UPEC)*, Coimbra, Portugal, 2016, pp. 1–6, DOI: 10.1109/UPEC.2016.8114125.
17. **LaViola J. J.** A comparison of unscented and extended Kalman filtering for estimating quaternion motion, *Proceedings of the 2003 American Control Conference*, 2003, vol. 3, pp. 2435–2440, DOI: 10.1109/ACC.2003.1243440.
18. **Chowdhary G., Jategaonkar R.** Aerodynamic Parameter Estimation from Flight Data Applying Extended and Unscented Kalman Filter, AIAA 2006-6146, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2006.
19. **Hao Y., Xiong Z., Sun F., Wang X.** Comparison of Unscented Kalman Filters, *2007 International Conference on Mechatronics and Automation*, Harbin, China, 2007, pp. 895–899, DOI: 10.1109/ICMA.2007.4303664.
20. **Saporo A.** Extended and unscented Kalman filters for artificial neural network modelling of a nonlinear dynamical system, *Theor Found Chem Eng.*, 2012, 46, pp. 274–278, DOI: 10.1134/S0040579512030074
21. **Wan E. A., van der Merwe R., Nelson A. T.** Dual Estimation and the Unscented Transformation, *Advances in Neural Information Processing Systems*. Cambridge, MIT, 2000, vol. 12, p. 666.
22. **Korsun O., Poliyev A., Stulovskii A.** Aircraft Optimal Control for Longitudinal Maneuver Using Population-Based Algorithm. *Eng. Proc.*, 2023, 33(1), 53. <https://doi.org/10.3390/eng-proc2023033053>.
23. **Diveev A. I., Sofronova E. A., Konstantinov S. V.** Approaches to numerical solution of optimal control problem using evolutionary computations, *Appl. Sci.*, 2021, 11, 7096.
24. **Korsun O. N., Stulovskii A. V.** Direct method for forming the optimal open loop control of aerial vehicles, *J. Comput. Syst. Sci. Int.*, 2019, vol. 58, pp. 229–243.

С. Г. Пушкин, д-р техн. наук, гл. науч. сотр., pio9@lii.ru, Л. Л. Ловицкий, вед. инженер, pio9@lii.ru, О. Ю. Горшкова, вед. инженер, pio9@lii.ru, И. В. Малахова, вед. инженер, pio9@lii.ru, АО "Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова", г. Жуковский

Методы параметрической идентификации систематических погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов в летных испытаниях самолета

Изложены методы определения действительных значений углов атаки и скольжения, параметрической идентификации математических моделей погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов в технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем при проведении летных испытаний воздушных судов.

Технология разработана и внедрена в практику летных испытаний в АО "ЛИИ им. М. М. Громова", показывает высокую эффективность при проведении испытаний авиационной техники с задачами оценки бортовых средств определения воздушных параметров, вертикального эшелонирования, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик объектов, охватывает широкий круг вопросов аэрометрических измерений, многие из которых уже были освещены в печати. В данной работе внимание уделяется измерениям аэродинамических углов.

Обсуждаются особенности определения углов атаки и скольжения с использованием информационных потоков средств определения воздушных параметров, спутниковой и инерциальной навигационных систем. Представлены выражения для определения углов атаки и скольжения при проведении испытаний, факторы погрешностей измерений, структура математической модели аэродинамической погрешности бортовых измерений угла атаки в стационарном приближении.

Рассмотрены алгоритмы решения задач на установившихся и неуставившихся режимах полета, взлета и посадки. Отмечается полнота решения для вектора скорости ветра.

Выполнены оценки методических погрешностей определения аэродинамических углов с применением средств и методов технологии, показывающие их соответствие современным требованиям.

Эффективность применения технологии подтверждается материалами летных испытаний ближнемагистрального самолета. Показаны типовые примеры представления материалов испытаний, характерные особенности измерений в зависимости от вида испытательного режима, факторов аэродинамического влияния.

Ключевые слова: самолет, угол атаки, аэродинамические погрешности, летные испытания

Введение

В работах [1, 2] была представлена новая технология оценивания средств определения воздушных параметров (СВП) при проведении летных испытаний воздушных судов (ВС) с применением спутниковых навигационных систем (СНС). Технология была разработана и внедрена в практику летных испытаний в АО "ЛИИ им. М. М. Громова", позволила изменить процедуру испытаний, исключить необходимость применения трудоемких, дорогостоящих эталонных средств определения воздушных параметров [3, 4]: самолета-эталона, буксируемого конуса, носовой штанги с эталонными приемниками и т. д. С ее применением в 2000—2022 гг. успешно проведено более ста опытно-конструкторских и сертификационных испытаний воздушных судов различного типа с задачами оценки бортовых средств определения воздушных параметров, вертикального эшелонирования, летно-технических (ЛТХ) и взлетно-посадочных (ВПХ) характеристик объектов.

В технологии получили развитие косвенные методы определения действительных значений воздушных параметров, аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений (ПВД) с применением средств траекторных измерений [5]. Разработанный комплекс взаимосвязанных методов, методик по различным видам испытаний позволил существенно повысить качество результатов определения аэродинамических характеристик ВС, оценивания средств определения воздушных параметров.

В настоящей работе внимание уделено частным, решаемым в рамках технологии, вопросам определения аэродинамических углов (атаки и скольжения).

Рассматриваемые вопросы имеют большое значение в обеспечении безопасности полета воздушного судна, относятся к числу приоритетных при проведении испытаний и заслуживают отдельного рассмотрения.

Разработанные методы определения аэродинамических углов в летных испытаниях ВС с использованием синхронизированных

по времени информационных потоков систем воздушных сигналов (СВС), спутниковых и инерциальных (ИНС) навигационных систем позволили получить эффективные решения как на стационарных, так и на неустановившихся режимах полета ВС.

Эффективность разработанных методов и алгоритмов подтверждается результатами летных испытаний ВС.

Определение углов атаки и скольжения с использованием информационных потоков средств определения воздушных параметров, спутниковой и инерциальной навигационных систем

Рассмотрим решение задачи определения углов атаки, скольжения в общем случае полета самолета.

Особенностью решения задачи определения воздушных параметров с использованием данных СНС является измерение геометрической высоты относительно поверхности эллипсоида WGS-84 [6], а измерение проекций вектора путевой скорости — в сопровождающей ВС правой прямоугольной системе координат $OXYZ$.

Начало системы координат $OXYZ$ (т. O) совпадает с центром масс ВС, система задается эллипсоидальными координатами φ, λ, h . При этом ось OY направлена по нормали к эллипсоиду в точке $P(\varphi, \lambda, h = 0)$, плоскость OXZ параллельна касательной плоскости к эллипсоиду WGS-84 в точке $P(\varphi, \lambda, h = 0)$, ось OX расположена параллельно касательной к меридиану ($\lambda = \text{const}$) и направлена на север. Величина h определяет высоту полета ВС относительно поверхности эллипсоида.

Пусть в системе координат $OXYZ$ определен вектор воздушной скорости $V = (V_x, V_y, V_z)$ и также определен угол $\Delta\psi^*$ между проекцией продольной оси самолета на плоскость горизонта и вектором горизонтальной составляющей воздушной скорости $V_\Gamma = (V_x, V_z)$. В полете самолета угол $\Delta\psi^*$ определяется из соотношения

$$\Delta\psi^* = \psi_v - \psi,$$

где ψ_v — угол вектора V_Γ , отсчитываемый от направления на север; ψ — курсовой угол.

Тогда в связанной с ВС правой прямоугольной системе координат $OX_1Y_1Z_1$, в которой ось OX_1 направлена по строительной горизон-

тали фюзеляжа, ось OZ_1 — вдоль размаха крыла, имеем:

$$V_{x1} = V_\Gamma \cos \Delta\psi^* \cos \upsilon + V_y \sin \upsilon;$$

$$V_{y1} = V_\Gamma (\sin \Delta\psi^* \sin \gamma - \cos \Delta\psi^* \sin \upsilon \cos \gamma) + V_y \cos \upsilon \cos \gamma;$$

$$V_{z1} = V_\Gamma (\sin \Delta\psi^* \cos \gamma + \cos \Delta\psi^* \sin \upsilon \sin \gamma) - V_y \cos \upsilon \sin \gamma,$$

где V_x, V_z — составляющие воздушной скорости по осям на север, восток; $V_\Gamma = \sqrt{V_x^2 + V_z^2}$ — модуль горизонтальной составляющей воздушной скорости; υ, γ — углы тангажа и крена.

Следует отметить, что функциональная связь между проекциями воздушной скорости в связанной и нормальной земной системах координат может быть также определена матрицей перехода [7].

На основании представленных соотношений имеем следующие выражения для углов атаки α и скольжения β :

$$\alpha = -\arcsin [V_{y1}/(V_{x1}^2 + V_{y1}^2)^{1/2}];$$

$$\beta = \arcsin [V_{z1}/V],$$

где V — модуль вектора воздушной скорости.

При малых значениях параметров $\Delta\psi^*, \upsilon, \gamma, V_y/V$: $\Delta\psi^* = o(1), \upsilon = o(1), \gamma = o(1), V_y/V = o(1)$ (здесь $o(1)$ означает порядок 10^{-1}) значения углов атаки и скольжения с точностью до величины порядка 10^{-2} определяются соотношениями

$$\alpha \approx \upsilon - V_y/V - \gamma \Delta\psi^* \approx \upsilon - \theta - \gamma \beta;$$

$$\beta \approx \Delta\psi^* + (\upsilon - V_y/V) \gamma \approx \Delta\psi^* + \alpha \gamma. \quad (1)$$

Из последних выражений следует, что погрешность определения угла атаки главным образом определяется погрешностью измерения углов тангажа и наклона траектории θ , а погрешность определения угла скольжения — значением погрешности измерения угла $\Delta\psi^*$. В случае полета с креном и скольжением может быть существенным и их влияние на определение угла атаки.

На основании (1) может быть выполнена оценка погрешностей определения аэродинамических углов за счет инструментальных погрешностей СНС, ИНС. Самой простой будет оценка при условии спокойной атмосферы, нулевой скорости ветра. В данном случае вектор путевой скорости будет совпадать с проекцией вектора воздушной скорости на плоскость горизонта, путевой угол — с ψ_v .

Погрешности измерения угловых параметров современных инерциальных систем, на-

пример БИНС-85, составляют: по углам тангажа ψ и крена γ — $0,1^\circ$ (с вероятностью 0,95), по курсовому углу ψ — $0,4^\circ$ (с вероятностью 0,95).

Погрешности измерения СНС проекций путевой скорости W_x , W_z , а также вертикальной скорости W_y составляют 0,1...0,2 м/с (с вероятностью 0,95).

При указанных погрешностях измерения параметров СНС, ИНС и значениях $V \geq 60$ м/с, $\Delta W_y = 0,1$ м/с погрешности определения углов атаки и скольжения в соответствии с (1) не превысят значений: $\Delta\alpha = 0,15^\circ$; $\Delta\beta = 0,4^\circ$. Повышенные погрешности определения угла скольжения объясняются погрешностями измерения курсового угла ИНС.

В целом, как следует из представленных оценок, составляющие погрешности измерения аэродинамических углов, обусловленные погрешностями измерения траекторных и угловых параметров современными спутниковыми и инерциальными системами, являются приемлемыми для решения задач градуировки датчиков аэродинамических углов (ДАУ), оценки ЛТХ, ВПХ ВС, устойчивости и управляемости, определения аэродинамических погрешностей ПВД и т. д.

Математическое моделирование аэродинамических погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов

В авиационной практике в подавляющем большинстве случаев в основу построения бортовых средств измерения углов атаки и скольжения положены методы определения аэродинамических углов по значениям измеряемых параметров набегающего потока, обтекания элементов конструкции ВС [8]. Другие методы [9—12] получили более ограниченное применение и здесь рассматриваться не будут.

Классическое решение для угла атаки предполагает установку двух ДАУ, на левом и правом бортах фюзеляжа, симметрично плоскости симметрии самолета, осреднение местных углов, измеряемых датчиками, с последующим расчетом угла атаки в соответствии с установленной зависимостью между осредненными местными и действительными значениями угла атаки самолета.

Основными вопросами математического моделирования являются построение и идентификация адекватных математических моделей:

- функциональной зависимости, связывающей измеряемые ДАУ местные углы скоса потока $\alpha_{\text{мест}}$ и действительные значения углов атаки α и скольжения β ;
- погрешности бортовых измерений аэродинамических углов (расчета значений по функциональным зависимостям, реализованным в системе воздушных данных).

В стационарном приближении задачу математического моделирования сводят к определению функциональной зависимости местных углов скоса потока $\alpha_{\text{мест}}$ от числа M , углов атаки α , скольжения β , конфигурации δ (положения закрылков, предкрылков, шасси), геометрической высоты полета h_T относительно подстилающей поверхности (взлетно-посадочной полосы) на режимах взлета-посадки (за счет "экранного эффекта"):

$$\alpha_{\text{мест}} = f(M, \alpha, \beta, \delta, h_T)$$

или обратных функций:

$$\begin{aligned} \alpha &= f_\alpha(M, \alpha_{\text{мест}}, \beta, \delta, h_T), \\ \beta &= f_\beta(M, \alpha_{\text{мест}}, \alpha, \delta, h_T) \quad [13—15]. \end{aligned}$$

Ограничимся рассмотрением функциональной зависимости для угла атаки. Структура функциональной зависимости $\alpha = f_\alpha(M, \alpha_{\text{мест}}, \beta, \delta, h_T)$ представляется в виде

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty) - \\ &- \Delta\alpha_\beta(\beta, \alpha, M, \delta, h_T = \infty) - \Delta\alpha_h(h_T, \alpha, \beta, M, \delta). \end{aligned} \quad (2)$$

В структуре выражения для α первая составляющая определяет зависимость на режимах полета без скольжения (функция α_1), вторая составляющая уточняет решение на режимах скольжения, третья уточняет решение на предельно-малых высотах полета, при которых проявляется влияние поверхности земли ("экранный эффект").

Подобная структура рассматривается и для математической модели погрешности определения угла атаки $\Delta\alpha$ в СВС:

$$\begin{aligned} \Delta\alpha &= [\Pi_\alpha(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta) - \\ &- \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty)] + \\ &+ \Delta\alpha_\beta(\beta, \alpha, M, \delta, h_T = \infty) + \\ &+ \Delta\alpha_h(h_T, \alpha, \beta, M, \delta) + \Delta\alpha_{\text{инстр}}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $\Pi_\alpha(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$ — полином зависимости для расчета истинного угла атаки, реализованный в СВС.

Первая составляющая, выделенная квадратными скобками (обозначим $\Delta\alpha_\alpha$), представляет собой невязку реализованной в СВС и фактической зависимости истинного угла атаки от местного в полете вне влияния экрана, без скольжения при конфигурации δ . Вторая составляющая определяется влиянием угла скольжения, третья — экраным эффектом, четвертая — инструментальной погрешностью измерения местного угла атаки.

Необходимо напомнить, что мы рассматриваем модель погрешности в виде стационарного приближения. При этом также пренебрегаем составляющими погрешности за счет угловых скоростей.

Определение фактических значений параметров полиномов, зависимостей (2), (3), является задачей летных испытаний.

Представление математической модели в виде суммы составляющих позволяет разделить решения задач оценивания характеристик по этапам испытаний, наиболее полно детализировать решение задачи математического моделирования в зависимости от факторов погрешностей, области определения функций.

Структура выражений (2), (3) отражает последовательность решения задач испытаний в технологии: в режимах установившегося, неустановившегося полета, взлета и посадки.

Первые составляющие в выражениях (2), (3) сами по себе определяются последовательно:

- в режимах ГП в эксплуатационном диапазоне изменения α , M для различных конфигураций объекта δ ;
- в расширенном диапазоне изменения угла атаки при испытаниях ВС на больших углах атаки (БУА).

Методы и алгоритмы

Рассмотрим более подробно методы и алгоритмы определения углов атаки и скольжения, параметрической идентификации математических моделей аэродинамических погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов при проведении летных испытаний с применением рассматриваемой технологии.

Задачей первого этапа испытаний является установление функциональной зависимости между местными, измеряемыми ДАУ углами атаки $\alpha_{\text{мест}}$ и действительными значениями

угла атаки в условиях режимов горизонтально-го установившегося полета без скольжения (2):

$$\alpha = \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty). \quad (4)$$

Задача параметрической идентификации математической модели функциональной зависимости (4) решается в комплексе с задачей определения аэродинамических погрешностей ПВД.

Для идентификации математических моделей (4) методикой предписывается выполнение серии режимов ГП противоположными курсами в различных конфигурациях δ , в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей. В рассматриваемых условиях ГП в соответствии с соотношением (3) угол атаки определяется выражением

$$\alpha \approx v - \arcsin(V_y/V). \quad (5)$$

При определении второй составляющей в выражении (5) имеется неопределенность, связанная с отсутствием данных о вертикальной составляющей скорости ветра U_y . В расчетах действительных значений α допускается, что составляющая U_y является пренебрежимо малой величиной. Фактор погрешности определения функциональной зависимости за счет принятого допущения исключается при определении математического ожидания (4) по совокупности режимов ГП, выполненных в различных условиях состояния атмосферы, в ряде полетов.

Полученные результаты параметрической идентификации математической модели для угла атаки (4) в совокупности с результатами моделирования аэродинамических погрешностей ПВД, а также оценки инструментальных погрешностей штатных и контрольно-измерительных систем самолета позволяют использовать испытываемый самолет в качестве самолета-зондировщика в последующих испытаниях.

Методика дальнейших испытаний в режимах скольжения, торможения и дачи рулем высоты с выходом на БУА, в диапазоне БУА, больших скоростей и др. предусматривает определение параметров атмосферы в зондирующих режимах полета испытываемого самолета.

При полученных на предыдущем этапе испытаний исходных данных по аэродинамическим погрешностям ПВД, ДАУ параметры атмосферы, вектор скорости ветра, давление и температура могут быть определены в любом режиме горизонтального установившегося полета без крена и скольжения [12].

Базовым в технологии является метод определения аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ на неустановившихся режимах полета, в котором параметры атмосферы, включая вектор скорости ветра, определяют в режиме ГП непосредственно перед или после испытательного режима. Метод позволяет минимизировать пространственно-временной интервал между зондированием параметров атмосферы и выполнением исследуемого режима полета ВС.

Алгоритм включает: определение начальных, граничных условий, параметров состояния атмосферы в зондирующем режиме; расчет действительных значений воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ в испытательном режиме на основе полученных граничных условий состояния атмосферы, измерений параметров пространственного положения самолета, уравнений состояния газа и статики атмосферы; идентификацию математических моделей погрешностей по совокупности подобных испытательных режимов.

Следует отметить, что решение для вектора скорости ветра в данном случае включает и вертикальную составляющую.

При известных составляющих воздушной V_y и траекторной W_y скоростей, соотношении $\alpha = \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_r = \infty)$ в условиях зондирующего режима вертикальная составляющая скорости ветра U_y определится из выражения

$$U_y = W_y - V_y = W_y - V(\vartheta - \alpha_1).$$

Совокупность данных, полученных в испытательных режимах установившегося горизонтального полета, неустановившегося полета в виде режимов разгона—торможения, торможения и дачи рулем высоты, скольжения, с учетом данных зондирования позволяет в полной мере определить первые две составляющие функциональных зависимостей (2) и (3), в том числе в диапазоне больших скоростей и углов атаки. Параметрическая идентификация третьей составляющей в (2) и (3), обусловленная влиянием экрана, предполагает выполнение режимов: пробежек по взлетно-посадочной полосе (ВПП), взлета, посадки, проходов над ВПП на предельно-малых высотах. В данном случае при определении действительных значений угла атаки, так же как и в случае режимов ГП, пренебрегается вертикальной составляющей скорости ветра. Задача решается в комплексе с задачей определения аэродина-

мических погрешностей ПВД. Методические погрешности, связанные с принимаемыми допущениями, изменчивостью ветровых характеристик, исключаются статистической обработкой данных, полученных в разных метеоусловиях, при определении математических ожиданий искомых решений.

Показательные результаты

Показательные примеры применения технологии в решении задач определения действительных значений аэродинамических углов, погрешностей бортовых измерений представим по материалам испытаний ближнемагистрального самолета.

Результаты приведем для основных СВС № 1, СВС № 2 и резервной СВС № 3 систем воздушных данных самолета для типовых испытательных режимов установившегося и неустановившегося полета: режимов ГП, режимов торможения с выходом на БУА, режимов скольжения, режимов взлета и посадки. При этом результаты по измерениям угла атаки в режимах ГП проиллюстрируем материалами периодических испытаний серийного самолета в 2021 г.; в режимах торможения с выходом на БУА, скольжения и посадки — материалами испытаний опытных образцов самолета типовой конструкции, проведенных в период с 2010 г. по 2018 г.

В архитектуре построения СВП самолета были задействованы две пары датчиков аэродинамических углов, расположенных по бортам фюзеляжа самолета симметрично плоскости симметрии.

Особенностью построения основных систем было отступление от классического решения. В каждой системе СВС № 1, 2 был задействован только один из пары симметрично расположенных по бортам самолета датчиков в цилиндрической части фюзеляжа. При этом место установки ДАУ было выбрано из условия минимального влияния скольжения на местные углы скола потока в местах их размещения.

Для резервной системы СВС № 3 было реализовано классическое решение с задействованием двух других ДАУ, установленных симметрично плоскости симметрии ВС в носовой части фюзеляжа. Влияние скольжения на определение угла атаки исключалось осреднением измеряемых значений углов ДАУ.

При представлении показательных результатов именно резервной системе воздушных данных, отражающей пример классического решения для угла атаки, уделим основное внимание. Для других систем результаты покажем выборочно, в случаях, для которых имеются отличительные особенности измерений.

Примеры определения углов атаки, аэродинамических погрешностей измерений в режимах горизонтального установившегося полета, а также режимах торможения с выходом на БУА для СВС № 3 представлены на рис. 1–4.

Испытания на режимах ГП проводились в интересах оценки средств вертикального эшелонирования, а также погрешностей измерения барометрической высоты в режимах маловысотного полета. Поскольку коррекция погрешностей восприятия статического давления в системах воздушных данных реализована в виде функции числа M и угла атаки, вопрос погрешности бортовых измерений угла атаки являлся приоритетным.

Рис. 1 и 2 иллюстрируют типовое представление результатов определения действительных значений угла атаки и соответствующих значений "истинного" угла атаки из потока данных системы в условиях выполненных режимов ГП в полетной и взлетно-посадочных конфигурациях самолета.

Здесь же приведены функциональные зависимости $\alpha = f(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$, полученные с использованием массива экспериментальных данных методами регрессионного анализа. Для полетной конфигурации зависимости показаны при двух значениях числа M : $M = 0,3$ и $M = 0,8$.

Результаты показывают очень небольшие значения погрешностей бортовых измерений угла атаки в условиях выполненных режимов, соизмеримые или меньшие предельных инструментальных погрешностей ДАУ. Абсолютные значения погрешности не превышают $0,25^\circ$.

Представленные материалы для полетной конфигурации также показывают, что влияние числа M в функциональной зависимости $\alpha = f(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$ является слабым. Такая особенность является типичной при классическом размещении ДАУ по бортам фюзеляжа самолета, позволяет применять упрощенные функции расчета угла атаки в СВС в виде функции переменной $\alpha_{\text{мест}}$ при ряде фиксированных конфигураций δ .

Рис. 3 и 4 представляют результаты определения действительных значений угла атаки,

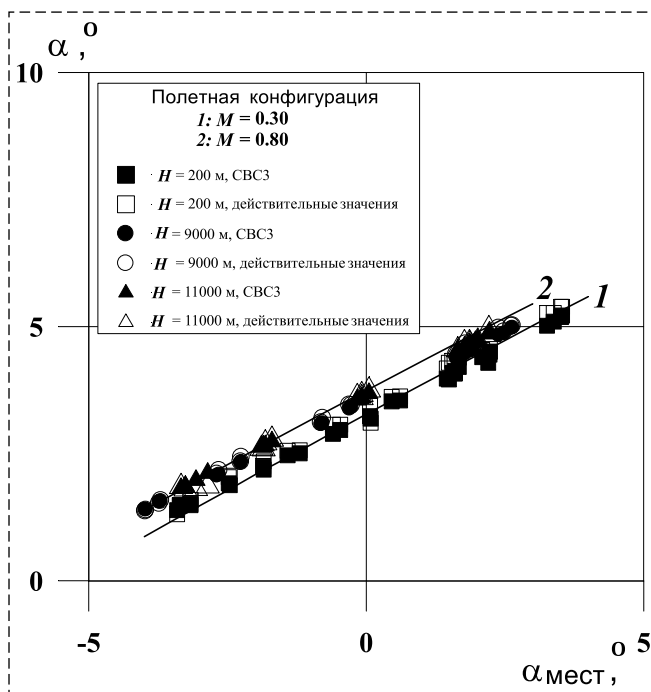


Рис. 1. Значения угла атаки расчетного и истинного, полетная конфигурация, СВС № 3

Fig. 1. Calculated and true angle of attack values, flight configuration, ADS no. 3

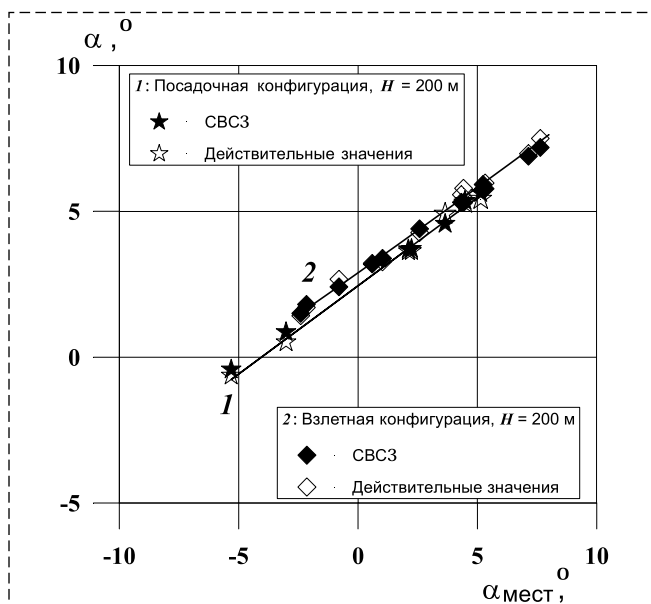


Рис. 2. Значения угла атаки расчетного и истинного, взлетно-посадочные конфигурации, СВС № 3

Fig. 2. Calculated and true angle of attack values, take-off and landing configurations, ADS no. 3

градуировочной зависимости $\alpha_{\text{ист.расч}} = f(\alpha_{\text{мест}})$, а также соответствующие погрешности бортовых измерений угла атаки в режимах торможения с выходом на БУА. Испытания проводились в интересах оценки аэродинамических характеристик самолета. Результаты представлены для взлетной и посадочной конфигураций.

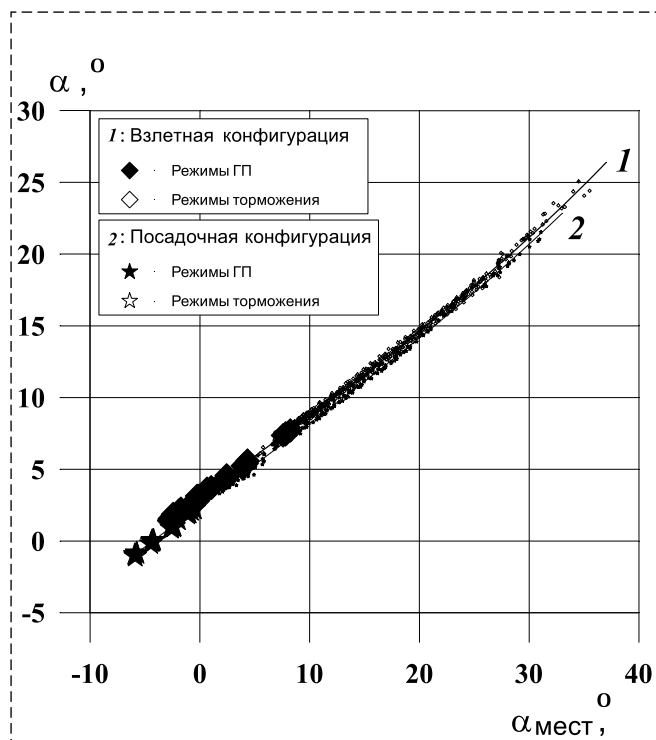


Рис. 3. Зависимость $\alpha_{ист}$ от угла атаки местного на режимах торможения, CBC № 3

Fig. 3. Dependence of α_{true} on the local angle of attack in deceleration modes, ADS no. 3

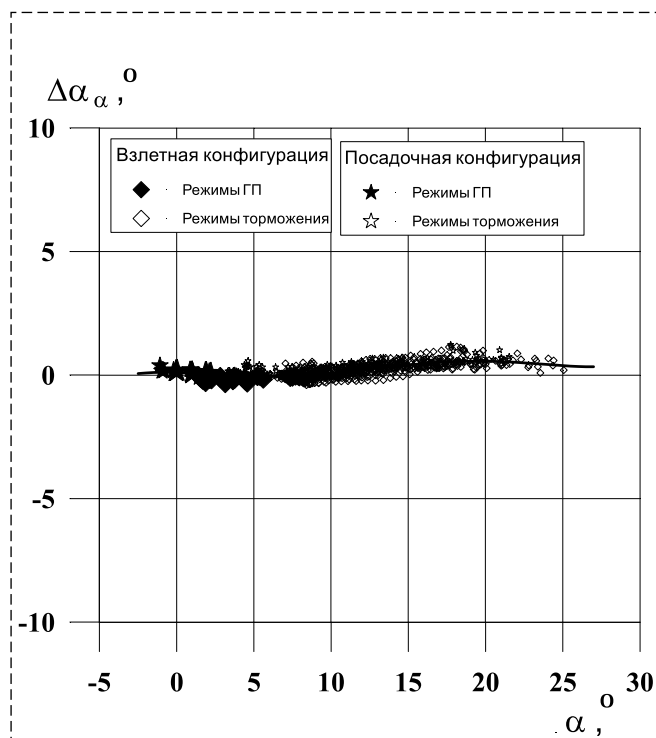


Рис. 4. Зависимость $\Delta\alpha_\alpha = \alpha_{ист} (CBC-3) - \alpha_{ист.расч}$ от угла атаки истинного на режимах торможения, CBC № 3

Fig. 4. Dependence $\Delta\alpha_\alpha = \alpha_{(ADS-3)} - \alpha_{calc}$ on the true angle of attack in deceleration modes, ADS no. 3

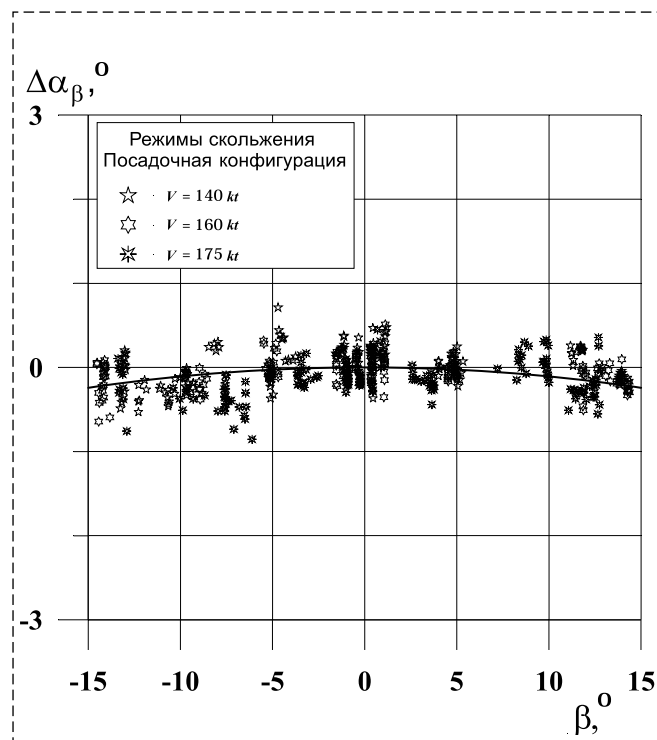


Рис. 5. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния скольжения, CBC № 3

Fig. 5. Component of the error of the angle of attack determination caused by sliding, ADS no. 3

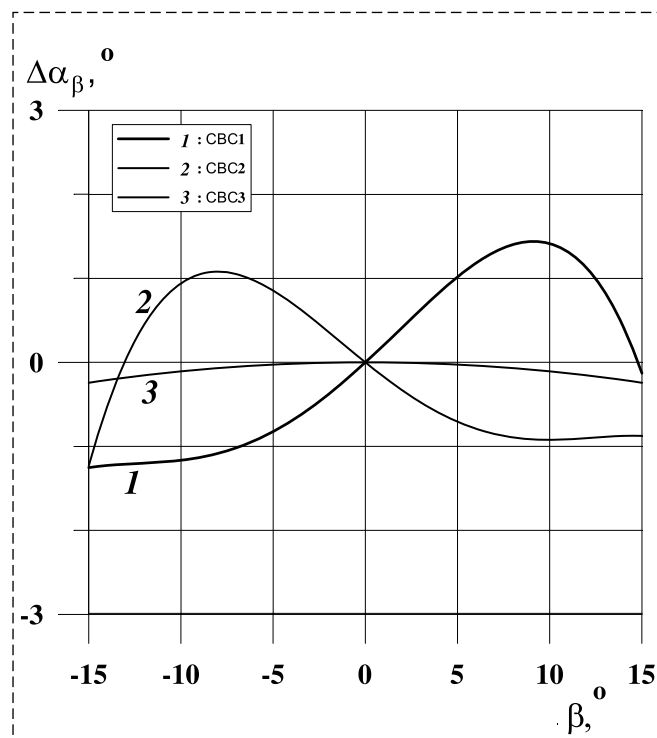


Рис. 6. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния скольжения:

1, 2 — для CBC № 1, 2; 3 — для CBC № 3

Fig. 6. Component of the error of the angle of attack determination caused by sliding:

1, 2 — for ADS no. 1, 2; 3 — for ADS no. 3

Слабо выраженный нелинейный характер изменения зависимости $\alpha_{\text{ист.расч}} = f(\alpha_{\text{мест}})$ при рассматриваемом размещении ДАУ также является типичным. Максимальные значения систематических погрешностей при реализованной в системе функции расчета угла атаки по абсолютной величине не превышают $0,5^\circ$.

Рис. 5, 6 и рис. 7, 8 представляют результаты определения составляющих погрешности $\Delta\alpha_\beta(\beta)$, $\Delta\alpha_h$, вызванных факторами влияния скольжения и экранного эффекта соответственно.

Указанные факторы погрешности не учитываются в реализованной в системах СВС для расчета угла атаки функциональной зависимости $\alpha = \Pi_\alpha(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$. Результаты представлены как для резервной, так и для основных систем воздушных данных в посадочной конфигурации самолета.

На рис. 5 и 7 приведены фактические значения погрешности для резервной системы в условиях выполненных режимов скольжения и пробеге по ВПП. Рис. 6 и 8 иллюстрируют математические ожидания составляющих погрешности $\Delta\alpha_\beta(\beta)$ и $\Delta\alpha_h$ для основных и резервной систем.

Результаты на режимах скольжения для резервной системы показывают близкие к нулю значения погрешности в широком диапазоне углов скольжения, что согласуется с известными решениями обтекания фюзеляжа. Для основных систем, с применением в составе по одному ДАУ, в отличие от резервной, отмечается волнообразный характер изменения погрешности с амплитудой до $1...1,5^\circ$.

Результаты определения составляющей аэродинамической погрешности измерения угла атаки $\Delta\alpha_h$, вызванной влиянием экрана, для рассматриваемого объекта уже приводились в работе [14]. Здесь ограничимся иллюстрацией значений погрешности в режимах пробеге по ВПП, а также зависимости $\Delta\alpha_h(h)$ по представленной в работе [14] математической модели погрешности.

В режимах пробеге результаты ранее проведенных испытаний, изложенные в работе [14], дополнены материалами периодических испытаний серийного самолета. На рис. 7 показано согласование соответствующих значений $\Delta\alpha_h$. Рис. 8 иллюстрирует присущее экранному эффекту увеличение градиента нарастания погрешности $\Delta\alpha_h(h)$ с приближением к ВПП, наиболее выраженное для основных систем, при более близком размещении ДАУ к крылу.

Показанные на рис. 1—8 составляющие являются основными, определяющими математические модели функциональной зави-

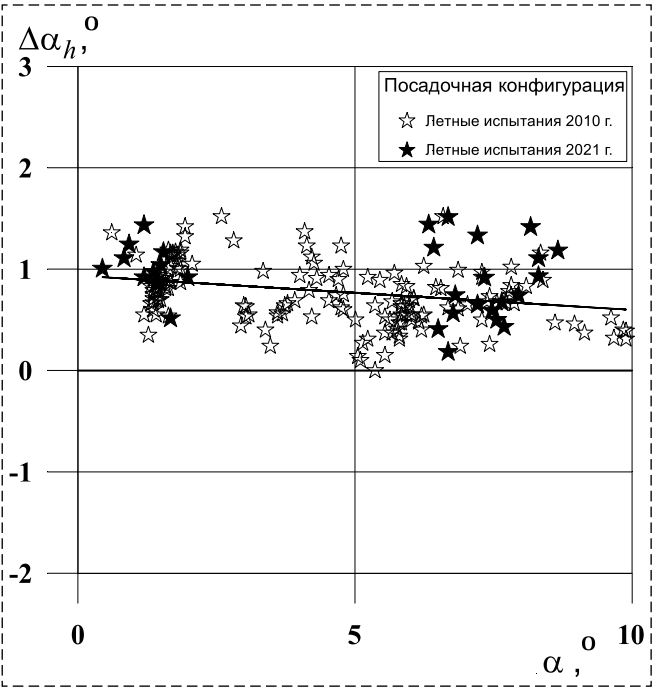


Рис. 7. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния экрана на режимах пробеге, СВС № 3
Fig. 7. Component of the error of the angle of attack determination caused by runway surface influence, ADS no. 3

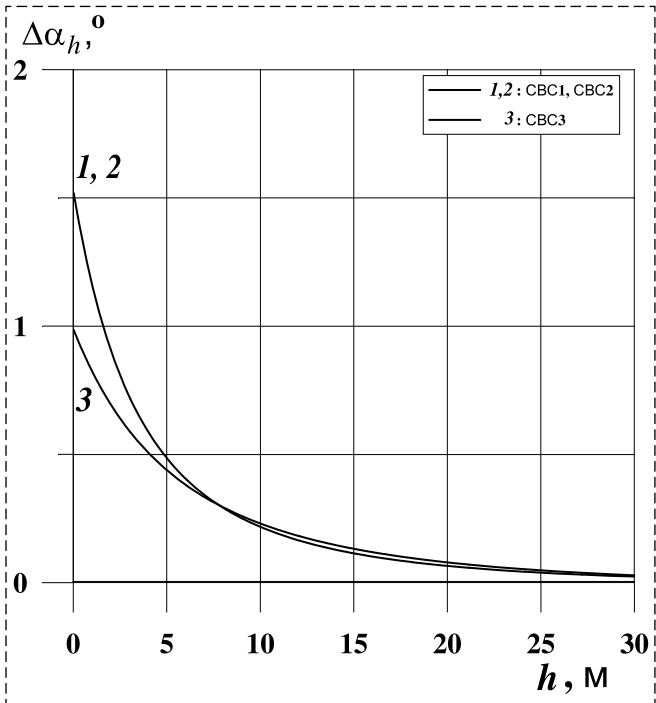


Рис. 8. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния экрана при $\alpha = 5^\circ$:
1, 2 — для СВС № 1, 2; 3 — для СВС № 3
Fig. 8. Component of the error of the angle of attack determination caused by runway surface influence at $\alpha = 5^\circ$:
1, 2 — for ADS no. 1, 2; 3 — for ADS no. 3

симости $\alpha = f(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$, а также аэродинамической погрешности измерения угла атаки в стационарном приближении [14], отражают степень влияния различных факторов на функцию определения угла атаки и погрешности измерений.

Заключение

Результаты показывают, что применяемые в технологии средства и методы позволяют выделить, провести идентификацию составляющих погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов на уровне инструментальных погрешностей лучших образцов средств аэрометрических измерений.

Представленные материалы по измерениям аэродинамических углов, погрешностей бортовых измерений, в совокупности с ранее изложенными в работах [1, 13, 14] и других, показывают, что применяемые в технологии средства и методы в полной мере отвечают требованиям летных опытно-конструкторских и сертификационных испытаний в задачах оценивания летно-технических, взлетно-посадочных характеристик самолета и бортового оборудования, других задач испытаний авиационной техники, связанных с измерением воздушных параметров. Результаты еще раз подтверждают высокую эффективность применяемых методов при проведении испытаний как на стационарных, так и на неустановившихся режимах полета.

Список литературы

1. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Ловицкий Л. Л. Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных изме-

рений в летных испытаниях воздушных судов // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 4. С. 5—9.

2. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012.

3. AC-21-40(0), Measurement of airspeed in light aircraft — certification requirements, 2005.

4. Haering E. A. Airdata measurement and calibration, NASA Technical memorandum 104316. Edwards, California, Dryden flight research center, 1995.

5. Ведров В. С., Тайц М. А. Летные испытания самолетов. М.: Оборонгиз, 1951. С. 64—106.

Руководство по Всемирной Геодезической Системе — 1984 (WGS-84), (doc 9674). Международная организация гражданской авиации, 2002.

7. Корсун О. Н., Николаев С. В., Пушков С. Г. Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 130—141.

8. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Издательство КГТУ, 2001.

9. Ramprasadh C., Prem S., Sankaralingam L., Deshpande P., Dodamani R., Suraj C. S. A simple method for estimation of angle of attack // International Federation of Automatic Control PapersOnLine. 2018. N. 51-1. P. 353—358.

10. Ivanković M., Vrdoljak M., Andrić M., Kozmar H. Angle-of-attack estimation for general aviation aircraft // Aerospace. 2023. N. 10(3).

11. Jackson B., Hoffler K. D., Sizoo D. G., Ryan W. Experience with sensed and derived angle of attack estimation systems in a general aviation airplane // AIAA 2017-0065. 2017.

12. Zeis J. jr., Lambert H., Calico R., Gleason D. Angle of attack estimation using an inertial reference platform / AIAA-88-4351-CP, 1988.

13. Пушков С. Г., Малахова И. В., Горшкова О. Ю., Ловицкий Л. Л. Математическое моделирование аэродинамических погрешностей в технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем при проведении летных испытаний самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2021. Т. 22, № 5. С. 272—280.

14. Пушков С. Г., Горшкова О. Ю., Корсун О. Н. Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 66—70.

15. Корсун О. Н., Пушков С. Г. Вопросы применения стационарных приближений при построении моделей аэродинамических погрешностей барометрической высоты и скорости на динамичных режимах полета самолета // Прикладная физика и математика. 2015. № 5. С. 35—43.

Methods for Parametric Identification of Systematic Errors of Onboard Measurements of Aerodynamic Angles in Aircraft Flight Tests

S. G. Pushkov, nio9@lii.ru, L. L. Lovitsky, nio9@lii.ru, O. Yu. Gorshkova, nio9@lii.ru, I. V. Malakhova, nio9@lii.ru, Flight Research Institute n.a. M. M. Gromov, Moscow region, Zhukovsky, 140180, Russian Federation

Corresponding author: Pushkov S. G., PhD, Principal Researcher, Flight Research Institute n.a. M. M. Gromov, Moscow region, Zhukovsky, 140180, Russian Federation, e-mail: nio9@lii.ru

Accepted on August 10, 2023

Abstract

Methods of the actual values of the angles of attack and slip determination in the technology of air data systems estimation using satellite navigation systems during aircraft flight tests of are stated. Also methods of parametric identification

of mathematical models of on-board aerodynamic angles measurements errors are presented. The technology has been developed and implemented in the practice of flight tests at Flight Research Institute. The technology shows high efficiency of solving tasks of air data on-board systems, vertical separation systems, flight performance and takeoff and landing characteristics estimation in flight tests. The technology covers a wide range of issues of aerometric measurements, many of which have already been published. Here, attention is paid to measurements of aerodynamic angles. The features of determining the angles of attack and slip using data from air data systems, satellite and inertial navigation systems are shown. Equations for determining the angles of attack and slip during testing, factors of measurement errors, the structure of the mathematical model of the aerodynamic errors of the angle of attack on-board measurements are presented in a stationary approximation. Algorithms for solving problems in steady and unsteady modes of flight, takeoff and landing are considered. The completeness of the solution for the wind speed vector is noted. Estimates of methodological errors in determining aerodynamic angles using the technology are made. Compliance with modern requirements is showing. The effectiveness of the technology is confirmed by the materials of flight tests of a short-range aircraft. Typical examples of test materials presentation, features of measurements depending on the type of test mode, aerodynamic influence factors are shown.

Keywords: aircraft, angle of attack, aerodynamic errors, flight tests

For citation:

Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Gorshkova O. Yu., Malakhova I. V. Methods for Parametric Identification of Systematic Errors of Onboard Measurements of Aerodynamic Angles in Aircraft Flight Tests, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 598—607.

DOI: 10.17587/mau.24.598-607

References

1. **Pushkov S. G., Kharin E. G., Kozhurin V. R., Lovitsky L. L.** Reference measurement of air parameters in flight test using trajectory measurement satellite facilities, *Aviakosmicheskoe priborostroyeniye*, 2010, no. 4, pp. 5—9 (in Russian).
2. **Kharin E. G., Kopylov I. A.** Technologies for flight testing of onboard equipment of aircraft using a complex of onboard trajectory measurements, Moscow, MAI-PRINT, 2012 (in Russian).
3. **AC-21-40(0)**, Measurement of airspeed in light aircraft — certification requirements, 2005.
4. **Haering E. A.** Airdata measurement and calibration, NASA Technical memorandum 104316, Edwards, California, Dryden flight research center, 1995.
5. **Vedrov V. S., Taitis M. A.** Aircraft flight tests, Moscow, Oborongiz, 1951, pp. 64-106 (in Russian).
6. **Doc 9674**, World Geodetic System — 1984 (WGS-84) Manual, International Civil Aviation Organization, 2002.
7. **Korsun O. N., Nikolaev S. V., Pushkov S. G.** Algorithm for estimating systematic errors in measurements of airspeed, angles of attack and sideslip in flight tests, *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Nauk. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2016, no. 3, pp. 130—141 (in Russian).
8. **Soldatkin V. M.** Methods and means for measuring the aerodynamic angles of aircraft, Kazan, KSTU Publishing House, 2001 (in Russian).
9. **Ramprasad C., Prem S., Sankaralingam L., Deshpande P., Dodamani R., Suraj C. S.** A simple method for estimation of angle of attack, *International Federation of Automatic Control PapersOnLine*, 2018, no. 51-1, pp. 353—358.
10. **Ivanković M., Vrdoljak M., Andrić M., Kozmar H.** Angle-of-attack estimation for general aviation aircraft, *Aerospace*, 2023, no. 10(3).
11. **Jackson B., Hoffler K. D., Sizoo D. G., Ryan W.** Experience with sensed and derived angle of attack estimation systems in a general aviation airplane, AIAA 2017-0065, 2017.
12. **Zeis J. jr., Lambert H., Calico R., Gleason D.** Angle of attack estimation using an inertial reference platform, AIAA-88-4351-CP, 1988.
13. **Pushkov S. G., Malakhova I. V., Gorshkova O. Yu., Lovitsky L. L.** Mathematical modeling of an air data system aerodynamic errors in flight tests using satellite navigation systems, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 5, pp. 272—280 (in Russian).
14. **Pushkov S. G., Gorshkova O. Yu., Korsun O. N.** Mathematical models of errors of airborne measurements of speed and angle of attack in aircraft landing modes, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 8, pp. 66—70 (in Russian).
15. **Korsun O. N., Pushkov S. G.** Issues of the application of stationary approximations in the construction of models of aerodynamic errors of barometric altitude and speed in dynamic modes of aircraft flight, *Prikladnaya Fizika i Matematika*, 2015, no. 5, pp. 35—43 (in Russian).

Н. А. Елисов, канд. тех. наук, ст. науч. сотр., mr07th@gmail.com,

А. В. Крамлих, канд. тех. наук, доц., kramlikh.av@ssau.ru,

И. А. Ломака, канд. тех. наук, ст. науч. сотр., igorlomaka63@gmail.com,
Самарский университет им. Королева

Синтез номинальных траекторий переориентаций малоразмерного космического аппарата при отказе одного канала управления*

Обсуждаются вопросы синтеза программного управления переориентацией малоразмерного космического аппарата. Рассматривается пространственное угловое движение малоразмерного космического аппарата нанокласса, описываемое в кватернионной форме. При описании углового движения малоразмерного космического аппарата учитываются внешние моменты — гравитационный и аэродинамический. Переориентация малоразмерного космического аппарата происходит из некоторого начального положения (при этом в работе принимается, что компоненты угловой скорости не превышают $0,1^\circ/\text{с}$) в требуемое конечное положение за наперед заданное время. Подход основан на представлении структуры программы управления в виде четных рядов Фурье. Выбор четных рядов Фурье обусловлен тем фактом, что они позволяют описывать сложное поведение программы управления. Коэффициенты четных рядов Фурье определяются в результате решения задачи оптимизации с помощью метода нулевого порядка. В качестве метода нулевого порядка выбран метод дифференциальной эволюции. Ранее такой подход показал свою эффективность при построении номинальной траектории переориентации малоразмерного космического аппарата в случае штатного функционирования каналов управления. В работе рассматривается подход к построению программного управления в случае отказа одного канала управления. Задача построения программного управления сводится к задаче поиска 34 коэффициентов, обеспечивающих выполнение граничных условий. Приводятся результаты численного моделирования, подтверждающие возможность решения задачи построения номинальной программы управления ориентацией малоразмерного космического аппарата в случае отказа одного канала управления. Для сравнения приводятся результаты решения задачи как для штатной работы исполнительных устройств, так и в случае отказа одного канала управления. Из результатов численного моделирования видно, что значение управляющего момента отличается на порядок в случае отказа одного канала, но является достижимой для магнитных исполнительных устройств, которые часто используются для малоразмерных космических аппаратов нанокласса стандарта CubeSat.

Ключевые слова: малоразмерный космический аппарат, переориентация, отказ канала управления, ряды Фурье, дифференциальная эволюция

Введение

В настоящее время широкую популярность приобрели малоразмерные космические аппараты (МКА) микро- и нанокласса (микроспутники и, в особенности, наноспутники). Такой класс космических аппаратов (КА) стал популярным благодаря тому, что их создание и проектирование, по сравнению с более крупными КА, не требует значительных финансовых и временных затрат, при этом позволяет провести летные испытания как отдельных систем, так и новых технических решений в условиях космического пространства прежде, чем применять их в дорогостоящих космических миссиях. По данным Интернет-ресурса <https://www.nanosats.eu/> [1] по состоянию на 01.01.2023 среди запущенных МКА нанокласса лидируют наноспутники формата CubeSat (1960 из 2138), что объясняется унифицированной модульной конструкцией МКА.

Для выполнения большинства космических миссий необходимо обеспечить требуемую ори-

ентацию и переориентацию КА. Задача переориентации КА в различных постановках рассмотрена в целом ряде работ [2–17]. Однако во всех этих работах она решается при условии штатного (нормального) функционирования исполнительных органов управления. Кроме этого, стоит отметить, что при формировании номинальной программы управления угловым движением КА, особенно в оптимизационной постановке, не учитываются моменты внешних сил. Для повышения адекватности бортовой математической модели углового движения МКА требуется учет возмущающих ускорений, поскольку они могут быть существенно выше, чем для больших КА.

Одной из значимых особенностей МКА является то, что элементы контура управления его угловым движением создаются из коммерческих комплектующих, которые не отличаются высокой надежностью, поэтому важно сохранить работоспособность контура управления угловым движением, в том числе за счет формирования программного управления при отказе одного из исполнительных органов управления.

Отказоустойчивые системы управления разделяют на пассивные и активные [18]. Пассив-

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>

ные системы представляют собой фиксированную структуру управления, допускающую ограниченные типы ошибок, включая некоторые прогнозируемые ошибки. При таком подходе нет необходимости разрабатывать модуль обнаружения неисправностей и диагностики (ОНД) для наблюдения за неисправностями в режиме реального времени [19–22]. Такой подход обладает высокой устойчивостью к системным сбоям и обычно требует, чтобы система была оснащена резервным исполнительным и измерительным устройствами [23]. Для МКА подход с резервированием измерительных устройств допустим, а резервирование исполнительных устройств, ввиду малых габаритных размеров МКА, затруднителен.

Принцип работы активных систем заключается в том, что информация о неисправностях может быть получена с использованием модуля ОНД, который обычно используется для реконфигурации коэффициентов управления или структуры управления. Модуль ОНД выполняет важную роль в активных системах, его задачей является получение информации о неисправности и обеспечение принятия решений в темпе поступления информации и реконфигурации управления [24]. Активные отказоустойчивые системы управления имеют высокую автономность и могут гарантировать, что система сохранит работоспособность при возникновении предвиденных или непредвиденных сбоев за счет более полного использования доступного программно-аппаратного обеспечения. Таким образом, преимуществами активных отказоустойчивых систем управления являются [24, 25]:

- наиболее полное использование информационной избыточности;
- реконфигурация схемы управления на основе информации от модуля ОНД;
- сохранение качества управления при некоторых неисправностях.

Предлагаемый подход к синтезу программных управлений ориентацией МКА при отказе одного из исполнительных органов управления с учетом внешних моментов (гравитационного и аэродинамического) является дополнением к существующим решениям, используемым в активных системах отказоустойчивого управления. Учет внешних моментов позволит снизить априорную неопределенность в бортовой математической модели углового движения МКА.

Постановка задачи

Для записи уравнений движения МКА относительно центра масс вводятся три правые декартовы системы координат. Связанная с МКА система координат (ССК) направлена по главным центральным осям инерции и обозначается $X_B Y_B Z_B$. Ось X_B направлена вдоль продольной оси МКА.

Абсолютная геоцентрическая система координат $X_A Y_A Z_A$ (АГСК) имеет начало в центре масс Земли. Ось X_A направлена в точку весеннего равноденствия. Ось Z_A направлена на небесный Северный полюс. Ось Y_A дополняет систему до правой.

Начало орбитальной системы координат (ОСК) $X_O Y_O Z_O$ находится в центре масс МКА. Ось X_O направлена вдоль вектора орбитальной скорости МКА. Ось Z_O направлена по радиус-вектору МКА. Ось Y_O дополняет систему до правой.

Положение ССК относительно ОСК задается тремя последовательными поворотами: на угол прецессии γ_a , на угол атаки α и на угол собственного вращения φ . Для исключения случаев вырождения уравнений углового движения МКА используются кватернионы. Уравнения связи углов Эйлера и кватерниона имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\alpha}{2} \cos \left(\frac{\gamma_a + \varphi}{2} \right); \quad q_1 = \cos \frac{\alpha}{2} \sin \left(\frac{\gamma_a + \varphi}{2} \right); \\ q_2 &= \sin \frac{\alpha}{2} \cos \left(\frac{\gamma_a - \varphi}{2} \right); \quad q_3 = \sin \frac{\alpha}{2} \sin \left(\frac{\gamma_a - \varphi}{2} \right). \end{aligned}$$

Таким образом, матрица перехода от ОСК к ССК, параметризованная кватернионом, [26] имеет вид

$$R = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) \\ 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 \end{bmatrix}.$$

При описании углового движения МКА с помощью нормированного кватерниона $\mathbf{q}$ кинематические уравнения имеют вид [3]

$$2\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega}, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^{bo} - \boldsymbol{\omega}^{oa}$ — вектор абсолютной угловой скорости; $\boldsymbol{\omega}^{bo}$ — вектор угловой скорости МКА в ССК относительно ОСК; $\boldsymbol{\omega}^{oa} = \left(0, \sqrt{\frac{\mu_E}{\mathbf{r}^3}}, 0 \right)^T$ — угловая скорость ОСК относительно АГСК.

Динамические уравнения Эйлера имеют вид

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{gp} + \mathbf{U}, \quad (2)$$

где $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ — тензор инерции МКА; $\boldsymbol{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ — вектор абсолютной угловой скорости МКА; $\mathbf{M}_a = \rho C_D S[\mathbf{d} \times \mathbf{V}^b]|\mathbf{V}^b|$ — вектор аэродинамического момента; $\mathbf{M}_{gp} = \frac{3\mu_E}{r^3}([\boldsymbol{\eta}^b \times] \mathbf{I} \boldsymbol{\eta}^b)$ — вектор гравитационного момента; $\mathbf{U} = (u_x, u_y, u_z)^T$ — вектор управляющего момента (будем предполагать, что управления как функции времени непрерывны); μ_E — гравитационный параметр Земли; $\mathbf{r}$ — радиус-вектор наноспутника; $\boldsymbol{\eta}^b$ — вектор местной вертикали в ССК; ρ — плотность атмосферы на высоте наноспутника; C_D — коэффициент лобового сопротивления; S — площадь миделевого сечения; $\mathbf{d}$ — вектор, соединяющий центр масс и центр давления; $\mathbf{V}^b$ — вектор орбитальной скорости в проекциях на оси ССК.

МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (1), (2), необходимо перевести из произвольного начального положения

$$\mathbf{q}(t_0) = \mathbf{q}_0, \quad \boldsymbol{\omega}(t_0) = \boldsymbol{\omega}_0 \quad (3a)$$

в требуемое конечное положение

$$\mathbf{q}(t_k) = \mathbf{q}_k, \quad \boldsymbol{\omega}(t_k) = \boldsymbol{\omega}_k \quad (3b)$$

за фиксированный интервал времени t_k .

В работе [27] показано, что для решения задачи переориентации целесообразно использовать четные ряды Фурье.

Задача переориентации МКА с отказавшим каналом управления решается с использованием следующей структуры управления (для каждого из не отказавших каналов):

$$U(t) = \frac{A_0}{2} + \sum_{n=1}^8 A_n \cos\left(\frac{2\pi n t}{T} + \theta_n\right), \quad (4)$$

где A_0, A_n, θ_n — неизвестные параметры, подлежащие определению.

Для отыскания 34 неизвестных параметров A_0, A_n, θ_n был использован алгоритм дифференциальной эволюции [28].

Численный алгоритм решения задачи

Для отыскания неизвестных параметров A_n, θ_n был выбран численный метод нулевого порядка — алгоритм дифференциальной эволюции [28].

Задача отыскания неизвестных коэффициентов A_0, A_n, θ_n управления (4) сводится к задаче минимизации целевой функции вида:

$$f(\mathbf{b}, t_k) = \arccos\left[\frac{1}{2}(\text{trace}(\mathbf{R}^T(\mathbf{q}(t_k))\mathbf{R}(\mathbf{q}_k)) - 1)\right] + t_k |\boldsymbol{\omega}_k - \boldsymbol{\omega}(t_k)|, \quad (5)$$

где $\mathbf{b} = (A_0, A_n, \theta_n)^T$ — вектор оцениваемых параметров; t_k — время переориентации.

Критерием остановки решения задачи поиска минимума целевой функции (5) является выполнение условия

$$\Delta = |f_n - f_{n-1}| < 10^{-4},$$

где n — номер итерации.

Численное моделирование

Математическое моделирование для оценки работоспособности подхода проводилось для МКА с характеристиками, приведенными ниже, высота орбиты МКА $H = 550$ км:

Продольный момент инерции I_x , кг·м² . . . 0,0138
 Поперечный момент инерции I_y , кг·м² . . . 0,0729
 Поперечный момент инерции I_z , кг·м² . . . 0,0714
 Площадь миделя S_m , м² 0,01
 Запас статической устойчивости Δx , м. 0,06

Числовые значения краевых условий (3a), (3b) приведены в табл. 1.

Время переориентации $t_k = 7100$ с.

Пример решения задачи переориентации МКА при полностью исправленных каналах управления показан на рис. 1—3. Как было показано в работе [27], минимальное число членов четного ряда Фурье в структуре управления (4) для решения задачи переориентации МКА принимается равным шести.

Таблица 1
Table 1

Краевые условия задачи
Boundary conditions

Параметр	Начальное условие	Конечное условие
Вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, °/с	(0,1 0,1 0,1) ^T	(0 0 0) ^T
Вектор ориентации (углы Эйлера), °	(60 70 30) ^T	(1 1 179) ^T
Вектор ориентации (кватернион)	(0,579 0,579 0,554 0,1485) ^T	(0 1 0 0) ^T

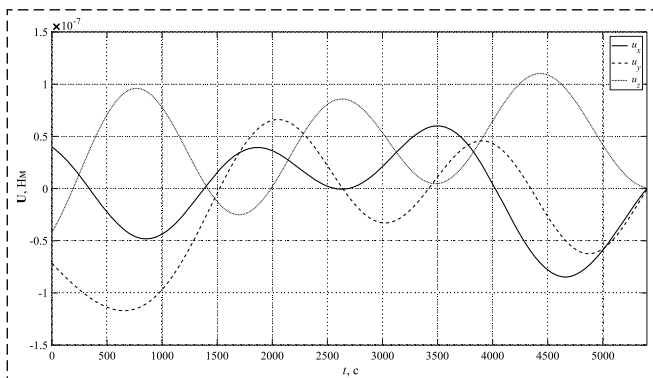


Рис. 1. Зависимость управляющих моментов от времени
Fig. 1. Motion control torques versus time

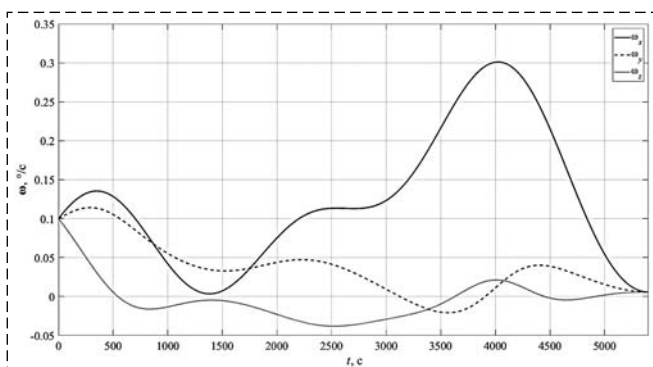


Рис. 2. Зависимость компонент угловой скорости от времени
Fig. 2. Angular velocities components versus time

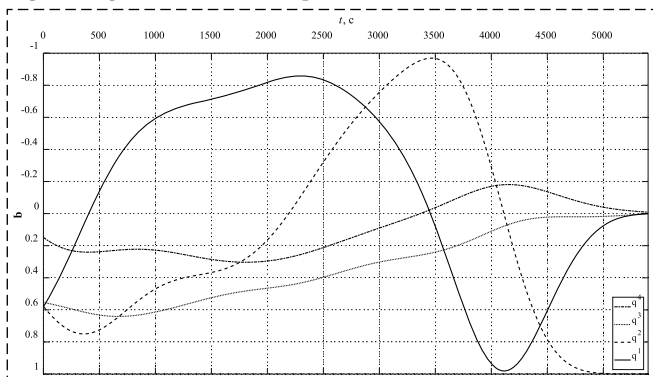


Рис. 3. Зависимость компонент кватерниона от времени
Fig. 3. Quaternion versus time

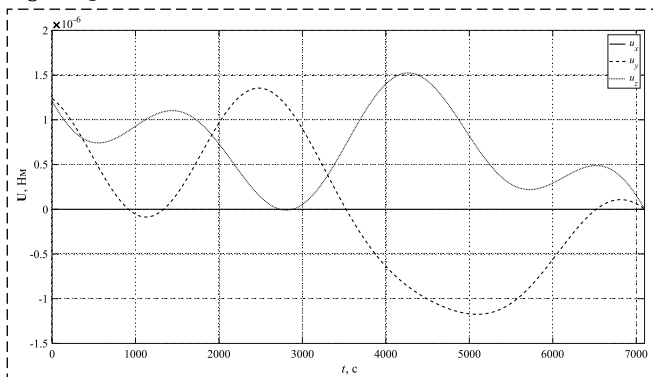


Рис. 4. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Ox
Fig. 4. Motion control torques versus time in case of channel X failure

В случае с одним отказавшим каналом, как показало численное моделирование, минимальное число членов четного ряда Фурье в структуре управления принимается равным восьми.

Результаты решения задачи переориентации МКА при отказавшем канале управления показаны на рис. 4–12.

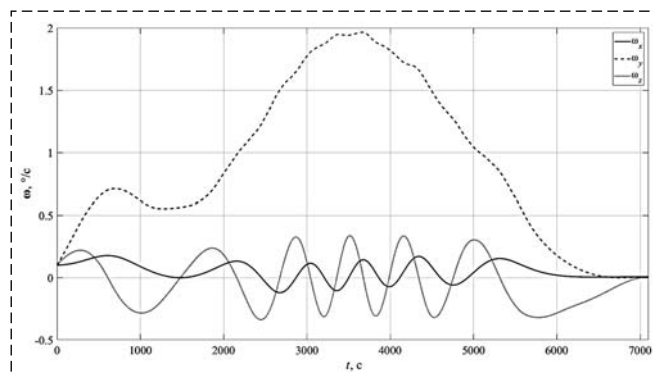


Рис. 5. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Ox

Fig. 5. Angular velocities components versus time in case of channel X failure

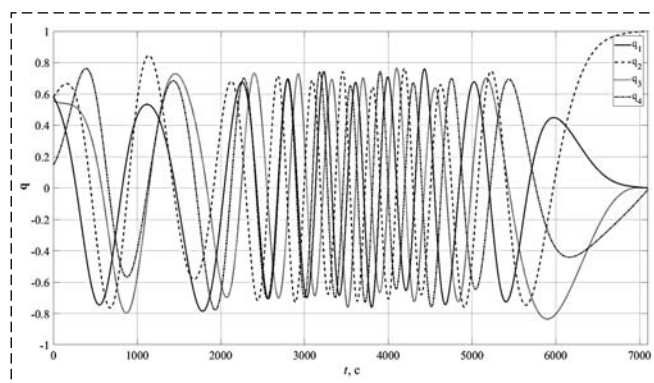


Рис. 6. Зависимость компонент кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Ox

Fig. 6. Quaternion versus time in case of channel X failure

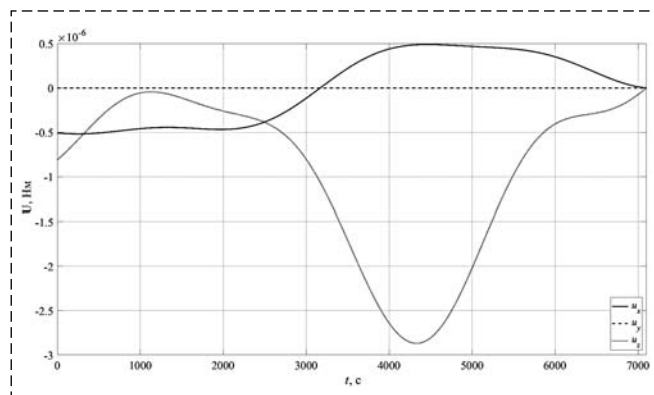


Рис. 7. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Oy

Fig. 7. Motion control torques versus time in case of channel Y failure

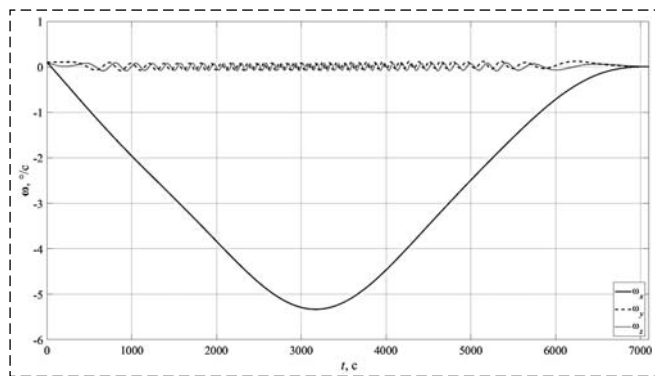


Рис. 8. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Oy

Fig. 8. Angular velocities components versus time in case of channel Y failure

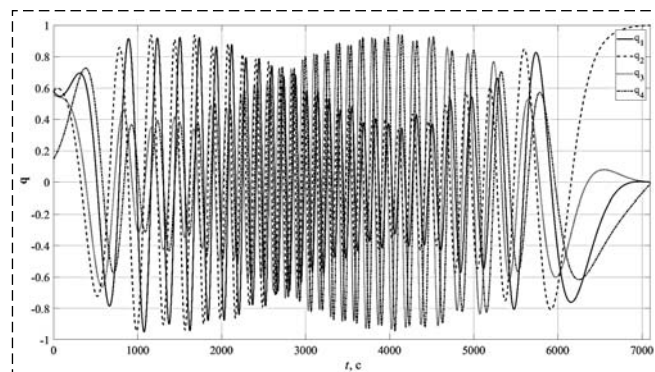


Рис. 9. Зависимость компонент кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Oy

Fig. 9. Quaternion versus time in case of channel Y failure

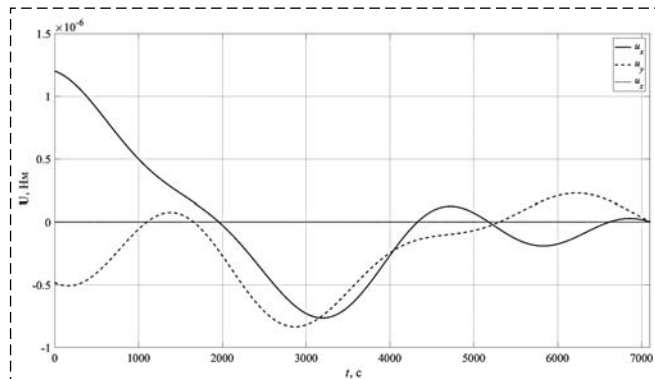


Рис. 10. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Oz

Fig. 10. Motion control torques versus time in case of channel Z failure

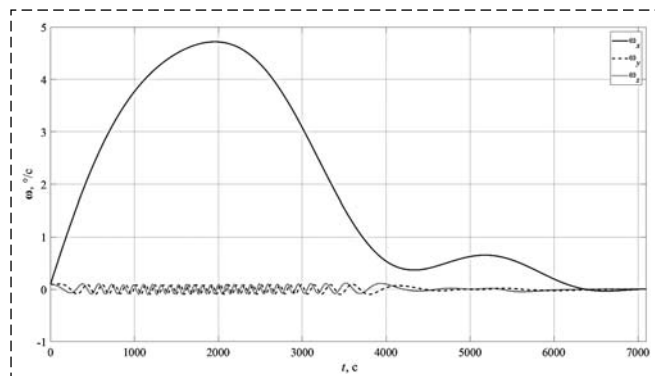


Рис. 11. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Oz

Fig. 11. Angular velocities components versus time in case of channel Z failure

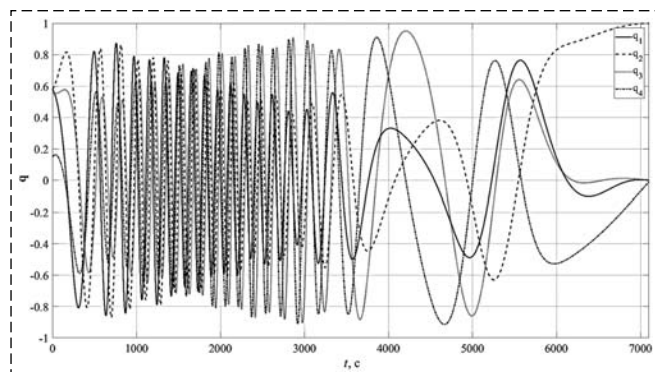


Рис. 12. Зависимость компонент кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Oz

Fig. 12. Quaternion versus time in case of channel Z failure

Погрешность решения задачи переориентации рассчитывается в соответствии с работой [29]:

$$\delta = \arccos \left[\frac{1}{2} (\text{trace}(\mathbf{R}^T(\mathbf{q}(t_k))\mathbf{R}(\mathbf{q}_k)) - 1) \right],$$

а в качестве меры ошибки по угловым скоростям используется разность по модулю:

$$\Delta\omega_s = |\omega_{sk} - \omega_s(t_k)|,$$

где $s = x, y, z$.

Таблица 2

Table 2

Погрешности при решении задачи переориентации

Resulting errors

Параметр	Штатная работа	Погрешность при отказе		
		канала x	канала y	канала z
Ориентация, °	0,0015	0,0021	0,0461	0,0289
Компонента угловой скорости ω_x , °/с	$3,41 \cdot 10^{-7}$	$-4,95 \cdot 10^{-14}$	$3,81 \cdot 10^{-8}$	$-9,66 \cdot 10^{-16}$
Компонента угловой скорости ω_y , °/с	$1,41 \cdot 10^{-5}$	$-6,88 \cdot 10^{-14}$	$3,12 \cdot 10^{-7}$	$3,03 \cdot 10^{-14}$
Компонента угловой скорости ω_z , °/с	$1,03 \cdot 10^{-6}$	$-7,90 \cdot 10^{-13}$	$6,33 \cdot 10^{-9}$	$3,16 \cdot 10^{-14}$

Таблица 3
Table 3

Результаты решения задачи переориентации
Results of reorientation procedure

Параметр	Штатная работа	Отказ канала x	Отказ канала y	Отказ канала z
Значение целевой функции (5)	$1,92 \cdot 10^{-4}$	$1,6 \cdot 10^{-3}$	$1,07 \cdot 10^{-2}$	$4,6 \cdot 10^{-3}$
Значение интеграла энергии, Дж·с	$4,66 \cdot 10^{-4}$	$7,5 \cdot 10^{-3}$	$7,6 \cdot 10^{-3}$	$3,3 \cdot 10^{-3}$

Погрешности при решении задачи переориентации приведены в табл. 2, а результаты решения задачи переориентации представлены в табл. 3.

Выводы

В работе решена задача пространственной переориентации малоразмерного космического аппарата из некоторого начального состояния в требуемое конечное. Программное управление при отказе одного из каналов управления получено с использованием четных рядов Фурье. Время переориентации малоразмерного космического аппарата при отказавшем канале управления увеличилось до 1,5 витков по сравнению со штатным функционированием. Значение управляющего момента не превысило $3 \cdot 10^{-6}$ Н·м, что достижимо для магнитных исполнительных устройств, которые часто используются для МКА нанокласса стандарта CubeSat.

Список литературы

1. Nanosats Database. URL: <http://www.nanosats.eu/> (дата обращения: 25.04.2023).
2. Алексеев К. Б. Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977. 121 с.
3. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
4. Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Иванов Д. С. Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2016. 366 с.
5. Бирюков В. Г., Челноков Ю. Н. Построение оптимальных законов изменения вектора кинетического момента твердого тела // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2014. № 5. С. 3–21.
6. Левский М. В. Аналитическое решение задачи оптимального управления разворотом космического аппарата с минимальной энергией вращения // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 21, № 3. С. 174–183.
7. Велищанский М. А., Крищенко А. П., Ткачев С. Б. Синтез алгоритмов переориентации космического аппарата

на основе концепции обратной задачи динамики // Известия РАН. Теория и системы управления. 2003. № 5. С. 156–163.

8. Левский М. В. Оптимальное управление ориентацией космического аппарата с учетом энергии вращения // Прикладная математика и механика. 2018. Т. 82, № 6. С. 690–705.

9. Сапунков Я. Г., Молоденков А. В. Алгоритм оптимального по энергии разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 8. С. 536–544.

10. Левский М. В. Об одном методе решения задач оптимального управления пространственной ориентацией космического аппарата // Проблемы нелинейного анализа в инженерных системах. 2015. Т. 21, № 2 (44). С. 45–60.

11. Велищанский М. А. Исследование свойств квазиоптимального и оптимального алгоритмов переориентации космического аппарата // Наука и Образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 2. С. 1–12.

12. Левский М. В. Ограниченное квадратично оптимальное управление разворотом космического аппарата за фиксированное время Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. Т. 58, № 1. С. 131–152.

13. Велищанский М. А., Крищенко А. П. Задача терминального управления для системы второго порядка при наличии ограничений // Наука и образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 8. С. 301–318.

14. Ермошина О. В., Крищенко А. П. Синтез программных управлений ориентацией космического аппарата методом обратных задач динамики // Известия РАН. Теория и системы управления. 2000. № 2. С. 155–162.

15. Левский М. В. Аналитическое решение задачи оптимального управления переориентацией твердого тела (космического аппарата) с использованием кватернионов // Известия РАН. Механика твердого тела. 2019. № 5. С. 3–26.

16. Левский М. В. Оптимизация кинетического момента для повышения маневренности космического аппарата с инерционными исполнительными органами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 1. С. 65–72.

17. Левский М. В. Использование универсальных переменных в задачах оптимального управления ориентацией космических аппаратов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 1. С. 53–59.

18. Qinglei Hu, Bo Li, Bing Xiao, Youmin Zhang. Control Allocation for Spacecraft Under Actuator Faults. Singapore: Springer, 2021. 229 p.

19. Chen W., Saif M. Observer-based fault diagnosis of satellite systems subject to time-varying thruster faults // Journal of dynamic systems, measurement, and control. 2007. Vol. 129, N. 3. P. 352–356.

20. Hu Q. L., Li B., Friswell M. Observer-based fault diagnosis incorporating online control allocation for spacecraft attitude stabilization under actuator failures // The Journal of the Astronautical Sciences. 2013. 60(2). P. 211–236.

21. Edwards C., Spurgeon S., Patton R. Sliding mode observers for fault detection and isolation // Automatica. 2000. Vol. 36, N. 4. P. 541–553.

22. Henry D. Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using H-infinity/H-2 filters // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2008. Vol. 31, N. 3. P. 699–711.

23. Jiang J., Yu X. Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches // Annual Reviews in Control. 2012. Vol. 36, N. 1. P. 60–72.

24. Yin, S., Xiao, B., Ding, S. X., Zhou, D. H. A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system // IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2016. Vol. 63, N. 5. P. 3311–3320.

25. Zhang Y. M., Jiang J. Fault tolerant control systems design with consideration of performance degradation // American Control Conference. Arlington, USA. 2001.

26. **Balakin V., Elisov N., Ishkov S., Khranov A.** Comparative analysis of principle maximum and differential evolution in the problem of the combined orbital plane rotation maneuver // 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkey. 2019. P. 131–136.

27. **Elisov N. A., Kramlikh A. V., Lomaka I. A., Avaria-skin D. P.** An attitude control by the functional series in the

problem of nanosatellite reorientation // *Aerospace Science and Technology*. 2023. N. 132. P. 108038.

28. **Storn R., Price K.** Differential Evolution — A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces // *Journal of Global Optimization* volume. 1997. N. 11. P. 341–359.

29. **Hall D.** *Spacecraft Attitude Dynamics and Control*. Virginia Polytechnic Institute and State University: Blacksburg, 2003.

Synthesis of Nominal Reorientation Trajectories of a Small Satellite in Case of Failure of One Actuator

N. A. Elisov, mr07th@gmail.com, **A. V. Kramlikh**, kramlikh.av@ssau.ru, **I. A. Lomaka**, igorlomaka63@gmail.com
Samara National Research University, Samara, 443086, Russian Federation

Corresponding author: **Kramlikh A. V.**, PhD, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Samara National Research University, Samara, 443086, Russian Federation, e-mail: kramlikh.av@ssau.ru

Accepted on August 17, 2023

Abstract

The paper devotes to the development of the approach for synthesis of reorientation trajectory of a small satellite. We consider the nanosatellite angular motion described by the kinematic quaternion equations. The aerodynamic and gravitational disturbance torques are taken into account in the angular motion model. Reorientation of a small satellite occurs from some initial position. In addition, the final angular velocity components do not exceed 0.1 °/s. The control program is given as the even Fourier series. The even Fourier series were chosen due to they can describe a complex dependency accurately. The coefficients of the even Fourier series are defined by the differential evolution algorithm. Previously, this approach has shown its efficiency for the cases of normal operation of the actuators. The paper presents the approach of synthesis of reorientation trajectory in case of failure of the actuator. The problem of reorientation reduces to optimization problem of searching of 34 coefficients of the even Fourier series that provided the achievement of the desired boundary conditions. The numerical results are given that approved the possibility of solution of the reorientation problem of small satellite in case of failure of the actuator. To compare the control programs, research was made between the cases of normal operation of the actuator and failure of the actuator. The value of the control torque differs by the order of magnitude in case of failure of the actuator. Despite this, its value is achievable for the magnetic coils.

Keywords: small satellite, reorientation, actuator failure, Fourier series, differential evolution

Acknowledgements: The research was carried out at the expense of a grant from the Russian Science Foundation (project no. 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>).

For citation:

Elisov N. A., Kramlikh A. V., Lomaka I. A. Synthesis of Nominal Reorientation Trajectories of a Small Satellite in Case of Failure of One Actuator, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 608–615.

DOI: 10.17587/mau.24.608-615

References

1. **Nanosats** Database, available at: <http://www.nanosats.eu/> (accessed 25.04.2023).

2. **Alekseev K. B.** The extensive control of spacecraft orientation, Moscow, Mashinostroyenie, 1977, 121 p. (in Russian).

3. **Branets V. N., Shmyglevskii I. P.** Application of quaternions in the problems of a rigid body orientation, Moscow, Nauka, 1973, 320 p. (in Russian).

4. **Ovchinnikov M. Yu., Penkov V. I., Roldugin D. S., Ivanov D. S.** Magnetic orientation systems of small satellites, Moscow, IPM im. M. V. Keldysha, 2016, 366 p. (in Russian).

5. **Biryukov V. G., Chelnokov Yu. N.** Construction of Optimal Laws of Variation of the Angular Momentum Vector of a Rigid Body, *Izvestija Rossijskoj akademii nauk. Mehanika tverdogo tela*, 2014, no. 5, pp. 3–21 (in Russian).

6. **Levskii M. V.** Analytical Solving the Optimal Control Problem of Spacecraft's Slew Maneuver with Minimal Energy of Rotation, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2020, vol. 21, no. 3, pp. 174–183 (in Russian).

7. **Velishchanskii M. A., Krishchenko A. P., Tkachev S. B.** Synthesis of spacecraft reorientation algorithms using the concept

of the inverse dynamic problem, *Izvestija RAN. Teorija i sistemy upravlenija*, 2003, vol. 42, no. 5, pp. 811–818 (in Russian).

8. **Levskii M. V.** Optimal Control of a Spacecraft Orientation Considering the Energy of Rotation, *Prikladnaja matematika i mehanika*, 2018, vol. 82, no. 6, pp. 690–705 (in Russian).

9. **Sapunkov Y. G., Molodenkov A. V.** Algorithm for the Optimal Turn of a Spacecraft in the Sense of the Minimal Energy Loss under Arbitrary Boundary Conditions, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 8, pp. 536–544 (in Russian).

10. **Levskii M. V.** About one method for solution of the optimal control problem of the spacecraft attitude, *Problems of nonlinear analysis in engineering systems*, 2015, vol. 21, no. 2, pp. 45–60 (in Russian).

11. **Velishanskij M. A.** Analysis of properties of quasioptimal and optimal algorithms for the spacecraft spatial reorientation, *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2012, no. 2, pp. 1–12 (in Russian).

12. **Levskii M. V.** Restricted Quadratic Optimal Control of a Spacecraft Turning in a Fixed Time Period, *Izvestija RAN. Teorija i sistemy upravlenija*, 2019, vol. 58, no. 1, pp. 131–152.

13. **Velishansky M. A., Krishchenko A. P.** A Terminal Control Problem for the Second Order System with Restrictions, *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, no. 8, pp. 301–318 (in Russian).
14. **Ermoshina O. V., Krishchenko A. P.** Synthesis of control programs of the spacecraft attitude by the inverse dynamic problem, *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2000, no. 2, pp. 155–162 (in Russian).
15. **Levskii M. V.** An Analytical Solution to the Problem of Optimal Control of the Reorientation of a Rigid Body (Spacecraft) Using Quaternions, *Izvestiya RAN. Mekhanika tvjordogo tela*, 2019, no. 5, pp. 3–26 (in Russian).
16. **Levskii M. V.** Optimization of Angular Momentum for Increase of Maneuverability of a Spacecraft with Inertial Actuators, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 1, pp. 65–72 (in Russian).
17. **Levskii M. V.** Using the Universal Variables in the Optimal Control Problems of Spacecraft Attitude, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2014, no. 1, pp. 53–59 (in Russian).
18. **Qinglei Hu, Bo Li, Bing Xiao, Youmin Zhang.** Control Allocation for Spacecraft Under Actuator Faults, Singapore, Springer, 2021, 229 p.
19. **Chen W., Saif M.** Observer-based fault diagnosis of satellite systems subject to time-varying thruster faults, *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, 2007, vol. 129, no. 3, pp. 352–356.
20. **Hu Q. L., Li B., Friswell M.** Observer-based fault diagnosis incorporating online control allocation for spacecraft attitude stabilization under actuator failures, *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2013, vol. 60, no. 2, pp. 211–236.
21. **Edwards C., Spurgeon S., Patton R.** Sliding mode observers for fault detection and isolation, *Automatica*, 2000, vol. 36, no. 4, pp. 541–553.
22. **Henry D.** Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using H-infinity/H-2 filters, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, vol. 31, no. 3, pp. 699–711.
23. **Jiang J., Yu X.** Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches, *Annual Reviews in Control*, 2012, vol. 36, no. 1, pp. 60–72.
24. **Yin S., Xiao B., Ding S. X., Zhou D. H.** A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, vol. 63, no. 5, pp. 3311–3320.
25. **Zhang Y. M., Jiang J.** Fault tolerant control systems design with consideration of performance degradation, *American Control Conference*, Arlington, USA, 2001.
26. **Balakin V., Elisov N., Ishkov S., Khranov A.** Comparative analysis of principle maximum and differential evolution in the problem of the combined orbital plane rotation maneuver, *9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2019, pp. 131–136.
27. **Elisov N. A., Kramlikh A. V., Lomaka I. A., Avariaskin D. P.** An attitude control by the functional series in the problem of nanosatellite reorientation, *Aerospace Science and Technology*, 2023, vol. 132.
28. **Storn R., Price K.** Differential Evolution — A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces, *Journal of Global Optimization*, 1997, no. 11, pp. 341–359.
29. **Hall D.** Spacecraft Attitude Dynamics and Control, Blacksburg, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская Тишина, 23с2

Телефон редакции журнала: **+7(499) 270 16 52**

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *М. Ю. Безменова*.

Сдано в набор 28.08.2023. Подписано в печать 11.10.2023. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Заказ МН1123. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати,
телерадиовещания и средств массовых коммуникаций

Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансес солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансес солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: **www.aov.ru**



XIV Всероссийское совещание по проблемам управления

**(Россия, Москва, Институт проблем управления
имени В. А. Трапезникова РАН, 17—20 июня 2024 г.)**

XIV Всероссийское совещание по проблемам управления (ВСПУ-2024, Совещание), посвященное 85-летию Института проблем управления имени В. А. Трапезникова РАН (ИПУ РАН), проводится 17—20 июня 2024 года в ИПУ РАН (г. Москва, Россия).

ВСПУ-2024 организуется ИПУ РАН при поддержке Российской академии наук, Министерства науки и высшего образования России, Отделения энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН, Российского национального комитета по автоматическому управлению, Академии навигации и управления движением, Научного совета РАН по теории и процессам управления, Научного совета РАН по робототехнике и мехатронике, Научного совета РАН по машиностроению.

В 2024 году ВСПУ-2024 включает в себя проводимую ежегодно Мультиконференцию по проблемам управления МКПУ-2024 (за исключением конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н. Н. Острякова).

Сроки проведения Совещания

Совещание проводится с 17 по 20 июня 2024 года.

- 17 июня — открытие; пленарное заседание; заседание, посвященное 85-летию ИПУ РАН;
- 18—19 июня — пленарные и секционные заседания, круглые столы;
- 20 июня — пленарные и секционные заседания, закрытие.

Направления работы Совещания:

- I. Теория систем управления.
- II. Управление подвижными объектами и навигация.
- III. Интеллектуальные системы в управлении.
- IV. Управление в промышленности и логистике.
- V. Управление системами междисциплинарной природы.
- VI. Средства измерения, вычислений и контроля в управлении.
- VII. Системный анализ и принятие решений в задачах управления.

Подробная информация о Совещании находится на сайте <http://vspu2024.ipu.ru>

Контактная информация

Иван Николаевич Барабанов, ученый секретарь Программного комитета ВСПУ-2024.
e-mail: vspu2024.ipu.ru

Рисунки к статье Д. С. Соловьева

«РАЗРАБОТКА И АНАЛИЗ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГАЛЬВАНИЧЕСКИМ ПРОЦЕССОМ НА БАЗЕ АССОЦИАТИВНОЙ ПАМЯТИ В УСЛОВИЯХ ПРЕДСКАЗУЕМОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ»

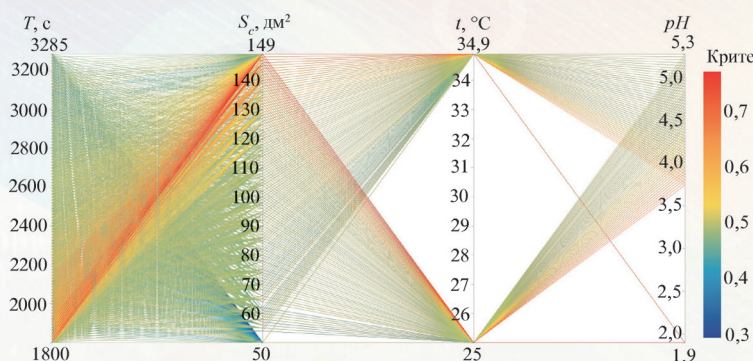


Рис. 2. Ассоциативная память матричного типа
Fig. 2. Matrix type associative memory

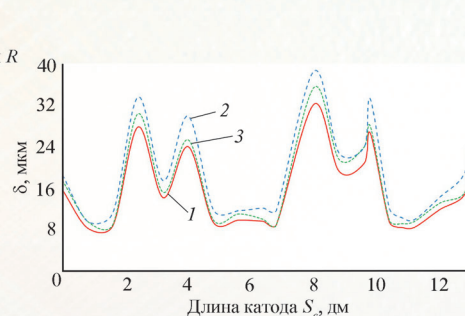


Рис. 4. Распределение толщины покрытия
по длине катода в сечении

Fig. 4. The coating thickness distributions
along the cathode length in the section

Рисунки к статье А. В. Николаева, Е. И. Старовойтова,
Д. В. Федосова, А. В. Колесникова, М. А. Филина

«НАВИГАЦИЯ БЕСПИЛОТНОГО ТРАНСПОРТА НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ИНДУКЦИИ»

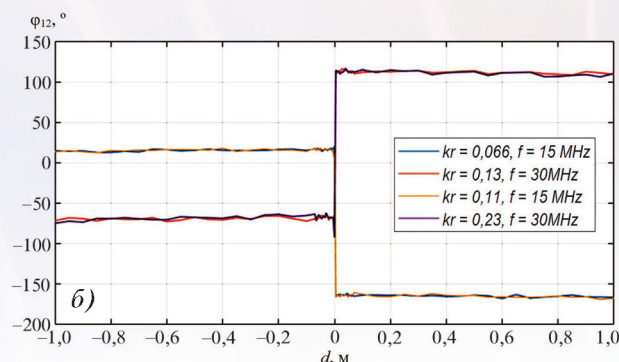
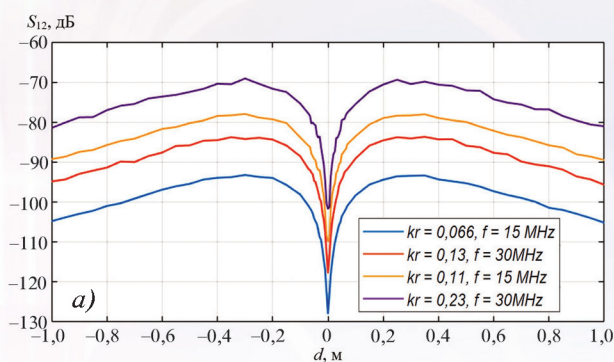


Рис. 5. Зависимости модуля (а) и фазы (б) коэффициента передачи при линейном отклонении от трассы

Fig. 5. Dependences of the module (a) and phase (б) of the transmission gain with a linear deviation from the path

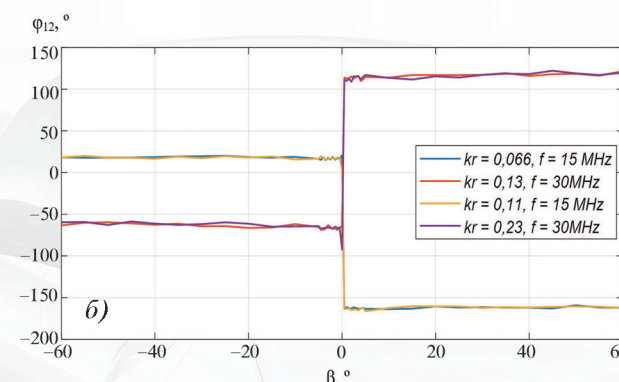
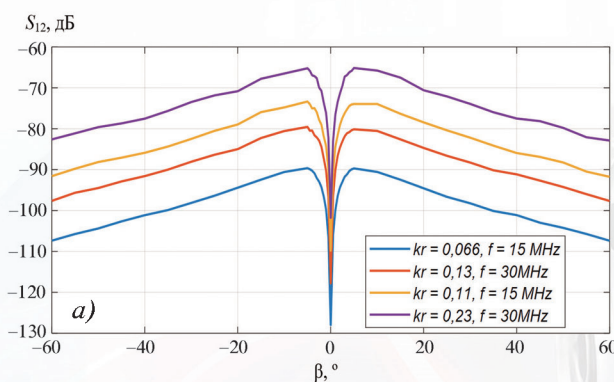


Рис. 6. Зависимости модуля (а) и фазы (б) коэффициента передачи при угловом отклонении
от трассы для сценария двух магнитных рамок

Fig. 6. Dependences of the module (a) and phase (б) of the transmission gain with an angular deviation from
the path for the script of two magnetic loops

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ" выпускает научно-технические журналы



Теоретический и прикладной научно-технический журнал

ПРОГРАММНАЯ ИНЖЕНЕРИЯ

В журнале освещаются состояние и тенденции развития основных направлений индустрии программного обеспечения, связанных с проектированием, конструированием, архитектурой, обеспечением качества и сопровождением жизненного цикла программного обеспечения, а также рассматриваются достижения в области создания и эксплуатации прикладных программно-информационных систем во всех областях человеческой деятельности.

Подписной индекс по Объединенному каталогу «Пресса России» – 22765



Ежемесячный теоретический и прикладной
научно-технический журнал

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

В журнале освещаются современное состояние, тенденции и перспективы развития основных направлений в области разработки, производства и применения информационных технологий.

Подписной индекс по Объединенному каталогу «Пресса России» – 72656



Ежемесячный научно-практический и учебно-методический журнал

БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В журнале освещаются достижения и перспективы в области исследований, обеспечения и совершенствования защиты человека от всех видов опасностей производственной и природной среды, их контроля, мониторинга, предотвращения, ликвидации последствий аварий и катастроф, образования в сфере безопасности жизнедеятельности.

Подписной индекс по Объединенному каталогу «Пресса России» – 79963



Междисциплинарный теоретический
и прикладной научно-технический журнал

НАНО- и МИКРОСИСТЕМНАЯ ТЕХНИКА

В журнале освещаются современное состояние, тенденции и перспективы развития нано- и микросистемной техники, рассматриваются вопросы разработки и внедрения нано- и микросистем в различные области науки, технологии и производства.

Подписной индекс по Объединенному каталогу «Пресса России» – 79493

Все журналы
распространяются
только по подписке.

Оформить подписку можно
через подписные агентства
либо непосредственно
в редакции журналов.

Адрес редакции журналов для авторов и подписчиков:
107076, Москва, Матросская Тишина 23 с2, оф. 45.
Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ".
Тел.: 8 (499) 270-16-52. E-mail: antonov@novtex.ru