ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ И ПРИКЛАДНОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

# М ЕХАТРОНИКА, ВТОМАТИЗАЦИЯ, У ПРАВЛЕНИЕ



Издается 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., л.т.н. ЛЕБЕДЕВ Г. Н., д.т.н. ЛОХИН В. М., л.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

#### РОБОТЫ, МЕХАТРОНИКА И РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

#### ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

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://novtex.ru/mech, e-mail: mech@novtex.ru

# THEORETICAL AND APPLIED SCIENTIFIC AND TECHNICAL JOURNAL

# MECHATRONICS, AUTOMATION, CONTRO MEKHATRONIKA, AVTOMATIZATSIYA, UPRAV

Published since 2000

#### 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 KALYAEVI 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. VASSILVEV S. N. VUSUPOV 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.

ISSN 1684-6427 (Print) ISSN 2619-1253 (Online)

DOI 10.17587/issn.1684-6427

Vol. 22

2021

No. 5

The mission of the Journal is to cover the current state, trends and prospectives 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

Kalyaev I. A., Melnik E. V. Trusted Control Systems
Aliev T. A., Babayev T. A., Alizada T. A., Rzayeva N. E., Alibayli E. E. A System for Noise Control of the Technical Condition of Railroad Bridges and Tunnels in Seismically Active Regions
ROBOT, MECHATRONICS AND ROBOTIC SYSTEMS
Buzlov N. A. Scan Matching for Navigation of a Mobile Robot in Semi-Structured Terrain Conditions
Holub A. P., Zubkov A. F., Masterova A. A., Selyutskiy Y. D. Dynamics of a Wheeled Cart Driven by a Savonius Rotor
Filaretov V. F., Zuev A. V., Zhirabok A. N., Protsenko A. A. Development of Accommodation System for Faults in Thrusters of Underwater Robots
DYNAMICS, BALLISTICS AND CONTROL OF AIRCRAFT
Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Gorshkova O. Y., Malakhova I. V. Aerodynamic Errors Mathematical Modeling in Air Data Systems Estimation Technology in Flight Tests Using Satellite Navigation Systems

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

# СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

УДК 681.5.03

DOI: 10.17587/mau.22.227-236

**И. А. Каляев,** академик РАН, д-р техн. наук, проф., науч. руководитель направления ЮФУ, ikalyaev@sfedu.ru, Южный федеральный университет, г. Таганрог,

#### Э. В. Мельник, д-р техн. наук, зав. лаб., evm17@mail.ru,

Федеральный исследовательский центр Южный научный центр Российской академии наук, г. Ростов-на-Дону

### Доверенные системы управления

В современных условиях проблема обеспечения безопасности систем с критической миссией приобрела особую актуальность. Причина тому — возросшие возможности несанкционированного воздействия на такие системы через аппаратное и программное обеспечение, а также через коммуникационные сети. Это подтверждается целым рядом аварий, когда оборудование выводилось из строя за счет закладных элементов и вирусов. В настоящее время в Российской Федерации на зарубежных аппаратно-программных платформах построена подавляющая часть систем управления, используемых, в том числе, на стратегических предприятиях и объектах с критической миссией. При этом доля используемых в них зарубежных микроэлектронных компонентов превышает 85 %.

Статья посвящена развитию научных основ и методик оценки степени доверия к системам управления объектов с критической миссией. Показано, что степень доверия к системе управления — это более широкий показатель, чем просто показатели ее надежности и отказоустойчивости, который должен объединить разнородные свидетельства и утверждения, как объективные, основанные на физически и математически обоснованных методах оценки степени их истинности, так и субъективные, основанные на опыте экспертов. В работе предложен метод оценки степени доверия к системе управления объектов с критической миссией, основанный на схеме Шортлиффа (E. Shortliffe), используемой в теории нечеткой логики для оценки степени доверия к некоторой гипотезе на основе разнородных свидетельств и утверждений. Важным преимуществом схемы Шортлиффа является то, что набор свидетельств может расширяться и дополняться (например, на основе вновь полученного опыта), что позволяет уточнять значение коэффициента уверенности.

Предложены методы оценки степени истинности терминальных утверждений различных типов, в том числе таких, которые требуют сочетания как объективных, так и субъективных методов оценки степени их истинности. Использование предложенного метода оценки доверия при формировании национальных стандартов разработки и создания систем управления объектов с критической миссией позволит существенно повысить их функциональную защищенность.

Ключевые слова: системы управления, доверие, нечеткая логика, объект с критической миссией

#### Введение

Летом 2010 г. 1368 центрифуг обогащения урана, используемых в иранской ядерной программе, были выведены из строя без какоголибо внешнего физического воздействия. Это было осуществлено путем внедрения в их системы управления (СУ) компьютерного вируса Stuxnet. Вирус был ориентирован для работы с контроллерами Siemens, используемыми для управления центрифугами.

Суть конструкции вируса была такова, что он перехватывал управление зараженным контроллером и сам начинал отдавать команды, но так, чтобы у операторов сохранялась иллюзия контроля над ситуацией. Получив контроль над СУ центрифуг, вирус начал незаметно менять режимы их работы. Центрифуги резко разгонялись и так же резко тормозили. При этом операторы оставались в неведении о происходящем, поскольку показатели, выводимые на экран, вирус фальсифицировал. В результате в один момент центрифуги в Натанзе (Иран) начали массово выходить из строя, что нанесло очень сильный удар по иранской ядерной программе.

Дальнейшим развитием технологии Stuxnet стал вирус Flame, появившийся в 2012 г., активация которого происходит только в определенных географических зонах.

В настоящее время в Российской Федерации на зарубежных аппаратно-программных платформах построена подавляющая часть СУ, используемых, в том числе, на стратегических предприятиях и объектах с критической миссией. При этом доля используемых в них зарубежных микроэлектронных компонентов превышает 85 %. Все это наталкивает на мысль о том, что приведенные выше технологии вполне могут быть использованы для вывода из строя контроллеров зарубежных компаний, применяемых на российских стратегических предприятиях или объектах с критической миссией, что, в частности, подтверждается недавними сообщениями газеты Нью-Йорк Таймс о планируемых МО США кибератаках на энергетическую инфраструктуру России.

С учетом вышеизложенного возникает вопрос, насколько мы можем доверять той или иной СУ, используемой на объектах с критической миссией, и каким образом можно измерить степень доверия к ней?

В настоящее время в РФ существует ряд документов, регламентирующих понятие доаппаратно-программных веренных систем и методов обеспечения доверенности, такие как ГОСТ Р 54581-2011, ГОСТ Р 54582-2011 и ГОСТ Р 54583-2011 "Методы и средства обеспечения безопасности. Основы доверия к безопасности информационных технологий" [1—3], ГОСТ РИСО/МЭК 15408-3-2013 "Методы и средства обеспечения безопасности. Критерии оценки безопасности информационных технологий", ГОСТ Р ИСО/МЭК 18045-013 "Методы и средства обеспечения безопасности. Методология оценки безопасности информационных технологий", ГОСТ Р ИСО/МЭК 25010-2015 "Требования и оценка качества систем и программного обеспечения (SQuaRE). Модели качества систем и программных продуктов" [4—6].

Однако эти документы в основном определяют организационные механизмы обеспечения доверия к информационно-управляющим системам, связанные с контролем их разработки, производства, проведения испытаний и т. п., и в то же время не учитывают многие трудно формализуемые аспекты доверия, такие как субъективные мнения специалистов, накопленный ими опыт применения подобных систем и т. п. Поэтому несмотря на значительное число регламентирующих документов задача развития методологии оценки доверия остается актуальной (например, в ГОСТ Р ИСО/МЭК 15408-3-2013 говорится о целесообразности и возможности включения в данный стандарт альтернативных методов достижения доверия).

Указанные выше проблемы порождают необходимость развития научных основ доверенных СУ и методов оценки степени доверия к ним, которые могут быть использованы при формировании национальных стандартов разработки и создания СУ объектов с критической миссией. Именно этому вопросу и будет посвящена настоящая статья.

# Метод оценки степени доверия к системам управления

До нелавнего времени качество работы СУ объекта с критической миссией (т. е. способность выполнить возложенную на нее задачу) оценивалась в основном с помощью объективных (количественных) показателей надежности, например таких, как вероятность безотказной работы, гамма-процентная наработка на отказ и т. п. [7—12]. Однако такие объективные показатели не учитывают целый ряд факторов, которые могут существенно влиять на работоспособность СУ при выполнении поставленной перед ней задачи, например, наличие тех или иных не декларируемых возможностей ("закладок") аппаратно-программного обеспечения СУ, способных снизить качество управления формируемого СУ или даже вывести ее из строя, возможностей деструктивных внешних воздействий на систему управления и т. п. Такие возможности очень трудно и даже практически невозможно оценить с помощью каких-либо объективных показателей, т. е. они могут быть оценены только субъективно на основе мнения экспертов. Введение таких субъективных показателей доверия крайне актуально именно сейчас, когда глобализация рынка, а также крайне нестабильная международная обстановка приводят к тому, что уровень доверия к той или иной системе управления должен зависеть не только от объективных показателей, но и, например, от того, на сколько мы доверяем фирмам-производителям электронной компонентной базы и программного обеспечения, используемых при создании данной конкретной СУ, какие у нас отношения со страной, где осуществлялась сборка данной СУ и т. п.

Проблема оценивания качества работы СУ с помощью объективных показателей надежности становится еще более проблематичной в случае, если СУ представляет собой человеко-машинную систему, в контуре управления которой задействован естественный (человеческий) интеллект. Действительно, мы же не можем утверждать, что "вероятность безотказной работы водителя троллейбуса Сидорова составляет 0,999". Мы можем только, например, сказать, что мы доверяем водителю Сидорову больше, чем водителю Петрову, поскольку Сидоров обладает большим опытом и не злоупотребляет спиртными напитками.

Еще сложнее дело обстоит в случае, если в контуре управления объекта используются

подсистемы, построенные на основе технологий искусственного интеллекта (ИИ). Как правило, в ИИ процесс принятия решения полностью скрыт от внешнего наблюдателя и поэтому труднопредсказуем. Поэтому оценить качество работы СУ, использующей технологии ИИ, с помощью объективных показателей надежности, таких как, например, вероятность безотказной работы, практически не представляется возможным.

Приведенные выше примеры говорят о том, что степень доверия к СУ — это более широкий показатель, чем просто показатели ее надежности, который должен объединять в себе как объективные, так и субъективные факторы качества работы СУ, а также накопленный ранее опыт. Введение данного показателя и стандартизация методик его оценки позволит существенно повысить функциональную защищенность систем управления, используемых на отечественных объектах с критической миссией.

Для представления и обработки разнородных и неопределенных данных и знаний предложены различные формальные модели, например такие, как:

- теория свидетельств Демпстера-Шефера [13];
- баейсовские сети доверия [14, 15];
- теория возможностей [16].

В то же время наиболее распространенным подходом к формализации и обработке разнородных и неопределенных данных и знаний является подход, основанный на нечеткой логике [17, 18]. Предложенная в 1965 г. Лотфи Заде, нечеткая логика является на сегодняшний день одним из самых эффективных методов обработки неполной и неточной информации. Нечеткая логика предлагает использование градаций или степеней принадлежности элемента множеству, находящихся в интервале от 0 до 1, позволяя тем самым отобразить степень уверенности эксперта. Это свойство нечеткой логики позволяет моделировать сомнение эксперта, а также является оптимальным средством оперирования лингвистическими понятиями, содержащими расплывчатость и неполноту информации в своей основе.

В нечеткой логике существует понятие коэффициента уверенности, с помощью которого измеряется степень доверия к некоторой гипотезе (утверждению) на основе имеющихся свидетельств (опыта) [19]. Впервые понятие коэффициента уверенности было введено Шортлиффом (E. Shortliffe) для оценки степени доверия к решению, выдаваемому некоторой экспертной системой [20, 21]. Он же предложил и схему (формулу) для определения значения коэффициента уверенности:

$$KU[H:E] = MD[H:E] - MND[H:E], \qquad (1)$$

где KU[H:E] — коэффициент уверенности в гипотезе (утверждении) H с учетом свидетельств (опыта) E; MD[H:E] — мера доверия к гипотезе H при заданных свидетельствах E; MND[H:E] — мера недоверия к гипотезе Hпри заданных свидетельствах E.

При этом *KU*, *MD* и *MND* не являются вероятностными мерами. Значение *KU* изменяется в пределах от -1 до +1, причем -1 соответствует абсолютной лжи, +1 абсолютной истине, а 0 — означает полное незнание.

Значения *MD* и *MND* изменяются в пределах от 0 до 1. Использование коэффициента *KU* позволяет упорядочить выдвигаемые гипотезы по степени их обоснованности.

Понятие коэффициента уверенности может стать синонимом степени доверия, если под гипотезой понимать утверждение вида: "СУ обеспечит оптимальное и безотказное управление объектом O на интервале времени  $[t_K, t_T]$ ", а под свидетельствами понимать различного рода объективные и субъективные данные и знания, подтверждающие или опровергающие данную гипотезу.

Важным преимуществом схемы Шортлиффа является то, что набор свидетельств может расширяться и дополняться, (например на основе вновь полученного опыта), что позволяет уточнять значение коэффициента уверенности. В целях такого уточнения Шортлифф предложил формулу для взвешивания различных свидетельств, которая позволяет непосредственно сочетать новые свидетельства со старыми. Она применяется к мерам доверия и недоверия, связанным с каждым свидетельством, и имеет вид

$$MD[H:E_{1}, E_{2}] - MD[H:E_{1}] + + MD[H:E_{2}] \cdot (1 - MD[H:E_{1}]);$$
(2)  
$$MND[H:E_{1}, E_{2}] - MND[H:E_{1}] + + MND[H:E_{2}] \cdot (1 - MND[H:E_{1}]),$$
(3)

где запятая между  $E_1$  и  $E_2$  говорит о том, что свидетельство  $E_2$  следует за свидетельством  $E_1$ .

Смысл данных формул заключается в том, что эффект от свидетельства  $E_2$  на гипотезу при заданном свидетельстве  $E_1$  заключается в смещении значения *MD* в сторону полной определенности на расстояние, зависящее от свидетельства  $E_2$ . Формула уточнения имеет три важных свойства:

1) она симметрична в том смысле, что порядок  $E_1$  и  $E_2$  несущественен;

2) по мере накопления подкрепляющих свидетельств значение *MD* (или *MND*) смещается к определенности;

3) наличие слагаемого *MND* позволяет не "потерять" на фоне многих положительных свидетельств существенные отрицательные свидетельства (о важности этого говорится, например, в ГОСТ 15467-79).

Схема Шортлиффа допускает также возможность того, что свидетельства, как и данные, могут быть ненадежными. Это позволяет описывать более широкий класс ситуаций. Каждое свидетельство снабжается так называемым коэффициентом ослабления, принимающим значения от 0 до 1 и показывающим надежность (доверие) правила. Кроме того, вводится так называемый порог уверенности (*PU*) — число от 0 до 1. Если *KU* некоторой гипотезы (утверждения) меньше, чем *PU*, то такой гипотезой можно пренебречь.

Схема Шортлиффа может лечь в основу методики определения степени доверия к СУ объектов с критической миссией. Для этого необходимо определить правила формирования и обработки свидетельств, подтверждающих либо опровергающих основную гипотезу о том, что "СУ обеспечит оптимальное и безотказное управление объектом O на интервале [ $t_O$ ,  $t_K$ ]".

Под свидетельством будем понимать набор некоторых утверждений *Y<sub>i</sub>*, объединенных логическими условиями вида

$$P_1 \wedge P_2 = \min(P_1, P_2);$$
 (4)

$$P_1 \lor P_2 = \max(P_1, P_2);$$
 (5)

$$\overline{P}_1 = (1 - P_1),$$
 (6)

где  $P_1$  — степень истинности утверждения  $Y_1$ ;  $P_2$  — степень истинности утверждения  $Y_2$ .

Если степень истинности утверждения Y<sub>i</sub> известна, то такое утверждение будем называть *терминальным*. Иными словами, *терминальное утверждение* — это утверждение, степень истинности которого подтверждена либо объективными данными, либо субъективными (экспертными) оценками и заключениями.

Терминальные утверждения могут быть двух типов: объективные и субъективные. Объективные терминальные утверждения — это утверждения, степень истинности которых определена (измерена) на основе объективных (физически и математически обоснованных) фактов (параметров). Примером объективного терминального утверждения может служить утверждение вида: "вероятность безотказной работы аппаратной платформы СУ на интервале времени  $[t_H, t_K]$  равна 0,95".

Очевидно, что степень истинности *P* последнего утверждения может быть рассчитана с помощью классических методов оценки надежности на основе объективных фактов о применяемой элементной базе.

Субъективные терминальные утверждения — это утверждения, степень истинности которых может быть установлена только на основе субъективных оценок экспертов, например: "аппаратная платформа СУ, изготовленная в стране X, не содержит недекларируемые возможности (закладки), которые могут повлиять на ее работоспособность".

Очевидно, что степень истинности последнего утверждения может быть получена только экспертным путем, на основе знаний и опыта экспертов.

Если степень истинности  $P_i$  некоторого утверждения  $Y_i$  неизвестна, то данное утверждение должно рассматриваться как гипотеза и, соответственно, обосновываться свидетельствами более низкого уровня. Так, утверждение типа: "аппаратная платформа СУ отработает без сбоев и отказов на интервале времени  $[t_H, t_K]$ " не является терминальным, поскольку степень его истинности зависит от некоторого множества свидетельств более низкого уровня, например:

#### Свидетельство

Если

- утверждение: "вероятность безотказной работы аппаратной платформы СУ на интервале [t<sub>H</sub>, t<sub>K</sub>] равна 0,95" (степень истинности) и
- *утверждение*: "аппаратная платформа СУ, изготовленная в стране Х, не содержит не декларируемые возможности (закладки), которые могут повлиять на ее работоспособность (степень истинности *P*<sub>2</sub>), то *гипотеза (утверждение)*
- "аппаратная платформа СУ отрабатывает без сбоев и отказов на интервале [t<sub>H</sub>, t<sub>K</sub>]" верна (степень истинности P<sub>1</sub> ∧ P<sub>2</sub>), т. е. в данном случае утверждение о том, что "аппаратная платформа СУ отработает без сбоев и отказов на интервале [t<sub>H</sub>, t<sub>K</sub>]" становится гипотезой, которая должна подтверждаться или опровергаться утверждениями более низкого уровня.

Таким образом, для того чтобы определить значение коэффициента уверенности (степень доверия) к какой-либо сложной гипотезе (например, гипотезе "СУ обеспечит оптимальное и безотказное управление и безотказное управление объектом O на интервале [ $t_H$ ,  $t_K$ ] с") необходимо построить дерево свидетельств (рис. 1), вершиной которого является основная (главная) гипотеза, т. е. гипотеза, коэффициент уверенности в которой надо определить.

Основная (главная) гипотеза должна подкрепляться набором свидетельств первого уровня, каждое из которых содержит набор логически связанных утверждений. Если все утверждения свидетельства являются терминальными (т. е. для них известны степени истинности), то на их основе рассчитывается степень истинности данного свидетельства. Если же свидетельство содержит нетерминальные утверждения, то последние рассматриваются в качестве гипотез, которые должны подкрепляться свидетельствами более низкого (второго) уровня.

Процесс формирования дерева свидетельств продолжается до тех пор, пока все свидетельства *i*-го уровня не будут содержать только терминальные утверждения.

Далее с помощью схемы Шортлиффа рассчитываются степени истинности всех свидетельств, начиная со свидетельств самого нижнего уровня, причем степень истинности свидетельства *i*-го уровня принимается в качестве степени истинности соответствующего ему утверждения, используемого в свидетельстве (i - 1)-го уровня, и так далее, вплоть до главной гипотезы, расположенной в вершине дерева.

В результате выполнения такой процедуры будет получено значение коэффициента уверенности *KU* главной гипотезы, которое можно принять в качестве степени доверия к данной СУ.





Рассмотрим пример формирования дерева свидетельств и определения на его основе значения коэффициента уверенности в главной гипотезе о гарантированной работоспособности СУ на интервале времени  $[t_H, t_K]$ .

Допустим, что степень доверия к СУ зависит от трех составляющих:

- доверия к используемой аппаратной платформе;
- доверия к используемому программному обеспечению;
- доверия к используемому алгоритмическому обеспечению.

Поэтому свидетельства, подтверждающие основную гипотезу, могут звучать следующим образом.

#### Свидетельство 1 Если

- утверждение 1.1: аппаратная платформа СУ отработает без сбоев и отказов на интервале  $[t_H, t_K]$  (степень истинности  $P_{11}$ )
- И
- утверждение 1.2: ПО отработает без сбоев и отказов на интервале  $[t_H, t_K]$  (степень истинности  $P_{12}$ )
- И
- *утверждение 1.3*: алгоритмическое обеспечение обеспечивает оптимальное управление объектом *O* на интервале [*t<sub>H</sub>*, *t<sub>K</sub>*] (степень истинности *P*<sub>13</sub>),

то *основная гипотеза* верна со степенью истинности  $P_1 = P_{11} \wedge P_{12} \wedge P_{13}$ .

# Свидетельство 2 Если

- утверждение 2.1: фирме-производителю СУ можно доверять (степень истинности P<sub>21</sub>) или
- *утверждение 2.2*: стране, в которой произведена данная СУ, можно доверять (степень истинности *P*<sub>22</sub>),

то *основная гипотеза* верна (степень истинности  $P_2 = P_{21} \vee P_{22}$ ).

Например, **Свидетельство 1** (Гипотеза 1) может быть подкреплено следующими свидетельствами.

Поскольку ни одно из утверждений, входящих в свидетельства 1 и 2, не является терминальным, то они рассматриваются как гипотезы и поэтому должны быть подкреплены свидетельствами следующего уровня.

### Свидетельство 1.1

Если

• *утверждение 1.1.1*: "Вероятность безотказной работы аппаратной платформы СУ равна 0,95" (степень истинности *P*<sub>111</sub>)

И

• *утверждение 1.1.2*: аппаратная платформа СУ не содержит недекларируемых возможностей (закладок), способных повлиять на ее работоспособность (степень истинности *P*<sub>112</sub>),

то *Гипотеза 1* верна (степень истинности  $P_{11} = P_{111} \wedge P_{112}$ ).

При этом утверждение 1.1 является терминальным, поскольку значение  $P_{111}$  может быть посчитано с помощью объективных методик. В то же время утверждение 1.2 не является терминальным, и, соответственно, оно принимается в качестве Гипотезы 1.2, которая должна быть подкреплена свидетельствами следующего уровня, которые могут иметь следующий вид:

Свидетельство 1.2.1

• *утверждение 1.2.1.1*: элементная база аппаратной платформы СУ не содержит не декларируемых возможностей (закладок) (степень истинности *P*<sub>1211</sub>),

И

• *утверждение* 1.2.1.2: в составе аппаратной платформы отсутствуют элементы, способные нарушить ее работоспособность (степень истинности P<sub>1212</sub>),

И

*утверждение 1.2.1.3*: печатная плата аппаратной платформы не содержит технологически непредусмотренных слоев (степень истинности *P*<sub>1213</sub>);

то *Гипотеза* 1.2 верна (степень истинности  $P_{121} = P_{1211} \wedge P_{1212} \wedge P_{1213}$ ).

Утверждения 1.2.1.1, 1.2.1.2 и 1.2.1.3 могут быть как терминальными, если заключения  $P_{1211}$ ,  $P_{1212}$  и  $P_{1213}$  могут быть получены экспертным путем на основе данных об изготовителях электронной компонентной базы, печатных плат и т. п., либо не терминальными, если их подтверждение требует дополнительных, более детальных свидетельств.

Процесс формирования дерева свидетельств продолжается аналогичным образом сверху вниз от основной гипотезы вплоть до того, когда все входящие в него свидетельства будут подкреплены терминальными утверждениями.

При этом следует отметить, что сформированное таким образом дерево свидетельств может по мере надобности дополняться новы-

ми свидетельствами, подтверждающими или опровергающими основную гипотезу, которые могут быть получены, например, в процессе эксплуатации СУ.

### Терминальные утверждения

Как показано выше, в основе предложенной методики оценки степени доверия к СУ лежат терминальные утверждения двух типов — объективные и субъективные.

Объективные утверждения — это утверждения, степень истинности которых может быть определена с помощью объективных (физически и математически обоснованных) методов, например таких, как классические методы теории вероятности или теории надежности [9-12]. В отличие от объективных терминальных утверждений степень истинности субъективных терминальных утверждений не может быть оценена с помощью объективных (физически и математически обоснованных) методов, а может быть получена только на основе обобщения опыта экспертов. Процесс оценки степени истинности субъективного утверждения усложняется тем, что требует высокого уровня знаний и опыта эксперта, следовательно, требуется привлечения различных экспертов для получения объективной оценки. Для определения интегрального значения степени истинности субъективного терминального утверждения могут быть использованы методы обобщения мнения различных экспертов, разработанные в рамках теории экспертных систем [19].

В то же время следует отметить, что существуют терминальные утверждения, которые одновременно требуют применения как объективных, так и субъективных методов оценки степени их истинности.

Например, как показано выше, одним из базовых терминальных утверждений, используемых при оценке степени доверия к СУ, является утверждение следующего вида:

**Утверждение 1.** Алгоритм управления, используемый в СУ, гарантирует, что относительная погрешность качества управление объектом O на интервале времени  $[t_H, t_K]$  по сравнению с оптимальным будет не больше величины C.

Очевидно, что, с одной стороны, это объективное утверждение, степень истинности которого зависит от объективных характеристик выбранного алгоритма управления и объекта *О*. С другой стороны, количественно оценить



Рис. 2. Обобщенная схема управления Fig. 2. General control scheme

значение относительной погрешности качества управления для всех возможных случаев, как правило, не представляется возможным, и поэтому необходимо использовать какие-то приблизительные, в том числе экспертные, оценки. Здесь можно предложить следующий подход.

Будем считать, что состояния объекта Oописываются набором (кортежем) параметров S, а сам объект функционирует в некоторой внешней среде E, состояние которой описывается набором (кортежем) параметров E. С помощью СУ формируются управления U (рис. 2), которые переводят объект O в новое состояние, причем зависимость изменения состояния объекта O от управления U описывается некоторой системой дифференциальных управлений вида

$$\frac{d\boldsymbol{S}}{dt} = F(\boldsymbol{S}, \boldsymbol{E}, \boldsymbol{U}), \qquad (7)$$

Под оптимальным управлением объектом O понимается такое управления U, которое обеспечивает перевод объекта O из начального состояния  $S^0$  в целевое состояние  $S^K$  и при этом минимизирует некоторый функционал качества

$$H = \int_{t_T}^{t_K} R(\boldsymbol{S}, \boldsymbol{E}, \boldsymbol{U}) dt$$
(8)

при граничных условиях  $S(t_0) = S^0$  и  $S(t_K) = S^K$ , где  $t_0$  — начальный момент времени;  $t_K$  — момент времени достижения объектом O целевого состояния  $S^K$ .

Тогда **Утверждение 1** можно переформулировать следующим образом: "Алгоритм управления, используемый в СУ, гарантирует выполнение условия

$$\frac{H_{\rm p} - H_{\rm o}}{H_{\rm p}} \le C,\tag{9}$$

где  $H_0$  — оптимальное (минимальное) значение функционала H при переходе объекта O из начального состояния  $S^0$  в целевое состояние  $S^K$ ;

 $H_{\rm p}$  — реальное значение функционала H, получаемое при переходе объекта O из состояния  $S^0$  в состояние  $S^{K}$ ; C — допустимая относительная погрешность — отклонение — реального значения функционала  $H_{\rm p}$  от оптимального  $H_{\rm p}$  при переходе объекта O из состояния  $S^0$  в состояние  $S^{K}$ .

Очевидно, что степень истинности последнего утверждения будет зависеть от отклонения значения  $H_p$  критерия качества управления, вырабатываемого СУ, от оптимального  $H_0$ .

Если, например, алгоритм управления, используемый в СУ, построен на базе методов оптимального управления [22—24], то можно считать, что

$$H_{\rm p} = H_{\rm o},\tag{10}$$

т. е. условие (9) будет гарантированно выполняться, и, следовательно, степень истинности *Р* **Утверждения 1** будет равной 1. Однако, как известно, алгоритмы оптимального управления могут быть использованы далеко не всегда вследствие их огромной вычислительной сложности.

Поэтому, как правило, инженеры вынуждены применять иные подходы, основанные, в частности, на методах динамического программирования, эвристических методах и т. п. Все эти подходы позволяют значительно сократить пространство перебора при формировании управления объектом O, но, в то же время, не гарантируют его оптимальности, т. е. не гарантируют того, что  $H_p = H_o$ . При этом возникает вопрос: каким образом можно оценить степень истинности **Утверждения 1** при использовании такого рода алгоритмов управления?

Для этого оценим вероятность P того, что СУ обеспечит перевод объекта O из начального состояния  $S^0$  в состояние  $S^K$  при выполнении условии (9).

Перепишем условие (9) в следующем виде:

$$1 - \frac{H_{\rm o}}{H_{\rm p}} \le C \tag{11}$$

ИЛИ

$$\frac{H_{\rm o}}{H_{\rm p}} \ge 1 - C. \tag{12}$$

Учитывая соотношение (8), последнее выражение можно представить в следующем виде:

$$\int_{t_{K}}^{t_{K}} R(\boldsymbol{S}_{o}, \boldsymbol{E}_{o}, \boldsymbol{U}_{o}) dt$$

$$\int_{t_{K}}^{t_{K}} R(\boldsymbol{S}_{p}, \boldsymbol{E}_{p}, \boldsymbol{U}_{p}) dt \qquad (13)$$

где  $S_{o}$ ,  $E_{o}$ ,  $U_{o}$  — функции состояния объекта, среды и управления, соответствующие оптимальному переходу объекта O из состояния  $S_{H}$  в состояние  $S_{K}$ ;  $S_{p}$ ,  $E_{p}$ ,  $U_{p}$  — функции состояния объекта, среды и управления, соответствующие реальному переходу объекта O из состояния  $S_{H}$  в состояние  $S_{K}$ .

Если в СУ используется принцип терминального управления, когда текущее управление  $U^i$ формируется через дискретные промежутки времени  $\Delta_t$  на основе данных о текущем состоянии  $S^i$  объекта O и состоянии  $S^i$  среды E, то выражение (13) можно переписать в следующем виде:

$$\frac{\sum_{i=1}^{M} R(\boldsymbol{S}^{i}, \boldsymbol{E}^{i}, \boldsymbol{U}_{o}^{i}) \Delta t}{\sum_{i=1}^{M} R(\boldsymbol{S}^{i}, \boldsymbol{E}^{i}, \boldsymbol{U}_{p}^{i}) \Delta t} \ge 1 - C, \qquad (14)$$

где M — число шагов формирования терминального управления  $U^T$  при переходе объекта O из состояния  $S_0$  в состояние  $S_K$  (иначе говоря, число шагов дискретизации времени  $(t_0 - t_k)$ ;  $S^i$ ,  $E^i$  — текущие значения состояния объекта O и среды E на *i*-м шаге дискретизации;  $U_o^i$  — оптимальное управление объектом O на *i*-м шаге дискретизации;  $U_p^i$  — реальное значение управления U, формируемое СУ на *i*-м шаге дискретизации.

Не уменьшая строгости неравенства (14), его можно заменить следующим выражением:

$$\frac{1}{B} \ge 1 - C, \tag{15}$$

где  $B = \max \frac{R(\mathbf{S}^{i}, \mathbf{E}^{i}, \mathbf{U}_{p}^{i})}{R(\mathbf{S}^{i}, \mathbf{E}^{i}, \mathbf{U}_{p}^{i})}$  — максимальное зна-

чение относительной "погрешности" качества управления, формируемого СУ, по сравнению с оптимальным.

Тогда значение вероятности P того, что используемый в СУ алгоритм управления обеспечит перевод объекта управления из состояния  $S_T$  в состояние  $S_K$  с относительным качеством не хуже, чем C, можно оценить с помощью следующего выражения:

$$P = \begin{cases} 1, \text{ если } \frac{1}{B} \ge 1 - C, \\ \frac{1}{(1 - C)B}, \text{ если } \frac{1}{B} < 1 - C. \end{cases}$$
(16)

Соответственно, последнее выражение может быть использовано для оценки степени истинности **Утверждения 1**. Правда, при этом остается открытым вопрос: каким образом можно оценить значение *B* для конкретного алгоритма управления объектом *O*, используемого в СУ? По-видимому, такая оценка как раз и должна быть получена экспертным путем, т. е. является субъективным параметром.

Сложнее дело обстоит в том случае, когда формализованного алгоритма управления объектом О просто не существует. В этом случае решение задачи управления объектом О может строиться на основе методов искусственного интеллекта, например таких, как машинное обучение и глубокие нейронные сети. При этом нейронная сеть (HC) должна быть предварительно обучена таким образом, чтобы формировать терминальное управление  $U^i$  объектом Oв зависимости от значений параметров  $S^{i}$  и  $E^{i}$ текущего состояния объекта и окружающей его среды, а также значения целевого состояния  $S_{K}$  объекта *О*. Очевидно, что при таком подходе значение максимальной относительной погрешности В управления, формируемого с помощью НС, зависит от методики обучения НС.

Под пространством обучения НС будем понимать пространство W, координатами  $w_i$  (i = 1, 2, ..., N) которого являются параметры обучающей выборки. В нашем случае координатами пространства Wбудут являться параметры  $S^i, E^i, S^K$ .

Процедура обучения HC, используемой для управления объектом *O*, заключается в предъявлении ей в качестве обучающих выборок некоторого подмножества  $W_y = \langle S_y^i, E_y^i, S_y^K \rangle$  точек пространства  $W(W_y \subseteq W)$  и соответствующих им значений оптимального управления  $U_0^i$ .

После того, как HC таким образом обучена, она может быть использована для формирования терминального управления объектом O. Для этого на входы HC необходимо подать текущие значения параметров  $S^i$  и E состояния объекта управления и среды, а также целевого состояния  $S^K$ . Тогда на выходах HC будет формироваться вектор  $U_p^i$  текущего управления.

При этом, поскольку в общем случае точка  $w_i$  с координатами  $\langle S^i, E^i, S^K \rangle$  может не попадать в подмножества  $W_y$  выборок, на которых проводилось обучение HC, то в качестве текущего управления  $U_p^i$  HC выдает управление  $U_o^i$ , приписанное ближайшей к точке  $w_i$  точке  $w_i^y = \langle S_y^i, E_y^i, S_y^K \rangle$  подмножества  $W_y$ . Исходя их этих соображений можно сделать

Исходя их этих соображений можно сделать вывод, что при использовании HC в контуре управления объектом *O* значение максимальной относительной "погрешности" В качества терминального управления можно оценить как

$$B = \max \frac{R(\boldsymbol{S}^{i}, \boldsymbol{E}^{i}, \boldsymbol{U}_{o}^{i})}{R(\boldsymbol{S}_{v}^{i}, \boldsymbol{E}_{v}^{i}, \boldsymbol{U}_{o}^{i})}, \qquad (17)$$

где  $\langle S^i, E^i \rangle$  — координаты некоторой произвольной точки  $w_i$  пространства W;  $\langle S^i_y, E^i_y \rangle$  — координаты ближайшей к ней точки  $w^i_y$  подпространства  $W_y \subseteq W$ ;  $U^i_o$  — оптимальное управление, приписанное точке  $w^y_i \in W_y$ .

#### Заключение

В работе предложен метод оценки степени доверия к СУ объектом с критической миссией, позволяющий объединить разнородные свидетельства и утверждения, как объективные, основанные на физически и математически обоснованных методах оценки степени их истинности, так и субъективные, основанные на опыте экспертов. В качестве математического аппарата, позволяющего оценить степень доверия к некоторой СУ на основе разнородных свидетельств и утверждений, предложено использовать схему Шортлиффа (E. Shortliffe), применяемую в теории нечеткой логики.

В основе предложенного метода оценки степени доверия к СУ лежат терминальные утверждения двух типов — объективные и субъективные. Объективные терминальные утверждения — это утверждения, степень истинности которых может быть определена с помощью объективных (физически и математически обоснованных) методов. В отличие от объективных терминальных утверждений степень истинности субъективных терминальных утверждений может быть оценена только на основе обобщения опыта экспертов. Предложены методы оценки степени истинности терминальных утверждений различных типов, в том числе таких, которые требуют сочетания как объективных, так и субъективных методов оценки степени их истинности.

Использование предложенного метода оценки доверия при формировании национальных стандартов разработки и создания СУ объектов с критической миссией позволит существенно повысить их функциональную защищенность.

#### Список литературы

1. ГОСТ Р 54581-2011. Информационная технология. Методы и средства обеспечения безопасности. Основы дове-

рия к безопасности ИТ. Часть 1. Обзор и основы. М.: ФГУП "СТАНДАРТИНФОРМ", 2012. 23 с.

2. ГОСТ Р 54582-2011. Информационная технология. Методы и средства обеспечения безопасности. Основы доверия к безопасности информационных технологий. Часть 2. Методы доверия. М.: ФГУП "СТАНДАРТИНФОРМ", 2013. 47 с.

3. ГОСТ Р 54583-2011. Информационная технология. Методы и средства обеспечения безопасности. Основы доверия к безопасности информационных технологий. Часть 3. Анализ методов доверия. М.: ФГУП "СТАНДАРТИНФОРМ", 2013. 50 с.

4. ГОСТ Р ИСО/МЭК 15408-3-2013. Информационная технология. Методы и средства обеспечения безопасности. Критерии оценки безопасности информационных технологий. Часть 3. Компоненты доверия к безопасности. М: ФГУП "СТАНДАРТИНФОРМ", 2014. 267 с.

5. ГОСТ Р ИСО/МЭК 18045-2013. Информационная технология. Методы и средства обеспечения безопасности. Методология оценки безопасности информационных технологий. М.: ФГУП "СТАНДАРТИНФОРМ", 2014. 244 с.

6. ГОСТ Р ИСО/МЭК 25010-2015. Информационные технологии. Системная и программная инженерия. Требования и оценка качества систем и программного обеспечения (SQuaRE). Модели качества систем и программных продуктов. М.: ФГУП "СТАНДАРТИНФОРМ", 2015. 30 с.

7. ГОСТ 27.002-2015. Надежность в технике. Основные понятия и определения. М.: ФГУП "СТАНДАРТИНФОРМ", 2016. 24 с.

8. Труханов В. М. Надежность в технике. М.: Машиностроение, 1999. 597 с.

9. Викторова В. С., Степанянц А. С. Модели и методы расчета надежности технических систем. М.: ЛЕНАНД, 2014. 256 с.

10. Дорохов А. Н., Керножицкий В. А., Миронов А. Н., Шестопалова О. Л. Обеспечение надежности сложных технических систем. М.: Лань, 2011. 352 с.

11. Майерс Г. Надежность программного обеспечения. М.: Мир, 2008. 360 с.

12. Таейр Е., Липов М., Нельсое Э. Надежность программного обеспечения. М.: ИЛ, 2008. 323с.

13. **Shafer G.** A Mathematical Theory of Evidence. Princeton University Press, 1976.

14. Finn V. Jensen. Bayesian Networks and Decision Graphs. Springer, New York, 2001. P. 268.

15. Kevin B. Korb. Bayesian Artificial Intelligence. CRC, London, 2004. P. 391.

16. Пытьев Ю. П. Возможность. Элементы теории и применения. М.: Эдиториал УРСС, 2000. 192с.

17. Заде Л. Понятие лингвистичекой переменной и его применение к принятию приближенных решений. М.: Мир, 1976, 166 с.

18. Новак В., Перфильева И., Мочкрож И. Математические принципы нечеткой логики. М.: Физматлит, 2006, 352 с.

19. Джексон П. Введение в экспертные системы. М.: Издательский дом "Вильямс", 2001, 624 с.

20. Buchanan B. G., Shortliffe E. H. Rule-Based Expert Systems: The MYCIN Experiments of the Stanford Heuristic Programming Project. Addison-Wesley, Reading, 1984.

21. **Моросанова Н.А, Соловьев С. Ю.** Формальные свойства схемы Шортлиффа // Управление большими системами. 2012. Т. 36. С. 5—38.

22. Гамкрелидзе Р. В. Основы оптимального управления. Тбилиси: Изд-во ТбГУ, 1977. 264 с.

23. **Иванов В. А., Медведев В. С.** Математические основы теории оптимального и логического управления: учеб. пособ. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. 599 с.

24. Алексеев В. М., Тихомиров В. М., Фомин С. В. Оптимальное управление. М.: Физматлит, 2005. 408 с.

### **Trusted Control Systems**

#### I. A. Kalyaev, ikalyaev@sfedu.ru, Southern Federal University, Taganrog, 347900, Russian Federation, E. V. Melnik, evm17@mail.ru, Federal Research Centre the Southern Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences, Rostov-on-Don, 344006, Russian Federation

Corresponding author: Melnik Eduard V., Ph.D., Head of the laboratory of Information Technology and Control Processes, Federal Research Centre the Southern Scientic Centre of the Russian Academy of Sciences, Rostov-on-Don, 344006, Russian Federation, e-mail: evm17@mail.ru Accepted on January 25, 2021

#### Abstract

Nowadays, the problem of ensuring security of systems with a critical mission has become particularly relevant. An increased opportunity for unauthorized exposure on such systems via hardware, software and communication networks is the main reason to discuss this problem. It is confirmed by a plenty of accidents when equipment is out of order by means of malicious embedded elements and viruses. Currently, in the Russian Federation the majority of control systems are based on foreign hardware and software platforms, including strategic enterprises and objects with a critical mission. Herewith, the proportion of foreign microelectronic components in such systems is more than 85 %. The article is devoted to the development of scientific basis and techniques of the assurance assessment to control systems of objects with a critical mission. It was shown, that assurance assessment to a control system is a broader index than its reliability and fault tolerance. Such index must integrate various evidences and approvals, which can be objective, based on physical and mathematical assurance assessment methods, as well as they can be subjective, based on the experts experience. A method of assurance assessment to a control system of objects with a critical mission, based on Shortliffe's scheme, was proposed in this paper. The Shortliffe's scheme is used in the theories of fuzzy logic for assurance assessment to a hypothesis on the basis of various evidences and statements. An important advantage of a Shortliffe's scheme is the set of evidences, which can be broadened and augmented (for instance, on the basis of obtained experience). It allows us to clarify a certainty factor. The assessment methods of truth degree of terminal statements of various types, including those, which require the combination of objective and subjective methods of their truth degree assessment, are proposed. The proposed assurance assessment method for national development and creation standards of control systems of objects with a critical mission allows to significantly increase their functional security.

Keywords: control systems, assurance, fuzzy logic, objects with a critical mission

For citation:

Kalyaev I. A., Melnik E. V. Trusted Control Systems, Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2021, vol. 22, no. 5, pp. 227-236.

DOI: 10.17587/mau.22.227-236

#### References

1. GOST R 54581-2011. Information technology. Security techniques. A framework for IT security assurance. Part I. Overview and framework, Moscow, FGUP "STANDARTINFORM", 2012, 23 p. (in Russian).

2. GOST R 54582-2011. Information technology. Security techniques. A framework for IT security assurance. Part 2. Assurance methods, Moscow, FGUP "STANDARTINFORM", 2013, 47 p. (in Russian).

3. GOST R 54583-2011. Information technology. Security techniques. A framework for IT security assurance. Part 3. Analysis of assurance methods, Moscow, FGUP "STANDARTINFORM", 2012, 50 p. (in Russian).

4. GOST R ISO/MEK 15408-3-2013. Information technology. Security techniques. Evaluation criteria for IT security. Part 3. Security assurance requirements, Moscow, FGUP "STANDARTIN-FORM", 2014, 267 p. (in Russian).
5. GOST R ISO/MEK 18045-2013. Information technology —

Security techniques - Methodology for IT security evaluation, Moscow, FGUP "STANDARTINFORM", 2014, 244 p. (in Russian).

6. GOST R ISO/MEK 25010-2015. Information technology. Systems and software engineering. Systems and software Quality Requirements and Evaluation (SQuaRE). System and software quality models, Moscow, FGUP "STANDARTINFORM", 2015, 30 p. (in Russian).

7. GOST R 27.002-2015. Dependability in technics. Terms and definitions, Moscow, FGUP "STANDARTINFORM", 2016, 24 p. (in Russian).

8. Truhanov V. M. Reliability in technique, Moscow, Mashinostroenie, 1999, 597 p. (in Russian). 9. Viktorova V. S., Stepanyanc A. S. Models and meth-

ods for calculating the reliability of technical systems, Moscow, LENAND, 2014, 256 p. (in Russian).

10. Dorohov A. N., Kernozhickij V. A., Mironov A. N., Shestopalova O. L. Ensuring the reliability of complex technical systems, Moscow, Lan', 2011, 352 p. (in Russian).

11. Majers G. Software reliability, Moscow, Mir, 2008, 360 p. (in Russian).

12. Taejr E., Lipov M., Nel'soe E. Software reliability, Moscow, IL, 2008, 323p. (in Russian).

13. Shafer G. A. Mathematical Theory of Evidence, Princeton University Press, 1976.

14. Finn V. Jensen. Bayesian Networks and Decision Graphs, Springer, New York, 2001, 268 p.

15. Kevin B. Korb. Bayesian Artificial Intelligence. CRC, London, 2004. P. 391.

16. Pyt'ev Yu. P. Opportunity. Elements of theory and application, Moscow, Editorial URSS, 2000, 192 p. (in Russian).

17. Zade L. The concept of a linguistic variable and its application to approximate decision-making, Moscow, Mir, 1976,166 p. (in Russian).

18. Novak V., Perfil'eva I., Mochkrozh I. Mathematical principles of fuzzy logic, Moscow, Fizmatlit, 2006, 352 p. (in Russian).

19. **Dzhekson P.** Introduction to expert systems, Moscow, Publishing house of "Vil'yams", 2001, 624 p. (in Russian).

20. Buchanan B. G., Shortliffe E. H. Rule-Based Expert Systems: The MYCIN Experiments of the Stanford Heuristic Programming Project, Addison-Wesley, Reading, 1984.

21. Morosanova N. A, Solov'ev S. Yu. Formal properties of the Shortliffe scheme, Upravlenie Bol'shimi Sistemami, 2012, vol. 36, pp. 5-38 (in Russian).

22. **Gamkrelidze R. V.** Fundamentals of optimal control, Tbilisi, Publishing house of TbGU, 1977, 264 p. (in Russian).

23. Ivanov V. A, Medvedev V. S. Mathematical foundations of the theory of optimal and logical control, Moscow, Publishing house of MGTU im. N. E. Baumana, 2011, 599 p. (in Russian). 24. Alekseev V. M., Tihomirov V. M., Fomin S. V. Optimal

control, Moscow, Fizmatlit, 2005, 408 p. (in Russian).

Т. А. Алиев, д-р техн. наук, проф., академик, зав. отделом, director@cyber.az,

Т. А. Бабаев, канд. техн. наук, зав. отделом, tbabayev@bk.ru,

Т. А. Ализаде, канд. техн. наук, зав. лаб., tahiralizada@gmail.com,

Институт систем управления НАН Азербайджана, г. Баку,

Н. Э. Рзаева, канд. техн. наук, зав. отделом, nikanel1@gmail.com,

Азербайджанский университет архитектуры и строительства, г. Баку,

Э. Э. Алибейли, менеджер, elnur.alibayli@gmail.com,

СКБ "Кибернетика", г. Баку

### Система Noise-контроля технического состояния железнодорожных мостов и туннелей в сейсмоактивных регионах

Проведен анализ технического состояния объектов железнодорожных коммуникаций, включающих современные мосты, туннели, станции, путепроводы, переезды и устройства энергоснабжения. Отмечено, что исходя из специфических особенностей подобных объектов их техническое состояние в большинстве случаев контролируется через определенные промежутки времени. В то же время существующим системам непрерывного контроля не всегда удается адекватно оценить техническое состояние объектов железнодорожной инфраструктуры из-за наличия дополнительных помех в обрабатываемых сигналах при появлении неисправности. В связи с этим предлагается один из возможных вариантов «непрерывного» мониторинга начала изменения технического состояния железнодорожных путей с помощью Noise-технологий. Отмечено, что при изменении технического состояния железнодорожных инфраструктур вибросигналы, которые возникают от воздействия подвижного состава, содержат помимо полезной составляющей также и помехи. Применение технологий корреляционного и спектрального анализов, а также других традиционных способов из-за влияния помехи на полезные вибросигналы не позволяет обеспечить адекватность результатов контроля. Поэтому предлагаются технологии раздельного анализа полезного сигнала и шума, получаемого от вибрации, а также формирования информативных признаков идентификации технического состояния железнодорожных инфраструктур. При этом оценки характеристик полезного сигнала и помехи используются как основной носитель диагностической информации. Благодаря простоте и надежности разработанных теоретических алгоритмов реализация технических средств и их установка во всех объектах пути не представляет особых трудностей. В то же время внедрение Noise-системы обеспечит контроль начала изменения технического состояния железнодорожных путей в реальном масштабе времени во время передвижения подвижного состава. Это, в свою очередь, позволит своевременно выявлять неисправности и, тем самым, существенно повысит безопасность перевозок пассажиров и грузов железнодорожным транспортом.

Ключевые слова: объект, вибрация, помеха, сигнал, мониторинг, Noise-контроль, интеллектуальные системы

#### Введение

Известно, что в настоящее время железнодорожный транспорт является важным видом транспорта как в международном плане, так и внутри страны. Во многих странах и регионах основную нагрузку по перевозкам несет железнодорожный транспорт. Для этого созданы железнодорожные коммуникации с современными мостами, туннелями и станциями. Управление этим огромным и сложным хозяйством осуществляется множеством различных современных и совершенных систем контроля и диагностики [1, 2]. Благодаря этим системам обеспечивается высокий уровень эффективности и безопасности железнодорожного транспорта. Однако несмотря на это в настоящее время нередко происходят крушения как товарных, так и пассажирских поездов. Как показали наши исследования, за счет решения проблемы обеспечения контроля скрытого периода изменения технического состояния железнодорожного полотна, железнодорожных мостов, туннелей, переездов и т. д. можно повысить степень безопасности железнодорожного транспорта [3, 4]. Это особенно важно для железнодорожного транспорта стран сейсмоактивных регионов, поскольку в этих регионах достаточно часто происходят маломощные землетрясения 1...3 балла, которые влияют на техническое состояние железнодорожного полотна, мостов, туннелей и коммуникаций. Они, как правило, не заканчиваются большими разрушениями. Но каждое такое землетрясение является потенциальным фактором, способствующим началу скрытого периода изменения технического состояния объекта. В связи с этим представляет несомненный практический интерес применение технологии и системы Noise-контроля в системе обеспечения безопасности железнодорожного транспорта сейсмоактивных регионов и стран. При этом появляются дополнительные требования к безопасности движения. Анализ литературы [2-12] по технологиям и системам контроля с учетом особенностей железных дорог сейсмоактивных регионов показал, что применение Noise-технологий благодаря их специфике может позволить повысить безопасность этого вида транспорта. Для этого целесообразно создать подсистему Noise-контроля скрытого периода начала неисправностей на железнодорожном полотне, мостах, туннелях и коммуникациях на протяжении всей трассы.

Эти подсистемы позволят диспетчерской службе получить заблаговременно дополнительную информацию, позволяющую принятием соответствующих мер повысить безопасность движения в целом.

#### Постановка задачи

С развитием высокоскоростного движения поездов все более ужесточаются требования к объектам и устройствам инфраструктуры железнодорожного транспорта — как к качеству определения занятости пути, так и к состоянию рельсовой линии, мостов, туннелей и т. д., от которых зависят качественные характеристики работы, безопасность и бесперебойность движения поездов. В связи с важностью этой проблемы в настоящее время на железных дорогах контроль технического состояния железнодорожных мостов и туннелей каждого перегона путей сообщения практически осуществляется по плану, т. е. по "очереди", так как считается, что в промежутках времени, когда нет контроля, серьезных изменений не происходит. В то же время в реальной жизни из-за различных факторов, например под влиянием сейсмических процессов, даже через день после контроля могут иметь место определенные изменения. В связи с этим вопрос создания новых альтернативных решений в области совершенствования контроля технического состояния пути является актуальным. Поэтому в дополнение к существующим целесообразно создание простых и недорогих интеллектуальных технических средств мониторинга, которые можно установить в качестве сигнализатора начала изменений технического состояния мостов, туннелей и т. д. на пути следования подвижного состава. При этом информационный центр в реальном масштабе времени может получать сигналы от соответствующих перегонов, которые целесообразно оперативно контролировать вне "очереди" [1-6]. Следовательно, важное практическое значение имеет создание новых интеллектуальных технологий для мониторинга начала изменений технического состояния пути на железных дорогах в реальном масштабе времени.

При этом следует принять во внимание, что один из эффективных методов диагностики технического состояния элементов инфраструктуры железнодорожных объектов основан на использовании вибрационных процессов, возникающих от воздействия подвижного состава [2—12]. Предпосылка применения вибрационного метода связана с тем, что определенному состоянию эксплуатируемых конструкций соответствует группа диагностических признаков динамического процесса, возникающих во время передвижения поездов на железных дорогах.

Допустим, что во время передвижения подвижного состава на выходе датчика вибраций  $D_V$ , установленного на каркасе моста (в туннеле или на других конструкциях железнодорожного пути), получается зашумленный дискретизированный вибросигнал  $g(i\Delta t)$ , который состоит из полезного вибросигнала  $X(i\Delta t)$  и суммарного шума вибросигнала  $\varepsilon(i\Delta t)$ :

$$g(i\Delta t) = X(i\Delta t) + \varepsilon(i\Delta t),$$

где *i* — номер отсчета (выборки) сигнала; ∆*t* — время дискретизации (интервал выборки) сигнала.

Полезный сигнал  $X(i\Delta t)$  возникает в результате воздействия на пути огромного веса подвижного состава, зависит от технического состояния пути и представляет собой низкочастотные вибрации. Под влиянием других факторов, связанных с техническим состоянием подвижного состава и моста, в основном формируются высокочастотные составляющие. Следовательно, можно допустить, что на основе высокочастотных составляющих помехи  $\varepsilon(i\Delta t)$ , а также полезного сигнала, состоящего из низкочастотных составляющих  $X(i\Delta t)$ , и коэффициента взаимосвязи между  $X(i\Delta t)$  и  $\varepsilon(i\Delta t)$ можно формировать информативные признаки, которые будут отражать информацию о техническом состоянии конструкции. Следовательно, путем анализа полезного вибросигнала  $X(i\Delta t)$ , шума ε(*i*Δ*t*) вибросигнала и взаимосвязи между ними можно осуществить мониторинг начала изменений технического состояния мостов и туннелей в любом перегоне пути при передвижении вагонов подвижного состава.

Задачей, решению которой посвящена данная статья, является создание новых интеллектуальных технологий и средств мониторинга технического состояния объектов железнодорожного

пути, позволяющих путем анализа вибрационных зашумленных сигналов выявлять его предотказные состояния в режиме реального времени без ограничений по скорости движения поездов.

В связи с вышесказанным для мониторинга начала изменения технического состояния мостов, туннелей и других конструкций железнодорожного пути во время передвижения подвижного состава в реальном масштабе времени требуется создание технологий формирования и анализа эквивалентных полезных вибросигналов  $X^e(i\Delta t)$  и эквивалентных помех  $\varepsilon^e(i\Delta t)$ , позволяющих получить результаты, аналогичные результатам реальных полезных вибросигналов  $X(i\Delta t)$  и шумов  $\varepsilon(i\Delta t)$ , т.е. требуется обеспечение равенств:

$$\begin{split} D_{X} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X^{2} (i\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X^{e^{2}} (i\Delta t) = D_{x}^{e}; \\ D_{\varepsilon} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{2} (i\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e^{2}} (i\Delta t) = D_{\varepsilon}^{e}; \\ R_{XX} (\mu\Delta t) &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X (i\Delta t) X ((i+\mu)\Delta t) \approx \\ \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X^{e} (i\Delta t) X^{e} ((i+\mu)\Delta t) \approx R_{x^{e}x^{e}}^{e} (\mu\Delta t); \\ R_{\varepsilon\varepsilon} (\mu\Delta t) &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon (i\Delta t) \varepsilon ((i+\mu)\Delta t) \approx \\ \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} (i\Delta t) \varepsilon^{e} ((i+\mu)\Delta t) \approx R_{\varepsilon^{e}\varepsilon^{e}}^{e} (\mu\Delta t); \\ R_{X\varepsilon} (\mu\Delta t) &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X (i\Delta t) \varepsilon ((i+\mu)\Delta t) \approx \\ \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X^{e} (i\Delta t) \varepsilon^{e} ((i+\mu)\Delta t) \approx R_{x^{e}\varepsilon^{e}}^{e} (\mu\Delta t); \\ R_{X\varepsilon} (\mu\Delta t) &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X (i\Delta t) \varepsilon ((i+\mu)\Delta t) \approx \\ \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X^{e} (i\Delta t) \varepsilon^{e} ((i+\mu)\Delta t) \approx R_{x^{e}\varepsilon^{e}}^{e} (\mu\Delta t); \\ a_{n_{X}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \cos n\omega_{j} X (i\Delta t) \approx \\ \approx a_{n_{X}}^{e} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{j} X^{e} (i\Delta t) = a_{n_{X}}^{e}; \\ b_{n_{X}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{j} X^{e} (i\Delta t) = b_{n_{X}}^{e}; \\ a_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \cos n\omega_{j} \varepsilon (i\Delta t) \approx \\ \approx a_{n_{\varepsilon}}^{e} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \cos n\omega_{j} \varepsilon (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ b_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{j} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ b_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{j} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ b_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{j} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = a_{n_{\varepsilon}}^{e}; \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = b_{n_{\varepsilon}}^{e}. \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = b_{n_{\varepsilon}}^{e}. \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = b_{n_{\varepsilon}}^{e}. \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = b_{n_{\varepsilon}}^{e}. \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \sin n\omega_{i} \varepsilon^{e} (i\Delta t) = b_{n_{\varepsilon}}^{e}. \\ c_{n_{\varepsilon}} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \cos n\omega_{i} \varepsilon^$$

где  $X(i\Delta t)$  и  $X^e(i\Delta t)$  — полезный вибросигнал и эквивалентный полезный вибросигнал;  $\varepsilon(i\Delta t)$ и  $\varepsilon^e(i\Delta t)$  — помеха вибросигнала и эквивалентная помеха;  $R_{XX}(\mu\Delta t)$ ,  $R_{\varepsilon\varepsilon}(\mu\Delta t)$ ,  $R_{X^eX^e}(\mu\Delta t)$  и  $R_{\varepsilon^e\varepsilon^e}(\mu\Delta t)$  — оценки корреляционных функций полезного сигнала и помехи и эквивалентных корреляционных функций полезных сигналов и эквивалентных помех;  $a_{n_X}$ ,  $b_{n_X}$ ,  $a_{n_\varepsilon}$  и  $b_{n_\varepsilon}$  спектральные характеристики полезных сигналов и помех;  $a_{n_X}^e$ ,  $b_{n_X}^e$ ,  $a_{n_\varepsilon}^e$  — оценки спектральных характеристик эквивалентных полезных сигналов и эквивалентных помех.

### Алгоритмы вычисления оценки дисперсии помехи и корреляционной функции полезного вибросигнала

В работе [1] показано, что дисперсию помехи можно вычислить по формуле

$$\begin{split} D_{\varepsilon} &\approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \left[ g^{2} \left( i \Delta t \right) - 2g \left( i \Delta t \right) g \left( (i+1) \Delta t \right) + \right. \\ &+ g \left( i \Delta t \right) g \left( (i+2) \Delta t \right) \right]. \end{split} \tag{1}$$

Справедливость этого выражения можно проверить путем разложения ее правой части на соответствующие слагаемые:

$$D_{\varepsilon} \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [g(i\Delta t)g(i\Delta t) - D_{\varepsilon} \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [g(i\Delta t)g((i+2)\Delta t)] \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [X(i\Delta t) + \varepsilon(i\Delta t)] [X(i\Delta t) + \varepsilon(i\Delta t)] - \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} 2[X(i\Delta t) + \varepsilon(i\Delta t)] \times [X((i+1)\Delta t) + \varepsilon((i+1)\Delta t)] + \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [X(i\Delta t) + \varepsilon(i\Delta t)] \times [X((i+2)\Delta t) + \varepsilon((i+2)\Delta t)] = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [X(i\Delta t) + \varepsilon((i+2)\Delta t)] = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [X(i\Delta t) - 2R_{\varepsilon X}(\Delta t) - 2R_{\varepsilon \varepsilon}(\Delta t) + R_{\varepsilon \varepsilon}(2\Delta t) +$$

При этом, если выполняются условия стационарности и нормальности закона распределения зашумленных сигналов, то можно считать справедливыми условия [1, 13—15]

$$\begin{cases} R_{X\varepsilon}(0) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X(i\Delta t)\varepsilon(i\Delta t) \neq 0; \\ R_{\varepsilon X}(0) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X(i\Delta t) \neq 0; \\ R_{\varepsilon \varepsilon}(0) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)\varepsilon(i\Delta t) \neq 0; \\ R_{XX}(0) + R_{XX}(2\Delta t) - 2R_{XX}(\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon \varepsilon}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)\varepsilon((i+1)\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon \varepsilon}(2\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)\varepsilon((i+2)\Delta t) \approx 0; \\ R_{X\varepsilon}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X(i\Delta t)\varepsilon((i+1)\Delta t) \approx 0; \\ R_{X\varepsilon}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X(i\Delta t)\varepsilon((i+2)\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon X}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X((i+1)\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon X}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X((i+1)\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon X}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X((i+2)\Delta t) \approx 0. \end{cases}$$

Принимая во внимание соотношения (3), в правой части выражения (2) получим

$$\begin{split} D_{\varepsilon} &= R_{X\varepsilon}(0) + R_{\varepsilon X}(0) + R_{\varepsilon \varepsilon}(0) \approx \\ &\approx 2R_{X\varepsilon}(0) + R_{\varepsilon \varepsilon}(0). \end{split}$$

Таким образом, оценка дисперсии помехи  $D_{\varepsilon}$ , которая вычисляется по формуле (1), представляет собой погрешность оценки корреляционной функции вибросигнала  $R_{gg}(\mu\Delta t)$  при  $\mu = 0$ . Следовательно, оценку  $R_{XX}(0)$  корреляционной функции полезного вибросигнала  $X(i\Delta t)$ , зашумленного помехой  $\varepsilon(i\Delta t)$ , можно вычислить по формуле

$$R_{XX}(0) = R_{gg}(0) - D_{\varepsilon} =$$
$$= R_{gg}(0) - [R_{\varepsilon\varepsilon}(0) + 2R_{X\varepsilon}(0)].$$

В работе [1] показано, что погрешность оценки  $R_{gg}(\mu\Delta t)$  при  $\mu \neq 0$  представляет собой оценку взаимно корреляционной функции  $R_{\chi_{\varepsilon}}(\mu\Delta t)$ между полезным вибросигналом  $X(i\Delta t)$  и помехой  $\varepsilon(i\Delta t)$ . Поэтому для этого случая оценку корреляционной функции  $R_{\chi\chi}(\mu\Delta t)$  полезного вибросигнала  $X(i\Delta t)$  при  $\mu \neq 0$  можно представить в виде

$$\boldsymbol{R}_{XX}\left(\mu\Delta t\right) = \boldsymbol{R}_{gg}\left(\mu\Delta t\right) - 2\boldsymbol{R}_{X\varepsilon}\left(\mu\Delta t\right)$$

Следовательно, для уменьшения погрешности корреляционного анализа зашумленных вибросигналов при  $\mu \neq 0$  необходимо вычисление оценки  $R_{X_{\rm E}}(\mu \Delta t)$ .

При этом формулу вычисления взаимно корреляционной функции между  $X(i\Delta t)$  и  $\varepsilon(i\Delta t)$  при  $\mu = 1$  можно представить в виде

$$\begin{aligned} R'_{X\varepsilon}(\Delta t) &\approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \left[ g\left(i\Delta t\right) g\left((i+1)\Delta t\right) - 2g\left(i\Delta t\right) g\left((i+2)\Delta t\right) + g\left(i\Delta t\right) g\left((i+3)\Delta t\right) \right] \end{aligned}$$

При разложении правой части этого равенства получим:

$$\begin{split} &\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} \left[g\left(i\Delta t\right)g\left((i+1)\Delta t\right)\right] - \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} 2\left[g\left(i\Delta t\right)g\left((i+2)\Delta t\right)\right] + \\ &+ \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} \left[g\left(i\Delta t\right)g\left((i+3)\Delta t\right)\right] \approx \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} \left[X\left(i\Delta t\right) + \varepsilon\left(i\Delta t\right)\right] \times \\ &\times \left[X\left((i+1)\Delta t\right) + \varepsilon\left((i+1)\Delta t\right)\right] - \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} 2\left[X\left(i\Delta t\right) + \varepsilon\left(i\Delta t\right)\right] \times \\ &\times \left[X\left((i+2)\Delta t\right) + \varepsilon\left((i+2)\Delta t\right)\right] + \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} \left[X\left(i\Delta t\right) + \varepsilon\left(i\Delta t\right)\right] \times \\ &\times \left[X\left((i+2)\Delta t\right) + \varepsilon\left((i+2)\Delta t\right)\right] + \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} \left[X\left(i\Delta t\right) + \varepsilon\left(i\Delta t\right)\right] \times \\ &\times \left[X\left((i+3)\Delta t\right) + \varepsilon\left((i+3)\Delta t\right)\right] \approx \\ &\approx R_{XX}\left(\Delta t\right) + R_{X\varepsilon}\left(\Delta t\right) + R_{\varepsilon X}\left(\Delta t\right) + \\ &+ R_{\varepsilon\varepsilon}\left(\Delta t\right) - 2R_{XX}\left(2\Delta t\right) - 2R_{X\varepsilon}\left(2\Delta t\right) - \\ &- 2R_{\varepsilon X}\left(2\Delta t\right) - 2R_{\varepsilon\varepsilon}\left(2\Delta t\right) + R_{\varepsilon X}\left(3\Delta t\right) + \\ &+ R_{X\varepsilon}\left(3\Delta t\right) + R_{\varepsilon X}\left(3\Delta t\right) + R_{\varepsilon\varepsilon}\left(3\Delta t\right). \end{split}$$

При выполнении условий стационарности и нормальности закона распределения зашумленных вибросигналов, а также при наличии корреляции между  $X(i\Delta t)$  и  $\varepsilon((i + 1)\Delta t)$ , допуская справедливость отношений [1]

$$\begin{cases} R_{X\varepsilon}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X(i\Delta t)\varepsilon((i+1)\Delta t) \neq 0; \\ R_{X\varepsilon}(\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X((i+1)\Delta t) \neq 0; \\ R_{XX}(\Delta t) + R_{XX}(3\Delta t) - 2R_{XX}(2\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon\varepsilon}(\Delta t) \approx 0, R_{\varepsilon\varepsilon}(2\Delta t) \approx 0, R_{\varepsilon\varepsilon}(3\Delta t) \approx 0; \\ R_{X\varepsilon}(2\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X(i\Delta t)\varepsilon((i+2)\Delta t) \approx 0; \\ R_{X\varepsilon}(3\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X((i+3)\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon X}(2\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X((i+2)\Delta t) \approx 0; \\ R_{\varepsilon X}(3\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t)X((i+3)\Delta t) \approx 0; \end{cases}$$

получим

$$R'_{X\varepsilon}(\Delta t) \approx R_{X\varepsilon}(\Delta t) + R_{\varepsilon X}(\Delta t) \approx 2R_{X\varepsilon}(\Delta t).$$

Следовательно, оценку взаимно корреляционной функции  $R_{X\varepsilon}(\Delta t)$  между полезным сигналом  $X(i\Delta t)$  и помехой  $\varepsilon(i\Delta t)$  при  $\mu = 1$  можно вычислить следующим образом:

$$\begin{split} R_{X_{\varepsilon}}(\Delta t) &\approx \frac{R'_{X_{\varepsilon}}(\Delta t)}{2} \approx \frac{1}{2N} \sum_{i=1}^{N} \left[ g(i\Delta t)g((i+1)\Delta t) - 2g(i\Delta t)g((i+2)\Delta t) + g(i\Delta t)g((i+3)\Delta t) \right] \approx \\ &\approx \frac{1}{2N} \sum_{i=1}^{N} \left[ g(i\Delta t)g((i+1)\Delta t) - 2g(i\Delta t)g((i+2)\Delta t) + g(i\Delta t)g((i+3)\Delta t) \right]. \end{split}$$

Понятно, что оценки  $R_{X_{\varepsilon}}(2\Delta t)$ ,  $R_{X_{\varepsilon}}(3\Delta t)$ ,... при наличии корреляции между  $X(i\Delta t)$  и  $\varepsilon(i\Delta t)$  при  $\mu = 2, 3, ...$  также можно вычислить аналогичным образом. Следовательно, при различных временных сдвигах  $\mu\Delta t$ ,  $\mu = 1, 2, 3, ...,$  оценки  $R_{X_{\varepsilon}}(\mu\Delta t)$  можно вычислить с помощью аналогичного выражения, т. е.

$$R_{X_{\varepsilon}}(\mu\Delta t) \approx \frac{1}{2N} \sum_{i=1}^{N} [g(i\Delta t)g((i + (\mu + 1))\Delta t) - -2g(i\Delta t)g((i + (\mu + 1))\Delta t) + (4) + g(i\Delta t)g((i + (\mu + 2))\Delta t)].$$

Таким образом, наличие алгоритмов и технологий вычисления оценок дисперсии помехи  $D_{\varepsilon}$  и взаимно корреляционной функции между полезным сигналом и помехой  $R_{X\varepsilon}(\mu \Delta t)$  зашумленных вибросигналов  $g(i\Delta t)$  открывает возможность для вычисления оценки корреляционной функции полезного вибросигнала  $X(i\Delta t)$ , зашумленного помехой  $\varepsilon(i\Delta t)$ , по формуле

$$\begin{split} R_{XX}(\mu\Delta t) \approx \\ \approx \begin{cases} R_{gg}(0) - [2R_{X\varepsilon}(0) + R_{\varepsilon\varepsilon}(0)] & \text{при } \mu = 0, \\ R_{gg}(\mu\Delta t) - 2R_{X\varepsilon}(\mu\Delta t) & \text{при } \mu \neq 0, \end{cases} \end{split}$$

где оценки  $R_{\varepsilon\varepsilon}(0)$  и  $R_{X\varepsilon}(\mu\Delta t)$  вычисляются по выражениям (1) и (4).

#### Алгоритмы анализа зашумленных вибросигналов с помощью эквивалентных отсчетов их помех и полезных сигналов

Проведенные исследования показали, что техническое состояние железнодорожных объектов можно контролировать путем анализа зашумленных вибросигналов с помощью технологии вычисления эквивалентных отсчетов их помехи  $\varepsilon^e(i\Delta t)$  [1, 13—15]. Для этой цели сначала рассмотрим возможность вычисления приближенных величин, не поддающихся непосредственному измерению отсчетов помехи  $\varepsilon(i\Delta t)$  зашумленных вибросигналов  $g(i\Delta t)$ . Анализ возможных вариантов решения этой задачи показал [1, 13—15], что с использованием технологии вычисления оценки дисперсии помехи  $D_{\varepsilon}$  по выражению (1) вместо не поддающихся измерению отсчетов по-

мехи  $\varepsilon(i\Delta t)$  можно вычислить их приближенные эквивалентные величины  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$ . Для этой цели формулу (1) представим в виде

1 M

$$D_{\varepsilon} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{2}(i\Delta t) \approx$$
$$\approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} g(i\Delta t) [g(i\Delta t) + g((i+2)\Delta t) - 2g(i+1)\Delta t].$$

Благодаря этому, используя обозначения

$$\varepsilon'(i\Delta t) = g(i\Delta t)[g(i\Delta t) + g((i+2)\Delta t) - 2g((i+1)\Delta t)];$$
  
sgn  $\varepsilon'(i\Delta t) = \begin{cases} +1, \text{если } \varepsilon(i\Delta t) > 0, \\ 0, \text{если } \varepsilon'(i\Delta t) = 0, \\ -1, \text{если } \varepsilon'(i\Delta t) < 0, \end{cases}$ 

формулу вычисления эквивалентных величин отсчетов помехи  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$  можно представить в следующем виде:

$$\varepsilon(i\Delta t) \approx \varepsilon^{e}(i\Delta t) = \operatorname{sgn} \varepsilon'(i\Delta t) \times \times \sqrt{\left|g(i\Delta t)\left[g(i\Delta t) + g((i+2)\Delta t) - 2g((i+1)\Delta t\right]\right|} = (5)$$
$$= \operatorname{sgn} \varepsilon'(i\Delta t) \sqrt{\left|\varepsilon'(i\Delta t)\right|}.$$

При этом, допуская справедливость выражения [1]

$$D_{\varepsilon} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{2}(i\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e^{2}}(i\Delta t) =$$

$$= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} |g(i\Delta t)[g(i\Delta t) + g((i+2)\Delta t) - 2g((i+1)\Delta t)]|,$$
(6)

формулу вычисления среднего значения  $\overline{\epsilon}(i\Delta t)$ отсчетов помехи  $\epsilon(i\Delta t)$  можно свести к вычислению среднего значения эквивалентных отчетов помехи  $\epsilon^e(i\Delta t)$ , т.е.

$$\overline{\varepsilon}(i\Delta t) \approx \overline{\varepsilon}^{e}(i\Delta t) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e}(i\Delta t) \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon(i\Delta t).$$

Многочисленные вычислительные эксперименты показали, что несмотря на возможные отклонения приближенных величин эквивалентных отсчетов  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$  от их истинных значений  $\varepsilon(i\Delta t)$  на величину  $\Delta\varepsilon(i\Delta t) = \varepsilon^{e}(i\Delta t) - \varepsilon(i\Delta t)$ , между их оценками имеют место приближенные равенства:

$$P\left\{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon^{e^{2}}(i\Delta t) > \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon^{2}(i\Delta t)\right\} \approx$$

$$\approx P\left\{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon^{e^{2}}(i\Delta t) < \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon^{2}(i\Delta t)\right\} = 1;$$

$$P\left\{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon^{e}(i\Delta t) > \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon(i\Delta t)\right\} \approx$$

$$\approx P\left\{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon^{e}(i\Delta t) < \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\varepsilon(i\Delta t)\right\} = 1.$$
(7)

Как равенства (5)—(7), так и проведенные экспериментальные исследования показали, что с помощью эквивалентных отсчетов помехи  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$  можно получить результаты, идентичные результатам анализа тех же вибросигналов с известными реальными отсчетами помехи  $\varepsilon(i\Delta t)$ . Для этого по формуле

$$\begin{aligned} X^{e}(i\Delta t) &\approx g(i\Delta t) - \varepsilon^{e}(i\Delta t) \approx \\ &\approx g(i\Delta t) - \varepsilon(i\Delta t) = X(i\Delta t) \end{aligned} \tag{8}$$

вычисляются эквивалентные отсчеты  $X^e(i\Delta t)$  полезного вибросигнала  $X(i\Delta t)$ .

При этом также появляется возможность путем выделения эквивалентных отсчетов помехи  $\varepsilon^e(i\Delta t)$  из зашумленного вибросигнала  $g(i\Delta t)$  по полученным эквивалентным значениям отчетов полезного сигнала  $X^e(i\Delta t) = g(i\Delta t) - \varepsilon^e(i\Delta t)$ вычислить оценки  $R^e_{\chi\chi}(\mu\Delta t)$  и  $R^e_{\chi\chi}(0)$ , эквивалентные оценкам корреляционных функций полезного вибросигнала  $R_{\chi\chi}(\mu\Delta t)$ , т.е.:

$$\begin{split} R_{XX}(\mu\Delta t) \approx \\ \approx \begin{cases} \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}X^{e}(i\Delta t)X^{e}(i\Delta t) & \text{при } \mu = 0, \\ \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}X^{e}(i\Delta t)X^{e}((i+\varepsilon)\Delta t) & \text{при } \mu \neq 0. \end{cases} \end{split}$$

Очевидно, что располагая эквивалентными отсчетами помехи  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$  и полезного сигнала  $X^{e}(i\Delta t)$ , можно вычислить оценки взаимно корреляционной функции между полезным вибросигналом  $X(i\Delta t)$  и помехой  $\varepsilon(i\Delta t)$  по выражению

$$\begin{split} R_{X\varepsilon}(\mu\Delta t) &\approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X(i\Delta t) \varepsilon((i+\mu)\Delta t) \approx \\ &\approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X^{e}(i\Delta t) \varepsilon^{e}((i+\mu)\Delta t). \end{split}$$

При этом исследования также показали, что несмотря на определенные погрешности отсчетов  $X^e(i\Delta t)$  по сравнению с отчетами полезных сигналов  $X(i\Delta t)$ , при достаточной длительности времени наблюдения *T* выполняется равенство (7). Благодаря этому, достигаются приближенные равенства

$$\begin{split} R_{XX}(\mu\Delta t) &\approx R_{X^eX^e}(\mu\Delta t), \\ R_{X\varepsilon}(\mu\Delta t) &\approx R_{X^e\varepsilon^e}(\mu\Delta t), \end{split}$$

которые показывают, что по выражениям (5)— (8), используя эквивалентные отсчеты помехи  $\varepsilon^e(i\Delta t)$  и полезного сигнала  $X^e(i\Delta t)$ , можно найти эквивалентные оценки корреляционных функций полезного сигнала  $R_{X^e X^e}(\mu\Delta t)$  и взаимно корреляционной функции между полезным сигналом и помехой  $R_{X^e \varepsilon^e}(\mu\Delta t)$ , позволяющие решить задачу мониторинга начала изменения технического состояния пути.

#### Спектральная технология Noise-контроля начала изменения технического состояния железнодорожных объектов

Как уже было указано выше, начало изменений и динамика развития изменений технического состояния железнодорожного полотна сопровождаются появлением помехи, коррелированной с полезным сигналом  $X(i\Delta t)$ . В результате формируется суммарная помеха  $\varepsilon(i\Delta t)$ , которая в скрытом периоде аварийного состояния данного отрезка пути коррелирует с полезным сигналом.

Поэтому при решении задачи контроля начала и динамики развития неисправностей в качестве информативных признаков надлежит также использовать оценки спектральных характеристик суммарной помехи  $\varepsilon(i\Delta t)$ . Анализ возможных вариантов решения этой задачи показал [1, 7—9], что при спектральном контроле технического состояния объектов целесообразно заменить неподающиеся измерению отсчеты помехи их приближенными эквивалентными величинами  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$ .

При этом, принимая во внимание выражения (5)—(8), вычисление среднего значения отсчетов помехи  $\varepsilon(i\Delta t)$  можно свести к вычислению среднего значения эквивалентных отчетов помехи  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$ :

$$\overline{\varepsilon}(i\Delta t) \approx \overline{\varepsilon^{e}}(i\Delta t) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e}(i\Delta t).$$
(9)

Благодаря этому выражение для вычисления оценок спектральных характеристик помехи можно представить в виде

$$\begin{cases} a_{n_{\varepsilon}} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} (i\Delta t) \cos n\omega(i\Delta t), \\ b_{n_{\varepsilon}} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} (i\Delta t) \sin n\omega(i\Delta t). \end{cases}$$
(10)

Таким образом, применение алгоритмов (9) и (10) открывает возможность для регистрации начала скрытого периода неисправностей, так как только в начале аварийного состояния объекта оценки  $a_{n_{\varepsilon}}$  и  $b_{n_{\varepsilon}}$  будут отличаться от эталонных информативных признаков. Благодаря этому применение данных выражений позволит повысить надежность контроля начала скрытого периода изменения технического состояния железнодорожных объектов.

Исследования показали, что динамика развития изменений технического состояния влияет на изменение степени корреляции между отсчетами помехи и полезного сигнала. Это отражается на степени корреляции между полезным сигналом и помехой. Поэтому по результатам спектрального анализа эквивалента  $\varepsilon^{e}(i\Delta t)$  помехи  $\varepsilon(i\Delta t)$  при  $\mu = 1, 2, 3, ..., n, т. е. \varepsilon^{e}((i+1)\Delta t),$  $\varepsilon^{e}((i+2)\Delta t), \varepsilon^{e}((i+3)\Delta t), ..., \varepsilon^{e}((i+n)\Delta t),$ можно контролировать динамику развития аварий по выражениям

$$\begin{cases} a_{1\varepsilon}^{*} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} \left( (i+1)\Delta t \right) \cos n\omega(i\Delta t); \\ b_{1\varepsilon}^{*} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} \left( (i+1)\Delta t \right) \sin n\omega(i\Delta t); \\ a_{2\varepsilon}^{*} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} \left( (i+2)\Delta t \right) \cos n\omega(i\Delta t); \\ b_{2\varepsilon}^{*} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} \left( (i+2)\Delta t \right) \sin n\omega(i\Delta t); \\ \dots \\ a_{n\varepsilon}^{*} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} \left( (i+n)\Delta t \right) \cos n\omega(i\Delta t); \\ b_{n\varepsilon}^{*} \approx \frac{2}{N} \sum_{i=1}^{N} \varepsilon^{e} \left( (i+n)\Delta t \right) \sin n\omega(i\Delta t). \end{cases}$$

При этом формула формирования эквивалентной помехи при  $\mu = 1$  имеет вид

$$\varepsilon^{e} \left( (i+1)\Delta t \right) = \operatorname{sgn} \varepsilon' \left( i\Delta t \right) \times$$
$$\times \sqrt{g \left( i\Delta t \right) \left[ g \left( (i+1)\Delta t \right) + g \left( (i+3)\Delta t \right) - 2g \left( (i+2)\Delta t \right) \right]},$$
rge

$$sgn \varepsilon (I\Delta t) \approx$$

$$\approx \sqrt{g(i\Delta t) [g((i+1)\Delta t) + g((i+3)\Delta t) - 2g((i+2)\Delta t)]]}.$$
Это выражение при  $\mu = 2$  будет иметь вид:  
 $\varepsilon^{e} ((i+2)\Delta t) = sgn \varepsilon' (i\Delta t) \times$ 
 $\times \sqrt{g(i\Delta t) [g((i+2)\Delta t) + 2g((i+4)\Delta t) - 2g((i+3)\Delta t)]]}.$ 

При  $\mu = n$  данное выражение можно записать в обобщенном виде:

 $\varepsilon^{e} ((i+n)\Delta t) = \operatorname{sgn} \varepsilon' (i\Delta t) \times \sqrt{g (i\Delta t) \left[ g ((i+n)\Delta t) + 2g ((i+n+2)\Delta t) - 2g ((i+n+1)\Delta t) \right]}.$ 

Если неисправность объекта стабильна, тогда оценки эквивалентной помехи будут повторяться. Однако при наличии динамики развития неисправностей оценки  $a_{1\epsilon}^*, b_{1\epsilon}^*; a_{2\epsilon}^*, b_{2\epsilon}^*; ...; a_{n\epsilon}^*, b_{n\epsilon}^*$ с течением времени будут отличаться друг от друга. В случае высокой динамики развития степени дефекта эти отличия будут значительными.

#### Интеллектуальная система вибрационного Noise-контроля

На рисунке приведена блок-схема системы интеллектуального Noise-контроля начала из-



Интеллектуальная система вибрационного Noise-контроля Intelligent vibration noise control system

менения технического состояния объектов железнодорожного полотна. Система состоит из следующих модулей: 1 — датчик вибрации; 2 — модуль дискретизации и формирования центрированных отсчетов зашумленных вибросигналов  $g(i\Delta t)$ ; 3 — модуль вычисления оценок  $R_{gg}(i\Delta t); 4$  — модуль вычисления эквивалентных отсчетов полезного сигнала  $X(i\Delta t); 5 - модуль$ вычисления оценок эквивалентных корреляционных функций полезного сигнала  $R_{\chi^e\chi^e}(\mu\Delta t)$ и взаимно корреляционной функции между полезным вибросигналом и помехой  $R_{\chi^{e_{s}^{e}}}(\mu\Delta t)$ и спектральных оценок  $a_{nX^e}, b_{nX^e}, a_{n\varepsilon^e}, b_{n\varepsilon^e}$  по-лезного вибросигнала  $X(i\Delta t)$  и помехи  $\varepsilon^e(i\Delta t); 6$  модуль формирования текущих информативных признаков, состоящих из текущих оценок  $R_{X^{e}X^{e}}(\mu\Delta t), R_{X^{e}\varepsilon^{e}}(\mu\Delta t), a_{nX^{e}}, b_{nX^{e}}, a_{n\varepsilon^{e}}, b_{n\varepsilon^{e}};$ 7 — модуль обучения; 8 — модуль формирования множества эталонных информативных признаков; 9 — модуль принятия решения; 10 — модуль формирования информации для сигнализации и дистанционной передачи.

Система Noise-контроля функционирует следующим образом. В начале функционирования устройства начинается процесс обучения системы Noise-контроля, и во время перемещения подвижного состава через мост или туннель в каждом цикле контроля с помощью соответствующих модулей анализируется дискретизированный вибросигнал  $g(i\Delta t)$ , и полученные оценки  $R_{X^{e}X^{e}}(\mu\Delta t), R_{X^{e}\varepsilon^{e}}(\mu\Delta t), D_{\varepsilon^{e}}, a_{n_{X}}, b_{n_{X}}, a_{n_{\varepsilon}}, b_{n_{\varepsilon}}$ запоминаются как информативные признаки. В последующих циклах текущие оценки сравниваются с предыдущими и оставляются только те, которые больше, чем предыдущее максимальные оценки. В результате через некоторое время формируется множество  $W_i^e$ , состоящее из максимальных оценок информативных признаков  $R_{X^eX^e}^{\max}(\mu\Delta t), R_{X^e\varepsilon^e}^{\max}(\mu\Delta t), D_{\varepsilon^e}^{\max}, a_{n_X}, b_{n_X}, a_{n_e}, b_{n_e},$ которые принимаются в качестве эталонных. В следующих циклах этот процесс повторяется и аналогичным образом формирует последующее эталонное множество. Если при этом текущие информативные признаки не превосходят максимальные эталонные признаки, то допускается,

что обучение для объектов данного перегона завершено. При этом в последующих циклах начинается сравнение текущих комбинаций информативных признаков с элементом множества  $W_i^e$ эталонных информативных признаков. В дальнейшем, если текущие информативные признаки не превосходят эталонные, тогда считается, что техническое состояние объекта не изменилось. В случае, когда текущие информативные признаки больше эталонных, допускается, что имеет место начало скрытого периода изменения технического состояния контролируемого объекта пути. При этом в модуле 10 формируется информация для сигнализации о целесообразности контроля технического состояния данного объекта пути с применением традиционных методов и технологий. В случае, когда изменение не обнаружено, то возможно также формирование и передача информации о благополучном состояние объектов пути данного перегона.

#### Заключение

Современные методы, технологии и технические средства обеспечивают надежный контроль исправности технических объектов всех перегонов пути через определенный промежуток времени. При этом для сейсмоактивных регионов гарантировать безопасность пути невозможно. В связи с этим очевидно, что для решения проблемы безопасности необходимо осуществить непрерывный мониторинг начала перехода в аварийные состояния всех технических объектов на всех перегонах пути с помощью простых и недорогих технических средств. В данной работе рассматривается один из возможных вариантов решения этой проблемы. При этом для формирования соответствующих множеств информативных признаков путем анализа вибрационных сигналов применение традиционных корреляционного, спектрального и других технологий анализа оказалось неэффективным. Это связано с тем, что в этих случаях в результате влияния помехи вибросигналов возникают большие погрешности, которые снижают адекватность результатов контроля пути. Для устранения этой трудности в работе используются технологии раздельного анализа полезного вибросигнала, помехи вибросигнала и взаимосвязи между ними. В работе предлагается один из возможных вариантов интеллектуальных технических средств Noise-контроля, который может легко реализоваться во всех технических объектах пути. При этом помеха используется как носитель диагностической информации, с помощью которой формируется множество информативных признаков для идентификации технического состояния объектов контроля в реальном масштабе времени.

#### Список литературы

1. Aliev T. Noise control of the beginning and development dynamics of accidents. Springer, 2019, 201 p.

2. Vagnoli M., Remenyte-Prescott R., Andrews J. Railway bridge structural health monitoring and fault detection: State-of-the-art methods and future challenges // Structural Health Monitoring. 2017. Vol. 17, Iss. 4. P. 971–1007.

3. Zhang C., Ni Y., Zhou L., Wang C. A new railway tunnel deformation monitoring system using FBG bending gauges // The 2017 World Congress on Advances in Structural Engineering and Mechanics (ASEM17), Seoul, Korea, 28 August – 1 September 2017.

4. Кошкин Г. Г. Методы и средства диагностики земляного полотна. М.: Издательство МИИТ, 2004. 213 с.

5. Михалкин И. К., Симаков О. Б., Седелкин Ю. А., Атапин В. В. Новые подходы к мониторингу железнодорожного пути // Тр. IV Междунар. партнерской конф. "Современный подвижной состав: приоритеты, инновации, перспективы", Ялта, Украина. 2013. С. 77.

6. Осадчий Г. В., Лыков А. А. Система диагностики и удаленного мониторинга состояния железнодорожного пути // Открытое образование. 2011. № 2. С. 221–224.

7. Vagnoli M., Remenyte-Prescott R., Andrews J. Railway bridge structural health monitoring and fault detection: State-of-the-art methods and future challenges // Structural Health Monitoring. 2018. Vol. 17(4). P. 971–1007.

8. Zhang C., Ni Y., Zhou L., Wang C. A new railway tunnel deformation monitoring system using FBG bending gauges // The 2017 World Congress on Advances in Structural Engineering and Mechanics (ASEM17). Seoul, 2017.

9. Stoyanovich G. M., Pupatenko V. V., Maleev D. Y., Zmeev K. V. Solution of the Problem of Providing Railway Track Stability in Joint Sections Between Railroad Facilities and Subgrade // Procedia Engineering. 2017. Vol. 189. P. 587–592.

10. Vinberg E. M., Martin M., Firdaus A., Tang Y., Qazizadeh A. Railway Applications of Condition Monitoring. Stockholm: KTH Royal Institute of Technology, 2018. 47 p.

11. Ngigi R. W., Pislaru C., Ball A. D., Gu F. Modern techniques for condition moni-toring of railway vehicle dynamics // Journal of Physics: Conference Series. 2012. Vol. 364(1).

12. **Kostrzewski M.** Analysis of selected vibroacoustic signals recorded on EMU ve-hicle running on chosen routes under supervised operating conditions // Vibroengi-neering PROCEDIA. 2017. Vol. 13. P. 153–158.

13. Aliev T., Babayev T., Alizada T., Rzayeva N. Noise control of the beginning and development dynamics of faults in the running gear of the rolling stock // Transport Problems. 2019. Vol. 9, N. 10. P. 87–95.

14. Aliev T., Ahmedov H., Babayev T., Alizada T., Manafov E., Zohrabov N., Mammadova A. Using fuzzy set theory and noise analysis technologies to enhance validity and reliability of control of the condition of the running gear of rolling stock // 5rd International Polish-Georgian Scientific-Technical Conference "TRANSPORT BRIDGE EUROPE-ASIA". Kutaisi, Georgia, 15—18 October 2019.

15. Aliev T. A., Babayev T., Alizada T., Rzayeva N. Possibilities of Application of Noise Technology in Railroad Operation Safety Systems in Seismically Active Regions // XI International Scientific Conference "Transport Problems 2019", Katowice. Poland, 26–28 June 2019.

### A System for Noise Control of the Technical Condition of Railroad Bridges and Tunnels in Seismically Active Regions

T. A. Aliev, director@cyber.az, T. A. Babayev, tbabayev@bk.ru, T. A. Alizada, tahiralizada@gmail.com, Institute of Control Systems of Azerbaijan National Academy of Sciences, Baku, AZ1141, Azerbaijan,

N. E. Rzayeva, nikanell@gmail.com, Azerbaijan University of Architecture and Construction, Baku, AZ1073, Azerbaijan, E. E. Alibayli, elnur.alibayli@gmail.com, Special Design Bureau "Kibernetika", Baku, AZ1141, Azerbaijan

Corresponding author: Alizada Tahir A., Ph.D., Head of laboratory, Institute of Control Systems of ANAS, AZ1141, Baku, Azerbaijan, e-mail: tahiralizada@gmail.com

Accepted on December 08, 2020

#### Abstract

The authors analyze the technical condition of objects of railroad communications with modern bridges, tunnels, stations, overpasses, crossings and power installations. It is noted that, based on the specific features of such objects, control of their technical condition in most cases is carried out at certain intervals. At the same time, existing continuous control systems do not always adequately assess the technical condition of rail infrastructure objects due to the presence of additional noises in the processed signals at the time when a malfunction occurs. In this regard, one of the possible options is proposed for "continuous" monitoring of the beginning of changes in the technical condition of railroad tracks by means of noise technologies. It is pointed out that when the technical condition of rail infrastructure changes, vibration signals caused by the impact of rolling stock contain noises in addition to the useful component. The use of correlation and spectral analysis technologies, as well as other traditional methods does not allow ensuring the adequacy of the control results, due to the influence of the noise on useful vibration signals. Therefore, technologies are proposed for split analysis of the useful signal and the noise received from vibration, as well as for forming informative attributes of identification of the technical condition of rail infrastructure. In this case, the estimates of the characteristics of the useful signal and the noise are used as the main carrier of diagnostic information. Due to the simplicity and reliability of the developed theoretical algorithms, the implementation of the technical equipment and its installation in all objects of the railroad track present no particular difficulties. At the same time, the implementation of the Noise system will ensure real-time control of the beginning of changes in the technical condition of railroad tracks during the movement of the rolling stock. This, in turn, will allow timely detection of malfunctions, significantly enhancing the safety of passenger and cargo rail transportation.

Keywords: object, vibration, noise, signal, monitoring, Noise control, intelligent systems

For citation:

Aliev T. A., Babayev T. A., Alizada T. A., Rzayeva N. E., Alibayli E. E. A System for Noise Control of the Technical Condition of Railroad Bridges and Tunnels in Seismically Active Regions, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 5, pp. 237–245.

DOI: 10.17587/mau.22.237-245

#### References

1. Aliev T. Noise control of the beginning and development dynamics of accidents, Springer, 2019, 201 p.

2. Vagnoli M., Remenyte-Prescott R., Andrews J. Railway bridge structural health monitoring and fault detection: State-of-the-art methods and future challenges, *Structural Health Monitoring*, 2017, vol. 17, no. 4, pp. 971–1007.

3. Zhang C., Ni Y., Zhou L., Wang C. A new railway tunnel deformation monitoring system using FBG bending gauges. *The 2017 World Congress on Advances in Structural Engineering and Mechanics (ASEM17), Seoul, Korea,* 28 August – 1 September 2017.

4. **Koshkin G. G.** Methods and tools for diagnostics of roadbed, Moscow, Publishing house of MIIT, 2004, 213 p. (in Russian).

5. Mikhalkin I. K., Simakov O. B., Sedelkin Yu. A., Atapin V. V. New approaches to the monitoring of railroad tracks, *Trudy IV Mezhdunarodnoy Partnerskoy Konferentsii "Sovremennyy Podvizhnoy Sostav: Prioritety, Innovatsii, Perspektivy", Yalta, Ukraine*, 2013, p. 77 (in Russian).

6. **Osadchiy G. V., Lykov A. A.** System for diagnostics and remote monitoring of the state of the railroad tracks, *Otkrytoye Obrazovaniye*, 2011, no. 2, pp. 221–224 (in Russian).

7. Vagnoli M., Remenyte-Prescott R., Andrews J. Railway bridge structural health monitoring and fault detection: State-of-the-art methods and future challenges. *Structural Health Monitor-ing*, 2018, vol. 17(4), pp. 971–1007.

8. Zhang C., Ni Y., Zhou L., Wang C. A new railway tunnel deformation monitoring system using FBG bending gauges, *In:* 

The 2017 World Congress on Advances in Structural Engineering and Mechanics (ASEM17), Seoul, 2017.

9. Stoyanovich G. M., Pupatenko V. V., Maleev D. Y., Zmeev K. V. Solution of the Problem of Providing Railway Track Stability in Joint Sections Between Railroad Facilities and Subgrade, *Procedia Engineering*, 2017, vol. 189, pp. 587–592.

10. Vinberg E. M., Martin M., Firdaus A., Tang Y., Qazizadeh A. Railway Applications of Condition Monitoring, Stockholm: KTH Royal Institute of Technology, 2018, 47 p.

KTH Royal Institute of Technology, 2018, 47 p. 11. Ngigi R. W., Pislaru C., Ball A. D., Gu F. Modern techniques for condition monitoring of railway vehicle dynamics, *Journal of Physics: Conference Series*, 2012, vol. 364(1).

12. **Kostrzewski M.** Analysis of selected vibroacoustic signals recorded on EMU vehicle running on chosen routes under supervised operating conditions, *Vibroengineering PROCEDIA*, 2017, vol. 13, pp. 153–158.

13. Aliev T., Babayev T., Alizada T., Rzayeva N. Noise control of the beginning and development dynamics of faults in the running gear of the rolling stock, *Transport Problems*, 2019, vol. 9, no. 10. pp. 87–95.

14. Aliev T., Ahmedov H., Babayev T., Alizada T., Manafov E., Zohrabov N., Mammadova A. Using fuzzy set theory and noise analysis technologies to enhance validity and reliability of control of the condition of the running gear of rolling stock, *5rd International Polish-Georgian Scientific-Technical Conference "TRANSPORT BRIDGE EUROPE-ASIA", Kutaisi, Georgia*, 15–18 October 2019. 15. Aliev T. A., Babayev T., Alizada T., Rzayeva N. Possibilities of

15. Aliev T. A., Babayev T., Alizada T., Rzayeva N. Possibilities of Application of Noise Technology in Railroad Operation Safety Systems in Seismically Active Regions, *XI International Scientific Conference "Transport Problems 2019", Katowice, Poland*, 26–28 June 2019.

# РОБОТЫ, МЕХАТРОНИКА И РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

DOI: 10.17587/mau.22.246-253

**N. A. Buzlov,** nikita\_buzlov@outlook.com, Bauman Moscow Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

> Corresponding author: Buzlov Nikita A., Postgraduate, Bauman Moscow Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation, e-mail: nikita\_buzlov@outlook.com

> > Accepted on February 08, 2021

## Scan Matching for Navigation of a Mobile Robot in Semi-Structured Terrain Conditions

#### Abstract

To ensure unmanned autonomous movement of ground robotic means, it is required to accurately determine the position and orientation of the robot. The present study is related to the estimation of coordinates by comparing the scans of a laser scanning rangefinder in conditions of semi-structed infrastructure and the absence of a global satellite communications signal. The existing methods of comparing scans have significant drawbacks in the conditions of movement over a semi-structured terrain, associated both with the processing time of data from the laser scanning rangefinder, and with the quality of the results obtained. The scan is preliminarily placed in a map consisting of cells. Each cell of around point scan is described by forces represented by the laws of physics or probability theory. In the cells of the map, we take into account the mutual influence of all forces from each point of the scan and thus we obtain the resulting artificial potential field of the scan. The position of the robot is estimated by the change in the number of acting forces of one scan per points of the next scan taking into account their direction. We estimate the orientation of the robot based on the sum of the vector products of the forces and distances to the given forces acting on the points of the next scan. This method allows you to calculate the displacement of the robot between scans regardless of road conditions and terrain. This article presents the results of an experimental verification of the method on a mock-up of a mobile robot equipped with a Velodyne HDL-32 LIDAR. We indicate the operating conditions of the method for a given LIDAR, as well as the time spent on calculating the bias estimate. Given the peculiarities of the LIDAR, we present a method for eliminating the Doppler Effect (distortion) for the original point cloud. A comparative analysis of the developed method for integrating wheel odometry data, inertial and satellite navigation using the Extended Kalman Filter shows the applicability of this method to assess the position and orientation of the robot in conditions of its movement over rough terrain.

**Keywords:** visual odometry, localization in semi-structured environments, localization in non-deterministic environments, method of scan registration, normal distribution, sequential comparison of scans, scan registration in space, measurement of the path, Doppler effect, LIDAR distortion

#### For citation:

Buzlov N. A. Scan Matching for Navigation of a Mobile Robot in Semi-Structured Terrain Conditions, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie,* 2021, vol. 22, no. 5, pp. 246–253.

DOI: 10.17587/mau.22.246-253

УДК 004.896:535.8

DOI: 10.17587/mau.22.246-253

#### H. A. Бузлов, аспирант, nikita\_buzlov@outlook.com,

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

### Последовательное сравнение сканов для навигации мобильного робота в условиях слабоструктурированной местности

Для обеспечения беспилотного автономного движения наземных робототехнических средств требуется точно определять положение и ориентацию робота. Настоящее исследование связано с оценкой координат с помощью сопоставления сканов лазерного сканирующего дальномера в условиях слабоструктурированной местности и отсутствия сигнала глобальной спутниковой связи. Существующие методы сопоставления сканов имеют существенные недостатки в условиях движения по слабоструктурированной местности, связанные как со временем обработки данных от лазерного сканирующего дальномера, так и с качеством получаемых результатов. Предложенный метод основан на использовании искусственного потенциального поля фиксированного размера, создаваемого для каждой точки скана. Для простоты описания весь скан предварительно помещается в карту, состоящую из ячеек. При этом описываемые силы потенциального поля могут быть представлены законами, относящимися как к физике мира, так и к теории вероятностей. В ячейках карты происходит учет взаимовлияния всех сил от каждой точки скана, и, таким образом, получается итоговое искусственное потенциальное поле скана. Положение робота оценивается по изменению числа действующих сил одного скана на точки смежного скана с учетом их направления. Оценка ориентации осуществляется на основании суммы векторных моментов сил, действующих на точки смежного скана. Такой способ позволяет быстро оценивать смещение робота между сканами вне зависимости от условий движения и характера местности. В статье приведены результаты компьютерной апробации метода на данных, полученных от 3D-лидара Velodyne HDL-32 и обозначены условия работы метода для данного лидара, а также время, затрачиваемое на расчет оценки смещения. Ввиду особенности лидара при движении робота приводится способ устранения эффекта Доплера (дисторсии) для исходного облака точек. Проведенный сравнительный анализ разработанного метода по отношению к способу комплексирования данных от колесной одометрии, блока инерциальной и спутниковой навигации, использующий расширенный фильтр Калмана (Extended Kalman Filter), показывает применимость метода для оценки положения и ориентации робота в условиях его движения по слабоструктурированной местности.

**Ключевые слова:** визуальная одометрия, локализация в слабоструктурированных средах, метод регистрации сканов, нормальное распределение, последовательное сравнение сканов, регистрация сканов в пространстве, измерение пути, эффект Доплера, дисторсия лидара

#### Introduction

The unmanned ground vehicles (UGV) are in development in present by about 150 companies around the world [1]. The most important tasks of autonomous driving control are precise orientation and positioning. In presence of the positioning errors the vehicle cannot build the correct trajectory to reach the route endpoint [2].

Most of the known UGV developers use driving in pedestrian environment in presence of predefined map and global satellite-based positioning system (GPS etc.). However, the known works [4] say that at least in Russia about 10'000 km of roads are considered as dangerous routes for UGVs with weak, imprecise GPS signal. Because of this, the developers usually concentrate on empowering of the onboard computer with algorithms and environment observation techniques designed for semi-structed environments [3].

Usage of laser range scanner (LIDAR) with scan matching techniques allows to significantly improve estimation of UGV's position and orientation. However, for semi-structed (or so called semistructured) environments the special methods are required to decrease the required amount of calculations and/or matching quality. Thus, the task of UGV realtime LIDAR scan matching for semistructured environment should be considered as existing and actualized.

In this paper the sequential realtime scan matching technique is adopted to determine UGV's (also 'robot' here and below) coordinates in the model space of semi-structured environment. The technique was tested on the scans produced by Velodyne HDL-32E LIDAR sensor. As the base for comparison, the extended Kalman filter is used with the data from wheel odometry, inertial navigation unit (IMU) and GPS as input channels.

#### **Target setting**

The target set in this paper is to develop the LIDAR sequential scan matching technique estimating robot's position and orientation while driving inside semi-structed environment without usage of the high-performance computing equipment (such as GPUs). The treatment frequency should not be less than the scanning frequency itself to ensure realtime response.

# Overview of the modern positioning techniques for robots

Wheel odometry and IMU sensory analysis are the traditional techniques of robot/UGV positioning. However, if the UGV is driving autonomously through the semi-structured environment the wheel odometer is vulnerable to the sliding effect and the IMUs are also vulnerable to virtations. These conditions lead to underestimation of the UGV's linear speed, roll/pitch sensory is jittered. The precision can also be improved using SLAM matching the current position of the robot to the predefined map [5-9] but these techniques require more powerful computing. The additional difficulty here is that the semi-structed environments don't have many unique objects for being matched with the detected ones. The sequential laser scan matching is one of the techniques that allows to perform realtime refinery of the estimated coordinates.

As the most spreading method of sequential laser scan matching the iterative closest point (ICP) method should be considered [11]. The method consists of multiple applications of transmission and rotation (**T** and **R**) transformations to the points of the currently treated scan and then minimizing the sum:

$$E(\mathbf{R},\mathbf{T}) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \left\| \mathbf{x}_{i} - \mathbf{R}\mathbf{p}_{i} - \mathbf{T} \right\|^{2}$$

where  $X = \{\mathbf{x}_i | \mathbf{x}_i \in \mathbb{R}^3, i = 1, 2, ..., N_X\}$  are the point defined in the first scan,  $P = \{\mathbf{p}_j | \mathbf{p}_j \in \mathbb{R}^3, j = 1, 2, ..., N_P\}$  — the point defined in the second scan,  $N = N_X = N_P$ .

Application of ICP in semi-structed environments is not recommended [17]. In the paper [18] indicated that this method works for the scans captured in not more than 0.5 m of distance between and 0.05 rad of angular displacement. For semi-structed environments ICP was tested as it is decribed in [10]. Authors of the paper [10] said that the main disadvantage of ICP in semi-structed environment is absence of possibility to implement realtime response. We suppose that it is conditioned by usage of the multiscan as the initial point cloud in that implementation, it leads to increased amount of calculations.

ICP has many similar methods, closely connected more or less, where in addition the point cloud filtering is implemented [12]. Also the weighted pointbased approaches [13, 14] and double match approach [15] are exist. Especially for weakly structured environment the research [18] is known where Normal Distribution Transform (NDT) [19] method is used. In this method the predefined map should be created from the cells where each cell stores the value of probability density in assumption of normal distribution for the points of the cloud indexed within. Then the minimal value of mutual correlation function should be calculated for map and the scan to determine the displacement. In NDT the cell size is important. If the cell is too large, the detail of the environment would be over filtered influencing precision of localization. In contrary, if the cell is too small the map will become detailed increasing amount of calculations. NDT is difficult for implementation in realtime responding system because of its requirements.

Several other approaches such as FLIRT, NARF, FPFH [20-22] are the laser odometry techniques based on searching for peculiarities within the scan. They are very limited in application because require high quantity of flat surfaces and straight lines to be presented in the scan.

The main problem of scan matching within the task of realtime robot position estimation in semistructed environment and absence of GPS is that the precision of estimated  $\mathbf{T}$  and  $\mathbf{R}$  matrices is dependent from initial displacement between the scans.

#### Scan matching method proposal

The proposed scan matching method determines the robot's position using comparison between the current obtained LIDAR scan and the synthesized potential field of the basis. As the basis the first obtained LIDAR scan is used. To calculate the potential field, the fixed-size discrete potential area is assigned. For each area in the potential field the forces are equipotentially and equidistantly distributed. Within the abovementioned discrete areas vector of force for the given point within the area is oriented to the scan point and its value is inverse-proportional to the distance between the scan point and this given point. If the radius of the area defined for the scan point is smaller than sensor's resolution factor, the forces are considered non-interfering, and in opposite case for some points the field-induced force should be calculated from the sum of vectors. Thus the initial state of the potential field is determined for the basis. Then each obtained LIDAR scan should be placed in the potential field determining the force for each point which are now considered as induced force point. Then the resultant force and torque should be calculated for the entire scan (as the mass factor 1 is taken). As the complete result the coordinate displacements are calculated by axis Ox, Oy, Oz. Below one of the possible implementations of such method is given.

#### The Algorithm

**STEP 1.** The first scan obtained from LIDAR is assigned as the basis. It is converted into the map stamp subdivided into the fixed-size cells and snapped to LIDAR itself. Each cell in this setting is a 3-dimensional cube defined with edge length. Then the sphere with radius R is build centered on the basis point and it also is subdivided by the cells but now the force point should be defined in the center of each cell. The graphical representation of such definition for flat 2D space is shown on Fig. 1.

Then the vector of force is determined for each force point with the following value:

$$|\mathbf{F}| = \frac{1}{r^2}$$

here r — is a distance between force point and center of the sphere, as it was described above. As an analogue here the Coulomb's law could be considered for electrically charged particles. The distribution of lengths for **F** vectors is not strictly defined,



Fig. 1. An example of the formation of force points near the point of the basis scan in the plane case

so, for example, the normalized distribution with 0 - expectation value could be used here too:

$$|\mathbf{F}| = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{r^2}{2\sigma^2}\right)$$

here  $\sigma$  is dispersion of the force points relatively to the center of the sphere *R*.

**STEP 2.** Now the resultant force would be calculated from all cells of the map with every point of the basis:

$$\forall j : \mathbf{F}_{\Sigma}^{j} = \sum_{i=1}^{N_{i}^{j}} \mathbf{F}_{i}^{j} \tag{1}$$



Fig. 2. An example of calculating the resultant force for two intersecting potential areas (spheres) ( $F_1$ ,  $F_2$ , are the forces acting on the first and second points of the scan, respectively,  $F_{\Sigma}$  is the sum of forces  $F_1$  and  $F_2$ )



Fig. 3. The potential field of scan

here we have  $\mathbf{F}_i^j$  — the mocked "gravity" for *i*-point located in the cell *j*, where  $i = 1...N_i^j$  and *N* is quantity of the force point located in the cell *j*, j = 1...M and M — number of the cells. The graphical representation of this step is given on Fig. 2.

Fig. 3 contains the example of the potential field generated for the use case.

Now every cell defined in the basis is assigned with the vector of force.

**STEP 3.** Now the new obtained scan  $P = \{\mathbf{p}_i | \mathbf{p}_i \in \mathbb{R}^3, i = 1, 2, ..., N_P\}$  is assigned to the map. Every point  $p_i$  is now represented with the map point  $c_j$  where  $(\mathbf{p}_i, c_j) \in S, S : P \to C, S \subseteq P \times C$ , and  $C = \{c_j \mid j = 1...M\}$  is the set containing all existing cells for the instance of algorithm. For the every point  $\mathbf{p}_i$  the force  $\mathbf{F}_{\Sigma}^J$  is now determined.

**STEP 4.** The rebase criteria: if the quantity of the forces defined for the current obtained scan is less than 60 % of the forces defined in the basis, rerun the algorithm from the STEP 1. The criterion for 60 % is described below.

**STEP 5.** Estimation: angular displacement. The orientation axis  $\mathbf{a}_z$  is determined from:

$$\mathbf{a}_{z} = \sum_{i=1}^{N_{p}} \frac{\mathbf{F}_{\Sigma}^{J} \times \mathbf{L}_{i}}{\left\|\mathbf{F}_{\Sigma}^{J}\right\| \left\|\mathbf{L}_{i}\right\|}$$

here we have  $\mathbf{L}_i$  — the vector that locates the point  $p_i$  relatively to the center of the scan (LIDAR origin point).

The rotation matrix  $\mathbf{a}_{z}$ :

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} 1 - 2 \cdot z^2 & -2 \cdot w \cdot z \\ 2 \cdot w \cdot z & 1 - 2 \cdot z^2 \end{pmatrix}$$

here  $z = \sin(|\mathbf{a}_z|/2), w = \cos(|\mathbf{a}_z|/2).$ 

The linear displacement estimation is calculated as the sum of all forces defined in the current LI-DAR scan divided by quantity of them.

$$\left\|\mathbf{F}_{\Sigma}\right\| = \frac{\sum_{i=1}^{N_{p}} \left\|\mathbf{F}_{\Sigma}^{J}\right\|}{K}$$

here *K* is the quantity of cells where  $\|\mathbf{F}_{\Sigma}^{J}\| \neq 0$ ,  $K \leq M$ .

**STEP 6**. The expression (1) is used to calculate the overall displacement and quantity of the force vectors. The stepping model is described below.

**STEP 7**. Iterate over steps 4-6 until the completion condition is achieved: the quantity of forces for the current iteration is over 99 % of the forces determined on the previous iteration.

**STEP 8**. The current scan is considered as the new basis after the completion condition is achieved before iterating over steps 1–7 again.

#### Experimental implementation and test

For the described algorithm, the implementation was built based on Robot Operating System (ROS) Melodic Morenia [23] on language C++. As the data source the.bag files, containing scans recorded with Velodyne HDL-32E were used. Scanning frequency is 10 Hz, linear speed of the UGV 5.5 m/s, angular aperture 180° in 0-starting range. The angular resolution is about 0.2°. The obtained point clouds were distortion is corrected and filtered by distance ( $r_{min}$ ,  $r_{max}$ ) to increase stability.

#### **Correction of point cloud**

The LIDAR cloud deforms while the robot is moving. The total distortion depends on the values of the linear and angular speed robot. In [24], it is proposed to correct this distortion by the Cauchy method only in case of 2D space. However, due to the movement of the robot in semi-structured terrain, ignoring the distortion of the cloud in the roll and pitch angle can have a negative effect on the operation of the algorithm. Therefore, it is suggested to use the following idea to correction distortion point cloud.

All scan points P can be divided into subsets formed by vertical scan points for a fixed value of the LIDAR rotation angle q in the horizontal plane:

$$P^{q} = \{\mathbf{p}_{i}^{q} | i = \overline{1, 32}\}, P = \bigcup_{q=\Delta\delta}^{2\pi/\Delta\delta} P^{q}, \Delta\delta = \omega_{L} \cdot \Delta t_{q}$$

here  $\Delta t_q$  — time interval of forming a set of points  $P^q$  in total scan time dT;  $\Delta \delta$  — horizontal resolution LIDAR;  $\omega_L$  — LIDAR angular speed.

Then, the set of points with corrected distortion  $P_{correct}^{q}$  derived from the original  $P^{q}$  by multiplying each point  $\mathbf{p}_{i}^{q} = (x, y, z, 1)^{T}$  to the homogeneous transformation matrix  $\mathbf{T}_{\Delta t_{q}}$ :

$$\forall i : \mathbf{p}_{i \ correct}^{q} = \mathbf{T}_{\Delta t_{q}} \mathbf{p}_{i}^{q};$$
$$\mathbf{T}_{\Delta t_{q}} = \begin{pmatrix} \mathbf{R}_{\Delta t_{q}} & \mathbf{r}_{\Delta t_{q}} \\ 0 & 1 \end{pmatrix}$$

here  $\mathbf{R}_{\Delta t_q}$   $\mu$   $\mathbf{r}_{\Delta t_q}$  — rotation matrix and translation vector, respectively.

The rotation matrix has the form:

$$\mathbf{R}_{\Delta t_{q}} = \begin{pmatrix} c_{\alpha}^{q} c_{\beta}^{q} & -s_{\beta}^{q} c_{\alpha}^{q} c_{\gamma}^{q} & c_{\gamma}^{q} s_{\beta}^{q} s_{\alpha}^{q} + c_{\alpha}^{q} s_{\gamma}^{q} \\ s_{\beta}^{q} & c_{\alpha}^{q} c_{\beta} & -c_{\beta}^{q} s_{\alpha}^{q} \\ -c_{\beta}^{q} s_{\gamma}^{q} & s_{\gamma}^{q} c_{\beta}^{q} c_{\alpha}^{q} + s_{\alpha}^{q} c_{\gamma}^{q} & s_{\beta}^{q} s_{\alpha}^{q} c_{\alpha}^{q} + c_{\gamma}^{q} s_{\alpha}^{q} \end{pmatrix}$$

here  $c_{\alpha}^{q} = \cos(\omega_{\alpha}^{q} \Delta t_{q})$ ,  $s_{\alpha}^{h} = \sin(\omega_{\alpha}^{q} \Delta t_{q})$ ,  $c_{\beta}^{h} = \cos(\omega_{\beta}^{h} \Delta t_{q})$ ,  $s_{\beta}^{q} = \sin(\omega_{\beta}^{q} \Delta t_{q})$ ,  $c_{\gamma}^{q} = \cos(\omega_{\gamma}^{q} \Delta t_{q})$ ,  $s_{\gamma}^{q} = \sin(\omega_{\gamma}^{q} \Delta t_{q})$ ,  $\omega_{\alpha}^{q}$ ,  $\omega_{\beta}^{q}$ ,  $\omega_{\gamma}^{q}$  — projections of the angular speed the robot movement on the axes *Ox*, *Oy*, *Oz* basis scan during formation the set of points  $P^{q}$ .

Translation vector  $\mathbf{r}_{\Delta t_a}$  defined as:

$$\mathbf{r}_{\Delta t_q} = \begin{pmatrix} v_x^q \Delta t_q \\ v_y^q \Delta t_q \\ v_z^q \Delta t_q \end{pmatrix}$$

here  $v_x^q$ ,  $v_y^q$ ,  $v_z^q$  — projections of the linear velocity of the robot movement on the axes Ox, Oy, Oz basis scan formation the set of points  $P^q$ .

#### Filtering point clouds by distance

Velodyne LIDAR HDL32E returns a large number of points, which increases the computational load. In order to reduce the load, the point cloud is filtered by distance ( $r_{\min}$ ,  $r_{\max}$ ). This procedure significantly reduces the computational load, but a small amount of information could be lost.

The median value of the number of points (17500) falls on a distance of 8 meters. Based on the interquartile range for setting the near and far distance thresholds, 75 % of the average number of points above and below the median were taken. Thus,  $r_{\min} = 5$  m and  $r_{\max} = 22$  m were determined.

#### Scan registration time

Computer for testing of the registration of scans was carried out using an intel core i7 7700HQ processor. The time for calculating the force field for one scan averaged 5 ms, and the time for searching for the displacement was 9 ms (Fig. 4) in the obtained software implementation of the algorithm





The radius of the sphere R for one power point in the computer experiment was taken equal to 1 m. The time was measured using the class *ros::Time*.

# Accuracy of the method depends on distance between basis and inserted scan on

After first procedure registration scan, for new scan is applied using the uniform transformation matrix. This method has a limitation due to the fact that the scans can differ from each other during the movement, therefore the number of points involved in attraction will be less, and the estimate with damage and orientation will be incorrect.

Therefore, it was proposed to update the basis scan depending on three parameters: the distance between the new scan from basis scan, the number of points attracting into the force field and the number of iterations to estimate the displacement.

To determine the boundary conditions of the algorithm as the ground-truth position of the robot, the Extended Kalman Filter (EKF) estimate [25], which received wheel odometry data, inertial data, and satellite navigation data, is used (Fig. 5).

As can be seen from Figure 6, along the Ox axis at a mark of 9 meters, the error with respect to the EKF was 15 cm, and at 12 the algorithm could not determine the offset. Thus, the basis scan needs to be updated at a certain distance. It can be seen from the figure that it should not be changed 8 meters.

#### Accuracy of the method depends on the number of iterations

In the process of computer modeling, it was found that at a distance of 6 meters from the basis scan, the number of iterations does not exceed 50 (Fig. 6). Then small fluctuations (60...70 iterations) appear in the interval from 5 to 8 meters.

At a mark of 10 meters, the number of iterations overcomes the threshold of 200, while the error in estimating the displacement between scans increases (Figure 6). Thus, in order for the scans to be matched correctly, the number of iterations should not exceed 100.

Accuracy of the method depends on the number of points inside the potential field

In the process of registration scans, the number of points of the new scan attracting of the artificial potential field changed in accordance with the dependence, the graph of which is shown in Fig. 7.



Fig. 5. Estimation of the displacement of the coordinates of the robot. Dashed Main line — output from Kalman filter, Main line odometry by laser scanning rangefinder



Fig. 6. Changing the number of iterations depending on the distance between scans



Fig. 7. Changing the number of scan points inside the artificial potential field depending on the distance travelled by the robot

The figure shows that with a sphere radius R = 1 m, the number of points attracting of the force field of the basis scan after 10 meters of movement was about 63 %, after which the displacement between the scans was not estimated.

Thus, to update the basis scan, the following criterions were adopted: the distance of movement is 8 meters, the maximum number of iterations is 100, the number of points that fall into the force field of the basis scan is at least 60 %.

#### Threshold the offset step estimation

The scan registration time can be reduced by choosing the correct initial offset step. One of such approaches is the introduction of a mathematical model of the movement of the robot.

In this work, to speed up the operation of the algorithm, a rather rough assumption was made that the movement of the robot corresponds to the movement of a material point. Accordingly, during the time of receiving two nearby scans dT, the robot can move by no more than the value  $\hat{x}$ :

$$\hat{x} = \hat{v}dt - \frac{\hat{a}dT^2}{2}$$

here  $\hat{x}$  — estimation of the longitudinal displacement of the robot;  $\hat{v}$  — estimation of the current longitudinal speed of the robot in the direction of movement;  $\hat{a}$  — estimation of the current longitudinal acceleration of the robot in the direction of movement.

In addition to the maximum step, it is necessary to set the minimum threshold at which the algorithm will stop looking for an offset. Although the algorithm can converge to both local and global minimum, it is necessary that the lower threshold for the number of iterations does not significantly affect the

Dispersion of velocities if the robot is not moving



Fig. 8. Deviation of the trajectory obtained using laser odometry compared to the output from the Kalman Filter:

I - X Standard deviation; 2 - Y Standard deviation; 3 - X offset; 4 - Y offset

accuracy. To determine the minimum displacement step, the root-mean-square deviation (RMS) of the linear and angular velocities of the robot is selected if the robot is not moving. The variance of linear and angular and velocities, presented in Table, was determined over a 10 second interval.

Based on the given data, the standard deviation of linear and angular displacements was obtained — 0.0001 m, 0.002 rad, respectively. Thus, at a LIDAR scanning frequency of 10 Hz, the linear and angular displacement steps should be at least 0.00001 m and 0.0002 radians, respectively.

#### Accuracy of the method depends on the radius sphere of force filed each point

The last tunable parameter of the algorithm is the radius of the sphere. This parameter strongly depends on the model of the LIDAR, since the number of force spheres of the basis scan directly depends on the resolution of the LIDAR. If the total amount of forces is too small, the estimate can be made with essential error. However, a significant increase in the size of the sphere will increase the time for calculating the potential field and registering scans. During the operation of the algorithm, it was experimentally established that for the Velodyne HDL32E LIDAR, the sphere radius equal to 1 m is optimal. With a decrease in the sphere radius, the estimation accuracy sharply decreases. As the radius of the sphere increases, the time for calculating the force field increases, which is why the first scan is skipped and information about the robot's displacement movement is lost. Therefore, developers are invited to experimentally search for the required sphere size depending on the LIDAR model.

# Calculation of the estimation error of the developed method

Additionally, a comparison was made with the estimate obtained with the EKF by the following formula:

$$c = \sqrt{\frac{\sum\limits_{k=0}^{K} (x_k - x'_k)^2}{K}}$$

here x — estimate position robots according to the developed method, x — estimate from EKF, K — number of scans.

The comparison results are shown in Fig. 8.

The calculated error was 0,27 m on the axis Ox, 0,21 m on the axis Oy, 0,15 m on the axis Oz.

The results of the experiment show that the laser odometry method allows one to accurately determine the path went by the robot. The deviation error of the developed method with respect to EKF was 3.4 %.

#### Conclusion

This article proposes a new method for scan matching to estimate the displacement of a robot in a semi-structured area. This method showed good results: when working on only one core of the Intel Core i7-7700-HQ processor, the time for estimating the offset was 9 ms, while the cost of calculating the artificial potential field of the basis scan was 5.0 ms. Although sometimes the calculation and formation time reached 24 ms. It should be noted that the time spent on calculating the offset is much less than in the NDT method, and the amount of computing resources is not significant.

The magnitude of the error in estimating the displacement in comparison with the EKF was 3.4 % in a section lasting 18 seconds with an average linear speed of 5.5 m / s. The approach used in this method allows the offset to be determined regardless of the environment, since the scans are attracted of the potential field created around the points of the basis scan. It should be noted that only one force will act on each point of the scan, due to the resolution of the LIDAR, and therefore the direction with this approach is known a priori, and the time to search for the displacement will be spent only on determining its value.

The disadvantages of this method include the need to adjust the algorithm depending on the type of LIDAR.

In the future, it is planned to replace the simplest model of the motion of a material point with a kinematic model taking into account the mass of the robot with boundary conditions for evaluating the convergence.

#### References

1. **Brands** and companies. Top 50 developers of autonomous cars and technologies in the world, Cars section of the drone website, available at: https://bespilot.com/marki-i-kompanii.

2. Sokolov S. M., Boguslavsky A. A. Unified layout of integrated intelligent systems for information support of autopilots of mobile devices, *Izvestia of the Southern Federal University. Technical Science*, 2016, no. 2 (175), pp. 200–213 (in Russian).

3. Gerasimov V. N., Mikhailov B. B. Solving the problem of controlling the movement of a mobile robot in the presence of dynamic obstacles, *Vestnik BMSTU. Instrumentation. Special issue "Robotic systems"*, 2012, no. 6, pp. 83–92 (in Russian).

4. **Reutov E. V., Golovina L. S.** Problematic aspects of the operation and design of unmanned vehicles, *International Scientific Research Journal.* 2019. no. 5-2 (83), pp. 14–18 (in Russian).

5. Adamova A. D., Zhukabaeva T. K., Mukanova Zh. A. Review of methods for localization and construction of maps of the surrounding area of mobile robots, *Automation. Computer Science*, 2018, no. 2 (43), pp. 57–62 (in Russian).

6. Kaess M., Dellaert F. Probabilistic structure matching for visual SLAM with a multi-camera rig, *Computer Vision and Image Understanding*, 2010, vol. 114, pp. 286–296.

7. Carrera G., Angeli A., Davison A. J. SLAM-based automatic extrinsic calibration of a multi-camera rig, 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation, Shanghai, China, 2011, pp. 2652–2659.

8. Davison A., Gonz lez Y., Kita N. Real-time 3D SLAM with wide-angle vision, *IFAC Proceedings Volumes*, 2004, vol. 37, no. 8, pp. 868–873.

9. Altukhov V. G. Overview of omnidirectional vSLAM mobile robot navigation technology, *Collection of scientific papers of the Novosibirsk State Technical University*, 2018, no. 2, pp. 81–92 (in Russian).

10. Borisov A. G., Gol S. A., Luksha S. S. Analysis of the efficiency of algorithms for processing three-dimensional laser scans in the problem of building maps for navigation of mobile robots, *Bulletin of the Ryazan State Radio Engineering University*, 2013, no. 46 (3), pp. 34–42 (in Russian).

11. Besl P. J. and McKay N. D. A method for registration of 3-D shapes, *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 1992. Vol. 14, pp. 239–256.

12. **Removing** outliers using a Conditional or Radius Outlier removal, PointCloud.org, available at: http://pointclouds.org/documentation/tutorials/remove\_outliers.php (дата обращения 20.12.2019).

13. Eggert D. W., Fitzgibbon A. W., Fisher R. B. Simultaneous registration of multiple range views for use in reverse engineering of CAD models, *Comput. Vis. Image Underst.*, 1998, vol. 69, pp. 253–272.

14. Bergevin R., Soucy M., Gagnon H., Laurendeau D. Towards a general multi-view registration technique, *IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell.*, 1996, vol. 18, no. 5 pp. 540–547.

15. Lu F. Robot Pose Estimation in Unknown Environments by Matching 2D Range Scans, *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 1997, no. 18 (3), pp. 249–275.

16. B dkowski J, Mas owski A. GPGPU implementation of On-Line point to plane 3D data registration, *Proceedings of the 2011 International Conference on Electrical Engineering and Informatics*, 2011, Jul 17, pp. 1–6.

17. Minguez J., Montesano L., Lamiraux F. Metric-Based Iterative Closest Point Scan Matching for Sensor Displacement Estimation, *IEEE Transactions on Robotics*, 2006, vol. 22, iss. 5, pp. 1047–1054

18. **Biber P., Strasser W.** The normal distributions transform a new approach to laser scan matchin, *Proceedings of Intelligent Robots and Systems*, 2003. Vol. 3, pp. 2743–2748.

19. **Magnusson M.** The three-dimensional normal-distributions transform: an efficient representation for registration, surface analysis, and loop detection Philosophy doctor, Örebro universitet, 2009.

20. Steder B., Rusu R. B., Burgard W. Point feature extraction on 3D range scans taking into account object boundaries, *Computer Science Published in IEEE International Conference*, 2011, DOI:10.1109/ICRA.2011.5980187.

21. Steder B., Rusu R. B., Konolige K., Burgard W. NARF: 3D range image features for object recognition, *Workshop on Defining and Solving Realistic Perception Problems in Personal Robotics at the IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems* (*IROS*), 2010, Oct 8. Vol. 44.

22. Radu B. R., Blodow N., Beetz M. Fast Point Feature Histograms (FPFH) for 3D registration, 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation, Kobe, Japan, 2009.

23. **Robot** Operating System, available at: http://www.ros.org/ wiki/ (date of access 04.03.2018).

24. **Merriaux P., Dupuis Y., Boutteau R., Vasseur P., Savatier X.** LiDAR point clouds correction acquired from a moving car based on CAN-bus data, arXiv preprint arXiv:1706.05886. 2017 Jun 19.

25. Moore T., Stouch D. A. Generalized extended Kalman filter implementation for the robot operating system, *Intelligent autonomous systems*, 2016, no. 13, pp. 335–348.

А. П. Голуб, канд. физ.-мат. наук, науч. сотр., holub-imech@gmail.com,
А. Ф. Зубков, канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр., 9392998@mail.ru,
А. А. Мастерова, вед. инженер, masterovaanya@yandex.ru,
Ю. Д. Селюцкий, канд. физ.-мат. наук, вед. науч. сотр., seliutski@imec.msu.ru,
НИИ механики МГУ, Москва

### Динамика колесной тележки, приводимой в движение ротором Савониуса<sup>1</sup>

Ротор Савониуса представляет собой один из достаточно широко распространенных типов ветротурбин. Скорость вращения этого ротора существенно меньше, чем у горизонтально-осевых турбин и вертикально-осевых турбин типа Дарье. Однако он начинает вращаться уже при небольшой скорости потока, не требует дополнительных систем, обеспечивающих его переориентацию в случае изменения направления ветра, и развивает достаточно большой крутящий момент. Поэтому представляется целесообразным использовать его в качестве привода в различных механических или электромеханических системах. В данной работе рассматривается прямолинейное движение колесной тележки, приводимой в движение установленным на ней ротором Савониуса. Предполагается, что ветер составляет некоторый постоянный угол с прямой, вдоль которой движется тележка. Аэродинамическое воздействие на ротор описывается с помощью эмпирической модели, в рамках которой аэродинамические характеристики ротора (коэффициенты аэродинамического момента, силы лобового сопротивления и боковой силы) представляются в виде разложения в ряд Фурье по углу поворота ротора, причем коэффициенты этого ряда зависят от быстроходности (безразмерной угловой скорости) ротора. В дозвуковой аэродинамической трубе НИИ механики МГУ проведена серия экспериментов по определению аэродинамических характеристик ротора при разных скоростях набегающего потока и разных угловых скоростях ротора. На основе полученных экспериментальных данных предложены функции, приближенно описывающие зависимость указанных коэффициентов от быстроходности. Полученные зависимости использованы для исследования динамики тележки с ротором Савониуса. Построено осреднение системы уравнений движения по углу поворота ротора. Исследованы стационарные решения этой осредненной системы в зависимости от направления ветра. Показано, что при определенных значениях параметров в системе существуют два притягивающих режима, соответствующих движению в разные стороны. Проведено сопоставление поведения тележки в рамках полной системы уравнений движения и в рамках осредненной системы.

Ключевые слова: динамика, ротор Савониуса, колесный экипаж, стационарные движения, математическая модель

#### Введение

В настоящее время все более широкое применение находят различные системы преобразования энергии ветра в полезные формы. Одной из таких систем является ротор Савониуса.

Ротор Савониуса в классической форме представляет собой два полуцилиндра, прикрепленных к общей оси, параллельной их образующей (полуцилиндры при этом могут частично перекрываться). Будучи помещенной в поток воздуха или воды, скорость которого перпендикулярна оси ротора, эта конструкция начинает вращаться под действием аэродинамических сил, что позволяет использовать ее в качестве источника мощности или момента.

Такая система была предложена и запатентована финским изобретателем и архитектором С. Савониусом в 1926 г. Впоследствии на ее основе было разработано множество систем, отличающихся формой, числом и взаимным расположением лопастей [1—3]. Мощность, вырабатываемая ротором Савониуса, не очень велика. Тем не менее, он имеет и определенные преимущества по сравнению с другими распространенными типами ветротурбин: он начинает вращаться при достаточно маленькой скорости ветра, и ему не требуется система переориентации для случая изменения направления ветра (при условии, что ось вращения остается перпендикулярной ветру — например, если она расположена вертикально). Кроме того, ротор Савониуса развивает достаточно большой момент, причем максимум его достигается при относительно небольшой угловой скорости. Это позволяет использовать данное устройство в качестве силового привода.

Изучению поведения ротора Савониуса посвящено большое число работ. Одно из первых экспериментальных исследований аэродинамики ротора было проведено в 1931 г. [4]. В этой работе изучалось влияние формы лопастей на средние на периоде значения силы и момента.

В работе [5] экспериментально определены характеристики роторов Савониуса с двумя и тремя лопастями. В статье [6] на базе серии испытаний проанализировано влияние перекрытия лопастей на аэродинамические характеристики. В работе [7] проведено экспериментальное ис-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Работа выполнена при частичной поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 19-31-90073).

следование серии турбин, состоящих из одного, двух или трех одинаковых роторов Савониуса, установленных на общей оси друг над другом. При этом, в частности, было отмечено, что максимальный момент одиночного ротора несколько больше, чем максимальный момент тройного.

В ряде работ [8—10] с помощью численного моделирования исследовалось течение вокруг ротора Савониуса. При этом анализировались силы и момент, действующие со стороны потока на отдельные лопасти и на ротор в целом, при разных угловых скоростях и различных углах поворота ротора, а также влияние различных параметров на аэродинамические характеристики ротора и его эффективность с точки зрения выработки энергии. В частности, в статье [10] исследовалось влияние удлинения ротора, а в работах [11, 12] — влияние перекрытия лопастей. В статье [13] проведено численное исследование трехмерного обтекания ротора потоком.

Кроме того, были изучены роторы Савониуса с лопастями сложной формы [14] (в частности, спиральной [15]) в целях максимизации вырабатываемой мощности и уменьшения амплитуды колебаний угловой скорости за оборот.

Нужно отметить, что хотя моделирование обтекания ротора с помощью сеточных методов позволяет получить достаточно точную картину, вычисления требуют достаточно длительного времени. Кроме того, такой подход весьма затрудняет как проведение параметрического анализа, так и разработку систем и алгоритмов управления.

Поэтому представляется целесообразным разработать упрощенный подход феноменологического типа, который, с одной стороны, обеспечивал бы достаточно точное описание интегральных аэродинамических характеристик ротора, а с другой стороны, позволял бы представить уравнения движения в виде динамической системы. Подходы такого рода предлагались для различных систем, содержащих твердые тела, взаимодействующие со средой [16, 17]. В работе [18] было предложено представлять аэродинамический момент, действующий на ротор Савониуса, в виде ряда Фурье по углу поворота ротора, причем для этого ряда коэффициенты зависят от мгновенной угловой скорости.

В настоящей работе на основе данных, полученных в ходе экспериментов в аэродинамической трубе, проведена идентификация коэффициентов феноменологической модели аэродинамического воздействия на ротор. Результаты идентификации использованы для исследования динамики прямолинейного движения колесной тележки, приводимой в движение установленным на ней ротором Савониуса с вертикальной осью вращения.

#### 1. Описание и математическая модель системы

Рассмотрим механическую систему, состоящую из колесной тележки и установленного на ней ротора Савониуса (ось вращения ротора перпендикулярна тележке). Вращение ротора передается на вращение ведущих колес тележки с помощью редуктора с передаточным числом *n*. Пусть тележка может двигаться без проскальзывания вдоль горизонтальной прямой *OX*. Система находится в стационарном потоке воздуха под действием стационарного потока воздуха (ветра), скорость **V** которого составляет некоторый угол  $\varphi$  с прямой *OX* (рис. 1). Введем неподвижную систему координат *OXYZ*, ось ординат которой направим вертикально вверх.

Запишем выражение для кинетической энергии системы:

$$T = \frac{mu^2}{2} + \frac{J_s \omega^2}{2} + \frac{J_w \omega_w^2}{2}.$$
 (1)

Здесь *m* — масса всей системы;  $J_s$  — момент инерции ротора Савониуса относительно его оси вращения;  $J_w$  — суммарный момент инерции колес тележки (все колеса полагаются одинаковыми); *u* — скорость тележки;  $\omega$  — угловая скорость вращения ротора;  $\omega_w = n\omega$  — угловая скорость вращения колес. Из условия отсутствия проскальзывания, очевидно, следует, что *u* = *nr* $\omega$ , где *r* — радиус колес.

Опишем силы, действующие на систему. На лопасти ротора действуют аэродинамические силы со стороны потока среды. Будем считать, что это воздействие сводится к силе  $\mathbf{F}_d$  лобового сопротивления, боковой силе  $\mathbf{F}_l$  и моменту  $M_z$  относительно оси вращения ротора, причем сила  $\mathbf{F}_d$  направлена против воздушной скорости ротора, а сила  $\mathbf{F}_l$  перпендикулярно ей. Традиционно считается, что эти силы и момент имеют следующую структуру:

$$F_{d} = \frac{\rho S}{2} V_{a}^{2} C_{d};$$

$$F_{l} = \frac{\rho S}{2} V_{a}^{2} C_{l};$$

$$M_{z} = \frac{\rho S}{2} R V_{a}^{2} C_{m}.$$
(2)



Fig. 1. Cart with Savonius rotor:

 $a - \text{top view}; \delta - \text{side view}$ 

Здесь  $\rho$  — плотность воздуха, R — радиус ротора, S = 2HR — характерная площадь поперечного сечения ротора (H — высота ротора),  $V_a$  — воздушная скорость (т.е. скорость оси ротора относительно набегающего потока:),  $C_d$ ,  $C_l$  и  $C_m$  — безразмерные коэффициенты лобового сопротивления, боковой силы и момента, соответственно.

Нетрудно видеть, что воздушная скорость определяется следующим соотношением:

$$V_a = \sqrt{V^2 + 2Vu\cos\beta + u^2}.$$
 (3)

Для описания аэродинамических сил воспользуемся феноменологическим подходом квазистатического типа, предложенным в работе [18]. В рамках этого подхода предполагается, что аэродинамическое воздействие потока на ротор определяется мгновенным состоянием движения ротора, и введенные выше безразмерные коэффициенты имеют следующую структуру:

$$\begin{split} C_d(\phi,\Omega) &= a_0^d(\Omega) + a_2^d(\Omega)\sin(2\phi + \phi_2^d);\\ C_l(\phi,\Omega) &= a_0^l(\Omega) + a_2^l(\Omega)\sin(2\phi + \phi_2^l);\\ C_m(\phi,\Omega) &= a_0^m(\Omega) + a_2^m(\Omega)\sin(2\phi + \phi_2^m). \end{split}$$

Здесь Ω — безразмерная угловая скорость (также называемая быстроходностью) ротора Савониуса:

$$\Omega = R\dot{\varphi}/V_a.$$
 (5)

Функции быстроходности, фигурирующие в выражениях (4), необходимо идентифицировать на основе экспериментальных данных или гидродинамического моделирования.

Вообще говоря, поток оказывает некоторое воздействие и на корпус тележки, но мы будем пренебрегать соответствующими силами, поскольку характерная площадь тележки много меньше характерной площади ротора.

Мы также будем предполагать, что расстояние между передним и задними колесами достаточно велико, так что тележка не опрокидывается, и движение ее является поступательным.

Тогда, пренебрегая потерями в редукторе, уравнение движения системы можно записать следующим образом:

$$J\ddot{\varphi} = \frac{\rho S}{2} V_a^2 \left[ RC_m(\varphi, \Omega) - \frac{V\cos\beta + nr\dot{\varphi}}{V_a} + nrC_l(\varphi, \Omega) \frac{V\sin\beta}{V_a} \right].$$
(6)

Здесь  $J = J_s + J_w n^2 + mn^2 r^2$ . Уравнение (6) следует дополнить соотношениями (3), (4).

Для упрощения анализа проведем обезразмеривание системы (6), выбрав в качестве характерного времени величину  $\tau = tV/R$ :

$$I\varphi'' = U_a^2 \bigg[ C_m(\varphi, \Omega) - -\chi C_d(\varphi, \Omega) \frac{\cos\beta + \chi \varphi'}{U_a} + \chi C_l(\varphi, \Omega) \frac{\sin\beta}{U_a} \bigg].$$
(7)

Здесь штрихом обозначена производная по безразмерному времени и введены следующие безразмерные величины:

$$I = \frac{2J}{\rho SR^3}; \quad \chi = \frac{nr}{R};$$
$$U_a = \sqrt{1 + \chi \varphi' \cos \beta + \chi^2 {\varphi'}^2}.$$

При этом для быстроходности имеет место следующее выражение:

$$\Omega = \varphi' / U_a. \tag{8}$$

Прежде чем исследовать поведение траекторий уравнения (7), необходимо определить зависимости аэродинамических коэффициентов от угла поворота ротора и быстроходности.

#### 2. Экспериментальная идентификация аэродинамических коэффициентов

В целях экспериментального исследования аэродинамических характеристик ротора Савониуса был изготовлен лабораторный макет ротора (рис. 2), радиус которого R = 0,185 м, высота H = 0,402 м. Для предотвращения перетекания потока через верхние и нижние кромки лопастей на ротор сверху и снизу были установлены круглые пластины радиусом 0,420 м.

Испытания проводили в дозвуковой аэродинамической трубе Аб НИИ механики МГУ. Эта труба — одноканальная, с открытой рабочей частью эллиптического сечения (большая полуось равна 2 м, малая — 1,17 м, длина рабочей части — 4 м). Рабочий диапазон скоростей — от 2 до 50 м/с. Неравномерность значений скорости в рабочей части составляет не более  $\pm 0,5$  %. Скос потока в вертикальной и горизонтальной плоскостях не превышает  $\pm 0,25^{\circ}$ . Градиент статического давления вдоль оси трубы — 0,002 м<sup>-1</sup>. Продольная составляющая интенсивности турбулентности в рабочей части без установленной модели — не более 0,2 %.



Рис. 2. Лабораторный макет ротора Савониуса в аэродинамической трубе

Fig. 2. Laboratory model of Savonius rotor in the wind tunnel

Ротор был установлен в аэродинамической трубе на расстоянии 2 м от начала рабочей части таким образом, что его ось была вертикальна. Ротор был соединен с шаговым двигателем, который вращал его с заданной угловой скоростью. Силы и моменты, действующие на ротор, измеряли с помощью 6-компонентных весов. Угловую скорость ротора контролировали с помощью оптического датчика.

Была проведена серия экспериментов. В ходе испытаний были заданы скорость потока в аэродинамической трубе и частота вращения шагового двигателя. При этом измеряли аэродинамические силы в направлении потока (по оси трубы) и перпендикулярно ему, момент относительно оси ротора. Кроме того, регистрировали обороты ротора, чтобы данные о силах можно было соотнести с положением ротора.

Испытания проводили при скорости потока 4, 5, 6 и 8 м/с (что соответствует числам Рейнольдса

от  $0,98 \cdot 10^5$  до  $1,93 \cdot 10^5$ ), а угловая скорость ротора изменялась в диапазоне от -20 до 40 рад/с.

Отметим, что в известных экспериментах практически отсутствуют данные для аэродинамических характеристик при отрицательных угловых скоростях вращения ротора, а также при угловых скоростях, превышающих его угловую скорость свободного вращения. В то же время, информация о них может потребоваться для описания переходных процессов, возникающих в системах, содержащих ротор Савониуса в качестве конструктивного элемента.

В результате обработки полученных экспериментальных данных были определены средние по углу значения  $a_0^m$ ,  $a_0^d$ ,  $a_0^l$  аэродинамических коэффициентов, а также амплитуды и фазы второй гармоники в разложении этих коэффициентов в ряд Фурье. Эти данные представлены на рис. 3—5.



Рис. 3. Зависимости коэффициентов  $a_0^m$ ,  $a_0^d$ ,  $a_0^l$  от быстроходности: точки — экспериментальные значения при разных скоростях ветра; сплошные линии — аппроксимационные кривые (9)

Fig. 3. Dependences of coefficients  $a_0^m$ ,  $a_0^d$ ,  $a_0^l$  on the tip speed ratio: points — experimental values at different wind speeds; solid lines — approximation curves (9)



Рис. 4. Зависимости амплитуд вторых гармоник аэродинамических коэффициентов от быстроходности: точки — экспериментальные значения при разных скоростях ветра; сплошные линии — аппроксимационные кривые (9)

Fig. 4. Dependences of amplitudes of the second harmonics of aerodynamic coefficients on the tip speed ratio: points — experimental values at different wind speeds; solid lines — approximation curves (9)



Рис. 5. Зависимости фаз вторых гармоник аэродинамических коэффициентов от быстроходности: точки — экспериментальные значения при разных скоростях ветра; сплошные линии — аппроксимационные кривые (9).

Fig. 5. Dependences of phases of the second harmonics of aerodynamic coefficients on the tip speed ratio: points — experimental values at different wind speeds; solid lines — approximation curves (9)

При относительно больших по абсолютной величине значениях быстроходности ( $\Omega < -0.5$ ,  $\Omega > 1$ ) определить фазы вторых гармоник с достаточной точностью не удалось из-за наличия помех. Однако при этих  $\Omega$  амплитуды данных гармоник малы по сравнению со средним значением соответствующих коэффициентов, поэтому можно ожидать, что ошибка в фазе не окажет существенного влияния на результат моделирования.

На исследуемом диапазоне значений  $\Omega$  можно предложить следующие аппроксимационные формулы для коэффициентов  $a_0^{m,l,d}$ ,  $a_2^{m,l,d}$  и  $\varphi_2^{m,l,d}$ :

$$a_0^m = \begin{cases} -0,85\Omega + 0,12, \quad \Omega < 0; \\ -0,02\Omega^2 - 0,57\Omega + 1,1 - 2,2(\Omega + 1,5)^{-2}, \, \Omega \ge 0; \\ a_0^d = \begin{cases} 0,76 - 0,51\Omega, \quad \Omega < 0; \\ 0,76 + 0,32\Omega, \quad \Omega \ge 0; \\ a_0^l = 1,1 - 3,46(\Omega + 2,09)^{-1}; \end{cases}$$

$$a_{2}^{m} = \frac{1}{185((\Omega - 0, 4)^{2} + 4, 5)} + \frac{1}{122, 5((\Omega + 0, 5)^{2} + 1, 5)};$$

$$a_{2}^{d} = \frac{1}{50, 6((\Omega - 0, 4)^{2} + 4, 3)} + \frac{1}{6, 6((\Omega + 0, 46)^{2} + 1, 15)};$$

$$a_{2}^{l} = \frac{1}{13, 4((\Omega - 0, 27)^{2} + 2, 5)} + \frac{1}{93, 7((\Omega + 0, 26)^{2} + 2, 0)};$$

$$\phi_{2}^{m} = -3, 08\Omega + 2, 65, \quad \phi_{2}^{d} = 1, 25;$$

$$\phi_{2}^{l} = \begin{cases} -0, 85 + 4, 2\Omega, \quad \Omega < -0, 25; \\ -2, 4 - 2, 0\Omega, \quad \Omega < 0, 25; \\ -3 + 0, 4\Omega, \quad \Omega \ge 0, 25. \end{cases}$$
(9)

Аппроксимационные кривые (9) изображены на рис. 3—5 сплошными линиями. Видно, что они в целом неплохо согласуются с экспериментальными данными.

Отметим, что экстраполировать формулу для  $a_0^l$  на область достаточно больших по модулю отрицательных  $\Omega$  нельзя, и для уточнения особенностей поведения этого коэффициента при таких быстроходностях необходимы дополнительные эксперименты.

Воспользуемся формулами (9) для моделирования динамики тележки.

#### 3. Моделирование движения тележки

Вначале рассмотрим систему, полученную из уравнения (7) осреднением по углу поворота ротора:

$$= U_a^2 \left[ a_0^m(\Omega) - \chi a_0^d(\Omega) \frac{\cos\beta + \chi \omega}{U_a} + \chi a_0^l(\Omega) \frac{\sin\beta}{U_a} \right],$$
(10)

 $I\omega' =$ 

где  $\omega = \varphi', U_a = \sqrt{1 + \chi \omega \cos \beta + \chi^2 \omega^2}$  и  $\Omega = \omega/U_a.$ Решения этой системы будут тем ближе

к решениям (7), чем больше средняя угловая скорость на обороте и чем больше эффективный момент инерции системы.

Уравнение (10), вообще говоря, может иметь стационарные решения, которые отвечают равномерному движению тележки и равномерному вращению ротора Савониуса. Устойчивость этих решений, очевидно, не зависит от I и определяется аэродинамическими характеристиками ротора и параметрами  $\chi$  и  $\beta$ .



Рис. 6. Стационарные решения в зависимости от направления ветра при разных значениях  $\chi$  (черные точки — устойчивые режимы, серые — неустойчивые)

Fig. 6. Steady solutions depending on the wind direction for different values of  $\chi$  (black points: stable regimes, grey points: unstable ones)

На рис. 6 представлены значения безразмерной скорости тележки  $v = \chi \varphi'$  на стационарных режимах в зависимости от угла ориентации ветра при разных значениях  $\chi$ . Устойчивые режимы обозначены черными точками, неустойчивые — серыми.

Видно, что при небольших значениях  $\chi$  при любом направлении ветра существует только один режим (устойчивый), на котором тележка двигается вдоль оси абсцисс. С увеличением  $\chi$  появляется диапазон углов  $\beta$ , в котором существуют три режима: два устойчивых (с положительной скоростью и с отрицательной скоростью) и разделяющий их неустойчивый. Отметим, что в этом диапазоне при старте с места тележка начинает двигаться в "отрицательном" направлении (влево на рис. 1). Тем не менее, если придать ей некоторую начальную скорость, то она выйдет на режим движения с положительной скоростью.

При еще больших значениях коэффициента передачи появляется диапазон углов β, в котором существует только режим движения в отрицательном направлении (устойчивый).

Вообще говоря, траектории системы (10) могут существенно отличаться от траекторий исходной системы (7) в области небольших угловых скоростей, в частности, в процессе разгона тележки из состояния покоя. В этом случае может оказаться необходимо учитывать зависимость аэродинамических характеристик от угла поворота ротора. Это проиллюстрировано ниже.

Отметим, прежде всего, что в системе (7) режимы движения с постоянной скоростью, отлич-

> ной от нуля, отсутствуют, а на установившихся движениях угловая скорость ротора (и, соответственно, скорость тележки) колеблется около некоторого среднего значения.

> На рис. 7 представлены зависимости скорости тележки от времени в случае  $\chi = 0,2$ ,  $\beta = \pi/4$ , полученные численным интегрированием систем (7) и (10) при разных начальных условиях. Безразмерный эффективный момент инерции *I* принят равным 10.

> Штриховыми линиями показаны зависимости, полученные в результате интегрирования уравнения (10), т.е. без учета зависимости от угла ф. Сплошными черными линиями показаны зависимости, полученные при интегрировании уравне-



Рис. 7. Влияние зависимости аэродинамических коэффициентов от  $\varphi$  на скорость тележки; сплошные линии — расчет в соответствии с соотношением (7), штриховые линии — расчет в соответствии с соотношением (10), серые линии — стационарные значения скорости тележки, полученные из соотношения (10)

Fig. 7. Effect of dependence of the aerodynamic coefficients upon  $\varphi$  on the cart speed; solid lines: calculation according to (7), dotted lines: calculation according to (10), grey lines: steady cart speeds obtained from (10)

ния (7). Наконец, серые линии обозначают значения скорости на притягивающих стационарных режимах, полученные из уравнения (10).

Видно, что при некоторых начальных условиях (рис. 7, *a*, *б*) установившийся режим в полной системе близок к стационарному движению, полученному без учета этой зависимости. Тем не менее, процесс выхода на установившийся режим существенно отличается. Кроме того, в случае "медленного" движения (рис. 7, *a*) амплитуда колебаний скорости тележки достаточно велика по сравнению со средним значением скорости. При "быстром" движении, как и следовало ожидать, амплитуда колебаний скорости на установившемся движении в силу уравнения (7) мала, и эта средняя скорость практически совпадает с соответствующим стационарным значением, полученным из уравнения (7).

В то же время, существуют начальные условия, для которых установившийся режим в силу полных уравнений отличается от режима, получаемого при интегрировании усредненного уравнения (7) (рис. 7, *в*, *г*).

Вообще говоря, в уравнении (10) могут существовать и другие режимы, например, колебательные. Этот вопрос требует дополнительного изучения.

Таким образом, учет зависимости от угла поворота ротора необходим при описании переходных процессов в динамике тележки.

#### Заключение

Рассмотрена динамика колесной тележки, приводом в которой является ротор Савониуса, установленный на тележке и соединенный с ее колесами. Для моделирования аэродинамического воздействия на ротор использован эмпирический подход, в рамках которого коэффициенты аэродинамических сил и момента представляются в виде разложения в ряд Фурье по углу поворота ротора, причем коэффициенты этого ряда зависят от быстроходности ротора.

В дозвуковой трубе Аб НИИ механики МГУ проведены эксперименты с прототипом ротора Савониуса. На основе полученных данных определены зависимости указанных коэффициентов от быстроходности.

С использованием этих зависимостей исследовано поведение тележки в зависимости от направления ветра. Показано, что при определенных значениях параметров имеются два притягивающих установившихся режима, соответствующих движению тележки в противоположные стороны.

#### Список литературы

1. Roy S., Saha U. K. Review of experimental investigations into the design, performance and optimization of the Savonius rotor // Proc. of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: J. Power & Energy. 2013. Vol. 227(4). P. 528–542. doi: 10.1177/0957650913480992.

2. Tartuferi M., D'Alessandro V., Montelpare S., Ricci R. Enhancement of Savonius wind rotor aerodynamic performance: a computational study of new blade shapes and curtain systems // Energy. 2015. Vol. 79. P. 371–384.

3. Liu Chen L., Chen J., Zhang Z. Review of the Savonius rotor's blade profile and its performance // J. Renew. Sustain. Ener. 2018. Vol. 10. P. 013306. doi: 10.1063/1.5012024.

4. **Bach G.** Untersuchungen Über Savonius-Rotoren und Verwandte Strömungsmaschinen // Forschung auf dem Gebiete des Ingenierwesens. 1931. Vol. 2. P. 218–231.

5. Sheldahl R. E., Blackwell B. F., Feltzt L. V. Wind tunnel performance data for two- and three-bucket Savonius rotors // J. Energy. 1978. Vol. 2 (3). P. 160–164.

6. **Fujisawa N.** On the torque mechanism of Savonius rotors // J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 1992. Vol. 40. P. 277–292.

7. Kamoji M. A., Kedare S. B., Prabhu S. V. Experimental investigations on single stage, two stage and three stage conventional Savonius rotor // Int. J. Energy Res. 2008. Vol. 32. P. 877–895. Doi:10.1002/er.1399.

8. Fernando M. S. U. K., Modi V. J. A numerical analysis of the unsteady flow past a Savonius wind turbine // J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 1989. Vol. 32. P. 303–327. doi:10.1016/j.renene.2012.12.045.

9. **D'Alessandro V., Montelpare S., Ricci R., Secchiaroli A.** Unsteady aerodynamics of a Savonius wind rotor: a new computational approach for the simulation of energy performance // Energy. 2010. Vol. 35. P. 3349–3363. doi:10.1016/j.energy.2010.04.021.

10. Jaohindy P., McTavish S., Garde F., Bastide A. An analysis of the transient forces acting on Savonius rotors with different aspect ratios // Renewable Energy. 2013. Vol. 55. P. 286–295. doi:10.1016/j.renene.2012.

11. Nasef M. H., El-Askary W. A., Abdel-Hamid A. A., Gad H. E. Evaluation of Savonius rotor performance: static and dynamic studies // J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 2013. Vol. 123. P. 1–11.

12. Akwa J. V., da Silva Jr. G. A., Petry A. P. Discussion on the verification of the overlap ratio influence on performance coefficients of a Savonius wind rotor using computational fluid dynamics // Renewable Energy. 2012. Vol. 38 (1). P. 141–149. doi: /10.1016/j.renene.2011.07.013.

13. Ferrari G., Federici D., Schito P., Inzoli F., Mereu R. CFD study of Savonius wind turbine: 3D model validation and parametric analysis // Renewable Energy. 2017. Vol. 105. P. 722–734. doi: 10.1016/j.renene.2016.12.077.

14. **Roy S., Saha U. K.** Wind tunnel experiments of a newly developed two-bladed Savonius-style wind turbine // Applied Energy. 2015. Vol. 137. P. 117–125. doi:10.1016/j.apenergy.2014.10.022.

15. Kothe L. B., M ller S. V., Petry A. P. Numerical and experimental study of a helical Savonius wind turbine and a comparison with a two-stage Savonius turbine // Renewable Energy. 2020. Vol. 148. P. 627–638. doi: 10.1016/j.renene.2019.10.151.

16. **Dosaev M.** Interaction between internal and external friction in rotation of vane with viscous filling // Appl. Math. Mod. 2019. Vol. 68. P. 21–28. doi: 10.1016/j.apm.2018.11.002.

17. Xu K., Ge Y., Zhang D. Wake oscillator model for assessment of vortex-induced vibration of flexible structures under wind action // J. Wind. Eng. Ind. Aerod. 2015. Vol. 136. P. 192–200. Doi: 10.1016/j.jweia.2014.11.002.

 Selyutskiy Y. D., Klimina L. A., Masterova A. A., Hwang S. S., Lin C. H. Savonius rotor as a part of complex systems // J. Sound Vibr. 2019. Vol. 442. P. 1–10. doi: 10.1016/j.jsv.2018.10.020.

### Dynamics of a Wheeled Cart Driven by a Savonius Rotor

A. P. Holub, holub-imech@gmail.com, A. F. Zubkov, 9392998@mail.ru,
 A. A. Masterova, masterovaanya@yandex.ru, Y. D. Selyutskiy, seliutski@imec.msu.ru,
 Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University, Moscow, 119192, Russian Federation

*Corresponding author:* Holub A. P., Ph.D., Scientific Researcher, Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University, 119192, Moscow, Russian Federation, e-mail: holub-imech@gmail.com

Accepted on January 19, 2021

#### Abstract

Savonius rotor is one of relatively wide-spread type of wind turbines. The rotation rate of this rotor is considerably lower than that of horizontal axis wind turbines and Darrieus wind turbines. However, it starts rotating at small wind speeds, doesn't require any additional devices to ensure its re-orientation in case of change of the wind direction, and generates a rather large torque. Therefore, it is suitable for use as a drive in different mechanical and electromechanical systems. In the present paper, dynamics of rectilinear motion of a wheeled cart is studied, which is driven by Savonius rotor installed on it. It is assumed that the wind makes a certain constant angle with the line, along which the cart moves. The aerodynamic load upon the rotor is described with an empirical model, in the context of which the aerodynamic characteristics (aerodynamic toraue, drag and lateral force coefficients) are represented as Fourier series with respect to the rotor revolution angle, the coefficients of the series being functions of the rotor tip speed ratio (dimensionless angular speed). Experiments were performed in the subsonic wind tunnel of the Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University intended to measure aerodynamic characteristics of the rotor at different wind speeds and rotor angular speeds. Based on experimental data, functions were proposed that approximately describe the dependence of the above mentioned coefficients upon the tip speed ratio. The obtained dependences were used for analysis of dynamics of the cart driven by the Savonius rotor. The equations of motion are averaged with respect to the angle of revolution of rotor. Steady solutions of this averaged system are studied. It is shown that, for certain values of parameters, there exist two attracting steady motions corresponding to different directions of the cart velocity. Cart dynamics in the context of the full system of equations of motion is compared with its dynamics in the context of the averaged system.

Keywords: dynamics, Savonius rotor, wheeled vehicle, steady motions, mathematical model

Acknowledgements: This work was supported by Russian Foundation for Basic Research (project #19-31-90073). For citation:

Holub A. P., Zubkov A. F., Masterova A. A., Selyutskiy Y. D. Dynamics of a Wheeled Cart Driven by a Savonius Rotor, *Mekhatronika*, *Avtomatizatsiya*, *Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 5, pp. 254–261.

DOI: 10.17587/mau.22.254-261

#### References

1. **Roy S., Saha U. K.** Review of experimental investigations into the design, performance and optimization of the Savonius rotor, *Proc. of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: J. Power & Energy*, 2013, vol. 227(4), pp. 528–542, doi: 10.1177/0957650913480992.

2. Tartuferi M., D'Alessandro V., Montelpare S., Ricci R. Enhancement of Savonius wind rotor aerodynamic performance: a computational study of new blade shapes and curtain systems, *Energy*, 2015, vol. 79, pp. 371–384.

3. Liu Chen L., Chen J., Zhang Z. Review of the Savonius rotor's blade profile and its performance, *J. Renew. Sustain. Ener.*, 2018, vol. 10, pp. 013306, doi: 10.1063/1.5012024.

4. Bach G. Untersuchungen Über Savonius-Rotoren und Verwandte Strömungsmaschinen, *Forschung auf dem Gebiete des Ingenierwesens*, 1931, vol. 2, pp. 218–231.

5. Sheldahl R. E., Blackwell B. F., Feltzt L. V. Wind tunnel performance data for two- and three-bucket Savonius rotors, *J. Energy*, 1978, vol. 2 (3), pp. 160–164.

6. **Fujisawa N.** On the torque mechanism of Savonius rotors, *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, 1992, vol.40, pp. 277–292.

7. Kamoji M. A., Kedare S. B., Prabhu S. V. Experimental investigations on single stage, two stage and three stage conventional Savonius rotor, *Int. J. Energy Res.*, 2008, vol. 32, pp. 877–895, doi:10.1002/er.1399.

8. Fernando M. S. U. K., Modi V. J. A numerical analysis of the unsteady flow past a Savonius wind turbine, *J. Wind Eng. Ind. Aero-dyn.*, 1989, vol. 32, pp. 303–327, doi:10.1016/j.renene.2012.12.045.

9. **D'Alessandro V., Montelpare S., Ricci R., Secchiaroli A.** Unsteady aerodynamics of a Savonius wind rotor: a new computational approach for the simulation of energy performance, *Energy*, 2010, vol. 35, pp. 3349–3363, doi:10.1016/j.energy.2010.04.021. 10. Jaohindy P., McTavish S., Garde F., Bastide A. An analysis of the transient forces acting on Savonius rotors with different aspect ratios, *Renewable Energy*, 2013, vol. 55, pp. 286–295, doi:10.1016/j.renene.2012.

11. Nasef M. H., El-Askary W. A., Abdel-Hamid A. A., Gad H. E. Evaluation of Savonius rotor performance: static and dynamic studies, *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, 2013, vol. 123, pp. 1–11.

12. Akwa J. V., da Silva Jr. G. A., Petry A. P. Discussion on the verification of the overlap ratio influence on performance coefficients of a Savonius wind rotor using computational fluid dynamics, *Renewable Energy*, 2012, vol. 38 (1), pp. 141–149, doi: /10.1016/j.renene.2011.07.013.

13. Ferrari G., Federici D., Schito P., Inzoli F., Mereu R. CFD study of Savonius wind turbine: 3D model validation and parametric analysis, *Renewable Energy*, 2017, vol. 105, pp. 722–734, doi: 10.1016/j.renene.2016.12.077.

14. **Roy S., Saha U. K.** Wind tunnel experiments of a newly developed two-bladed Savonius-style wind turbine, *Applied Energy*, 2015, vol. 137, pp. 117–125, doi:10.1016/j.apenergy.2014.10.022.

15. Kothe L. B., M ller S. V., Petry A. P. Numerical and experimental study of a helical Savonius wind turbine and a comparison with a two-stage Savonius turbine, *Renewable Energy*, 2020, vol. 148, pp. 627–638, doi: 10.1016/j.renene.2019.10.151.

16. **Dosaev M.** Interaction between internal and external friction in rotation of vane with viscous filling, *Appl. Math. Mod.*, 2019, vol. 68, pp. 21–28, doi: 10.1016/j.apm.2018.11.002.

17. Xu K., Ge Y., Zhang D. Wake oscillator model for assessment of vortex-induced vibration of flexible structures under wind action, *J. Wind. Eng. Ind. Aerod.*, 2015, vol. 136, pp. 192–200, doi: 10.1016/j.jweia.2014.11.002.

18. Selyutskiy Y. D., Klimina L. A., Masterova A. A., Hwang S. S., Lin C. H. Savonius rotor as a part of complex systems, J. Sound Vibr., 2019. vol. 442 pp. 1–10 doi: 10.1016/j.jsv.2018.10.020. В. Ф. Филаретов<sup>1, 2</sup>, д-р техн. наук, проф., зав. лаб., filaret@iacp.dvo.ru,

**А. В. Зуев**<sup>3</sup>, канд. техн. наук, доц., зав. лаб., zuev@dvo.ru, **А. Н. Жирабок**<sup>2, 3</sup>, д-р техн. наук, проф., zhirabok@mail.ru,

**А. А. Проценко**<sup>3</sup>, мл. науч. сотр., protsenkoAlAn@yandex.ru,

<sup>1</sup> Институт автоматики и процессов управления ДВО РАН, г. Владивосток,

<sup>2</sup> Дальневосточный федеральный университет, г. Владивосток,

<sup>3</sup> Институт проблем морских технологий ДВО РАН, г. Владивосток

## Разработка системы аккомодации к дефектам в движителях подводных роботов<sup>1</sup>

Обсуждается решение задачи повышения надежности эксплуатации подводных роботов различного вида и назначения за счет использования систем аккомодации, обеспечивающих компенсацию последствий дефектов, появляющихся в движителях в процессе их работы. Рассмотрены дефекты, приводящие к ошибкам в показаниях датчиков угловых скоростей вращения электроприводов движителей; перегрев электродвигателей или замыкание нескольких витков обмоток электрических цепей их якорей, изменяющие активные сопротивления этих якорей; появление дополнительных внешних моментных воздействий на валах движителей, в том числе при намотке водорослей на гребные винты. Предложен новый метод построения систем аккомодации, содержащий три этапа. На первом осуществляется обнаружение и локализация возникающих дефектов с помощью банка диагностических наблюдателей, в котором каждый наблюдатель синтезируется таким образом, чтобы формируемая им невязка была чувствительна к появлению различных комбинаций возможных дефектов. Это позволяет не только точно определить каждый конкретный дефект, но и на втором этапе провести точную оценку ошибок датчиков и отклонений параметров движителей от их номинальных значений. Для этого на втором этапе вводятся дополнительные наблюдатели с переменной структурой, построенные на основе редуцированных (имеющих меньшую размерность) моделей исходной системы. Это позволяет значительно уменьшить сложность процедуры идентификации дефектов и, тем самым, обеспечить их реализацию на бортовых ЭВМ. На третьем этапе осуществляется формирование дополнительных управляющих воздействий, подаваемых на движители роботов, которые обеспечивают стабилизацию их динамических свойств и качественных показателей на номинальном уровне при возникновении перечисленных дефектов. Для этого используются методы построения самонастраивающихся корректирующих устройств, в которые вводятся полученные на предыдущем этапе оценки дефектов. Приведены результаты математического моделирования, которые подтвердили работоспособность и высокую эффективность использования синтезированных систем аккомодации для движителей подводных роботов.

Ключевые слова: подводный робот, движитель, дефект, наблюдатель, диагностирование, идентификация, аккомодация

#### Введение

При автономной эксплуатации различных подводных роботов (ПР) актуальной задачей является обеспечение их сохранности и неизменной работоспособности [1]. Движители ПР, обеспечивающие отработку предписанных траекторий и режимов движения, являются одними из самых нагруженных и критически важных устройств, определяющих способность ПР выполнять поставленные задачи. Появление различных дефектов, вызывающих отказ или изменение параметров движителей, а также появление ошибок в их датчиках, приводит к снижению точности отработки заданных траекторий, различным аварийным ситуациям или даже к потере дорогостоящих роботов.

<sup>1</sup>Работа выполнена при финансовой поддержке грантов РФФИ 20-38-70161 и 19-08-00347, а также Стипендии Президента РФ (СП-3252.2019.5).

В настоящее время для оценки технического состояния и выявления возможных неисправностей бортового оборудования ПР оснащаются контрольно-аварийными системами [2, 3]. Однако эти системы, как правило, обеспечивают только общий контроль работоспособности и не позволяют проводить оценку ошибок в показаниях датчиков движителей и отклонений их параметров от номинальных значений, обусловленных появлением дефектов, а также осуществлять компенсацию их последствий.

Известны подходы к диагностированию, предполагающие использование специальных диагностических наблюдателей (ДН) для движителей ПР, на основе которых возможно построение систем аккомодации к дефектам (т. е. формирование специальных дополнительных управляющих сигналов, обеспечивающих компенсацию негативных последствий от возникающих дефектов [4]). В частности, в работах [5—8] представлены методы аккомодации, основанные на построении ДН с использованием моделей динамики ПР при их движении в вертикальной или горизонтальной плоскостях. Однако поскольку не всегла удается точно определить параметры ПР, то появляются ненулевые невязки, приводящие к ложным срабатываниям ДН. а также к значительным ошибкам идентификации дефектов и компенсации их последствий. Кроме того, указанные методы не применимы при движениях ПР по сложным пространственным траекториям с высокой скоростью, поскольку в этом случае ПР описывается уже сложными многосвязными нелинейными дифференциальными уравнениями с существенно переменными и неопределенными параметрами. Многие из перечисленных методов требуют использования специальных тестовых режимов движения ПР [8], которые не всегда допустимы.

Некоторые методы диагностирования и аккомодации используют нейронные сети [9, 10], но при этом требуется длительная процедура обучения, также использующая специальные тестовые движения ПР.

В работе [11] рассмотрен подход к построению систем аккомодации к дефектам в движителях ПР, предполагающий отключение неисправного движителя с последующим распределением его тяги между другими движителями. Недостатком такого подхода является необходимость использования избыточного числа движителей у ПР.

Таким образом, проведенный анализ показал, что ввиду высокой сложности реализации ДН, низкой точности идентификации и компенсации дефектов, а также необходимости использования длительных процедур обучения, включающих тестовые режимы движения, существующие методы и подходы не могут быть эффективно использованы при синтезе систем аккомодации к дефектам в движителях ПР. Поэтому задача разработки нового легко реализуемого и эффективного метода построения систем аккомодации по-прежнему остается важной и актуальной.

#### 1. Постановка задачи

Поскольку в любом из движителей ПР независимо от причины появления каждый дефект должен быть своевременно обнаружен, а его влияние на качественную работу робота устранено, то в статье поставлена и решена задача создания нового метода синтеза систем аккомодации к различным дефектам в движителях ПР, обеспечивающих своевременное обнаружение и нейтрализацию дефектов.

#### 2. Описание математической модели движителей ПР

Рассмотрим движители ПР, построенные на основе электродвигателя постоянного тока, имеющего датчики угловой скорости и тока [1]. В этих движителях возможно возникновение нескольких дефектов (под дефектом понимается каждое отдельное несоответствие объекта заданным требованиям): 1) дефект в датчике угловой скорости, приводящий к появлению постоянной или переменной ошибки  $\tilde{\omega}(t)$  в его показаниях; 2) нагрев двигателя или замыкание нескольких витков обмотки цепи его якоря, приводящие к изменению номинального значения электрического сопротивления R на величину  $\tilde{R}(t)$ ; 3) появление неизвестного внешнего моментного воздействия M(t) на валу двигателя, в том числе при намотке водорослей на гребной винт.

С учетом этих типовых дефектов разомкнутую цепь каждого электродвигателя в матричном виде можно описать системой дифференциальных уравнений:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + W(t) + Dd(t);$$
  

$$y(t) = Cx(t) + D_s \tilde{\omega}(t),$$
(1)

 $y(t) = Cx(t) + D_s \tilde{\omega}(t),$  (1) где  $A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}$  — матрица динамических свойств движителя ПР;  $a_{11} = -k_B/J; a_{12} = k_M/J;$   $a_{21} = -k_{\omega}/L; a_{22} = -R/L; x(t) = \begin{bmatrix} \omega(t) \\ I(t) \end{bmatrix}$  — вектор состояния;  $B = \begin{bmatrix} 0 \\ k_y/L \end{bmatrix}$  — вектор коэффициентов усиления при управляющих воздействиях; u(t) — входное напряжение;  $W(t) = \begin{bmatrix} -M(t)/J \\ 0 \end{bmatrix}$  вектор внешнего воздействия;  $D = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$  матрица дефектов, указывающая место возникновения дефектов;  $d(t) = \begin{bmatrix} d_1(t) \\ d_2(t) \end{bmatrix}$  — вектор, описывающий дефекты в электродвигателе (при отсутствии дефектов элементы вектора d(t) равны нулю, а при их появлении конкретный элемент становится ненулевым);  $d_1(t) = -\tilde{M}(t)/J,$   $d_2(t) = -\tilde{R}(t)I(t)/L; y(t) = \begin{bmatrix} y_1(t) \\ y_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega(t) \\ I(t) \end{bmatrix}$  — измеряемые датчиками переменные состояния движителя;  $C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$  — матрица выхода, связывающая вектор состояния с вектором измерений;  $D_s = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ \end{bmatrix}$  — вектор, определяющий неисправный датчик;  $\omega(t)$  — скорость вращения ротора движителя;  $k_B$  — коэффициент вязкого трения; J — момент инерции вращающихся частей движителя с учетом присоединенного момента инерции жидкости; I(t), L — соответственно, ток и индуктивность цепи якоря электродвигателя;  $k_{\omega}$ ,  $k_{\rm M}$  — соответственно, коэффициенты противоЭДС и крутящего момента;  $k_{\rm y}$  — коэффициент усиления усилителя мощности; M(t) — момент от взаимодействия гребного винта с вязкой средой, описываемый следующим выражением [5, 12]:

$$M(t) = F_m \left| \omega(t) \right| (s_{\tau}(t) + H_{\Gamma \Pi} C_r \omega(t)), \qquad (2)$$

где

$$s_{\tau}(t) = (K_s + H_{\Gamma \pi})\omega(t) - \frac{v_p(t)}{2} -$$
  
- sign( $\omega(t)$ ) $\sqrt{\left(K_s\omega(t) - \frac{v_p(t)}{2}\right)^2 + 2H_{\Gamma \pi}K_s\omega(t)^2};$   
 $H_{\Gamma \pi} = H + \delta_H \text{sign}(\omega(t));$   
 $v_p(t) = \begin{cases} v(t), \text{если sign}(\omega(t)) = \text{sign}(v(t));\\ 0, \text{если sign}(\omega(t)) \neq \text{sign}(v(t));\\ K_s = F_{\tau}/(4\rho S_{\pi}); \end{cases}$ 

v(t) — скорость перемещения окружающей жидкости относительно ПР вдоль оси винта;  $H_{r_{\rm II}}$  — гидродинамический шаг винта; H — геометрический шаг винта;  $\delta_H$  — гидродинамическая поправка на шаг винта;  $F_m$  — обобщенный коэффициент момента;  $F_{\tau}$  — обобщенный коэффициент тяги;  $C_r$  — коэффициент профильных потерь винта;  $\rho$  — плотность окружающей жидкости;  $S_{\rm II}$  — площадь диска винта;  $s_{\tau}$  — абсолютное скольжение винта;  $v_p$  — вспомогательная переменная.

Предлагаемый в статье метод синтеза систем аккомодации включает три основных этапа.

1. Обнаружение и локализация возникающих дефектов с помощью банка ДН, в котором каждый наблюдатель синтезируется по специальной процедуре таким образом, чтобы формируемая им невязка реагировала (была чувствительна) на появление в системе (1) различных комбинаций ненулевых функций  $d_1(t)$ ,  $d_2(t)$  и  $\tilde{\omega}(t)$ . Анализ с учетом всех невязок, формируемых банком ДН, позволяет точно определить каждый конкретный дефект.

2. Оценка значения ошибки  $\tilde{\omega}(t)$  в сигнале, получаемом от датчика угловой скорости, значения  $\tilde{R}(t)$  отклонения активного сопротивления якорной цепи двигателя от своего номинального значения, а также значения внешнего моментного воздействия  $\tilde{M}(t)$ . На этом этапе

вводятся дополнительные наблюдатели с переменной структурой (НПС) [13—15], построенные на основе редуцированных (имеющих меньшую размерность) моделей исходной системы (1). Это по сравнению с известными методами синтеза НПС [16—18] позволяет значительно уменьшить сложность процедуры идентификации дефектов и, тем самым, обеспечить их реализацию на бортовых ЭВМ роботов.

3. Формирование дополнительных управляющих воздействий, подаваемых на движители ПР, которые обеспечивают стабилизацию их динамических свойств и качественных показателей при возникновении перечисленных дефектов. Для этого предложено использовать методы построения самонастраивающихся корректирующих устройств [5], в которые вводятся полученные на предыдущем этапе оценки  $\tilde{\omega}(t)$ ,  $\tilde{R}(t)$  и  $\tilde{M}(t)$ .

# 3. Построение банка ДН для обнаружения и локализации дефектов

Поскольку число измеряемых датчиками переменных состояния движителя меньше, чем число возможных дефектов, то построить ДН, определяющие появление конкретного дефекта, не представляется возможным. Поэтому предлагается сформировать специальный банк наблюдателей, каждый из которых синтезируется так, чтобы формируемые ими невязки позволяли выявлять в системе (1) различные комбинации возникающих дефектов.

Ниже рассмотрен синтез указанных ДН, которые в общем виде описываются матричным дифференциальным уравнением [19]

$$\dot{x}_{*}(t) = A_{*}x_{*}(t) + B_{*}u(t) + W_{*}(t) + + J_{*}y(t) + K_{*}r(t), \qquad (3)$$
$$y_{*}(t) = C_{*}x_{*}(t),$$

где  $x_*(t) \in \mathbb{R}^k$  — вектор состояния ДН;  $y_*(t)$  выходной сигнал;  $A_* \in \mathbb{R}^{k \times k}$  — матрица динамических свойств ДН;  $B_* \in \mathbb{R}^{k \times 1}$  — вектор при управлении u(t);  $W_*(t) \in \mathbb{R}^k$  — вектор внешних возмущений;  $J_* \in \mathbb{R}^{k \times 2}$ ,  $K_* \in \mathbb{R}^{k \times 1}$  — соответственно матрица и вектор коэффициентов усиления;  $r(t) = \mathbb{R}_* y(t) - y_*(t)$  — невязка, формируемая ДН (r(t) = 0 при отсутствии дефекта, определяемого наблюдателем,  $r(t) \neq 0$  при его появлении);  $\mathbb{R}_* \in \mathbb{R}^{1 \times 2}$ ,  $C_* \in \mathbb{R}^{1 \times k}$  — векторыстроки; k — число переменных состояния ДН (порядок ДН).

Полагается [19], что при отсутствии дефектов выполняются равенства  $x_*(t) = \Phi x(t)$  и  $y_*(t) = R_* y(t)$  для матриц  $\Phi \in R^{k \times 2}$  и вектора  $R_*$ , удовлетворяющих условиям

$$\Phi A = A_* \Phi + J_* C, \quad R_* C_* = C \Phi. \tag{4}$$

Для того чтобы невязка r(t), формируемая ДН (3), становилась ненулевой при появлении в системе (1) ненулевых функций  $d_1(t)$  или  $d_2(t)$ , необходимо выполнение условия  $\Phi D_j \neq 0$  (где  $j = \overline{1,2}$  — номер столбца матрицы D), а для выявления ошибок в показаниях датчика скорости — условия  $J_*D_s \neq 0$ .

При записи матрицы *А*<sup>\*</sup> и вектора *C*<sup>\*</sup> в каноническом виде

$$A_* = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix}, \quad C_* = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix}$$

из уравнения (4) можно получить следующие выражения для строк матриц  $\Phi$  и  $J_*$  [19]:

$$\Phi_1 = R_*C; \ \Phi_i A = \Phi_{i+1} + J_{*i}A, \ i = \overline{1, k-1}; \qquad (5)$$
$$\Phi_k A = J_{*k}A,$$

где  $\Phi_i$  и  $J_{*i}$  — *i*-е строки матриц  $\Phi$  и  $J_*$ , i = 1, ..., k.

В работе [19] показано, что выражения (5) можно свести к одному уравнению

$$R_*CA^k = J_{*1}CA^{k-1} + J_{*2}CA^{k-2} + \dots + J_{*k}C, \quad (6)$$

которое представляет собою систему линейных алгебраических уравнений, содержащую 2k + 2 неизвестных. Поскольку для системы (1) возможно построение наблюдателей с размерностью не выше 2, то с учетом вида матриц A и C выражение (6) для синтезируемых ДН примет следующий вид:

• при k = 1

$$\begin{cases} R_{*1}a_{11} + R_{*2}a_{21} = J_{*11}, \\ R_{*1}a_{12} + R_{*1}a_{22} = J_{*12}; \end{cases}$$
(7)

• при k = 2

$$\begin{cases} R_{*1}a_{11}^{2} + R_{*2}a_{21}a_{12} + R_{*1}a_{12}a_{21} + R_{*2}a_{21}a_{22} = \\ = J_{*11}a_{11} + J_{*12}a_{21} + J_{*21}, \\ R_{*2}a_{22}^{2} + R_{*1}a_{12}a_{22} + R_{*1}a_{11}a_{12} + R_{*2}a_{12}a_{21} + \\ + R_{*1}a_{22} = J_{*11}a_{12} + J_{*12}a_{22} + J_{*22}, \end{cases}$$

$$(8)$$

где  $R_{*j}$ ,  $J_{*ij}$  — элементы векторов  $R_*$  и  $J_*$ , соответственно,  $j = \overline{1, 2}$ ,  $i = \overline{1, k}$ .

При синтезе ДН для нахождения матриц  $J_*$ ,  $R_*$ ,  $\Phi$ ,  $B_*$  и  $W_*$  использован следующий алгоритм.

1. Принять k = 1.

2. Ввести переменные  $R_{*1}$  и  $R_{*2}$  и задать матрицу  $\Phi = \begin{bmatrix} R_{*1} & R_{*2} \end{bmatrix}$ .

3. Решить систему уравнений (7), подобрав переменные  $R_{*1}$  и  $R_{*2}$  таким образом, чтобы

выполнить условие чувствительности либо нечувствительности ДН к определенной группе дефектов. Если решения уравнения (7) не существует, принять k = 2 и перейти к п. 4, в противном случае — перейти к п. 7

4. Используя уравнения (8), выразить  $J_{*21}$  и  $J_{*22}$  через  $R_{*1}$ ,  $R_{*2}$ ,  $J_{*11}$  и  $J_{*12}$ , которые принять свободными переменными.

5. Определить строки матрицы Ф, используя соотношения:  $\Phi_1 = \begin{bmatrix} R_{*1} & R_{*2} \end{bmatrix}, \quad \Phi_2 = \Phi_1 A - \begin{bmatrix} J_{*11} & J_{*12} \end{bmatrix}.$ 

6. Решить систему уравнений (8), подобрав свободные переменные  $R_{*1}$ ,  $R_{*2}$ ,  $J_{*11}$  и  $J_{*12}$  таким образом, чтобы выполнить условия чувствительности либо нечувствительности ДН к определенной группе дефектов.

7. Определить матрицы  $B_*$  и  $W_*(t)$ , используя равенства:  $B_* = \Phi B$ ,  $W_*(t) = \Phi W(t)$ .

8. Выбрать матрицу  $K_*$  так, чтобы матрица  $A_{**} = A_* - K_*C_*$  имела собственные числа с отрицательными вещественными частями. Поскольку матрицы  $A_*$  и  $C_*$  имеют канонический вид, то матрица  $K_*$  всегда существует.

Используя указанный алгоритм и уравнения (1), формируются все ДН:

1) ДН<sup>(1)</sup> первого порядка, фиксирующий появление в системе (1) ненулевых функций  $d_2(t)$ и  $\tilde{\omega}(t)$ , но инвариантный к  $d_1(t)$ :

$$\dot{x}_{*}^{(1)}(t) = -\frac{k_{\omega}}{L} y_{1}(t) - \frac{R}{L} y_{2}(t) + \frac{k_{y}}{L} u(t) + k^{(1)} r^{(1)}(t), \qquad (9)$$
$$y_{*}^{(1)}(t) = x_{*}^{(1)}(t), \quad r^{(1)}(t) = y_{2}(t) - y_{*}^{(1)}(t);$$

2) ДН<sup>(2)</sup> первого порядка, фиксирующий появление в системе (1) ненулевых функций  $d_1(t)$ и  $\tilde{\omega}(t)$ , но инвариантный к  $d_2(t)$ :

$$\dot{x}_{*}^{(2)}(t) = -\frac{k_{\rm B}}{J} y_{1}(t) + \frac{k_{\rm M}}{J} y_{2}(t) - \frac{M(t)}{J} + k^{(2)} r^{(2)}(t),$$
(10)  
$$y_{*}^{(2)}(t) = x_{*}^{(2)}(t), \quad r^{(2)}(t) = y_{1}(t) - y_{*}^{(2)}(t);$$

3) ДН<sup>(3)</sup> второго порядка, фиксирующий появление в системе (1) ненулевых функций  $d_1(t)$ и  $d_2(t)$ , но инвариантный к  $\tilde{\omega}(t)$ :

$$\begin{aligned} \dot{x}_{*1}^{(3)}(t) &= x_{*2}^{(3)}(t) + \left(-\frac{k_{\rm B}}{J} - \frac{R}{L}\right) y_2(t) + \\ &+ \frac{k_{\rm y}}{L} u(t) + k_1^{(3)} r^{(3)}(t), \\ \dot{x}_{*2}^{(3)}(t) &= \left(-\frac{k_{\rm M} k_{\omega}}{JL} - \frac{k_{\rm B} R}{JL}\right) y_2(t) + \\ &+ \frac{k_{\rm B} k_{\rm y}}{JL} u(t) + \frac{M(t) k_{\omega}}{JL} + k_2^{(3)} r^{(3)}(t), \\ y_{*}^{(3)}(t) &= x_{*1}^{(3)}(t), \quad r^{(3)}(t) = y_2(t) - y_{*}^{(3)}(t), \end{aligned}$$

где  $x_{*}^{(q)}(t)$ ,  $y_{*}^{(q)}(t)$  и  $r^{(q)}(t)$  — элементы вектора состояния, выход и невязка *q*-го ДН ( $q = \overline{1,3}$ ), соответственно.







Банк ДН (9)-(11), структурная схема которого приведена на рис. 1, определяет факт и время появления ненулевых функций  $d_1(t)$ ,  $d_2(t)$  и  $\tilde{\omega}(t)$  в системе (1). Решение о типе конкретного дефекта принимается с помощью невязок  $r^{(1)}(t)$ ,  $r^{(2)}(t)$  и  $r^{(3)}(t)$  по правилам: 1) если  $r^{(1)}(t) = 0$ ,  $r^{(2)}(t) = 0$  и  $r^{(3)}(t) = 0$ , то

дефектов в движителе нет;

2) если  $r^{(1)}(t) = 0$ ,  $r^{(2)}(t) \neq 0$  и  $r^{(3)}(t) \neq 0$ , то в системе (1) появилась ненулевая функция  $d_1(t)$ (появился внешний момент на валу двигателя);

3) если  $r^{(1)}(t) \neq 0$ ,  $r^{(2)}(t) = 0$  и  $r^{(3)}(t) \neq 0$ , то в системе (1) появилась ненулевая функция  $d_{2}(t)$  (произошло отклонение активного сопротивления якорной цепи двигателя от своего номинального значения):

4) если  $r^{(1)}(t) \neq 0$ ,  $r^{(2)}(t) \neq 0$  и  $r^{(3)}(t) = 0$ , то в системе (1)  $\tilde{\omega}(t) \neq 0$  (появилась ошибка в сигнале, получаемом от датчика угловой скорости):

5) если  $r^{(1)}(t) \neq 0$ ,  $r^{(2)}(t) \neq 0$  и  $r^{(3)}(t) \neq 0$ , то одновременно возникло нескольких дефектов, которые не удается определить с помощью построенного банка ДН и необходимо прекратить выполняемую ПР миссию.

#### 4. Построение НПС

В настоящее время одним из перспективных подходов к идентификации дефектов является использование НПС. Описанные в работах [16—18] методы построения таких наблюдателей предполагают наложение на систему (1) ряда существенных ограничений и построения ДН полного порядка, что усложняет процедуру точной идентификации дефектов в движителях ПР. Поэтому для решения задачи точной оценки значений  $\tilde{\omega}(t), \tilde{R}(t)$  и  $\tilde{M}(t)$  использованы НПС. построенные на основе редуцированных моделей системы (1). Подробное описание процедуры синтеза таких наблюдателей приведено в работах [13—15].

Из выражений (9)—(11) видно, что неизвестные функции  $d_1(t)$  и  $d_2(t)$  могут быть вычислены с использованием только ДН<sup>(1)</sup> или ДН<sup>(2)</sup>. Поэтому построение релуцированных моделей исходной системы целесообразно осуществлять, беря за основу именно эти наблюдатели. Тогда в общем виде

полученные модели первого порядка будут описываться уравнениями [13]

$$\dot{x}_*(t) = B_*u(t) + J_*y(t) + W_*(t) + \Phi Dd(t);$$
  
$$y_*(t) = x_*(t),$$

а НПС — системой уравнений [13]

$$\hat{x}_{*}(t) = B_{*}u(t) + J_{*}y(t) + W_{*}(t) + \Phi D\gamma(t) + K_{*}\hat{e}_{y}(t);$$
  
$$\hat{y}_{*}(t) = \hat{x}_{*}(t),$$
(12)

где  $\hat{x}_*(t), \hat{y}_*(t)$  — состояние и выход НПС, соответственно;  $\hat{e}_{v}(t) = y_{*}(t) - \hat{y}_{*}(t)$  — ошиб-

ка по выходу;  $\gamma(t) = \begin{cases} g \frac{\hat{e}_y(t)}{\|\hat{e}_y(t)\|}, \text{ если } \hat{e}_y(t) \neq 0, \\ \end{cases}$ 0 в противном случае;

*g* — скаляр.

При выборе наблюдатель (12) асимптотически устойчив [13], т. е. ошибка оценивания  $\hat{e}(t) = x_*(t) - \hat{x}_*(t) \rightarrow 0$  при  $t \rightarrow \infty$ . Оценка значения функции d(t) может быть проведена при использовании фильтра низких частот (ФНЧ) [20]:  $d(t) = \gamma_{0}(t)$ , где d(t) — полученная наблюдателем (12) оценка функции d(t);  $\gamma_{3}(t)$  — значение функции  $\gamma(t)$  на выходе ФНЧ.

С учетом выражений (9), (10) и (12) для движителей ПР были получены следующие НПС: 1) НПС<sup>(1)</sup> для оценки значения  $\tilde{M}(t)$ :

$$\dot{\hat{x}}_{*}^{(1)}(t) = -\frac{k_{\rm B}}{J} y_{1}(t) + \frac{k_{\rm M}}{J} y_{2}(t) - -\frac{M(t)}{J} + \hat{k}^{(1)} \hat{e}_{y}^{(1)}(t) + \gamma^{(1)}(t), \quad (13)$$

$$\hat{y}_{*}^{(1)}(t) = \hat{x}_{*}^{(1)}(t), \quad \hat{e}_{y}^{(1)}(t) = y_{1}(t) - \hat{y}_{*}^{(1)}(t), \\
\tilde{M}(t) = -\gamma_{9}^{(1)}(t)J;$$

2) НПС<sup>(2)</sup> для идентификации  $\tilde{R}(t)$ :

$$\dot{\hat{x}}_{*}^{(2)}(t) = -\frac{k_{\omega}}{L} y_{1}(t) - \frac{R}{L} y_{2}(t) + \frac{k_{y}}{L} u(t) + \hat{k}^{(2)} \hat{e}_{y}^{(2)}(t) + \gamma^{(2)}(t),$$
  
$$\hat{y}_{*}^{(2)}(t) = \hat{x}_{*}^{(2)}(t), \quad \hat{e}_{y}^{(2)}(t) = y_{2}(t) - \hat{y}_{*}^{(2)}(t), \quad (14)$$
  
$$\tilde{R}(t) = -\gamma_{9}^{(2)}(t) L/I(t).$$

Аналогично можно оценить значение ошибки  $\tilde{\omega}(t)$  в показаниях датчика угловой скорости вращения движителя ПР с учетом редуцированной модели, построенной на основе ДH<sup>(1)</sup>, используя уравнения [15]

$$\dot{x}_*(t) = B_*u(t) + J_*y(t) + W_*(t) + J_*D_sd_s(t);$$
  
$$y_*(t) = x_*(t).$$

Построенный на основе этой модели НПС<sup>(3)</sup> имеет следующий вид:

$$\dot{\hat{x}}_{*}^{(3)}(t) = -\frac{k_{\omega}}{L} y_{1}(t) - \frac{R}{L} y_{2}(t) + \frac{k_{y}}{L} u(t) + \hat{k}^{(3)} \hat{e}_{y}(t) + \frac{k_{\omega}}{L} \gamma^{(3)}(t);$$
(15)  
$$\hat{x}_{*}^{(3)}(t) = \hat{x}_{*}^{(3)}(t) + \hat{x}_{*}^{(3)}(t);$$
(15)

$$\hat{y}_{*}^{(3)}(t) = \hat{x}_{*}^{(3)}(t); \quad \hat{e}_{y}^{(3)}(t) = y_{2}(t) - \hat{y}_{*}^{(3)}(t);$$
$$\tilde{\omega}(t) = \gamma_{9}^{(3)}(t).$$



Рис 2. Структурная схема дополнительных НПС

Fig. 2. Functional block diagram of the additional sliding mode observers

Структурная схема полученных НПС (13)—(15) приведена на рис. 2.

Полученные НПС (13)—(15) позволяют решить задачу идентификации дефектов в движителях ПР. Если эти дефекты не являются глобальными, то последствия их появления, снижающие качество работы движителей, могут быть устранены с помощью специальных систем аккомодации, рассмотренных ниже.

#### 5. Формирование дополнительных управляющих воздействий в системе аккомодации

При создании систем аккомодации к дефектам целесообразно использовать метод синтеза самонастраивающихся корректирующих устройств [5], который с помощью специального закона изменения управляющего сигнала u(t) позволяет придать движителям желаемые динамические свойства, стабилизируя их параметры, в том числе и при возникновении дефектов, приводящих к появлению ненулевых функций  $\tilde{M}(t)$ ,  $\tilde{R}(t)$  и  $\tilde{\omega}(t)$ .

> Так как влияние индуктивности обмоток на динамику движителей незначительно при малых изменениях скоростей их вращения, то индуктивностью можно пренебречь, существенно упрощая синтез закона управления, а систему уравнений (1) можно записать в упрощенном виде [5]:

Тягу реального движителя ПР можно описать уравнением [5]

$$T(t) = F_{\tau} \left| \omega(t) \right| s_{\tau}(t), \tag{17}$$

а его желаемую динамику — дифференциальным уравнением первого порядка с постоянными коэффициентами:

$$T_d \dot{T}(t) + T(t) = T_{\mathfrak{K}}(t) \tag{18}$$

где  $T_{\rm m}(t)$  — желаемая тяга двигателя;  $T_d$  — постоянный коэффициент.

Продифференцировав выражение (17) по времени и (в силу большой инерционности ПР) пренебрегая про-изводными от v(t), можно получить:

$$\dot{T}(t) = F_{\tau} \frac{k_{\rm M} k_{\rm y} u(t) - k_{\rm M} k_{\omega} \omega(t) - (R + \tilde{R}(t)) (M(t) + \tilde{M}(t))}{(R + \tilde{R}(t)) J} N(t),$$
(19)

где 
$$N(t) = s_{\tau}(t)\operatorname{sign}(\omega(t)) + |\omega(t)| \left( K_s + H_{\Gamma \Pi} - \frac{K_s \left( (K_s + 2H_{\Gamma \Pi})\omega(t) - v(t)/2 \right) \operatorname{sign}\omega(t)}{\sqrt{\left( K_s \omega(t) - v(t)/2 \right)^2 + 2H_{\Gamma \Pi} K_s \omega(t)^2}} \right)$$

Для стабилизации динамических свойств движителей при появлении дефектов, приводящих к появлению ошибок датчиков скоростей их вращения, к изменению значений активных сопротивлений электродвигателей и к появлению дополнительных внешних моментных воздействий на их валах, необходимо ввести такой закон изменения управляющего сигнала u(t), при котором будет обеспечено равенство величин  $\dot{T}(t)$ , полученных из уравнений (18) и (19). Решив систему уравнений (18), (19) относительно u(t), а также учитывая соотношение для тяги (17) и момента (2), можно получить искомый закон управления, обеспечивающий аккомодацию к дефектам:

$$u(t) = \left(J \frac{T_{\mathsf{x}}(t) - F_{\tau} |\omega(t)| s_{\tau}(t)}{T_d F_{\tau} N(t)} + \frac{k_{\mathsf{M}} k_{\omega}}{R + \tilde{R}(t)} + F_m |\omega(t)| (s_{\tau}(t) + H_{\mathsf{F}\mathsf{A}} C_r \omega(t)) + \tilde{M}(t) \right) \frac{R + \tilde{R}(t)}{k_{\mathsf{M}} k_{\mathsf{Y}}},$$
(20)

который позволяет компенсировать последствия появления любого из трех указанных дефектов, приводящих к появлению ненулевых функций  $\tilde{M}(t)$ ,  $\tilde{R}(t)$  и  $\tilde{\omega}(t)$ . При этом, если выявляется



Рис. 3. Структурная схема системы аккомодации к дефектам в движителе ПР

Fig. 3. Functional block diagram of the fault accommodation system for thruster of underwater robot

ошибка в показаниях датчика угловой скорости, то формируется оценка реальной скорости вращения вала движителя  $\omega_{\text{оц}}(t) = \omega(t) - \tilde{\omega}(t)$ , которая используется при формировании сигнала (20) вместо сигнала  $\omega(t)$ , получаемого от дефектного датчика скорости.

Обобщенная структурная схема синтезированной системы аккомодации к дефектам в движителе ПР показана на рис. 3. При ее работе банк из трех ДН (9)—(11) формирует невязки  $r^{(1)}(t)$ ,  $r^{(2)}(t)$  и  $r^{(3)}(t)$ , которые в блоке локализации дефектов позволяют обнаружить тип дефекта. Если какой-либо дефект выявлен, то в соответствующем ему НПС (13)—(15) определяются величины  $\tilde{M}(t)$ ,  $\tilde{R}(t)$  или  $\tilde{\omega}(t)$ , с учетом которых формируется управляющий сигнал (20), обеспечивающий создание движителем желаемой тяги  $T_{\rm ж}(t)$  с одновременной компенсацией последствий появляющихся дефектов.

#### 6. Исследование качества работы движителей ПР с синтезированной системой аккомодации

Для проверки эффективности предложенной системы аккомодации было проведено математическое моделирование, в процессе которого исследовалось влияние возникающих дефектов на ошибку отслеживания ПР заданной программной траектории и качество компенсации последствий этих дефектов предложенной системой аккомодации.

При моделировании рассматривался автономный ПР массой 170 кг, оснащенный ранее спроектированной высококачественной системой управления, которая из-за ограничений объема статьи в данной работе не приведена, но детально описана в работе [21]. Указанная система управления ПР, формирующая желаемую тягу  $T_{\rm ж}(t)$  для каждого из движителей ПР, содержит нелинейный регулятор, обеспечивающий его желаемые динамические характеристики при номинальных значениях параметров, и адаптивный регулятор с самонастройкой по эталонной модели, гарантирующей качественную работу этих движителей даже при переменных и точно неизвестных параметрах ПР. Эта система управления без учета возможных дефектов движителей обеспечивает его точное движении по сложным пространственным траекториям независимо от изменения массы и моментов инерции ПР, от гидростатических и гидродинамических сил и моментов, а также от присоединенных масс и моментов инерции жидкости.

Для управления ПР использовались одинаковые движители со следующими параметрами:  $k_{\rm B} = 67,5610 \cdot 10^{-5} \, {\rm H} \cdot {\rm m} \cdot {\rm c}/{\rm pad}; J = 0,025 \, {\rm kr} \cdot {\rm m}^2;$  $R = 0,65 \, {\rm Om}; L = 0,00026 \, {\rm Fh}; k_{\odot} = 0,135 \, {\rm B} \cdot {\rm c}/{\rm pad};$  $k_{\rm y} = 27,71; k_{\rm M} = 0,135 \, {\rm H} \cdot {\rm m}/{\rm A}; F_{\tau} = 4 \, {\rm H} \cdot {\rm c}^2/{\rm M};$  $T_d = 0,1; H_{\rm rg} = 0,12 \, {\rm m}; \, \delta_H = 0,002 \, {\rm m}; \, C_r = 0,12;$  $S_{\rm g} = 0,01 \, {\rm m}^2; F_m = 0,075 \, {\rm H} \cdot {\rm c}^2.$  В процессе моделирования дефекты появлялись только в одном движителе, обеспечивающем продольное движение ПР.

Цифрой 1 на рис. 4 показаны изменения ошибок отслеживания ПР заданной программной траектории, описываемой уравнениями x(t) = 1.1t м,  $y(t) = 10\cos(0,02t) - 10$  м, z(t) = 5 м, при отсутствии и возникновении различных дефектов с использованием системы аккомодации. При этом максимальное отклонение ПР от указанной траектории не превышает 0,22 м, однако возникновение дефектов в движителях без введения системы аккомодации, как будет показано ниже, может приводить к существенному снижению точности движения.

Цифрой 2 на рис. 4 обозначена ошибка слежения ПР без использования системы аккомодации, при появлении в момент времени t = 100 с дополнительного момента на валу двигателя  $\tilde{M}(t) = 1, 5M(t)$ . Указанный дефект привел к непрерывному увеличению ошибки слежения



Рис. 4. Изменения ошибок слежения ПР при возникновении дефектов

Fig. 4. Process of changing underwater robot dynamic error in case of faults

с 0,22 м до 1,1 м всего за 150 с (ошибка слежения увеличилась в 5 раз).

Цифрой 3 обозначена ошибка слежения ПР без использования системы аккомодации при увеличении активного сопротивления якоря двигателя на 20 % ( $\tilde{R}(t) = 0,13$  Ом) в момент времени t = 130 с. В этом случае ошибка движения ПР по траектории увеличивается не сильно (на 15 %). Поэтому полученная информация в основном служит индикатором для изменения режима (скорости) движения ПР, а возможно, и полного прекращения ПР его миссии для исключения перегрева двигателя и возможного выхода его из строя из-за пробоя обмотки.

Цифрой 4 на рис. 4 обозначен график ошибки слежения ПР при возникновении в момент времени t = 150 с ошибки в показаниях датчика угловой скорости  $\tilde{\omega}(t) = 10$  рад/с, которая составляет около 30 % от средней скорости вращения движителя. При отсутствии системы аккомодации это привело к увеличению ошибки слежения в 4,3 раза.

Таким образом, результаты моделирования показали, что при возникновении любого из рассмотренных дефектов применение предложенной системы аккомодации позволило практически полностью сохранить исходную точность движения ПР по предписанной траектории, т. к. ошибка движения по этой траектории при появлении указанных дефектов увеличивалась не более чем на 1 %.

#### Заключение

В статье предложен новый метод синтеза систем аккомодации, обеспечивающих своевременное обнаружение, определение значения и компенсацию последствий появления незначительных дефектов, возникающих в движителях ПР. Результаты моделирования подтвердили работоспособность и высокое качество работы синтезированных систем. Предложенные системы аккомодации достаточно просты и имеют малую вычислительную сложность реализации. Это позволяет обеспечить их реализацию на типовых бортовых вычислителях ПР.

#### Список литературы

1. Инзарцев А. В., Киселев Л. В., Костенко В. В., Матвиенко Ю. В., Павин А. М., Щербатюк А. Ф. Подводные робототехнические комплексы: системы, технологии, применение. Владивосток: Изд-во ИПМТ ДВО РАН, 2018. 368 с.

2. Инзарцев А. В., Грибова В. В., Клещев А. С. Интеллектуальная система для формирования адекватного поведения автономного подводного робота в аварийных ситуациях // Подводные исследования и робототехника. 2015. № 2 (20). С. 4—11. 3. Chirikjian G. S. Robotic Self-replication, Self-diagnosis, and Self-repair: Probabilistic Considerations // Distributed Autonomous Robotic Systems. 2009. N. 8. P. 273–281.

4. Филаретов В. Ф., Зуев А. В., Жирабок А. Н., Проценко А. А., Subudhi В. Метод синтеза систем непрерывной аккомодации к дефектам в навигационно-пилотажных датчиках автономных подводных роботов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 4. С. 282—288.

5. Филаретов В. Ф., Лебедев А. В., Юхимец Д. А. Устройства и системы управления подводных роботов. М.: Наука, 2005. 270 с.

6. **Zhu D., Sun B.** Information fusion fault diagnosis method for unmanned underwater vehicle thrusters // IET Electrical Systems in Transportation. 2013. Vol. 3, N. 4. P. 102–111.

7. **Wang J.** Fault Diagnosis of Underwater Vehicle with FNN // Proc. of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation. 2012. P. 2931–2934.

8. **Zhao B., Skjetne R., Blanke M., Dukan F.** Particle Filter for Fault Diagnosis and Robust Navigation of Underwater Robot // IEEE Transactions on Control Systems Technology. 2014. Vol. 22, N. 6. P. 2399–2407.

9. **Wang J. G.** Fault Diagnosis of Underwater Vehicle with Neural Network // Proc. of the 24th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). 2012. P. 1613–1617.

10. Xiao Liang, Wei Li, Linfang Su, Han Yin, Jun Zhao. Thruster Fault Diagnosis of Autonomous Underwater Vehicles Based on Least Disturbance Wavelet Neural Network // Proc. of the Second International Conference on Computer Modeling and Simulation. Sanya, Hainan, China. 2010. P. 78–82.

11. **Nilanjan Sarkar.** Fault-Accommodating Thruster Force Allocation of an AUV Considering Thruster Redundancy and Saturation // IEEE Transactions on Robotics and Automation. 2002. P. 223–233.

12. Агеев М. Д. Упрощенная методика расчета движителей для АПА // Подводные роботы и их системы. Владивосток: Дальнаука, 1995. С. 33—49.

13. **Жирабок А. Н., Зуев А. В., Шумский А. Е.** Методы диагностирования линейных систем на основе скользящих наблюдателей // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 6. С. 73–89.

14. **Жирабок А. Н., Зуев А. В., Шумский А. Е.** Диагностирование линейных динамических систем: подход на основе скользящих наблюдателей // Автоматика и телемеханика. 2020. № 2. С. 18—35.

15. Жирабок А. Н., Зуев А. В., Шумский А. Е. Идентификация дефектов в датчиках технических систем с использованием скользящих наблюдателей // Измерительная техника. 2019. № 10. С. 21–28.

16. Edwards C., Spurgeon S., Patton R. Sliding Mode Observers for Fault Detection and Isolation // Automatica. 2000. Vol. 36. P. 541–553.

17. He J., Zhang C. Fault Reconstruction Based on Sliding Mode Observer for Nonlinear Systems // Mathematical Problems in Engineering. 2012. Vol. 2012. P. 1–22.

18. Alwi H., Edwards C. Fault Tolerant Control Using Sliding Modes with On-line Control Allocation // Automatica. 2008. Vol. 44. P. 1859–1866.

19. Шумский А. Е., Жирабок А. Н. Методы и алгоритмы диагностирования и отказоустойчивого управления динамическими системами. Владивосток: Изд-во ДВГТУ, 2009. 196 с.

20. Уткин В. И. Скользящие режимы и их применение в системах с переменной структурой. М.: Наука, 1974. 272 с.

21. **Филаретов В. Ф., Юхимец Д. А.** Особенности синтеза высокоточных систем управления скоростным движением и стабилизацией подводных аппаратов в пространстве. Владивосток: Дальнаука. 2016. 400 с.

### Development of Accommodation System for Faults in Thrusters of Underwater Robots

V. F. Filaretov<sup>1, 2</sup>, filaret@iacp.dvo.ru, A. V. Zuev<sup>3</sup>, zuev@iacp.dvo.ru,

A. N. Zhirabok<sup>2, 3</sup>, zhirabok@mail.ru, A. A. Protsenko<sup>3</sup>, protsenkoalan@yandex.ru,

<sup>1</sup> Institute of Automation and Control Processes, Far Eastern Branch, Russian Academy of Sciences, Vladivostok, 690041, Russian Federation,

viaulvoslok, 690041, Russian Federation,

<sup>2</sup> Far Eastern Federal University, Vladivostok, 690950, Russian Federation,

<sup>3</sup> Institute of Marine Technology Problems, Far Eastern Branch, Russian Academy of Sciences,

Vladivostok, 690091, Russian Federation

Corresponding author: Protsenko A. A., Junior Researcher, Institute of Marine Technology Problems, Far Eastern Branch, Russian Academy of Sciences, Vladivostok, 690091, Russian Federation, e-mail: protsenkoalan@yandex.ru

Accepted on January 26, 2021

#### Abstract

The article discusses a solution to the problem of increasing the reliability of operation of underwater robots through the use of accommodation systems that compensate for the consequences of faults that appear in the thrusters. The following types of faults were considered: 1) a fault in the rotation speed sensor of thruster, causing error in its readings; 2) overheating of the motor or short-circuiting of several turns of the winding of its armature circuit, causing a change in the value of electrical resistance; 3) the appearance of an unknown external torque effect on the engine shaft, including when winding plants on the propeller. A new method for constructing accommodation systems is proposed, which contains three stages. At the first, the detection of emerging faults is carried out using the bank of diagnostic observers. Each observer is synthesized according to a special procedure in such a way that the residual formed by it is sensitive to the appearance of various combinations of possible faults. This allows to detect each specific fault. At the second stage, the values of sensor errors and deviations of the parameters of the thruster from their nominal values are estimated by additional variable structure observers. At the third stage, additional control signals for robot's thrusters are formed. They ensure the stabilization of dynamic properties and quality indicators of thrusters in the event of faults. The results of mathematical modeling are presented, which have confirmed the operability and high efficiency of the synthesized accommodation system.

Keywords: underwater robot, thruster, sensor, fault, observer, diagnosis, identification, accommodation

Acknowledgements: This work was supported by RFBR grants 20-38-70161 and 19-08-00347, as well as by the Scholarship of President of Russian Federation (SP-3252.2019.5).

For citation:

Filaretov V. F., Zuev A. V., Zhirabok A. N., Protsenko A. A. Development of Accommodation System for Faults in Thrusters of Underwater Robots, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie,* 2021, vol. 22, no. 5, pp. 262–271.

DOI: 10.17587/mau.22.262-271

#### References

1. Inzartsev A. V., Kiselev L. V., Kostenko V. V., Matvienko Yu. V., Pavin A. M., Shcherbatyuk A. F. Underwater robotic systems: systems, technologies, applications, Vladivostok, Publishing house of IPMT DVO RAN, 2018, 368 p. (in Russian).

2. Inzartsev A. V., Gribova V. V., Kleshchyov A. S. Intelligent system for the formation of behavior of an autonomous underwater robot in emergency situations, *Podvodnye issledovaniya i robototekhnika*, 2015, no. 2 (20), pp. 4–11 (in Russian).

3. Chirikjian G. S. Robotic Self-replication, Self-diagnosis, and Self-repair: Probabilistic Considerations, *Distributed Autonomous Robotic Systems*, 2009, no. 8, pp. 273–281.

4. Filaretov V. F., Zuev A. V., Zhirabok A. N., Protsenko A. A., Subudhi B. Method of synthesis of continuous systems of accommodation to the faults in navigation sensors of autonomous underwater robots, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no 4, pp. 282–288 (in Russian).

5. **Filaretov V. F., Lebedev A. V., Yuhimets D. A.** Devices and control systems of underwater robots, Moscow, Nauka, 2005, 270 p. (in Russian).

6. **Zhu D., Sun B.** Information fusion fault diagnosis method for unmanned underwater vehicle thrusters, *IET Electrical Systems in Transportation*, 2013, vol. 3, no. 4, pp. 102–111.

7. Wang J. Fault Diagnosis of Underwater Vehicle with FNN, *Proc. of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation*, 2012, pp. 2931–2934.

8. Zhao B., Skjetne R., Blanke M., Dukan F. Particle Filter for Fault Diagnosis and Robust Navigation of Underwater Robot, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2014, vol. 22, no. 6, pp. 2399–2407.

9. Wang J. G. Fault Diagnosis of Underwater Vehicle with Neural Network, *Proc. of the 24th Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, 2012, pp. 1613–1617.

10. Xiao Liang, Wei Li, Linfang Su, Han Yin, Jun Zhao. Thruster Fault Diagnosis of Autonomous Underwater Vehicles Based on Least Disturbance Wavelet Neural Network, *Proc. of the Second International Conference on Computer Modeling and Simulation*, Sanya, Hainan, China, 2010, pp. 78–82.

11. **Nilanjan Sarkar.** Fault-Accommodating Thruster Force Allocation of an AUV Considering Thruster Redundancy and Saturation, *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 2002, pp. 223–233.

12. Ageev M. D. Simplified methodology for calculating UR propulsion devices, *Podvodnye roboty i ih sistemy*, Vladivostok, Dal'nauka, 1995, pp. 33–49 (in Russian).

13. **Zhirabok A. N., Zuev A. V., Shumskij A. E.** Methods for diagnosing linear systems based on sliding observers, *Izvestiya RAN*. *Teoriya i Sistemy Upravleniya*, 2019, no. 6, pp. 73–89 (in Russian).

14. **Zhirabok A. N., Zuev A. V., Shumskij A. E.** Diagnosing Linear Dynamical Systems: A Sliding Observer Approach, *Avtomatika i telemekhanika*, 2020, no. 2, pp. 18–35 (in Russian).

15. **Zhirabok A. N., Zuev A. V., Shumskij A. E.** Identification of faults in sensors of technical systems using sliding observers, *Izmeritel'naya Tekhnika*, 2019, no. 10, pp. 21–28 (in Russian).

16. Edwards C., Spurgeon S., Patton R. Sliding Mode Observers for Fault Detection and Isolation, *Automatica*, 2000, vol. 36, p. 541–553.

17. He J., Zhang C. Fault reconstruction based on sliding mode observer for nonlinear systems, *Mathematical Problems in Engineering*, 2012, vol. 2012, pp. 1–22.

18. Alwi H., Edwards C. Fault Tolerant Control Using Sliding Modes with On-line Control Allocation, *Automatica*, 2008, vol. 44, p. 1859–1866.

19. Shumskij A. E., Zhirabok A. N. Methods and algorithms for diagnosing and fault-tolerant control of dynamic systems, Vladivostok, DVGTU, 2009, 196 p. (in Russian).

20. Utkin V. I. Sliding Modes and Their Application in Variable Structure Systems, Moscow, Nauka, 1974, 272 p. (in Russian).

21. Filaretov V. F., Yuhimets D. A. Features of the synthesis of high-precision control systems for high-speed movement and stabilization of underwater vehicles in space, Vladivostok, Dal'nauka, 2016, 400 p. (in Russian).

# ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.73.018.7

DOI: 10.17587/mau.22.272-280

С. Г. Пушков, д-р техн. наук, гл. науч. сотр., nio9@lii.ru, Л. Л. Ловицкий, вед. инженер, nio9@lii.ru, О. Ю. Горшкова, вед. инженер, nio9@lii.ru, И. В. Малахова, вед. инженер, nio9@lii.ru, АО "Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова", г. Жуковский

### Математическое моделирование аэродинамических погрешностей в технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем при проведении летных испытаний самолета

Дается общая характеристика технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем, разработанной и получившей применение в практике летных испытаний в AO «ЛИИ им. М. М. Громова». Изложены особенности решения задач математического моделирования аэродинамических погрешностей средств определения воздушных параметров самолета. Представлены факторы аэродинамических погрешностей, структура математических моделей, взаимосвязь решаемых в рамках технологии задач моделирования погрешностей с построением летного эксперимента. В основу идентификации и верификации математических моделей положено комплексное решение задач определения действительных значений воздушных параметров, определения аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений в условиях летного эксперимента.

Приведены новые результаты математического моделирования погрешностей в испытаниях на больших углах атаки в 2018 г. среднемагистрального и ближнемагистрального самолетов. Результаты подтверждают эффективность технологии в решении задач информационного обеспечения летных испытаний воздушных судов на больших углах атаки, моделирования аэродинамических погрешностей, оценивания средств определения воздушных параметров. Применяемые методы моделирования позволяют выделить в математических моделях аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений даже факторы очень слабого аэродинамического влияния, соизмеримого с минимальными инструментальными погрешностями датчиков давления.

Ключевые слова: самолет, приемники воздушных давлений, аэродинамические погрешности, летные испытания

#### Введение

С появлением и началом использования в авиации спутниковых навигационных систем (СНС) средства траекторных измерений на их основе получили широкое применение в мировой практике летных испытаний. Эффективность их применения наиболее показательна в задачах определения аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений (ПВД), оценки средств определения воздушных параметров (СВП) [1—10].

С применением СНС в АО "ЛИИ им. М. М. Громова" разработана и внедрена в практику летных испытаний воздушных судов (ВС) технология определения действительных значений воздушных параметров, оценивания средств определения воздушных параметров, которая позволила в значительной степени изменить процедуру испытаний, повысить качество результатов. В 2000—2020 гг. с применением новой технологии было успешно проведено более 100 опытно-конструкторских и сертификационных испытаний ВС различного типа с задачами оценки бортовых СВП, вертикального эшелонирования, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик объектов.

В данной работе наряду с общей характеристикой средств и методов технологии внимание будет уделено важной решаемой в рамках технологии задаче математического моделирования аэродинамических погрешностей СВП.

# Технология оценивания СВП с применением СНС

Рассматриваемая технология предназначена для использования при испытаниях ВС нового поколения, оборудованных высокоточными системами воздушных данных и инерциальными навигационными системами. Представляет собой комплекс взаимосвязанных методов, методик испытаний, позволяющих решить задачи оценки СВП на режимах горизонтального установившегося полета (ГП), неустановившегося полета (на больших углах атаки (БУА) и при полете со скольжением), взлета—посадки с применением спутниковых средств измерения траекторных параметров, штатных бортовых средств пилотажнонавигационного оборудования и средств измерения давлений повышенной точности.

В число основных задач, решаемых с применением данной технологии, входят следующие:

- определение аэродинамических погрешностей ПВД и оценка погрешностей СВП в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей ВС;
- оценка погрешностей средств вертикального эшелонирования ВС;
- определение аэродинамических погрешностей ПВД в летных испытаниях ВС на режимах торможения до скоростей сваливания;
- определение аэродинамических погрешностей по скорости на режимах взлета, посадки.
   Последовательность решения задач выстраи-

Последовательность решения задач выстраивается из условия, что результаты, полученные на первом этапе испытаний ВС (по определению аэродинамических погрешностей ПВД, оценке работы штатного оборудования в режимах горизонтального установившегося полета) позволяют использовать испытываемый самолет в качестве самолета-зондировщика при решении последующих, более сложных задач летного эксперимента.

Решение задач на всех этапах испытаний ВС включает:

- определение параметров состояния атмосферы (статического давления, температуры, вектора скорости ветра);
- определение действительных значений воздушных параметров в испытательных режимах полета (воздушной, индикаторной земной скорости, числа М, барометрической высоты, углов атаки, скольжения);
- математическое моделирование аэродинамических погрешностей ПВД, датчиков аэродинамических углов.

Используются косвенные, расчетно-экспериментальные, методы определения действительных значений воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД с применением средств траекторных измерений [11]. В основу математического моделирования, идентификации и верификации математических моделей положено комплексное решение задач определения действительных значений воздушных параметров, определения аэродинамических погрешностей ПВД в условиях летного эксперимента.

Обязательным условием полноты решения задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД является определение характеристик восприятия как статического, так и полного давлений в ожидаемых условиях эксплуатации, а также в области критических значений угла атаки [3—6, 12].

Методика летных испытаний по определению аэродинамических погрешностей ПВД и оценки погрешностей СВП, средств вертикального эшелонирования в рамках рассматриваемой технологии строится из условий [1, 2]:

- определения параметров атмосферы в зондирующих режимах полета с помощью самого испытываемого самолета;
- максимально возможного сокращения временных и пространственных расхождений в определении параметров атмосферы и проведении испытательных режимов полета ВС;
- применения статистических методов обработки экспериментальных данных для получения результатов испытаний.

Все задачи решаются с применением одной и той же контрольно-измерительной аппаратуры. На борт самолета устанавливается комплекс бортовых траекторных измерений КБТИ-М [13,14], обеспечивающий высокоточные измерения траекторных параметров с применением спутниковых технологий, синхронизацию и регистрацию потоков информации от бортовых систем: систем воздушных данных, радиовысотомеров, инерциальных систем.

При выполнении установленных в технологии требований к объему и содержанию летных испытаний, средствам измерения и регистрации погрешности определения систематических составляющих аэродинамических погрешностей определения высоты ( $\Delta H_a$ ), скорости ( $\Delta V_a$ ) и углов атаки ( $\Delta \alpha$ ), скольжения ( $\Delta \beta$ ) в рамках технологии составляют [1, 2]:

- $\Delta(\Delta H_a) \leq 2...10$  м на режимах ГП при H = 0...12500 м;
- ∆(∆V<sub>a</sub>) ≤ 2 км/ч на режимах ГП, БУА, взлета—посадки;
- $\Delta(\Delta \alpha, \Delta \beta) < 0.5^{\circ}$  на режимах ГП, БУА.

Показанные значения в полной мере отвечают современным требованиям к решению задач пилотирования и самолетовождения ВС [15—19].

# Задача математического моделирования аэродинамических погрешностей СВП

Задача математического моделирования погрешностей бортовых СВП в рассматриваемой технологии имеет первостепенное значение. Математические модели используются в расчетно-экспериментальных методах определения действительных значений воздушных параметров полета и параметров атмосферы при проведении летных испытаний.

От адекватности моделей во многом зависит решение задач градуировки штатных приемников, датчиков, разработки законов коррекции аэродинамических погрешностей, реализуемых в СВП, оценивания погрешностей СВП в ожидаемых условиях эксплуатации ВС, а также других задач испытаний авиационной техники, использующих измерения воздушных параметров.

Основные вопросы моделирования связаны не с инструментальными погрешностями штатного оборудования, а с тем фактом, что приемники, датчики размещены в возмущенном поле скоростей и давлений [20].

Погрешности систем измерения воздушных параметров главным образом определяются характеристиками потока в области размещения приемников, датчиков, их конструкцией [21] и полнотой компенсации аэродинамических погрешностей в вычислителях систем.

Таким образом, ключевое значение имеет решение задачи математического моделирования аэродинамических погрешностей ПВД, датчиков аэродинамических углов (ДАУ).

При проведении испытаний задачу математического моделирования аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ, как правило, сводят к определению функциональных зависимостей коэффициентов восприятия статического  $c_p$  и полного  $c_{p0}$  давлений, а также местных углов скоса потока  $\alpha_{\text{мест}}$  от числа М, углов атаки  $\alpha$ , скольжения  $\beta$ , конфигурации  $\delta$  (положения закрылков, предкрылков, шасси), геометрической высоты полета  $h_r$  относительно подстилающей поверхности (взлетно-посадочной полосы) на режимах взлета—посадки (за счет "экранного эффекта) [22]:

$$c_p = \frac{P_H - P_{H\infty}}{q} = \frac{\Delta P_a}{q} = f_H(\alpha, \beta, M, \delta, h_r); \quad (1)$$

$$c_{p0} = \frac{P_{H0} - P_{H0\infty}}{q} = \frac{\Delta P_{0a}}{q} = f_{H0}(\alpha, \beta, M, \delta, h_{\Gamma}); \quad (2)$$

$$\alpha_{\text{MecT}} = f_{\alpha}(\mathbf{M}, \alpha, \beta, \delta, h_{\Gamma}), \qquad (3)$$

где  $P_H$ ,  $P_{H0}$  — значения статического и полного давлений, воспринимаемых ПВД;  $P_{H\infty}$  — атмосферное статическое давление невозмущенного барического поля на высоте полета самолета;  $P_{H0\infty}$  — полное давление набегающего потока;  $q = \frac{k}{2} P_H M^2$  — скоростной напор; k — показатель адиабаты.

Соотношения (1)—(3) в стационарном приближении представляют собой математические модели аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ и, с учетом известных выражений  $H_{abc} = f(P_{H\infty}), V_{i3} = f(P_{H0\infty} - P_{H\infty}),$  определяют соответствующие значения аэродинамических погрешностей измерения барометрической высоты  $H_{abc}$  и индикаторной земной скорости  $V_{i3}$ .

Математические модели (1)—(3) аэродинамических погрешностей приемников, датчиков в совокупности с аэродинамическими, летнотехническими характеристиками ВС являются базовыми для разработки законов коррекции погрешностей в СВП, оценивания систематических и суммарных погрешностей измерения воздушных параметров в ожидаемых условиях эксплуатации.

Параметры М,  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\delta$ ,  $h_{\Gamma}$  являются основными, определяющими в стационарном приближении характеристики потока (1)—(3) в области размещения приемников и датчиков. Вместе с тем, в общем случае решения задачи математического моделирования погрешностей следует принимать во внимание, что в зависимости от конструкции ВС, используемых приемников, датчиков, размещения их на борту ВС, а также рассматриваемых режимов полета и постановки задач испытаний математические модели (1)— (3) могут быть неполными, могут не учитывать каких-то существенных факторов.

Исходя из опыта испытаний авиационной техники к числу таких факторов можно, например, отнести:

- аэродинамическое влияние работы силовых установок, винтов;
- изменение геометрии плиты-приемника статического давления и близлежащей поверх-

ности фюзеляжа в зависимости от режима полета, например с набором высоты, за счет увеличения перепада давления в салоне самолета по отношению к атмосферному;

 нестационарное обтекание ВС в случае динамичных режимов полета и др.

Каждый из этих и другие возможные факторы погрешностей являются предметом особого рассмотрения и должны учитываться при проведении испытаний.

В летных испытаниях в соответствии с методикой решение задачи математического моделирования аэродинамических погрешностей сводится к последовательному определению составляющих коэффициентов давления, аэродинамических погрешностей на режимах горизонтального установившегося полета, на режимах торможения и дачи рулем высоты при испытаниях самолета на больших углах атаки, на режимах скольжения, на взлетно-посадочных режимах, в диапазоне чисел М ≥ 1 для сверхзвуковых BC.

Структура математических моделей погрешностей восприятия статического и полного давлений ПВД представляется в виде

$$\Delta P_{a} = \sum_{i=1}^{n} q_{i} c_{pi}, \, \Delta P_{0a} = \sum_{i=1}^{n} q_{i} c_{p0i}.$$

На каждом шаге значение  $c_{pi}$  определяется с использованием решения для действительного значения статического давления, полученного на предыдущем шаге. Решение на *n*-м шаге рассматривается как *n*-е приближение:

$$P_n = P_H - \sum_{i=1}^n q_i c_{pi}, \ c_{P_n} = \frac{P_{n-1} - P_{\infty}}{q_n}.$$

При определении значений  $q_i$ , функциональной зависимости  $C_{pi}$ от аэродинамических углов и числа М могут быть альтернативные решения:

- в расчетах M<sub>i</sub>, q<sub>i</sub> могут использоваться исходные значения давлений, воспринимаемые приемниками, либо значения, скорректированные с использованием полученного на каком-то предыдущем шаге решения;
- могут рассматриваться решения с использованием действительных значений аэродинамических углов, полученных в летном эксперименте, местных углов скоса потока, измеряемых ДАУ, расчетных значений аэродинамических углов по значениям местных углов скоса потока, другие решения.

Алгоритм определения выражения для  $\Delta P_{0a}$  идентичен описанному.

Подобное представление решения в виде суммы составляющих может быть также использовано в определении функциональной зависимости для угла атаки.

Разделение решений на составляющие может быть выполнено как по факторам погрешности, так и по области определения функций в соответствии с задачами испытаний.

Ниже показана структура математических моделей, учитывающая основные факторы аэродинамической погрешности в стационарном приближении:

$$\Delta P_{a} = q_{1}c_{p1}(\alpha, \mathbf{M}, \delta, \beta = 0, h_{\Gamma} = \infty) + q_{2}c_{p\beta}(\beta, \alpha, \mathbf{M}, \delta, h_{\Gamma} = \infty) + q_{3}c_{ph}(h_{\Gamma}, \alpha, \beta, \mathbf{M}, \delta);$$
(4)

$$\Delta P_{0a} = q_1 c_{p01} \left( \alpha, \mathbf{M}, \delta, \beta = 0, h_{\Gamma} = \infty \right) +$$
<sup>(5)</sup>

$$+q_{2}c_{p0\beta}\left(\beta,\alpha,\mathrm{M},\delta,h_{\mathrm{r}}=\infty\right)+q_{3}c_{p0h}\left(h_{\mathrm{r}},\alpha,\beta,\mathrm{M},\delta\right);^{(5)}$$

$$\alpha = \alpha_1 \left( \alpha_{\text{Mecr}}, \mathbf{M}, \delta, \beta = 0, h_{\text{r}} = \infty \right) - -\Delta \alpha_\beta \left( \beta, \alpha, \mathbf{M}, \delta, h_{\text{r}} = \infty \right) - \Delta \alpha_h \left( h_{\text{r}}, \alpha, \beta, \mathbf{M}, \delta \right).$$
(6)

Видно, что структуры выражений для  $\Delta P_a$ ,  $\Delta P_{0a}$  и  $\alpha$  являются идентичными. Первые составляющие определяют зависимости на режимах полета без скольжения (функции  $q_1c_{p1}$ ,  $q_1c_{p01}$  и  $\alpha_1$ ), вторые составляющие уточняют решение на режимах скольжения, третьи уточняют решение на предельно малых высотах полета, при которых проявляется влияние поверхности Земли ("экранный эффект").

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 аэродинамических погрешностей (4)—(6) отражает последовательность решения задач испытаний в рассматриваемой технологии: на режимах установившегося, неустановившегося полета, взлета и посадки.

Первые составляющие в выражениях (4)—(6) сами по себе определяются последовательно:

- на режимах ГП в эксплуатационном диапазоне изменения М, α, при М<1, для различных конфигураций объекта δ;
- в расширенном диапазоне изменения угла атаки при испытаниях на БУА;
- в диапазоне больших скоростей, чисел М.

Наряду с выражениями (4)—(6) могут рассматриваться альтернативные частные решения в определенных условиях выполнения режимов. Так, решение задачи моделирования на режимах ГП в эксплуатационном диапазоне М,  $\alpha$ при M<1, за редким исключением, может быть сведено к определению зависимостей для относительных погрешностей восприятия полного  $\frac{\Delta P_{0a}}{P_{H0}} = f(M)$  и статического  $\frac{\Delta P_a}{P_H} = f(M, \alpha, \delta)$ давлений [1, 2]. В данном случае обосновано применение математической модели погрешности восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения [12].

Решение задачи параметрической идентификации математических моделей аэродинамических погрешностей в условиях горизонтального установившегося полета в данной технологии имеет особое значение, используется в последующих испытаниях для определения действительных значений воздушных параметров полета и параметров атмосферы на "зондирующих" режимах.

В решении частной задачи построения математической модели аэродинамической погрешности измерения скорости может быть достаточным определение функциональных зависимостей

$$\frac{\Delta P_{\text{дин}_a}}{q} = f_{\text{дин}}(\alpha, M, \delta)$$
 или  $\frac{\Delta V_a}{V_{\text{пр}}} = f_v(\alpha, M, \delta, P_H).$ 

Эффективность таких решений была показана в испытаниях на БУА, а также на взлетнопосадочных режимах [3, 4, 6, 22]. В следующем разделе будут приведены примеры параметрической идентификации таких решений.

#### Результаты по идентификации параметров математических моделей аэродинамических погрешностей ПВД в летных испытаниях ВС

Частные решения задачи параметрической идентификации математических моделей аэродинамических погрешностей с применением рассматриваемой технологии были представлены в ряде работ ([2—6, 19] и др.). Здесь приведем новые результаты математического моделирования погрешностей в испытаниях на БУА в 2018 г. среднемагистрального и ближнемагистрального самолетов.

Испытания объектов проводили в соответствии с данной технологией. В процессе испытаний были выполнены режимы горизонтального установившегося полета и режимы торможения с выходом на БУА.

Полученный объем экспериментальных данных как в одних, так и в других испытаниях позволил в полной мере дать ответы на поставленные задачи определения систематических, аэродинамических погрешностей штатных систем воздушных данных и дополнительно установленных контрольно-измерительных средств в исследованных диапазонах изменения воздушных параметров и конфигурациях объектов.

Показательные результаты представим для режимов полета, выполненных во взлетно-посадочных конфигурациях воздушных судов.

В обеспечение испытаний на БУА среднемагистрального самолета было проведено математическое моделирование аэродинамических погрешностей контрольно-измерительной системы, построенной на применении системы воздушных сигналов СВС-96, штатных ПВД самолета и дополнительно установленных ДАУ-85. В системе были задействованы резервные приемники статического давления, установленные на боковой поверхности цилиндрической части фюзеляжа.

Результаты примечательны тем, что в отличие от ранее представляемых материалов в подобных испытаниях [3] показывают учет большего числа факторов аэродинамических погрешностей ПВД.

По результатам параметрической идентификации математических моделей в данном случае получены следующие решения:

$$c_{p} = \sum_{i=0}^{5} a_{i} \alpha^{i} + (b_{0} + b_{1} \alpha) \Delta_{D};$$
 (7)

$$\frac{\Delta V_{\rm a}}{V_{\rm np}} = \sum_{i=0}^{5} A_i \alpha^i + (B_0 + B_1 \alpha) \Delta_D; \qquad (8)$$

 $\alpha_{\text{pacy}} = f(\alpha_{\text{mecr}}, \delta) = d_0 + d_1 \alpha_{\text{mecr}} + d_2 \alpha_{\text{mecr}}^2.$ 

В полиномах:

- α, α<sub>мест</sub> параметры "истинный угол атаки", "местный угол атаки" из потока СВС;
- α<sub>расч</sub> действительное, расчетное значение угла атаки в испытаниях;
- значения коэффициентов  $a_i$ ,  $A_i$ ,  $b_i$ ,  $B_i$  определяют зависимости  $c_p$ ,  $\frac{\Delta V_a}{V_{np}}$  от угла атаки и числа М при работе двигателей в режиме малого газа;

• параметр  $\Delta_D$  и коэффициенты  $b_i$ ,  $B_i$  определяют фактор аэродинамического влияния работы двигателей;  $\Delta_D = 0$  при работе двигателей в режиме малого газа, отклонении ручки управления двигателем (РУД)  $\delta_{\text{руд}} = 0^\circ$ ,  $\Delta_D = 1$  в режимах с отклонением РУД 20°. При другом отклонении РУД в линейном приближении  $\Delta_D = \delta_{\text{руд}}/20$ .



При известных полиномах имеем очень простые

алгоритмы расчета действительных значений статического давления, индикаторной земной скорости, скоростного напора, других воздушных параметров. В частности, значения индикаторной земной скорости с учетом зависимости  $\frac{\Delta V_a}{V_{np}} = f_v(\alpha, \delta, \Delta_D)$  определяются выражением  $V_{i3} = V_{np} \left( 1 - f_v(\alpha, \delta, \Delta_D) \frac{k}{2} M^2 \right)$ . Значения относительной погрешности  $\frac{\Delta V_a}{V_{np}}$ 

в зависимости от угла атаки по материалам испытаний на режимах ГП и торможения, при различных режимах работы двигателей ( $\delta_{pyg} = 20^\circ$ ,  $\delta_{pyg} = 0^\circ$ ) показаны на рис. 1. Здесь же приведена аппроксимация зависимости  $\frac{\Delta V_a}{V_{np}} = f(\alpha)$ при  $\delta_{pyg} = 0^\circ$ .

Как следует из представленных результатов, изменение значений  $\frac{\Delta V_a}{V_{\rm np}}$  при смене режима работы двигателей ( $\delta_{\rm руд} = 0^\circ$  и  $\delta_{\rm руд} = 20^\circ$ ) достигает 0,01, что соответствует  $\Delta V_a \approx 2$  км/ч. Фактор аэродинамического влияния двигателей учтен в математических моделях погрешностей (7), (8).

В представленных материалах следует отметить небольшую флуктуацию зависимости  $\frac{\Delta V_a}{V_{np}} = f(\alpha)$  в области значений угла атаки 10...12°. Указанная особенность объясняется попаданием приемника статического давления в спутный след от впереди расположенного ПВД.

Следующие результаты приведем для ближнемагистрального самолета.

Особенностью испытаний на БУА ближнемагистрального самолета было выполнение режимов как в штатной конфигурации самолета, так и с дополнительно установленной носовой штангой с эталонными ПВД, ДАУ.

Показательные результаты определения аэродинамических погрешностей приведем для ПВД носовой штанги и резервной системы воздушных данных ADS. Приемники и датчики резервной системы размещены в носовой части фюзеляжа самолета.

По материалам, полученным в режимах торможения, на рис. 2 представлены сравнительные результаты определения математических ожиданий функциональных зависимостей коэффициентов восприятия полного *c*<sub>p0</sub> и



Рис. 2. Зависимости коэффициентов давления  $c_{p0}$ ,  $c_p$ , относительной погрешности  $\frac{\Delta V_a}{V_a}$  от угла атаки

Fig. 2. Pressure coefficients  $c_{p0}$ ,  $c_p$ , and relative error  $\frac{\Delta V_a}{V_{np}}$  depending on the angle of attack

статического *c<sub>p</sub>* давлений, а также соответствующей относительной погрешности измерения скорости от угла атаки.

Результаты как для штатного ПВД, так и для ПВД штанги показывают один порядок величин  $c_{p0}$ ,  $c_p$  и  $\frac{\Delta V_a}{V_{np}}$ , а также градиентов их изменения по углу атаки в исследованном диапазоне угла атаки. Это определяет близкие значения соответствующих погрешностей в определении индикаторной земной скорости, по результатам сравнительного анализа — не более 2 км/ч, в случаях применения штатного и эталонного приемников с учетом полученных результатов математического моделирования аэродинамических погрешностей. Одновременно результаты указывают на необходимость обязательной градуировки ПВД носовой штанги при применении в испытаниях в качестве эталонного средства. В соответствии с рис. 2 значение аэродинамической погрешности эталонного ПВД по скорости в исследованном диапазоне значений угла атаки составляет 3...6 % от значений V<sub>i3</sub>.

Рис. 3 иллюстрирует аэродинамическое влияние носовой штанги на восприятие статического давления штатным ПВД, размещенным в носовой части фюзеляжа. Показаны значения коэффициентов давления при выполнении горизонтальных площадок без скольжения на высоте 200 м с установленной носовой штангой и без нее.



Рис. 3. Значения коэффициентов давления  $c_{p}$ , в зависимости от угла атаки по данным летных испытаний (ЛИ) со штангой и без штанги

Fig. 3. Pressure coefficient  $c_p$  depending on the angle of attack according to flight test data with and without a nose boom

Изменение значений коэффициента давления *c<sub>p</sub>* в исследованном диапазоне углов атаки в случае установки носовой штанги достигает значения 0,01, соответствует уровню предельно допустимой инструментальной погрешности измерения давления системой воздушных данных.

Полученные значения аэродинамического влияния штанги на измерения скорости, составляющие величину ≈0,5 % от значения скорости, являются пренебрежимо малыми для решения задач испытаний на БУА. Вместе с тем, результаты указывают на необходимость учета фактора аэродинамического влияния носовой штанги на бортовые измерения воздушных параметров в общем случае применения метода носовой штанги с эталонными ПВД, ДАУ в летных испытаниях ВС по оценке СВП.

Тем самым, результаты подтверждают выводы по вопросам применения метода носовой штанги с эталонными ПВД, ДАУ, сделанные в работе [3], иллюстрируют эффективность средств и методов обсуждаемой технологии в решении задач информационного обеспечения летных испытаний ВС на БУА, моделирования аэродинамических погрешностей, оценивания СВП.

Отметим, что применяемые методы моделирования позволяют выделить в математических моделях аэродинамических погрешностей ПВД даже факторы очень слабого аэродинамического влияния, соизмеримого с минимальными инструментальными погрешностями датчиков давления (до 0,2 ГПа).

#### Список литературы

1. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Захаров В. Г. Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров в летных испытаниях ЛА с использованием спутниковых средств траекторных измерений // ВИНИТИ РАН, Проблемы безопасности полетов. 2006. № 7. С. 8–26.

2. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Ловицкий Л. Л. Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных измерений в летных испытаниях воздушных судов // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 4. С. 5—9.

3. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Ловицкий Л. Л. Технология определения воздушных параметров на больших углах атаки // Полет. 2010. № 6. С. 30—36.

4. 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.

5. Пушков С. Г., Корсун О. Н., Ловицкий Л. Л. Аэродинамические погрешности систем измерения статического давления самолета при полете со скольжением// Измерительная техника. 2018. № 2. С. 37—42. 6. Пушков С. Г., Малахова И. В., Горшкова О. Ю. Исследования задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД на режимах взлета, посадки самолета в условиях летного эксперимента с применением спутниковых технологий // ВИНИТИ РАН, Проблемы безопасности полетов. 2006. № 9.

7. Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Корсун О. Н. Методы определения скорости ветра при проведении летных испытаний авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 9. С. 65–70.

8. Пушков С. Г., Корсун О. Н., Яцко А. А. Оценивание погрешностей определения индикаторной земной скорости в летных испытаниях авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 11. С. 771—776.

9. Niewoehner R. J. Refining Satellite Methods for Pitot-Static Calibration // Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43, N. 3. P. 846–849.

10. **Jurado J. D, McGehee C. C.** Complete Online Algorithm for Air Data System Calibration // Journal of Aircraft. 2019.Vol. 56, N. 2.

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

12. Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л. Погрешность восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 5.

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

14. **Копылов И. А.** Использование новых технологий для оценки пилотажно-навигационного комплекса ЛА в летных испытаниях // Полет. 2008. № 3. С. 39–49.

15. **SAE** ARP920 Revision A, Design and installation of Pitotstatic systems for transport aircraft.

16. FAA AC  $N_{2}$  25-7A Flight test guide for certification of transport category airplanes.

17. **AC-21-40(0)**, Measurement of airspeed in light aircraft – certification requirements, 2005.

EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25.
 ICAO NAT DOC 001, Guidance and Information Material

Concerning Air Navigation in the North Atlantic Region, 2002. 20. **Gracey W.** Measurement of static pressure on aircraft // NACA Report 1364.

21. Gracey W. Measurement of Aircraft Speed and Altitude // NASA Reference Publication 1046. 1980.

22. Пушков С. Г., Корсун О. Н. 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.

### Aerodynamic Errors Mathematical Modeling in Air Data Systems Estimation Technology in Flight Tests Using Satellite Navigation Systems

S. G. Pushkov, nio9@lii.ru, L. L. Lovitsky, nio9@lii.ru,

O. Y. Gorshkova, nio9@lii.ru, I. V. Malakhova, nio9@lii.ru,

Flight Research Institute, Zhukovsky, 140180, Moscow Region, Russian Federation

Corresponding author: Pushkov S. G., D. Sc., Flight Research Institute, Flight Research Institute, Zhukovsky, 140180, Moscow Region, Russian Federation, e-mail: nio9@lii.ru

Accepted on January 26, 2021

#### Abstract

Problems of mathematical modeling of onboard air data systems errors are of paramount importance in pitot-static sources errors determination, air data systems evaluation in flight tests. The problems of development, identification and assessment of the mathematical models of errors adequacy acquire main importance in the modern technology of the air parameters true values determination, air data systems evaluation using satellite navigation systems, developed and applied in the practice of flight tests at JSC "FRI n.a. M. M. Gromov". This paper gives a general description of an air data systems estimation technology using satellite navigation systems. The principles of solving problems of aircraft data systems aerodynamic errors mathematical modeling are stated. The structure of mathematical models, factors of the aerodynamic errors, relationship of the solving problems of errors modeling within the framework of technology with a flight experiment plan are shown. Mathematical models parameters identification are based on a complex solving of the problems of a true air data parameters values and aerodynamic errors determination in flight tests. New results of mathematical modeling of errors in tests at high angles of attack in 2018 year of medium-range and short-range aircraft are presented. The results illustrate the technology effectiveness in solving the problems of flight tests at high angles of attack information support, aerodynamic errors modeling, air data systems estimation. The applied modeling methods make it possible to allocate in the mathematical models of pitot-static sources aerodynamic errors even the factors of very weak aerodynamic influence, comparable with the minimum pressure sensors instrumental errors.

Keywords: aircraft, pitot tube, static source, aerodynamic errors, flight tests

#### For citation:

**Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Gorshkova O. Y., Malakhova I. V.** Aerodynamic Errors Mathematical Modeling in Air Data Systems Estimation Technology in Flight Tests Using Satellite Navigation Systems, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie,* 2021, vol. 22, no. 5, pp. 272–280.

DOI: 10.17587/mau.22.272-280

#### References

1. Pushkov S. G., Kharin E. G., Kozhurin V. R., Zakharov V. G. Technology of a pitot-static source and air parameters aerodynamic errors determination in flight tests using satellite trajectory measurements, *VINITI (RISTI) RAS, Problems of Flight Safety*, 2006, no. 7, pp. 8–26 (in Russian).

2. **Pushkov S. G., Kharin E. G., Kozhurin V. R., Lovitsky L. L.** Air parameters true value measurement in flight tests using satellite trajectory measurementst, *Aviation and Space Instrument Engineering*, 2010, no. 4, pp. 5–9 (in Russian).

3. **Pushkov S. G., Kharin E. G., Lovitsky L. L.** Flight test determination technology of air parameters on high angles of attack, *Polyot (Flight)*, 2010, no. 6, pp. 30–36 (in Russian).

4. Pushkov S. G., Gorshkova O. Y., Korsun O. N. Mathematical models of errors of onboard measurements of speed and angle of attack on plane landing mode, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 8, pp. 66–70 (in Russian).

5. **Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Korsun O. N.** Aerodynamic errors of the systems aimed at measuring the static pressure of an aircraft in the sliding modes of flight, *Measuring Equipment*, 2018, no. 2, pp. 37–42 (in Russian).

6. Pushkov S. G., Malakhova I. V., Gorshkova O. Y. The problem of pitot-static source aerodynamic errors determination in flight tests in the aircraft take-off and landing modes using satellite technologies, *VINITI (RISTI) RAS, Problems of Flight Safety*, 2006, no. 9 (in Russian).

7. Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Korsun O. N. Wind speed determination methods in flight tests using satellite navigation system, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 9, pp. 65–70 (in Russian).

8. **Pushkov S. G., Korsun O. N., Yatsko A. A.** Estimation of errors in determination of the ground speed in the aircraft flight tests with the use of the satellite navigation systems, *Mekhatronika*,

Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2015, vol. 16, vol. 16, no. 11, pp. 771-776 (in Russian).

9. Niewoehner R. J. Refining Satellite Methods for Pitot-Static Calibration, *Journal of Aircraft*, 2006, vol. 43, no. 3, pp. 846–849.

10. Jurado J. D, McGehee C. C. Complete Online Algorithm for Air Data System Calibration, *Journal of Aircraft*, 2019, vol. 56, no. 2.

11. Vedrov V. S., Taits M. A. Flight tests of aircraft, Moscow, Oborongiz, 1951, pp. 64–106 (in Russian).

12. **Pushkov S. G., Lovitsky L. L.** Total pressure measurement error of a pitot tube with the leak in the brake chamber, *Aerospace Instrumentation*, 2010, no. 5 (in Russian).

13. **Kharin E. G., Kopylov I. A.** Technologies of flight tests of aircraft on-board equipment using on-board trajectory measurement complex, Moscow, MAI-PRINT, 2012 (in Russian).

14. **Kopylov I. A.** The new technologies using for estimation a flight-navigation complex of flying vehicles during a flight tests, *Polyot (Flight)*, 2008, no. 3, pp. 39–49 (in Russian).

15. **SAE** ARP920 Revision A, Design and installation of Pitotstatic systems for transport aircraft.

16. **FAA** AC No. 25-7A Flight test guide for certification of transport category airplanes.

17. **AC-21-40** (0), Measurement of airspeed in light aircraft – certification requirements, 2005.

EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25.
 ICAO NAT DOC 001, Guidance and Information Material

Concerning Air Navigation in the North Atlantic Region, 2002. 20. **Gracey W.** Measurement of static pressure on aircraft, NACA Report 1364.

21. Gracey W. Measurement of Aircraft Speed and Altitude, NASA Reference Publication 1046, 1980.

22. Korsun O. N., Pushkov S. G. Stationary approximations for aerodynamic errors of airspeed and altitude barometric measurements at dynamic regimes of flight, *Applied Physics and Mathematics*, 2015, no. 5, pp. 35–43 (in Russian).

#### Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромынский пер., 4

#### Телефон редакции журнала: (499) 269-5510, (499) 269-5397

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

Сдано в набор 26.02.2021. Подписано в печать 14.04.2021. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН521. 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 "Адвансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Адвансед солюшнз".

119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru