

МЕХАТРОНИКА, АВТОМАТИЗАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ

Том 23

2022

№ 5

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

ШЕРБАТЮК А. Ф., чл.-корр. РАН

ЮСУПОВ Р. М., чл.-корр. РАН

Редколлегия:

DORANTES D. J., PhD, Турция

GROUMPOS P. P., PhD, Греция

ISIDORI A., PhD, Италия

KATALINIC B., PhD, Австрия

LIN CH.-Y., PhD, Тайвань

MASON O. J., PhD, Ирландия

ORTEGA R. S., PhD, Франция

SKIBNIEWSKI M. J., PhD, США

STRZELECKI R. M., PhD, Польша

SUBUDHI B. D., PhD, Индия

АЛИЕВ Т. А., д.т.н., Азербайджан

ГАРАЩЕНКО Ф. Г., д.т.н., Украина

БОБЦОВ А. А., д.т.н.

БУКОВ В. Н., д.т.н.

ЕРМОЛОВ И. Л., д.т.н.

ЖУКОВ И. А., д.т.н.

ИЛЬЯСОВ Б. Г., д.т.н.

КОРОСТЕЛЕВ В. Ф., д.т.н.

ЛЕБЕДЕВ Г. Н., д.т.н.

ЛОХИН В. М., д.т.н.

МАГОМЕДОВ М. Х., д.ф.-м.н.

ПУТОВ В. В., д.т.н.

ПШИХОПОВ В. Х., д.т.н.

РАПОПОРТ Э. Я., д.т.н.

СЕРГЕЕВ С. Ф., д.пс.н.

ФИЛАРЕТОВ В. Ф., д.т.н.

ФРАДКОВ А. Л., д.т.н.

ФУРСОВ В. А., д.т.н.

Редакция:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.

Директор издательства:

АНТОНОВ Б. И.

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б. Структурно-параметрическая идентификация линейных динамических объектов 227

Елисеев А. В., Хоменко А. П. Проблема гашения колебаний в механических системах: системный анализ, моделирование, управление 236

АВТОМАТИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ ПРОЦЕССАМИ

Баранов И. Е., Николаев И. И., Соловьев М. А., Григорьев С. А. Автоматизация и управление процессом формирования электрокаталитических слоев с использованием двумерного координатного распылителя 246

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА,
УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Pankratov I. A. Genetic Algorithm of Energy Consumption Optimization for Reorientation of the Spacecraft Orbital Plane 256

Агеев А. М., Буков В. Н., Шурман В. А. Алгоритмы управления избыточностью комплексов бортового оборудования подвижных объектов. Часть 1. Парный арбитраж конфигураций 263

Корсун О. Н., Данеко А. И., Мотлич П. А., Ом М. Х. Оценка углов атаки и скольжения беспилотного летательного аппарата при отсутствии датчиков аэродинамических углов 274

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

MECHATRONICS, AUTOMATION, CONTROL

Vol. 23

2022

No. 5

MEKHATRONIKA, AVTOMATIZATSIYA, UPRAVLENIE

Published since 2000

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

DOI 10.17587/issn.1684-6427

Editor-in-Chief

FILIMONOV N. B.

Deputy Editors-in-Chief:

BOLSHAKOV A. A.

PODURAEV Yu. V.

YUSCHENKO A. S.

Responsible Secretary:

BEZMENOVA M. Yu.

Editorial Board:

ANSHAKOV G. P.

BOLOTNIK N. N.

CHENTSOV A. G.

CHERNOUSKO F. L.

FEDOROV I. B.

KALYAEV I. A.

KURZHANSKI A. B.

KUZNETSOV N. A.

PESHEKHONOV V. G.

REZCHIKOV A. F.

SCHERBATYUK A. F.

SEBRYAKOV G. G.

SIGOV A. S.

SOJFER V. A.

SOLOMENTSEV Yu. M.

VASSILYEV S. N.

YUSUPOV R. M.

ZHELTOV S. Yu.

Editorial Council:

ALIEV T. A., Azerbaijan

DORANTES D. J., PhD, Turkey

GARASCHENKO F. G., Ukraine

GROUMPOS P. P., PhD, Greece

ISIDORI A., PhD, Italy

KATALINIC B., PhD, Austria

LIN CH.-Y., PhD, Taiwan

MASON O. J., PhD, Ireland

ORTEGA R. S., PhD, France

SKIBNIEWSKI M. J., PhD, USA

STRZELECKI R. M., PhD, Poland

SUBUDHI B. D., PhD, India

BOBTSOV A. A.

BUKOV V. N.

ERMOLOV I. L.

FILARETOV V. F.

FRADKOV V. L.

FURSOV V. A.

ILYASOV B. G.

KOROSTELEV V. F.

LEBEDEV G. N.

LOKHIN V.M.

MAGOMEDOV M. Kh.

PUTOV V. V.

PSHIKHOPOV V. Kh.

RAPOPORT E. Ya.

SERGEEV S. F.

ZHUKOV I. A.

Editorial Staff:

BEZMENOVA M. Yu.

Director of the Publishing House:

ANTONOV B. I.

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

- Filimonov A. B., Filimonov N. B. Structural Parametric Identification of Linear Dynamic Object 227
- Eliseev A. V., Khomenko A. P. Problem of Vibration Damping in Mechanical Systems: System Analysis, Modeling, Control 236

AUTOMATION AND CONTROL TECHNOLOGICAL PROCESSES

- Baranov I. E., Nikolaev I. I., Soloviev M. A., Grigoriev S. A. Automation and Control of the Electrocatalytic Layers Formation Using a Two-Dimensional Coordinate Spraying Machine 246

DYNAMICS, BALLISTICS AND CONTROL OF AIRCRAFT

- Pankratov I. A. Genetic Algorithm of Energy Consumption Optimization for Reorientation of the Spacecraft Orbital Plane 256
- Ageev A. M., Bukov V. N., Shurman V. A. Algorithms for Managing the Redundancy of Onboard Equipment Complexes of Mobile Objects. Part 1. Paired Arbitration of Configurations 263
- Korsun O. N., Daneko A. I., Motlich P. A., Om M. H. Estimation of Angles of Attack and Side-slip of Unmanned Aerial Vehicle in the Absence of Aerodynamic Angle Sensors 274

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

А. Б. Филимонов, д-р техн. наук, проф., filimon_ab@mail.ru,
МИРЭА—Российский технологический университет, Москва,
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

Н. Б. Филимонов, д-р техн. наук, проф., nbfilimonov@mail.ru,
Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова,
Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, Москва

Структурно-параметрическая идентификация линейных динамических объектов

Рассматривается задача структурно-параметрической идентификации линейных стационарных динамических объектов в условиях проведения активных экспериментов. Исследуется вопрос об адекватности динамических моделей, построенных на основе анализа реакции объекта на типовое тестовое воздействие. Приведенные исследования позволяют сформулировать важные методологические положения, которые рекомендуется учитывать в новых разработках алгоритмов активной идентификации.

Показано, что в реальных условиях действия помех классическая методология построения передаточной функции объекта посредством анализа данных единичного эксперимента, т. е. отклика на тестовое воздействие, может давать неверные результаты. В связи с этим предлагается другой подход — формировать базу экспериментальных данных исходя из серии идентификационных экспериментов и на ее основе исследовать динамическую структуру свободных и вынужденных движений объекта. Идею основу данного подхода составляют следующие решения: принцип "зондирования" пространства состояний объекта в целях определения его динамического порядка; использование механизма возбуждения свободных движений в объекте посредством финитных управляющих воздействий; применение интегрально-операторной формы представления динамики объекта, позволяющей избежать необходимости дифференцирования входного и выходного сигналов; использование аппарата линейной регрессии для параметрической идентификации передаточной функции объекта.

На основе данного подхода разработан и исследован новый метод структурно-параметрической идентификации линейных стационарных динамических объектов. Представленные результаты и компьютерная апробация в среде MATLAB показали работоспособность и эффективность данного метода идентификации.

Ключевые слова: линейные стационарные динамические объекты, передаточная функция, структурно-параметрическая идентификация, адекватность модели

Введение

Идентификация динамического объекта в общем случае заключается в определении его структуры и параметров по наблюдаемым данным — входным и выходным сигналам. Основные достижения в данной области исследований отражают публикации [1—15].

Различают активную и пассивную идентификации. *Активная* идентификация выполняется вне контура управления. В активных методах на вход объекта подаются тестовые сигналы детерминированного или случайного характера. *Пассивная* идентификация — идентификация в контуре управления посредством обработки входных и выходных сигналов в режиме нормального функционирования, т. е. без орга-

низации специальных воздействий на объект. Пассивную идентификацию используют для уточнения математической модели и для слежения за изменениями в объекте.

В статье рассматриваются вопросы активной идентификации. Основные идеи настоящей статьи изложены в ранней работе авторов [16]. Моделирование и анализ динамических объектов были проведены с использованием математического пакета MATLAB.

Класс идентифицируемых объектов

Рассматривается класс линейных стационарных динамических объектов управления со скалярными входом и выходом (SISO-система,

Single Input Single Output), описываемых в переменных состояния уравнениями вида

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{b}u, \quad (1)$$

$$y = \mathbf{c}\mathbf{x}, \quad (2)$$

где $\mathbf{x} \in \mathbf{X} = \mathbf{R}^n$ — состояние, \mathbf{X} — пространство состояний; $u \in \mathbf{R}$ — управляющий вход; $y \in \mathbf{R}$ — измеряемый выход; $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $\mathbf{b} \in \mathbf{R}^{n \times 1}$, $\mathbf{c} \in \mathbf{R}^{1 \times n}$ — коэффициентные матрицы состояния, входа и выхода соответственно; \mathbf{R}^i — i -мерное множество вещественных чисел.

Передаточная функция (ПФ) объекта равна

$$W(s) = \mathbf{c}(\mathbf{E}s - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{b} = \frac{N(s)}{D(s)}. \quad (3)$$

Здесь s — комплексная частота; $\mathbf{E} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ — единичная матрица; $D(s)$ и $N(s)$ — полиномы знаменателя (характеристический полином) и числителя ПФ объекта соответственно:

$$D(s) = s^n + \sum_{i=0}^{n-1} a_i s^i, \quad N(s) = \sum_{i=0}^{n-1} b_i s^i, \quad (4)$$

где a_i , b_i — постоянные коэффициенты, причем $b_0 \neq 0$.

Считаем объект вполне управляемым и наблюдаемым, так что дробь (3) — несократимая.

В реальных условиях функционирования на результаты экспериментов влияют неконтролируемые возмущающие воздействия и имеются инструментальные погрешности измерений. Действие данных факторов представим помехой в составе выхода объекта (2):

$$y = \mathbf{C}\mathbf{x} + \eta,$$

где $\eta \in \mathbf{R}$ — аддитивная помеха, которая далее полагается малой.

Классическая методология активной идентификации

Классическая схема активной идентификации SISO-объекта заключается в построении его ПФ $W(s)$ посредством анализа реакции объекта на некоторое тестовое воздействие. При этом чаще всего рассматривается переходная характеристика объекта $h(t)$ — его реакция на единичную ступенчатую функцию.

Таким образом, здесь предполагается проведение единичного опыта, т. е. число опытов $K = 1$.

Замечание. Согласно классической схеме идентификации для объекта с r -мерным входом требуется уже $K = r$ опытов (в которых, например, поочередно возбуждается каждый его скалярный вход).

Описанной схеме активной идентификации присущ принципиальный недостаток — неоднозначность результата, причем построенные в результате модели объекта могут существенно различаться динамическими свойствами (порядком, нулями и полюсами). Кстати, в работе авторов [17] показано, что широкий класс алгоритмов параметрической идентификации не обладает необходимым для практических применений свойством робастности в условиях зашумленности измерительной информации.

Для моделирования систем управления использовался пакет расширения Control System Toolbox системы MATLAB.

Пример 1. Приведем пример двух систем с различными ПФ:

$$W(s) = \frac{0,25s^2 + s + 1}{(s + 1)(1,25s + 1)(1,5s + 1)(1,75s + 1)}; \quad (5)$$

$$W'(s) = \frac{0,1s^2 + 1}{(0,42s + 1)(4,9s^2 + 4s + 1)}. \quad (6)$$

Соответствующие им переходные характеристики $h(t)$ и $h'(t)$ отличаются не более чем на 0,75 %:

$$\max_t |h(t) - h'(t)| \leq 0,0075.$$

На рис. 1 показан график функции $h(t)$.

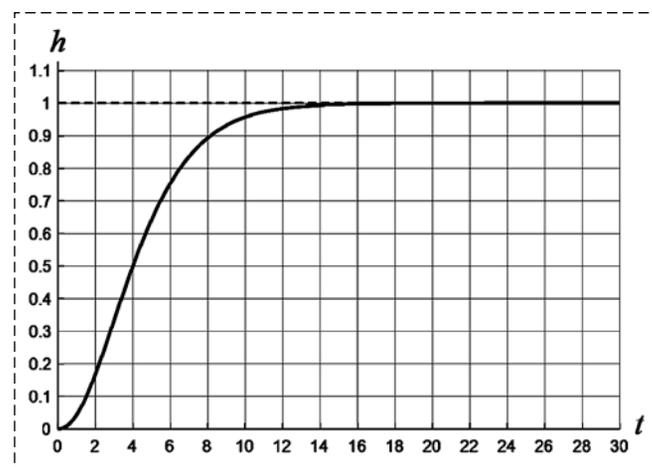


Рис. 1
Fig. 1

Приведем еще один пример двух систем с различными ПФ:

$$W_1(s) = \frac{1}{(s+1)(3s+1)};$$
$$W_2(s) = \frac{0,11s+1}{(1,25s+1)(2,75s+1)}.$$

Переходные характеристики данных систем различаются не более чем на 1 %:

$$\max_t |h_1(t) - h_2(t)| \leq 0,01.$$

Приведенные примеры показывают, что в реальных условиях действия на объект возмущений и помех экспериментально полученная переходная характеристика объекта не позволяет получить правильное решение задачи идентификации его ПФ.

Примечание. Пакет расширения System Identification Toolbox системы MATLAB содержит средства для построения математических моделей линейных динамических объектов на основе наблюдаемых входных/выходных данных. Укажем на две функции, предназначенные для идентификации ПФ объектов.

Функция

```
data = iddata(y,u,Ts)
```

создает iddata-объект, содержащий массивы значений y и u соответственно выходного и входного сигналов идентифицируемого объекта. Параметр T_s определяет шаг дискретизации времени для обрабатываемых экспериментальных данных.

Функция (estimate transfer function)

```
sys = tfest(data,n)
```

оценивает искомую ПФ (в нашем случае во временной области), используя данные $data$; n — заданное число полюсов ПФ.

Пример 2. Решим задачу идентификации с помощью функции $tfest()$. В качестве экспериментально полученного отклика возьмем переходную характеристику $h(t)$, отвечающую ПФ (5). Сформируем выборку отсчетов сигнала $h(t)$ на временном отрезке длительности $T = 40$ с тактом дискретности (шагом) $T_s = 0,001$. Результатом идентификации является ПФ (6), т. е. полученное решение ошибочно, и дальнейшее использование полученной модели неправомерно.

Таким образом, при решении задачи идентификации с применением функции $tfest()$ необходимо знать динамический порядок объекта наблюдения.

Идейная основа предлагаемого метода идентификации

В настоящей работе предлагается новый метод идентификации линейных стационарных динамических объектов, основу которого составляют следующие решения:

- принцип "зондирования" пространства состояний объекта в целях определения его динамического порядка;
- механизм возбуждения свободных движений в объекте посредством финитных управляющих воздействий;
- интегрально-операторная форма представления динамики объекта, позволяющая избежать необходимости дифференцирования (в том числе многократного) входного и выходного сигналов;
- применение аппарата линейной регрессии для параметрической идентификации ПФ объекта.

Далее мы ограничимся рассмотрением идеализированного варианта задачи идентификации — пренебрежем влиянием помех на результаты экспериментов, формально полагая $\eta = 0$.

Организация идентификационных экспериментов

Идентификационный эксперимент является активным и складывается из двух серий опытов, связанных с возбуждением в объекте свободных движений посредством финитных управляющих воздействий и последующим их наблюдением.

Каждый опыт сопряжен с наблюдением свободных движений объекта на некотором конечном отрезке времени $[0, T]$.

В первой серии опытов осуществляется "зондирование" пространства состояний объекта X тестовыми воздействиями в целях анализа структуры его свободных движений и выявления динамического порядка объекта n . Число опытов здесь априори неизвестно, а само проведение опытов перемежается с теоретической обработкой накапливаемых эмпирических данных.

Во второй серии опытов проводится "прозванивание" канала "вход—выход" объекта в целях получения необходимого объема экспериментальных данных для последующей оценки параметров ПФ.

"Зондирование" пространства состояний объекта

Зондирование пространства состояний объекта заключается в возбуждении и анализе его свободных движений и реализуется следующим образом:

1) время опыта расширяется до $[-\tau, T]$, где $\tau > 0$, причем исходное состояние объекта — состояние покоя:

$$x(-\tau) = 0; \quad (7)$$

2) к объекту прикладываются финитные управляющие воздействия на промежутке времени $[-\tau, 0]$, отключаемые к моменту времени $t = 0$:

$$u(t) = 0 \text{ при } t \geq 0; \quad (8)$$

3) свободные движения объекта наблюдаются на отрезке времени $[0, T]$.

Обозначим $\Phi_{[-\tau, 0]}$ — класс кусочно-непрерывных финитных управляющих воздействий, удовлетворяющих условию (8).

Каждое управление $u(\cdot) \in \Phi_{[-\tau, 0]}$ переводит объект из нулевого состояния (7) в некоторое стартовое состояние $x(0) \in X$, которое, в свою очередь, порождает наблюдаемую на временном отрезке $[0, T]$ реакцию выхода $y(\cdot)$.

В конечном числе опытов можно апробировать конечное множество финитных входных воздействий

$$U = \{u_i(\cdot), i = \overline{1, K}\} \subset \Phi_{[-\tau, 0]} \quad (9)$$

и получить соответствующее семейство реакций

$$Y(U) = \{y_i(\cdot), i = \overline{1, K}\} \subset C[0, T],$$

где C — класс непрерывных функций.

Теорема 1. В силу полной управляемости и наблюдаемости объекта

$$\max_{U \subset \Phi_{[-\tau, 0]}} \text{rank } Y(U) = n, \quad (10)$$

где $\text{rank } Y(U)$ — ранг системы функций, равный размерности ее линейной оболочки.

Таким образом, прикладывая к объекту различные финитные воздействия и определяя ранг порождаемого ими семейства реакций, можно согласно соотношению (10) определить динамический порядок объекта.

Для того чтобы исключить влияние амплитуды тестовых сигналов на результаты анализа объекта, целесообразно вместо фактических реакций выхода $y_i(t)$ использовать нормированные реакции

$$y'_i = y_i / \|y_i\|,$$

где $\|y_i(t)\|$ — L_2 -норма функции $y_i(t)$.

Далее

$$Y'(U) = \{y'_i(\cdot), i = \overline{1, K}\}.$$

Для практического использования теоремы 1 необходимо располагать способом вычисления ранга системы функций. Для этого можно воспользоваться матрицей Грама:

$$\Gamma(Y') = [\langle y'_i, y'_j \rangle]_{i,j=\overline{1,K}},$$

где $\langle f, g \rangle$ — скалярное произведение функций $f, g \in C[0, T]$:

$$\langle f, g \rangle = \int_0^T f(t)g(t)dt.$$

Матрица Грама является неотрицательно определенной, а в случае линейной независимости системы функций — положительно определенной. Обращение определителя матрицы Грама в ноль — это критерий линейной зависимости системы функций. Ранг рассматриваемой системы функций определяется равенством

$$\text{rank } Y = \text{rank } \Gamma(Y').$$

Формирование финитных воздействий

Для генерирования множества финитных входных воздействий (9) можно обратиться к функциональному пространству $L_2[-\tau, 0]$, выбрать в нем подходящий базис и формировать из базисных функций тестовые сигналы в классе $\Phi_{[-\tau, 0]}$. В частности, можно использовать базис Уолша [18].

Функции Уолша принимают значения ± 1 и представляют собой полную систему ортонормированных прямоугольных функций. Важные свойства функций Уолша:

1. Ортогональность: скалярное произведение двух разных функций Уолша равно нулю.

2. Мультипликативность: произведение двух функций Уолша дает функцию Уолша.

Таблица 1
Table 1

K	1	2	3	4	5
$\text{rank } \Gamma(Y)$	1	2	3	4	4
$\det \Gamma(Y)$	1	0,971	0,114	$7,52 \cdot 10^{-7}$	$< 10^{-21}$

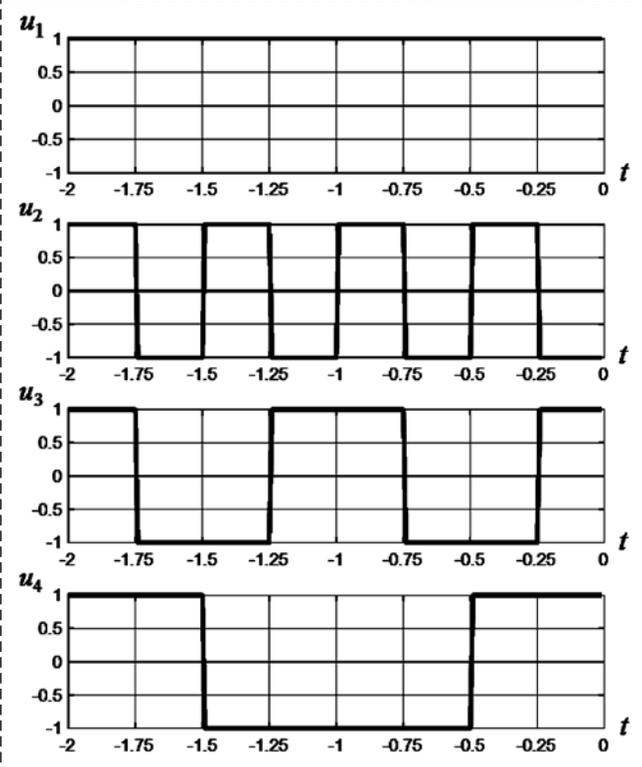


Рис. 2
Fig. 2

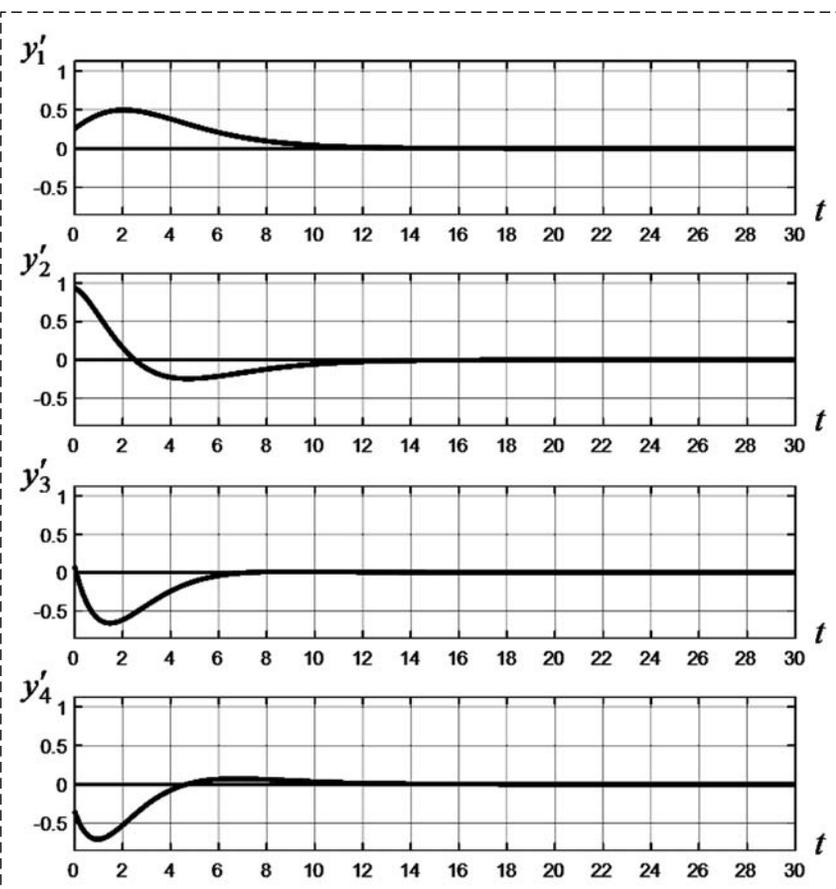


Рис. 3
Fig. 3

Предложенный метод зондирования пространства состояний проиллюстрируем на примере объекта с динамическим порядком $n = 4$ и ПФ (5). В проведенных компьютерных экспериментах применялись финитные воздействия $u_i(\cdot)$, $i = \overline{1, K}$, в виде функций Уолша длительности $\tau = 2$. На рис. 2 показаны входные сигналы $u_1(t)$, $u_2(t)$, $u_3(t)$, $u_4(t)$, а на рис. 3 — соответствующие выходные сигналы $y'_1(t)$, $y'_2(t)$, $y'_3(t)$, $y'_4(t)$.

Результаты расчета ранга матрицы Грама и его определителя (с округлением) для различных значений K приведены в табл. 1.

Замечание. В реальных условиях действия помех задача зондирования пространства состояний существенно усложняется. Если помехи носят случайный характер, то необходимо привлекать методы статистического анализа.

Регрессионная схема параметрической идентификации

Как отмечалось выше, в первой серии опытов определяется динамический порядок объекта. Вторая серия опытов направлена на идентификацию параметров ПФ объекта. Опишем регрессионный подход для решения этой задачи.

Для упрощения дальнейшего изложения будем рассматривать идеализированный случай отсутствия помех, так что в переменных состоянии объект описывается уравнениями (1) и (2).

Если дана ПФ объекта (3), (4), то его динамику можно представить дифференциальным уравнением, записанным в операторной форме:

$$D(P)y(t) = N(P)u(t), \quad 0 \leq t \leq T, \quad (11)$$

где $P = d/dt$ — оператор дифференцирования.

Прямое применение регрессионного формализма к уравнению (11) не представляется возможным, поскольку предполагает диффе-

ренцирование (многократное при $n \geq 2$) входного и выходного сигналов. Данное затруднение предлагается преодолеть посредством интегрального преобразования уравнения (11). Опишем формализм такого преобразования.

Введем обозначения:

- $C^{(k)}[0, T]$ — класс функций, определенных и k раз непрерывно-дифференцируемых на отрезке $[0, T]$;
- $C_0^{(k)}[0, T] \subset C^{(k)}[0, T]$ — подкласс гладких функций, удовлетворяющих граничным условиям

$$f^{(i)}(0) = 0 \text{ при } i = \overline{0, K-1}. \quad (12)$$

Рассмотрим некоторый интегральный оператор свертки:

$$Q_0[f(t)] = \int_0^t q_0(t-\tau)f(\tau)d\tau \quad (13)$$

с ядром $q_0(\cdot) \in C_0^{(n)}[0, T]$. Таким образом, выполняются граничные условия

$$q_0^{(k)}(0) = 0, k = \overline{0, n-1}. \quad (14)$$

Именно этот интегральный оператор применим к дифференциальному уравнению (11).

Введем также интегральные операторы, порожденные оператором (13):

$$Q_k[f(t)] = \int_0^t q_k(t-\tau)f(\tau)d\tau \quad (k = \overline{1, n}), \quad (15)$$

где ядро $q_k(t)$ совпадает с k -й производной функции $q_0(t)$:

$$q_k(t) = q_0^{(k)}(t). \quad (16)$$

Из (16) в силу (14) следует

$$q_k(0) = 0, k = \overline{0, n-1}. \quad (17)$$

Теорема 2. Для функций $f(\cdot) \in C_0^{(n)}[0, T]$ выполняются равенства

$$Q_0[f^{(k)}(t)] = Q_k[f(t)], k = \overline{0, n}. \quad (18)$$

Доказательство. Согласно соотношению (15) для $l = \overline{0, n}$

$$Q_l[f^{(k)}(t)] = \int_0^t q_l(t-\tau)f^{(k)}(\tau)d\tau.$$

Выполняя в правой части данного равенства интегрирование по частям и учитывая ра-

венства (12) и (17), для случая $k \geq 1$ и $l+k = n$ получим

$$\begin{aligned} & \int_0^t q_l(t-\tau)f^{(k)}(\tau)d\tau = \\ & = q_l(t-\tau)f^{(k-1)}(\tau)\Big|_0^t - \int_0^t \frac{d}{d\tau}q_l(t-\tau)f^{(k-1)}(\tau)d\tau = \\ & = q_l(0)f^{(k-1)}(t) - q_l(t)f^{(k-1)}(0) + \\ & + \int_0^t \dot{q}_l(t-\tau)f^{(k-1)}(\tau)d\tau = \int_0^t \dot{q}_l(t-\tau)f^{(k-1)}(\tau)d\tau. \end{aligned}$$

Таким образом, принимая во внимание соотношения (15), (16), имеем

$$Q_l[f^{(k)}(t)] = Q_{l+1}[f^{(k-1)}(t)].$$

Последовательно используя это соотношение для $l = \overline{0, n}$, приходим к равенству (18). Теорема доказана.

Далее понадобится следующая теорема.

Теорема 3. Пусть объект в начальный момент времени находится в нулевом состоянии:

$$\mathbf{x}(0) = 0, \quad (19)$$

и к нему приложено управляющее воздействие $u(\cdot) \in C_0^{(n-1)}[0, T]$, так что при $n \geq 2$

$$u^{(i)}(0) = 0 \text{ при } i = \overline{0, n-2}. \quad (20)$$

Тогда $y(\cdot) \in C^{(n)}[0, T]$, т. е. для выхода объекта выполняются граничные условия

$$y^{(i)}(0) = 0 \text{ при } i = \overline{0, n-1}. \quad (21)$$

Доказательство. Последовательное дифференцирование i раз уравнений (1) и (2) дает

$$\mathbf{x}^{(i+1)}(t) = \mathbf{A}^i \mathbf{x}(t) + \sum_{j=0}^i \mathbf{A}^{i-j} \mathbf{b} u^{(j)}(t); \quad (22)$$

$$y^{(i)}(t) = \mathbf{c} \mathbf{x}^{(i)}(t). \quad (23)$$

Из уравнения (22) в силу (19), (20) следует

$$\mathbf{x}^{(i)}(0) = 0, i = \overline{0, n-1}.$$

Отсюда и из уравнения (23) вытекают равенства (21). Теорема доказана.

Пусть выполнены условия теоремы 3, и мы располагаем интегральными операторами свертки (13) и (15), удовлетворяющими сформулированным выше допущениям. Применим к обеим частям дифференциального уравнения (11) интегральный оператор Q_0 .

Согласно теореме 2:

$$Q_0[y^{(k)}(t)] = Q_k[y(t)], \quad k = \overline{0, n};$$

$$Q_0[u^{(k)}(t)] = Q_k[u(t)], \quad k = \overline{0, n-1}.$$

В итоге получим уравнение в интегральной форме:

$$Q_n[y(t)] + \sum_{i=0}^{n-1} a_i Q_i[y(t)] = \sum_{i=0}^{n-1} b_i Q_i[u(t)]. \quad (24)$$

Введем обозначения

$$\tilde{y}_k(t) = Q_k[y(t)], \quad k = \overline{0, n};$$

$$\tilde{u}_k(t) = Q_k[u(t)], \quad k = \overline{0, n-1}.$$

Тогда уравнение (24) запишется в виде

$$\tilde{y}_n(t) + \sum_{i=0}^{n-1} a_i \tilde{y}_i(t) = \sum_{i=0}^{n-1} b_i \tilde{u}_i(t). \quad (25)$$

Реализация операторов свертки динамическими звеньями

Операторы свертки (13) и (15) можно реализовать посредством линейных стационарных динамических звеньев: в этом случае ядром оператора свертки служит весовая функция соответствующего звена. Обозначим ПФ таких звеньев $H_k(s)$, $k = \overline{0, n}$. Тогда согласно (16) имеем

$$H_k(s) = s^k H_0(s), \quad k = \overline{1, n},$$

причем согласно (14) относительная степень ПФ $H_0(s)$ (т. е. разность между степенями ее знаменателя и числителя) должна быть не меньше n .

В частности, в качестве $H_0(s)$ можно выбрать ПФ аperiodического звена n -го порядка:

$$H_0(s) = \frac{1}{(T_H s + 1)^n}, \quad (26)$$

где $T_H > 0$. Тогда

$$H_k(s) = \frac{s^k}{(T_H s + 1)^n}. \quad (27)$$

В описанном способе реализации операторов свертки функции $\tilde{y}_k(t)$ и $\tilde{u}_k(t)$ могут быть получены как выходные сигналы звена с ПФ $H_k(s)$, на вход которого подаются соответственно сигналы $y_k(t)$ и $u_k(t)$.

Инерционные динамические звенья, применяемые для реализации интегральных операторов, могут выполнять еще одну полезную функцию — играть роль низкочастотных фильтров и таким образом позволяют получить еще один важный результат — сглаживание дей-

ствующих в каналах измерения случайных и высокочастотных детерминированных помех.

Применение аппарата линейной регрессии

Перейдем к трактовке экспериментальных данных с позиций регрессионного анализа. В соответствии с уравнением (25) запишем уравнение многофакторной линейной модели регрессии:

$$y_R = \sum_{i=1}^{n_R} \beta_i x_{R,i},$$

где $n_R = 2n$ — размерность модели; $x_{R,i} = -\tilde{y}_{i-1}$, $x_{R,n+i} = \tilde{u}_{i-1}$ ($i = \overline{1, n}$) — регрессоры; $y_R = \tilde{y}_n$ — отклик; $\beta_i = a_{i-1}$, $\beta_{n+i} = b_{i-1}$ ($i = \overline{1, n}$) — коэффициенты регрессии.

Пример 3. Приведем результаты апробации изложенного метода на примере объекта с ПФ (5). Для реализации интегральных операторов свертки применялись динамические звенья с ПФ (26), (27) и постоянной времени $T_H = 0,1$.

В вычислительных процедурах отбирались отсчеты сигналов на временном отрезке длительности $T = 40$ с тактом дискретности (шагом) $T_s = 0,001$.

При решении задачи регрессии использовалась функция `fitlm()` пакета расширения Statistics and Machine Learning Toolbox системы MATLAB. Фрагмент кода ниже поясняет ее применение:

```
mdl = fitlm(XR,YR,'Intercept',false);
kR = mdl.Coefficients(:,1);
kR = table2array(kR);
aE = kR(1:n)';
bE = kR(n + 1:2*n)'
```

Функция

```
mdl = fitlm(XR,YR,'Intercept',false)
```

возвращает линейную регрессионную модель `mdl`. Аргументы функции `XR` и `YR` — соответственно массивы значений регрессоров и откликов. Значение `false` опции `'Intercept'` означает, что в уравнении регрессии постоянная составляющая отсутствует (константа равна нулю).

Посредством метода `mdl.Coefficients()` находят коэффициенты регрессии в форме табличного массива. Далее с помощью функции `table2array()` полученный табличный массив преобразуется к гомогенному массиву.

Итогом решения являются вектор-столбцы коэффициентов регрессии `aE` и `bE`. В табл. 2

Таблица 2
Table 2

i	0	1	2	3	4
a_i	0,3048	1,6762	3,4095	3,0381	1
\hat{a}_i	0,3047	1,6761	3,4102	3,0383	1

Таблица 3
Table 3

i	0	1	2	3
b_i	0,3048	0,3048	0,0762	0
\hat{b}_i	0,3047	0,3047	0,0762	0,0000

и табл. 3 представлены истинные коэффициенты числителя и знаменателя tf -модели объекта и результаты его параметрической идентификации согласно описанному методу.

Представленные результаты показывают работоспособность и эффективность предложенного метода идентификации.

Отметим один важный алгоритмический аспект рассматриваемых методов идентификации. Для функции `iddata()` системы MATLAB исходными данными являются дискретные отсчеты некоторого тестового сигнала $u(t)$ и отклика объекта $y(t)$. В противовес этому предлагаемый метод регрессионного оценивания параметров ПФ позволяет обрабатывать данные серии экспериментов и формировать из них обучающую выборку. Тем самым создаются предпосылки для решения вопросов адекватности и точности построения модели на основе методологии машинного обучения.

Заключение

В работе показано, что классические методы активной идентификации динамических объектов могут давать неверные и неприемлемые решения. Закономерно возникает вопрос об их надежности и практической применимости, а также дальнейшем развитии данной области научных исследований. Приведенные в работе результаты позволяют сформулировать важный методологический аспект, который рекомендуется учитывать в новых разработках алгоритмов активной идентификации: для построения адекватных математических моделей необходимо расширять базу экспериментальных данных посредством проведения серии идентификационных экспериментов,

причем здесь могут быть востребованы теоретические установки и инструментальные средства машинного обучения.

Изложенный регрессионный метод структурно-параметрической идентификации линейных динамических объектов может быть полезен и, разумеется, также подлежит дальнейшему критическому анализу и развитию.

Список литературы

1. Сейдж Э. П., Мелса Дж. Л. Идентификация систем управления. М.: Наука, 1974. 248 с.
2. Гроп Д. Методы идентификации систем. М.: Мир, 1979. 302 с.
3. Дейч А. М. Методы идентификации динамических объектов. М.: Энергия, 1979. 240 с.
4. Современные методы идентификации систем / Под ред. П. М. Эйкхофа. М.: Мир, 1983. 400 с.
5. Льюнг Л. Идентификация систем. Теория для пользователя. М.: Наука, 1991. 432 с.
6. Толчев В. О., Ягодкина Т. В. Методы идентификации линейных одномерных динамических систем. М.: МЭИ, 1997. 108 с.
7. Фатуев В. А., Каргин А. В., Понятский В. М. Структурно-параметрическая идентификация динамических систем. Тула: Изд-во ТулГУ, 2003. 156 с.
8. Методы классической и современной теории автоматического управления. В 5 т. Т. 2: Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / Под ред. К. А. Пупкова и Н. Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 646 с.
9. Семенов А. Д., Артамонов Д. В., Брюхачев А. В. Идентификация объектов управления. Пенза: Изд-во ПГУ, 2003. 211 с.
10. Дилигенская А. Н. Идентификация объектов управления. Самара: СГТУ, 2009. 136 с.
11. Алексеев А. А., Кораблев Ю. А., Шестопалов М. Ю. Идентификация и диагностика систем. М.: Изд. центр "Академия", 2009. 352 с.
12. Коновалов В. И. Идентификация и диагностика систем. Томск: Изд-во ТПУ, 2010. 156 с.
13. Ефимов С. В., Замятин С. В., Гайворонский С. А. Структурно-параметрическая идентификация объекта управления на основе характеристик переходного процесса // Известия ТПУ. 2010. Т. 317. № 5. С. 107—112.
14. Карташов В. Я., Карташова Л. В., Самойленко С. С. Структурно-параметрическая идентификация динамических объектов в режиме реального времени // Вестник Кемеровского государственного университета. 2015. Т. 1. № 1(61). С. 13—18.
15. Овчаренко В. Н. Структурно-параметрическая идентификация линейной динамической системы с постоянными параметрами // Автоматика и телемеханика. 2020, № 1. С. 3—16.
16. Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б. Структурно-параметрическая идентификация динамических объектов // Изв. вузов. Приборостроение. 1993. № 1. С. 33—38.
17. Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б. О неробастности алгоритмов параметрической идентификации в условиях помех // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № 12. С. 2—6.
18. Голубов Б. И., Ефимов А. В., Скворцов В. А. Ряды и преобразования Уолша: теория и применения. М.: Изд-во ЛКИ, 2008. 208 с.

Structural Parametric Identification of Linear Dynamic Objects

A. B. Filimonov, filimon_ab@mail.ru,

MIREA — Russian Technological University, Moscow, 119454, Russian Federation,
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russian Federation,

N. B. Filimonov, nbfilimonov@mail.ru,

Lomonosov Moscow State University, Moscow, 119991, Russian Federation,
Trapeznikov Institute of Control Problems, RAS, Moscow, 117997, Russian Federation,

Corresponding author: **Filimonov Nikolay B.**, Professor, Dr. Sci. Tech.,
Lomonosov Moscow State University, Moscow, 119991, Russian Federation

Accepted on February 12, 2022

Abstract

The problem of structural-parametric identification of linear stationary dynamic objects under conditions of active experiments is considered. The question of the adequacy of dynamic models based on the analysis of the object's response to a typical test impact is investigated. These studies allow us to formulate an important methodological aspect that is recommended to be taken into account in new developments of active identification algorithms. In this paper it is shown that in real conditions of interference, the classical methodology of constructing the transfer function of an object by means of the analysis of data single experiment, i.e. the response to a test effect can give incorrect results. In this regard, another approach is proposed — to form the base of the experimental data starting from a series of identification experiments, and because of its to investigate the dynamic structure of free and forced movements of the object. The ideological basis of this approach consists of the following solutions: the principle of "probing" the space of states of an object in order to determine its dynamic order; the mechanism of excitation of free movements in the object by means of finite control actions; the integral-operator form of representation of the dynamics of the object, which avoids the need for differentiation of input and output signals; the apparatus of linear regression for parametric identification of the transfer function of the object. On the base the given approach a new method of structural-parametric identification of linear stationary dynamic objects is developed and investigated. The presented results and computer approbation in the MATLAB environment have shown the operability and effectiveness of this identification method.

Keywords: linear stationary dynamic objects, transfer function, structural-parametric identification, adequacy of the model

For citation:

Filimonov A. B., Filimonov N. B. Structural Parametric Identification of Linear Dynamic Object, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 5, pp. 227—235.

DOI: 10.17587/mau.23.227-235

References

1. **Sage E. P., Melsa J. L.** Identification of Control Systems, Moscow, Nauka, 1974, 248 p. (in Russian).
2. **Grop D.** Methods of Identification of systems, Moscow, Mir, 1979, 302 p.
3. **Deich A. M.** Methods of Identification of Dynamic Objects, Moscow, Energiya, 1979, 240 p. (in Russian).
4. **Eickhoff P. M.** ed. Modern Methods of Identification of Systems, Moscow, Mir, 1983, 400 p. (in Russian).
5. **Lyung L.** Identification of Systems. Theory for the User, Moscow, Nauka, 1991, 432 p.
6. **Tolcheev V. O., Yagodkina T. V.** Methods of Identification of Linear One-Dimensional Dynamical Systems, Moscow, MEI, 1997, 108 p. (in Russian).
7. **Fatuev V. A., Kargin A. V., Ponyatsky V. M.** Structural-Parametric Identification of Dynamical Systems, Tula, TulSU Publishing House, 2003, 156 p. (in Russian).
8. **Pupkov K. A., Egupov N. D.** Methods of Classical and Modern Theory of Automatic Control. V. 2: Statistical Dynamics and Identification of Automatic Control Systems, Moscow, Publishing House of the BMSTU, 2004, 646 p. (in Russian).
9. **Semenov A. D., Artamonov D. V., Bryukhachev A. V.** Identification of Control Objects, Penza, Publishing House of PSU, 2003, 211 p. (in Russian).
10. **Diligenskaya A. N.** Identification of Management Objects, Samara, SSTU, 2009, 136 p. (in Russian).
11. **Alekseev A. A., Korablev Yu. A., Shestopalov M. Yu.** Identification and Diagnostics of Systems, Moscow, Publishing house of the Center "Academy", 2009, 352 p. (in Russian).
12. **Konovalov V. I.** Identification and Diagnostics of Systems, Tomsk, TPU Publishing House, 2010, 156 p. (in Russian).
13. **Efimov S. V., Zamyatin S. V., Gaivoronsky S. A.** Structural and Parametric Identification of the Control Object Based on the Characteristics of the Transition Process, *Izvestiya TPU*, 2010, vol. 317, no. 5, pp. 107—112 (in Russian).
14. **Kartashov V. Ya., Kartashova L. V., Samoylenko S. S.** Structural and Parametric Identification of Dynamic Objects in Real-Time Mode, *Bulletin of the Kemerovo SU*, 2015, vol. 1, no 1(61), pp. 13—18 (in Russian).
15. **Ovcharenko V. N.** Structural-Parametric Identification of a Linear Dynamic System with Constant Parameters, *Avtomatika i Telemekhanika*, 2020, no. 1, pp. 3—16 (in Russian).
16. **Filimonov A. B., Filimonov N. B.** Structural-parametric identification of dynamic objects, *Journal of Instrument Engineering*, 1993, no. 1, pp. 33—38 (in Russian).
17. **Filimonov A. B., Filimonov N. B.** On the Nonrobustness of Parametric Identification Algorithms in Interference Conditions, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2008, no. 12, pp. 2—6 (in Russian).
18. **Golubov B. I., Efimov A. V., Skvortsov V. A.** Walsh Series and Transformations: Theory and Applications, Moscow, LKI Publishing House, 2008, 208 p. (in Russian).

А. В. Елисеев, канд. техн. наук, доц., eavsh@ya.ru,
А. П. Хоменко, д-р техн. наук, проф., homenko_ap@irgups.ru,
Иркутский государственный университет путей сообщения

Проблема гашения колебаний в механических системах: системный анализ, моделирование, управление

Развиваются системные подходы в задачах динамики машин транспортного и технологического назначения, связанных с обеспечением режимов динамического гашения колебаний и выявлением ряда специфических эффектов, характерных для технических объектов с рабочими органами, представляющих собой твердые тела. Используются методы структурного математического моделирования, в рамках которых механической колебательной системе, рассматриваемой в качестве расчетной схемы технического объекта, сопоставляется структурная схема эквивалентной в динамическом отношении системы автоматического управления. В качестве модельной расчетной схемы используется механическая колебательная система с сосредоточенными параметрами.

Показано, что режимы динамического гашения реализуются через фиксацию неподвижных точек, названных центрами вращения (или колебаний). Предложена методика аналитической оценки возможностей формирования динамических состояний на основе использования передаточных функций обобщенной обратной связи, коэффициентов связанности движений по координатам, форм динамического взаимодействия элементов системы при одновременном действии двух периодических возмущений.

В рамках рассматриваемой интерпретации ключевой характеристикой механической колебательной системы является характеристическое частотное уравнение и его преобразования. Характеристическое уравнение в зависимости от выбранных координат определяет возможность введения понятий приведенной жесткости, связанности движений элементов или структурных образований в режиме свободных колебаний системы или с учетом внешних воздействий силового или кинематического характера.

Наряду с понятием динамического состояния, которое реализуется на определенной частоте и связано с обнулением амплитуды колебаний или достижением потенциально бесконечных значений по амплитуде, предложено развитие представлений о форме динамических взаимодействий элементов механической колебательной системы. Понятие формы обобщает представления о направлениях изменения во времени координаты элемента системы по отношению к изменению внешней силы или кинематического возмущения. В рамках структурного формализма предложена методология отображения совокупности динамических состояний и форм динамических взаимодействий элементов механической колебательной системы на основе ориентированных графов.

Ключевые слова: механические колебательные системы, центр вращения, колебание твердого тела, связанность внешних возмущений, динамическое гашение колебание, обратные связи, формы динамических взаимодействий

Введение

Обеспечение безопасности эксплуатации технических объектов транспортного и технологического назначения, а также разработка способов и средств повышения надежности работы узлов, агрегатов, приборов и аппаратуры, функционирующих в условиях интенсивных вибрационных воздействий, относятся к числу актуальных научно-технических проблем [1].

Значительное внимание в работах отечественных и зарубежных специалистов уделяется задачам динамики машин и оборудования при условии вибрационного нагружения. Подходы к разработке способов и средств оценки и контроля характеристик движения для формирования динамических состояний технических объектов отличаются большим разнообразием. Современные направления в решении задач теории и практики виброзащиты и виброизоляции от действия периодических

внешних возмущений во многих случаях опираются на использование методов математического моделирования [2–5].

Особенностью технических объектов, осуществляющих рабочие функции в условиях интенсивных динамических нагружений, является сложность их расчетных схем в виде механических колебательных систем со многими степенями свободы и связями вибрационных взаимодействий элементов систем, например, при рассмотрении в динамике подвижного состава железнодорожного транспорта, а также в задачах формирования динамических состояний машин, реализующих вибрационные технологические процессы [6–7].

В задачах транспортной динамики, при эксплуатации вибрационных технологических машин, в различных производствах строительной индустрии, химической и горной промышленности используется достаточно широкий арсенал технических средств в виде

амортизаторов, демпферов, успокоителей как пассивного типа, так и управляемых с применением внешних источников энергии [8].

Динамические гасители колебаний вибрационных процессов технических объектов широко используются в различных ситуациях, где внешние воздействия обладают достаточно узкополосным частотным спектром. Такие гасители, как правило, настраиваются на определенные частоты, создают условия динамического уравновешивания в системах с несколькими степенями свободы. Эффекты динамического гашения колебаний активно изучаются математическими методами на основе моделей в виде дифференциальных уравнений движения механических колебательных систем с несколькими степенями свободы [9–11].

В последнее время определенное развитие получили системные подходы, в качестве основы своей методологической базы использующие метод исследования, при котором механической колебательной системе с одной и более степенями свободы, рассматриваемой в качестве расчетной схемы технических объектов, сопоставляются структурные математические модели в виде структурных схем, эквивалентных в динамическом отношении, систем автоматического управления [12–17].

Целью предлагаемой работы является развитие научно-методологического базиса системного анализа в решении задач динамического гашения колебаний технических объектов различного назначения, отображаемых расчетными схемами в виде механических колебательных систем с двумя степенями свободы с объектом защиты в виде твердого тела, обладающего массой и моментом инерции в плоском движении с учетом двух упругих опор.

1. Общие положения. Математическая модель

Технические объекты, осуществляющие рабочие функции в условиях интенсивного динамического нагружения, представленные расчетными схемами в виде механических колебательных систем с двумя степенями свободы, образованных твердым телом, опирающимся на упругие опоры в соединении с вибрирующей поверхностью, характерны для транспортных средств, находящихся под воздействием внешних периодических возмущений кинематической природы со стороны опорных поверхностей.

Объекты технологического назначения также во многих случаях могут быть представлены твердыми телами на упругих опорах, но с возмущениями, которые формируются специальными устройствами (вибраторами), располагаемыми и закрепленными на поверхности твердого тела (рабочего органа); к числу таких объектов относятся вибрационные столы, вибропитатели, вибротранспортеры и другие устройства.

1. На рис. 1, *a* представлена обобщенная плоская модель технического объекта в виде расчетной схемы с твердым телом на упругих опорах при наличии как внешних силовых, так и кинематических возмущений.

Предполагается, что твердое тело массой M и моментом инерции J совершает вызванные кинематическими и силовыми возмущениями малые колебания с учетом нулевых начальных условий относительно положения статического равновесия. Рассматриваются две системы координат y_1, y_2 и y_0, φ , связанные с неподвижным базисом. В характерных точках A_1, B_1 и A_2, B_2 закреплены упругие элементы с коэффициентами жесткости k_1 и k_2 соответственно; центр тяжести системы расположен в точке O на расстоянии $l_1 = B_1O, l_2 = B_2O$. Система обладает линейными свойствами.

Система внешних сил представлена внешними воздействиями $Q_1(t), Q_2(t)$, приложенными в точках B_1 и B_2 , а также кинематическими возмущениями $z_1(t), z_2(t)$, отнесенными к точкам

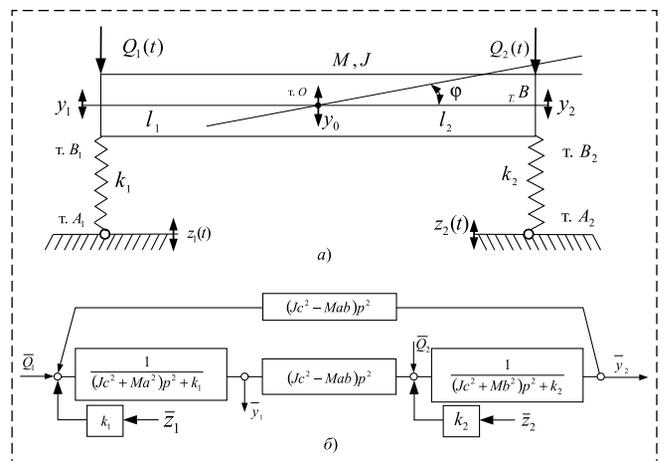


Рис. 1. Механическая колебательная система:

a — расчетная схема технического объекта с массоинерционными параметрами M, J и внешними воздействиями силовой (Q_1, Q_2) и кинематической (z_1, z_2) природы; *b* — структурная схема

Fig. 1. Mechanical oscillatory system:

a — design scheme of a technical object with mass-inertia parameters M, J and external influences of force (Q_1, Q_2) and kinematic (z_1, z_2) nature; *b* — block diagram

A_1 и A_2 . Предполагается, что внешние факторы являются синфазными гармоническими функциями одной частоты, но имеют разные амплитуды колебаний максимальных отклонений.

На основе известных подходов, например, рассмотренных в работах [18–20], математическая модель механической колебательной системы (рис. 1, а) может быть представлена системой обыкновенных линейных дифференциальных уравнений второго порядка с постоянными коэффициентами относительно искомым функций y_1 и y_2 с нулевыми начальными условиями:

$$(Ma^2 + Jc^2)\ddot{y}_1 + k_1y_1 - (Jc^2 - Mab)\ddot{y}_2 = Q_1 + k_1z_1; \quad (1)$$

$$(Mb^2 + Jc^2)\ddot{y}_2 + k_2y_2 - (Jc^2 - Mab)\ddot{y}_1 = Q_2 + k_2z_2, \quad (2)$$

где приняты следующее обозначения:

$$a = l_2/(l_1 + l_2), \quad b = l_1/(l_1 + l_2), \quad c = 1/(l_1 + l_2). \quad (3)$$

Используя интегральные преобразования Лапласа и с учетом нулевых начальных условий систему уравнений (1), (2) можно представить в виде алгебраической системы относительно изображений \bar{y}_1 и \bar{y}_2 :

$$[(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1]\bar{y}_1 - (Jc^2 - Mab)p^2\bar{y}_2 = \bar{Q}_1 + k_1\bar{z}_1; \quad (4)$$

$$[(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2]\bar{y}_2 - (Jc^2 - Mab)p^2\bar{y}_1 = \bar{Q}_2 + k_2\bar{z}_2, \quad (5)$$

где $p = j\omega$ — комплексная переменная ($j = \sqrt{-1}$); черта "—" над переменной означает ее изображение по Лапласу [21]; ω — частота внешнего воздействия.

2. На основе системы алгебраических уравнений (4), (5) может быть построена структурная математическая модель (рис. 1, б).

Особенности динамических свойств системы при различных формах динамического нагружения могут быть рассмотрены на основе использования совокупности передаточных функций.

3. Для оценки динамических состояний системы, вызванных силовым фактором Q_1 , запишем передаточные функции системы с учетом $\bar{Q}_1 \neq 0$, $\bar{Q}_2 = 0$, $\bar{z}_1 \neq 0$, $\bar{z}_2 = 0$:

$$W_1(p) = \frac{\bar{y}_1}{\bar{Q}_1} = \frac{(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2}{A(p)}; \quad (6)$$

$$W_2(p) = \frac{\bar{y}_2}{\bar{Q}_1} = \frac{(Jc^2 + Mab)p^2}{A(p)}, \quad (7)$$

где

$$A(p) = [(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1][(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2] - [(Jc^2 - Mab)p^2]^2 \quad (8)$$

— характеристическое частотное уравнение, определяющее для системы две частоты собственных колебаний.

Отметим, что в соответствии с (7), (8) исходная система (рис. 1, б) состоит из двух частичных блоков $[(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1]$ и $[(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2]$, соединенных между собой звеном с передаточной функцией дифференцирования 2-го порядка. При определенных условиях эта связь может "обнулиться". В этом случае выполняется условие

$$Jc^2 - Mab = 0. \quad (9)$$

Условие (9) означает, что движение в частичных блоках не влияет друг на друга.

Приложение возмущения \bar{Q}_1 в системе обеспечивает режим динамического гашения колебаний по координате \bar{y}_1 на частоте

$$(\omega_{1,dyn})^2 = \frac{k_2}{Mb^2 + Jc^2}. \quad (10)$$

Частота динамического гашения колебаний (10) совпадает с частотой частичного блока $[(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2]$, определяемой выражением

$$(n_2)^2 = \frac{k_2}{Mb^2 + Jc^2}. \quad (11)$$

Для детализации представлений об оценке динамических свойств системы (рис. 1, а) может быть введено понятие коэффициента связанности движений по координатам \bar{y}_1 и \bar{y}_2 , который имеет вид

$$i = \frac{\bar{y}_2}{\bar{y}_1} = \frac{(Jc^2 - Mab)p^2}{(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2}. \quad (12)$$

При введении в выражение (12) значений частот динамического гашения (10) или частичной частоты (11) коэффициент связанности координат движения можно рассматривать стремящимся к бесконечности $i \rightarrow \infty$, что соответствует признакам динамического гашения колебаний по координате \bar{y}_1 .

4. При действии внешнего возмущения \bar{Q}_2 по координате \bar{y}_2 передаточная функция системы имеет вид

$$W_2(p) = \frac{\bar{y}_2}{\bar{Q}_2} = \frac{(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1}{A(p)}. \quad (13)$$

При такой форме внешнего воздействия ($\bar{Q}_2 \neq 0$, $\bar{Q}_1 = 0$, $\bar{z}_1 = 0$, $\bar{z}_2 = 0$) режим динамического гашения колебаний по координате реализуется на частоте $(\omega_{2,dyn})^2$, определяемой выражением

$$(\omega_{2,dyn})^2 = \frac{k_1}{Ma^2 + Jc^2}. \quad (14)$$

По аналогии с выше представленным равенством между частотой (10) динамического гашения колебаний по координате \bar{y}_1 и частотой (11) парциального блока $[(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2]$ реализуется равенство между частотой (14) динамического гашения колебания $(\omega_{2,dyn})^2$ и частотой $(n_1)^2$ парциального блока $[(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1]$, представленной выражением

$$(n_1)^2 = \frac{k_1}{Ma^2 + Jc^2}. \quad (15)$$

Таким образом, при действии одного возмущающего фактора силовой природы возможно появление режима динамического гашения колебаний в точке приложения силового возмущения, в данном случае в точках B_1 и B_2 для силовых факторов \bar{Q}_1 и \bar{Q}_2 соответственно (рис. 1, а).

Характерной особенностью режима динамического гашения колебаний при действии одиночного силового фактора является то обстоятельство, что для твердого тела неподвижной становится одна точка (либо точка B_1 , либо точка B_2). Неподвижная точка может рассматриваться как центр угловых колебаний. Полагаем, что расстояние между точками B_1 и B_2 равно $l_1 + l_2$. Можно отметить, что при $\bar{y}_1 = 0$ координата \bar{y}_2 принимает конкретное значение, определяемое параметрами передаточной функции. Таким образом, между точкой, где $\bar{y}_1 = 0$, и точкой $\bar{y}_2 \neq 0$ устанавливается линейная форма распределения амплитуд колебаний, что предопределяет возможности вибрационного поля, создаваемого твердым телом (рабочим органом).

2. Особенности проявления режимов динамического гашения колебаний с учетом связности силовых возмущений

Рассматривается одновременное действие двух периодических внешних сил $\bar{Q}_1 \neq 0$, $\bar{Q}_2 \neq 0$ ($z_1 = 0$, $\bar{z}_1 \neq 0$) при наличии между ними связи, определяемой соотношением

$$\bar{Q}_2 = \alpha \bar{Q}_1. \quad (16)$$

1. Передаточные функции системы с учетом связи (16) изменяют свою первоначальную форму и принимают вид

$$W'_1(p) = \frac{\bar{y}_1}{\bar{Q}_1} = \frac{[(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2] + \alpha(Jc^2 - Mab)p^2}{A(p)}, \quad (17)$$

$$W'_2(p) = \frac{\bar{y}_2}{\bar{Q}_1} = \frac{\alpha[(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1] + (Jc^2 - Mab)p^2}{A(p)}. \quad (18)$$

При одновременном действии двух сил в системе для каждой координаты \bar{y}_1 , \bar{y}_2 возможна реализация режима динамического гашения колебаний на соответствующих частотах:

$$(\omega'_{1,dyn})^2 = \frac{k_2}{Mb(b - \alpha a) + Jc^2(1 + \alpha)}; \quad (19)$$

$$(\omega'_{2,dyn})^2 = \frac{k_1 \alpha}{Ma(\alpha a - b) + Jc^2(1 + \alpha)}. \quad (20)$$

Отметим, что в рассматриваемом случае парциальные частоты уже не совпадают с частотами динамического гашения колебаний.

2. Новую информацию о структуре внешних силовых факторов \bar{Q}_1 и \bar{Q}_2 можно получить при введении коэффициента связности i_1 движений по координатам \bar{y}_1 и \bar{y}_2 :

$$i_1 = \frac{\bar{y}_2}{\bar{y}_1} = \frac{\alpha[(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1] + (Jc^2 - Mab)p^2}{[(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2] + \alpha(Jc^2 - Mab)p^2}. \quad (21)$$

Если при заданном α принять, что коэффициент связности i_1 принимает некоторое значение, то из соотношения (21) можно получить соответствующее значение частоты, на которой $i_1 = \bar{y}_2/\bar{y}_1$ принимает некоторое значение; оно может быть нулевым, отрицательным или положительным; возможно рассмотрение предельного значения $i_1 \rightarrow \infty$ (стремящегося к бесконечности), что означает проявление режима динамического гашения по координате \bar{y}_1 . В свою очередь, равенство $i_1 = 0$ означает, что реализуется режим динамического гашения колебаний по координате \bar{y}_2 .

3. Для i_1 , принимающего отрицательные значения, "точка динамического гашения коле-

баний" — неподвижная точка (или центр) для угловых вращений — будет находиться между точками B_1 и B_2 . На рис. 2, а приведена схема расположения амплитуд колебаний точек B_1 и B_2 , когда i_1 является отрицательной величиной.

Положение точки O определяется центром тяжести ($l_1 = OB_1, l_2 = OB_2$). Величина l_0 определяет смещение точки C , представляющей собой центр углового (вращательного) колебательного движения твердого тела с нулевой координатой, относительно центра тяжести в точке O . Положение точки C на частоте, определяемой из выражения (21), при заданном значении i_1 можно найти из подобия треугольников по схеме на рис. 2, а, откуда следует, что

$$l_0 = (l_2 + l_1 i_1) / (1 - i_1). \quad (22)$$

Таким образом, зная i_1 , определяемое значением заданной частоты, можно получить представление о распределении амплитуд колебаний по длине твердого тела.

4. Если коэффициент связности движений $i_1 > 0$ имеет положительные значения, то схема распределения амплитуд колебаний принимает вид, показанный на рис. 2, б.

Используя свойства подобия треугольников, найдем, что

$$l_0 = (l_2 + i_1 l_1) / (1 - i_1). \quad (23)$$

Как следует из схемы на рис. 2, б, при заданной частоте амплитуды колебаний имеют одинаковые знаки, а не разнонаправленные, как в рассмотренном выше случае. Отметим,

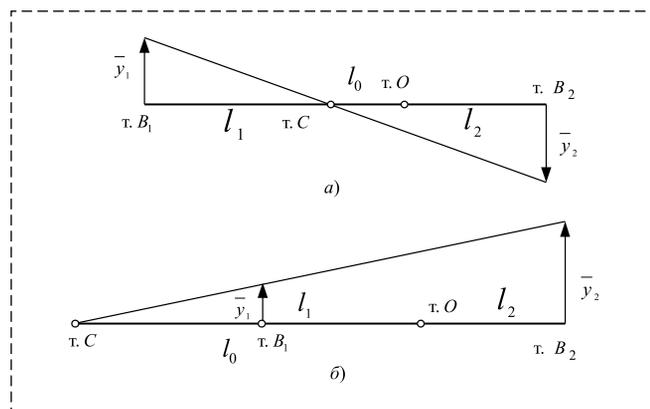


Рис. 2. Схема распределения амплитуд колебаний по длине твердого тела для режима динамического гашения колебания: а — $i_1 < 0$; б — $i_1 > 0$ ($\bar{y}_2 > \bar{y}_1$)

Fig. 2. Scheme of distribution of oscillation amplitudes along the length of a solid body for the mode of dynamic vibration damping: а — $i_1 < 0$; б — $i_1 > 0$ ($\bar{y}_2 > \bar{y}_1$)

что при $i_1 > 0$ ($i_1 > 1$) центр вращения точка C (или центр колебания твердого тела) находится в левой части плоскости. При $i_1 > 0$ ($i_1 < 1$) центр вращения точка C или центр колебаний твердого тела будет находиться в правой части плоскости от твердого тела.

5. На основании вышесказанного можно полагать, что в координатах \bar{y}_1, \bar{y}_2 в режимах динамического гашения твердое тело получает значение амплитуды колебания, равное нулю, только для одной точки твердого тела; относительно этой точки твердое тело в режиме динамического гашения колебаний реализует угловые колебания. Такая точка может быть названа центром вращения или центром колебаний, относительно которого твердое тело (M, J), совершает угловые колебания. Центр вращения в простейших случаях может совпадать с точками твердого тела, координаты которых фиксируются как $\bar{y}_1 = 0$ или $\bar{y}_2 = 0$.

Вместе с тем, центр вращения (или колебаний) может рассматриваться за пределами твердого тела при $i_1 > 1$ (точка C левее точки B_1) и $0 < i_1 < 1$ (точка C правее точки B_2). При отрицательных значениях $i_1 < 0$ эта точка располагается между точками B_1 и B_2 . При разных значениях параметров такая точка C может смещаться по длине твердого тела влево или вправо в границах, определенных точками B_1 и B_2 .

При рассмотрении случая, когда коэффициент связности движения по координатам \bar{y}_1 и \bar{y}_2 принимает значения $i_1 = 1$, изменение координат в виде $\bar{y}_1 = \bar{y}_2$ обеспечивает только поступательные колебательные движения твердого тела без угловых колебаний. Такой вариант движения твердого тела может интерпретироваться как колебание относительно центра вращения (или колебаний), смещенного на бесконечно большое расстояние вправо или влево от центра тяжести твердого тела.

3. Режимы динамического гашения колебаний в системе с твердым телом в условиях возбуждения факторами кинематической природы

При использовании в механической колебательной системе массоинерционного объекта, обладающего массой и моментом инерции, рассматривались случаи одиночного или совместного действия силовых факторов при наличии связанности воздействия. Что касает-

ся действия внешних возмущений кинематической природы, что, в частности, характерно для динамики железнодорожных составов, то учет их особенностей требует внимания к конструкции рессорных подвесок, в которых могут использоваться не только упругие и диссипативные элементы, но и дополнительные связи, реализуемые различными механизмами и устройствами для преобразования движения.

Кинематические возмущения, действующие на технические объекты, в большой степени характерны для транспорта, в частности, для железнодорожного.

Приведенная на рис. 1 расчетная схема широко используется для оценки, разработки и формирования динамических состояний экипажей подвижного состава железнодорожного транспорта, для которого характерны внешние возмущения со стороны контактов "колесо—рельс", рассматриваемых в задачах динамики.

Полагая, что $\bar{z}_1 \neq 0, \bar{z}_2 \neq 0$ ($\bar{Q}_1 = 0, \bar{Q}_2 = 0$), запишем уравнение движения объекта по рис. 1, а в операторной форме, используя методы операционного исчисления:

$$[(Ma^2 + Jc^2)p^2 + k_1]\bar{y}_1 - (Jc^2 - Mab)p^2\bar{y}_2 = k_1\bar{z}_1; \quad (24)$$

$$[(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2]\bar{y}_2 - (Jc^2 - Mab)p^2\bar{y}_1 = k_2\bar{z}_2. \quad (25)$$

Сопоставляя соотношения (24), (25) с ранее полученными уравнениями для оценки динамических свойств исходной системы (рис. 1) при действии силовых факторов \bar{Q}_1, \bar{Q}_2 , можно отметить, что кинематические воздействия по форме $\bar{Q}'_1 = k_1\bar{z}_1$ и $\bar{Q}'_2 = k_2\bar{z}_2$, по существу, не отличаются друг от друга и в отношении оценки свойств и динамических состояний при использовании структурной математической модели системы с силовыми факторами \bar{Q}_1, \bar{Q}_2 .

4. Структурные подходы в оценке особенностей механических колебательных систем с объектами в виде твердого тела, обладающего массой и моментом инерции

Полагаем, что исходная система (см. рис. 1, а) с типовыми упругими элементами с жесткостями k_1 и k_2 находится под действием силового фактора $\bar{Q}_1 \neq 0$ ($\bar{Q}_2 = 0, \bar{z}_1 = 0, \bar{z}_2 = 0$). Ряд новых подходов в задачах повышения эффективности защиты технических объектов при кинематических возмущениях получил отражение в работах [3—5].

Структурная схема на рис. 1, б может быть преобразована к структурной схеме цепной механической колебательной системы, показанной на рис. 3.

Структурная схема на рис. 3 представляет собой обобщенную структурную схему в виде системы с одной степенью свободы (по координате \bar{y}_1).

Передаточная функция цепи обратной связи имеет вид дробно-рационального выражения

$$k_{red} = \frac{-[(Jc^2 - Mab)p^2]^2 + p^2[k_1(Mb^2 + Jc^2)] + k_1k_2}{(Mb^2 + Jc^2)p^2 + k_2}. \quad (26)$$

Из анализа структурной схемы на рис. 3 следует, что на парциальной частоте

$$(n_2)^2 = \frac{k_2}{Mb^2 + Jc^2} \quad (27)$$

значение обратной отрицательной связи становится бесконечно большим, и объект с передаточной функцией $\frac{1}{(Mb^2 + Jc^2)p^2}$ становится неподвижным.

В этом случае реализуется режим динамического гашения колебаний по координате \bar{y}_1 .

Вместе с тем, числитель выражения (26), который имеет форму биквадратного уравнения, может "обнулять" обратную связь на определенных частотах, являющихся корнями биквадратного уравнения. В этих случаях, когда обратная связь или приведенная жесткость системы становится нулевой, это означает, что объект $(Ma^2 + Jc^2)p^2$ будет иметь специфическое движение, определяемое параметрами приложенной силы \bar{Q}_1 , отражающее так называемый "особый" режим движения по координате \bar{y}_1 .

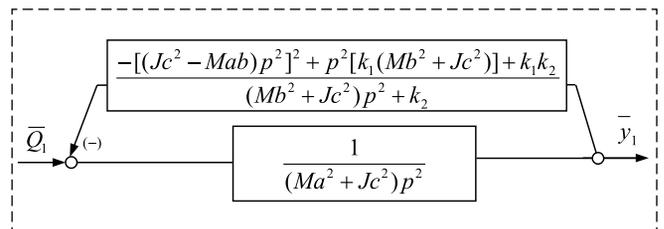


Рис. 3. Структурная схема системы с введением приведенной жесткости в цепи обратной связи

Fig. 3. Block diagram of the system with the introduction of reduced rigidity in the feedback circuit

5. Вычислительный эксперимент для оценки особенностей приложения внешних силовых факторов

Для проведения вычислительного эксперимента в рамках модельной задачи в качестве данных были использованы следующие значения параметров: $k_1 = 1$ Н/м, $k_2 = 1$ Н/м, $l_1 = 1$ м, $l_2 = 1$ м, $M = 1$ кг, $J = 2$ кг·м²; кинематические возмущения отсутствовали: $z_1(t) = 0$ м, $z_2(t) = 0$ м.

1. На рис. 4, а представлены графики амплитудно-частотных характеристик системы с учетом приложения силы Q_1 . Резонанс реализуется на частотах $\omega_{\text{лсоб}} = 1$ рад/с и $\omega_{\text{лсоб}} \approx 1,41$ рад/с в точках т. 2 и т. 4 соответственно. Режим динамического гашения колебаний по координате \bar{y}_1 отображен в точке т. 3 на частоте $\omega_{\text{лдин}} \approx 1,16$ рад/с. Формы колебаний координат определяются совпадением или несовпадением знаков амплитудно-частотных характеристик. На частотных интервалах $(0, \omega_{\text{лсоб}})$, $(\omega_{\text{лсоб}}, \omega_{\text{лдин}})$ движения разнонаправленны, а на интервалах $(\omega_{\text{лдин}}, \omega_{\text{лсоб}})$ и $(\omega_{\text{лсоб}}, \infty)$ — сонаправленны.

2. Графики амплитудно-частотных характеристик системы для варианта приложения силы Q_2 отображают формы динамических взаимодействий, проявляющихся в совпадении или несовпадении направленностей движения характерных точек твердого тела, в зависимости от частот динамического гашения колебаний и собственных частот (рис. 4, б). Резонанс

также реализуется на частотах $\omega_{\text{лсоб}} = 1$ рад/с и $\omega_{\text{лсоб}} \approx 1,41$ рад/с в точках т. 2 и т. 4 соответственно.

Режим динамического гашения колебаний по координате y_2 отображен в точке т. 3 на частоте $\omega_{\text{лдин}} \approx 1,16$ рад/с. В частотных интервалах $(0, \omega_{\text{лсоб}})$, $(\omega_{\text{лсоб}}, \omega_{\text{лдин}})$ движения координат разнонаправленны, а на интервалах $(\omega_{\text{лдин}}, \omega_{\text{лсоб}})$ и $(\omega_{\text{лсоб}}, \infty)$ — сонаправленны или "слитны". При "переходе" через собственные частоты и частоту динамического гашения колебаний движение координаты \bar{y}_1 изменяет направленность своего движения на противоположную. Координата \bar{y}_2 при переходе через частоту динамического гашения колебаний по координате \bar{y}_1 направленность своего движения не изменяет, уменьшая значение амплитуды колебания до положительного минимума.

Сонаправленность и разнонаправленность движений точек твердого тела (см. рис. 1), образующих форму движения системы в целом, сохраняются в частотных интервалах между характерными частотами, отражающих режимы динамического гашения, резонансы, режимы "запирания" (при неограниченном росте частоты внешнего силового воздействия), начальные состояния (нулевые начальные условия для координат y_1, y_2).

В предположении, что положительная или отрицательная направленность движения на интервале приписывается координате в зависимости от знака ее амплитудно-частотной характеристики (рис. 4), можно на каждом частотном интервале каждой координате сопоставить положительную (знак "+") или отрицательную (знак "-") направленности, в совокупности определяющие формы движений системы (см. рис. 1) в различных вариантах приложения силовых воздействий.

Совокупность форм движения системы определяется частотными интервалами (см. таблицу, строка I, столбцы 3, 5, 7, 9), образованными характерными частотами (столбцы 2, 4, 6, 8, 10), принимающими конкретные значения в рамках модельной задачи (строка II, столбцы 2—10).

Средства оценки динамических состояний, представленные

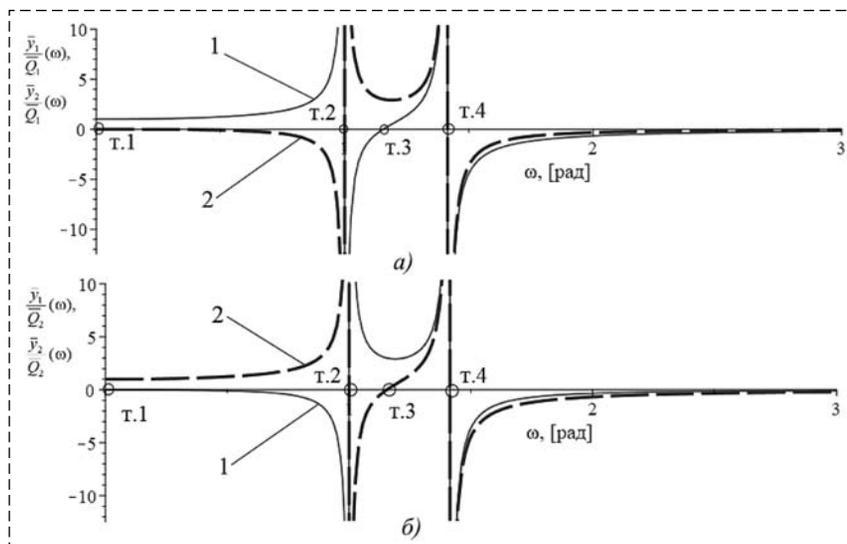


Рис. 4. Амплитудно-частотные характеристики системы:

а — $Q_1 \neq 0, Q_2 = 0, 1 - \bar{y}_1/\bar{Q}_1; 2 - \bar{y}_2/\bar{Q}_1$; б — $Q_2 \neq 0, Q_1 = 0; 1 - \bar{y}_1/\bar{Q}_2; 2 - \bar{y}_2/\bar{Q}_2$

Fig. 4. Amplitude-frequency characteristics of the system:

а — $Q_1 \neq 0, Q_2 = 0, 1 - \bar{y}_1/\bar{Q}_1; 2 - \bar{y}_2/\bar{Q}_1$; б — $Q_2 \neq 0, Q_1 = 0; 1 - \bar{y}_1/\bar{Q}_2; 2 - \bar{y}_2/\bar{Q}_2$

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
I	Частотные интервалы и характерные частоты	[0]	$(0, \omega_{1\text{сoб}})$	$[\omega_{1\text{сoб}}]$	$(\omega_{1\text{сoб}}, \omega_{1\text{дин}})$	$[\omega_{1\text{дин}}]$	$(\omega_{1\text{дин}}, \omega_{2\text{сoб}})$	$[\omega_{2\text{сoб}}]$	$(\omega_{2\text{сoб}}, \infty)$	$[\infty]$
II	Вычисленные значения	0	(0,1)	[1]	(1, 1.16)	[1.16]	(1.16, 1.41)	[1.41]	(1.41, ∞)	[∞]
III	$Q_1 \neq 0, Q_2 = 0$									
IV	$W_1(p) = \frac{\bar{y}_1}{Q_1} = \frac{-3\omega^2 + 4}{2\omega^4 - 6\omega^2 + 4}$	0	+	∞	-	0	+	∞	-	0
V	$W_2(p) = \frac{\bar{y}_2}{Q_1} = \frac{-\omega^2}{2\omega^4 - 6\omega^2 + 4}$	0	-	∞	+	+	+	∞	-	0
VI	$Q_1 = 0, Q_2 \neq 0$									
VII	$W_1(p) = \frac{\bar{y}_1}{Q_2} = \frac{-\omega^2}{2\omega^4 - 6\omega^2 + 4}$	0	-	∞	+	+	+	∞	-	0
VIII	$W_2(p) = \frac{\bar{y}_2}{Q_2} = \frac{-3\omega^2 + 4}{2\omega^4 - 6\omega^2 + 4}$	0	+	∞	-	0	+	∞	-	0

набором амплитудно-частотных характеристик системы (столбец 1, строки IV, V, VII, VIII), в частотных интервалах принимают положительные или отрицательные значения (строки IV, V, VII, VIII, столбцы 3, 5, 7, 9), интерпретируемые в качестве форм движения координат системы; в характерных частотах средства оценки принимают нулевые значения, отображающие режимы динамического гашения колебаний, конечные или бесконечные (отображающие резонанс).

Формы движения массоинерционных элементов системы определяются особенностями приложения силового возмущения.

Характерные особенности форм динамических взаимодействий, приведенные в таблице,

могут быть в представлении в виде графа форм динамических взаимодействий элементов механической системы, изображенного на рис. 5.

Динамические режимы механической колебательной системы представлены вершинами графа: r_1 — начальное состояние и предельный режим "запираания" механической колебательной системы объединены в одну вершину; r_2 — резонанс; r_3 — режим динамического гашения колебаний по координате y_2 ; r_4 — режим динамического гашения колебаний по координате y_1 ; дуги a_1, \dots, a_4 отображают формы динамических взаимодействий элементов системы для силового возмущения $Q_1 \neq 0$ по мере последовательного "перехода" через характерные динамические состояния механической колебательной системы в зависимости от частот внешнего воздействия, непрерывно принимающих значения от нуля до бесконечности; дуги b_1, \dots, b_4 отображают формы динамических взаимодействий элементов системы для силового возмущения $Q_1 = 0$, символьные обозначения дуг с использованием "плюса" и "минуса" отображают формы движения твердого тела; указанные в виде чисел 1; 0,16; 0,25 веса дуг указывают значения длин частотных интервалов.

Таким образом, перераспределение силового возмущения механической колебательной системы (см. рис. 1) приводит к перераспределению режимов динамического гашения колебаний, интерпретируемых как центры вращений (или колебаний) твердого тела, на координату приложения силы и к изменению форм движения. Вместе с тем, совместное одновременное приложение внешних силовых воздействий приводит

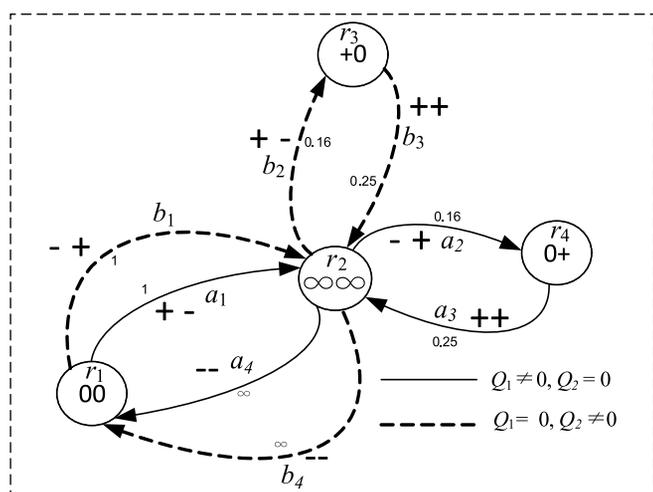


Рис. 5. Ориентированный граф форм динамических взаимодействий элементов механической колебательной системы на рис. 1
Fig. 5. The oriented graph of forms of dynamic interactions of elements of a mechanical oscillatory system in Fig. 1

к перемещению центра вращения (или колебаний) твердого тела и реализации более сложной структуры форм динамических взаимодействий элементов механической колебательной системы.

Заключение

1. Предложено развитие системных подходов в оценке динамических свойств механических колебательных систем с двумя степенями свободы, в которых объект (массоинерционный элемент) представлен в виде твердого тела, обладающего массой и моментом инерции.

2. Предложена методологическая основа построения структурных математических моделей, позволяющих ввести в рассмотрение особенности реализации в системе режимов динамического гашения колебаний.

3. Показано, что при объекте в виде твердого тела динамическое гашение колебаний реализуется путем создания некоторой неподвижной точки, которая при определенных условиях может перемещаться по длине твердого тела.

4. Показана возможность управлять параметрами вибрационного поля рабочего органа, трактуемого как распределение амплитуд колебаний точек твердого тела по его длине.

5. Предложена методика оценки динамических состояний рабочих органов на основе использования коэффициентов связности движений по используемым координатам, что позволяет ввести в рассмотрение новый способ формирования динамических состояний рабочих органов вибрационных технологических машин.

6. Предложена технология формирования необходимых динамических состояний рабочих органов в виде твердого тела при одновременном действии нескольких силовых факторов.

7. Показано, что необходимая информация о спектре динамических свойств системы с твердым телом может быть получена на основе использования приведенных жесткостей, когда ее структурная схема с двумя степенями свободы преобразуется к обобщенной структурной форме, состоящей из объекта, динамическое состояние которого оценивается (интегрирующее звено второго рода), охваченного отрицательной обратной связью; передаточная функция обратной связи соответствует приведенной к объекту жесткости. Передаточная функция обратной связи позволяет определять частоты реализации режимов динамического гашения, а также других форм взаимодействия элементов форм.

Список литературы

1. **Махутов Н. А.** Безопасность и риски: системные исследования и разработки. Новосибирск: Наука, 2017. 724 с.
2. **De Silva C. W.** *Vibration. Fundamentals and Practice.* Boca Raton, London, New York, Washington, D. C.: CRC Press, 2000. 957 p.
3. **Harris C. M., Crede C. E.** *Shock and Vibration Handbook.* New York: McGraw — Hill Book Co, 2002. 1457 p.
4. **Iwnicki Simon.** *Handbook of railway vehicle dynamics.* CRC Press Taylor & Francis Group, 2006. 527 p.
5. **Rocard Y.** *General Dynamics of Vibrations.* Paris: Masson, 1949. 458 p.
6. **Блехман И. И.** Теория вибрационных процессов и устройств. Вибрационная механика и вибрационная техника. СПб.: ИД "Руда и Металлы", 2013. 640 с.
7. **Пановко Г. Я.** Динамика вибрационных технологических процессов. М.-Ижевск: НИЦ "Регулярная и хаотическая динамика", Институт компьютерных технологий, 2006. 176 с.
8. **Галиев И. И., Нехаев В. А., Николаев В. А.** Методы и средства виброзащиты железнодорожных экипажей. М.: Изд-во Учебно-методический центр по образованию на ж.-д. транспорте, 2010. 340 с.
9. **Коловский М. З.** Автоматическое управление виброзащитными системами. М.: Наука, 1976. 320 с.
10. **Корнев Б. Г., Резников Л. М.** Динамические гасители колебаний. Теория и технические приложения. М.: Наука, 1988. 304 с.
11. **Karnovsky I. A., Lebed E.** *Theory of Vibration Protection.* Springer International Publishing, Switzerland, 2016. 708 p.
12. **Eliseev S. V., Lukyanov A. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P.** *Dynamics of mechanical systems with additional ties.* Irkutsk: Irkutsk State University, 2006. 315 p.
13. **Елисеев С. В., Резник Ю. Н., Хоменко А. П., Засядко А. А.** Динамический синтез в обобщенных задачах виброзащиты и виброизоляции технических объектов. Иркутск: ИГУ, 2008. 523 с.
14. **Елисеев С. В., Резник Ю. Н., Хоменко А. П.** Мехатронные подходы в динамике механических колебательных систем. Новосибирск: Наука, 2011. 384 с.
15. **Белокобыльский С. В., Елисеев С. В., Кашуба В. Б.** Прикладные задачи структурной теории виброзащитных систем. СПб.: Политехника, 2013. 363 с.
16. **Елисеев С. В., Артюнин А. И.** Прикладная теория колебаний в задачах динамики линейных механических систем. Новосибирск: Наука, 2016. 459 с.
17. **Елисеев С. В.** Прикладной системный анализ и структурное математическое моделирование (динамика транспортных и технологических машин: связность движений, вибрационные взаимодействия, рычажные связи). Иркутск: ИрГУПС, 2018. 692 с.
18. **Eliseev S. V., Eliseev A. V.** *Theory of Oscillations. Structural Mathematical Modeling in Problems of Dynamics of Technical Objects // Series: Studies in Systems, Decision and Control.* Vol. 252. Springer International Publishing, Cham, 2020. 521 p.
19. **Елисеев А. В., Кузнецов Н. К., Московских А. О.** Динамика машин. Системные представления, структурные схемы и связи элементов. Москва: Инновационное машиностроение, 2019. 381 с.
20. **Елисеев С. В., Елисеев А. В., Большаков Р. С., Хоменко А. П.** Методология системного анализа в задачах оценки, формирования и управления динамическим состоянием технологических и транспортных машин. Новосибирск, 2021. 679 с.
21. **Лурье А. И.** Операционное исчисление и применение в технических приложениях. М.: Наука. 1959. 368 с.

Problem of Vibration Damping in Mechanical Systems: System Analysis, Modeling, Control

A. V. Eliseev, eavsh@ya.ru, A. P. Khomenko, homenko_ap@irgups.ru,
Irkutsk State Transport University, Irkutsk, 664074, Russian Federation

Corresponding author: A. P. Khomenko, Dr. of Tech. Sci., Professor,
Irkutsk State Transport University, Irkutsk, 664074, Russian Federation, e-mail: homenko_ap@irgups.ru

Accepted on January 25, 2022

Abstract

System approaches are being developed in the problems of dynamics of transport and technological machines related to the provision of dynamic vibration damping modes and the identification of a number of specific effects characteristic of technical objects with working bodies representing solids. The methods of structural mathematical modeling are used, in which a mechanical oscillatory system, considered as a design scheme of a technical object, is compared with a structural scheme, equivalent in dynamic terms, of an automatic control system. It is shown that the modes of dynamic damping are realized through the fixation of fixed points called centers of rotation (or oscillations). A method is proposed for the analytical evaluation of the possibilities of forming dynamic states based on the use of generalized feedback transfer functions, coefficients of motion connectivity by coordinates, forms of dynamic interaction of system elements under the simultaneous action of two harmonic excitations. Within the framework of the interpretation under consideration, the key characteristic of a mechanical oscillatory system is the characteristic frequency equation and its transformations. The development of ideas about the form of dynamic interactions of elements of a mechanical oscillatory system is proposed. The concept of form generalizes ideas about the directions of change in time of the coordinate of a system element in relation to a change in an external force or kinematic excitation. The methodology for displaying a set of dynamic states and forms of dynamic interaction of elements of a mechanical oscillatory system based on oriented graphs is proposed.

Keywords: mechanical oscillatory system, center of rotation, solid body oscillation, connectivity of external excitations, dynamic damping oscillation, feedback, forms of dynamic interactions

For citation:

Eliseev A. V., Khomenko A. P. Problem of Vibration Damping in Mechanical Systems: System Analysis, Modeling, Control, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 5, pp. 236–245 (in Russian).

DOI: 10.17587/mau.23.236-245

References

1. Makhutov N. A. Safety and risks: system research and development, Novosibirsk, Nauka, 2017, 724 p. (in Russian).
2. De Silva C. W. Vibration. Fundamentals and Practice, Boca Raton, London, New York, Washington, D. C., CRC Press, 2000, 957 p.
3. Harris S. M., Cred C. E. Shock and Vibration Handbook, New York, McGraw — Hill Book Co, 2002, 1457 p.
4. Iwnicki S. Handbook of railway vehicle dynamics, CRC Press Taylor & Francis Group, 2006, 527 p.
5. Rocard Y. General Dynamics of Vibrations, Paris, Masson, 1949, 458 p.
6. Blekhnman I. I. Theory of vibration processes and devices. Vibration mechanics and vibration technology, St. Petersburg, Publishing house "Ore and Metals", 2013, 640 p.(in Russian).
7. Panovko G. Ya. Dynamics of vibration technological processes, Moscow—Izhevsk, SIC "Regularic and chaotic dynamics", Institute of Computer Technologies, 2006, 176 p.(in Russian).
8. Galiev I. I., Nekhaev V. A., Nikolaev V. A. Methods and means of vibration protection of railway crews, Moscow, Publishing house of the Educational and Methodological Center for education on railway transport, 2010, 340 p. (in Russian).
9. Kolovsky M. Z. Automatic control of vibration protection systems, Moscow, Nauka, 1976, 320 p. (in Russian).
10. Korenev B. G., Reznikov L. M. Dynamic vibration dampers. Theory and technical applications, Moscow, Nauka, 1988, 304 p. (in Russian).
11. Karnovsky I. A., Lebed E. Theory of Vibration Protection, Springer International Publishing, Switzerland, 2016, 708 p.
12. Eliseev S. V., Lukyanov A. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P. Dynamics of mechanical systems with additional ties, Irkutsk, Irkutsk State University, 2006, 315 p.
13. Eliseev S. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P., Zasyadko A. A. Dynamic synthesis in generalized problems of vibration protection and vibration isolation of technical objects, Irkutsk, IGU, 2008, 523 p. (in Russian).
14. Eliseev S. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P. Mechatronic approaches in the dynamics of mechanical oscillatory systems, Novosibirsk, Nauka, 2011, 384 p. (in Russian).
15. Belokobylsky S. V., Eliseev S. V., Kashuba V. B. Applied problems of the structural theory of vibration protection systems, St. Petersburg, Polytechnic, 2013, 363 p.(in Russian).
16. Eliseev S. V., Artyunin A. I. Applied theory of oscillations in problems of dynamics of linear mechanical systems, Novosibirsk, Nauka, 2016, 459 p. (in Russian).
17. Eliseev S. V. Applied system analysis and structural mathematical modeling (dynamics of transport and technological machines: connectivity of movements, vibration interactions, lever connections), Irkutsk, IrGUPS, 2018, 692 p. (in Russian).
18. Eliseev S. V., Eliseev A. V. Theory of Oscillations. Structural Mathematical Modeling in Problems of Dynamics of Technical Objects. Series: Studies in Systems, Decision and Control, vol.252, Springer International Publishing, Cham, 2020, 521 p.
19. Eliseev A. V., Kuznetsov N. K., Moskovskikh A. O. Dynamics of machines. System representations, block diagrams and connections of elements, Moscow, Innovative Mechanical Engineering, 2019, 381 p. (in Russian).
20. Eliseev S. V., Eliseev A. V., Bolshakov R. S., Khomenko A. P. Methodology of system analysis in the tasks of evaluation, formation and management of the dynamic state of technological and transport machines, Novosibirsk, 2021, 679 p. (in Russian).
21. Lurie A. I. Operational calculus and application in technical applications, Moscow, Nauka, 1959, 368 p. (in Russian).

И. Е. Баранов, канд. физ.-мат. наук, начальник отдела, iv3000@mail.ru,
И. И. Николаев, ст. науч. сотр., hitcliff68@mail.ru,
Национальный исследовательский центр "Курчатовский институт", Москва,
М. А. Соловьев, аспирант, SolovyevMaxA@mpci.ru,
С. А. Григорьев, д-р техн. наук, проф., GrigoryevSA@mpci.ru,
Национальный исследовательский университет "МЭИ", г. Москва

Автоматизация и управление процессом формирования электрокаталитических слоев с использованием двумерного координатного распылителя*

Описаны разработанное автоматизированное устройство для формирования электрокаталитических слоев, применяемых в электрохимических системах, и вопросы отработки технологии напыления, позволяющей получить наилучшие параметры формируемых слоев. Общая схема автоматизированного устройства включает в себя систему автоматического позиционирования распылительной головки по двум координатам, приводимую в движение шаговыми двигателями и управляемую от персонального компьютера, ультразвуковой мини-диспергатор, распылительную головку, генераторы ультразвука для ультразвукового мини-диспергатора и ультразвуковой распылительной головки. Управление шаговыми двигателями осуществляется микропроцессорной системой, построенной на основе восьмиразрядного однокристального микроконтроллера фирмы Atmel AT90S2313 и стандартных буферных микросхем. Ключевым исполнительным элементом устройства и процесса является разработанная распылительная головка с интегрированным ультразвуковым гомогенизатором, предотвращающим седиментацию каталитической композиции. Подробно описана разработанная и воспроизведенная общая цепь автоматизации для управления всеми электронными устройствами. Она отличается применением микропроцессора Atiny2313 для управления, наличием связи с персональным компьютером по интерфейсу RS-485, что позволяет не только включать/выключать диспергатор, но и непосредственно с персонального компьютера управлять его рабочей частотой. Предусмотрено как ручное управление контроллером шаговых двигателей через контрольные кнопки, так и управление от внешнего персонального компьютера, который имеет возможность управлять программой напыления пошагово. В этом случае вся последовательность шагов содержится в памяти персонального компьютера, она передается контроллеру шаговых двигателей поэтапно по мере выполнения программы. Выработаны алгоритмы перемещения распылительной головки, обеспечивающие наилучшую сушку каталитической композиции в процессе ее нанесения. Эффективность работы разработанного автоматизированного устройства показана путем сравнения с ручным нанесением специалистом по таким критериям, как скорость нанесения электрокаталитических слоев и их качество. Созданное устройство, алгоритмы его работы, программное обеспечение и научно-технический задел в целом могут использоваться для формирования различных покрытий как в электрохимических технологиях, так и в других областях.

Ключевые слова: автоматизированное устройство, управление процессом, каталитические чернила, распыление каталитической композиции, формирование электрокаталитического слоя, координатный стол, электрохимическая система, топливный элемент, электролизер воды, полимерная электролитическая мембрана

Введение

Одним из основных направлений развития современной энергетики является широкое внедрение электрохимических систем (топлив-

ных элементов, электролизеров воды и пр.) на основе полимерной электролитической мембраны (ПЭМ) в стационарных и мобильных областях применения [1], включая авиацию и робототехнику. Указанные системы характеризуются высокими значениями КПД, экологической чистотой, низкой инерционностью, высоким ресурсом, отсутствием механических деталей и другими преимуществами. Системы на основе ПЭМ компактны, могут быть сконструированы в различных геометрических

*Работа выполнена в рамках проекта "Модифицированные углеродные наноматериалы для электродов топливных элементов с твердым полимерным электролитом" при поддержке гранта НИУ "МЭИ" на реализацию программ научных исследований "Энергетика", "Электроника, радиотехника и IT" и "Технологии индустрии 4.0 для промышленности и робототехника" в 2020-2022 гг.

конфигурациях, малочувствительны к ударам, вибрации, радиации, могут использоваться в условиях вакуума и невесомости.

Основными элементами электрохимических систем данного типа, определяющими их характеристики, являются электрокаталитические слои [2, 3]. Структура электрокаталитических слоев, определяющая их производительность, в значительной степени зависит от методики их формирования. В данной статье описывается разработка автоматического устройства (двухкоординатного стола перемещений со специализированной распылительной головкой) для формирования каталитических слоев на газодиффузионных электродах, а также соответствующей системы управления. Назначение рассматриваемого технологического устройства и системы управления состоит не только в обеспечении равномерного распределения каталитической композиции на поверхности газодиффузионного электрода, но и в обеспечении оптимальных условий сушки данной композиции для формирования наиболее работоспособной структуры формируемого электрокаталитического слоя.

Современные подходы к обеспечению технологических требований к формированию электрокаталитических слоев

Технология формирования электрокаталитических слоев существенным образом влияет на производительность электрохимической системы, она определяет такие параметры каталитического слоя, как его толщину и пористость, площадь поверхности раздела между частицами катализатора и твердого электролита, протонную проводимость системы связанных частиц электролита и электронную проводимость частиц катализатора. Электрохимическая система на основе ПЭМ представляет собой фильтр-прессную конструкцию, состоящую, как правило, из нескольких десятков отдельных электрохимических ячеек, образующих батарею или модуль. При формировании электрокаталитических слоев для каждой из ячеек крайне важно обеспечить их идентичность, в противном случае ячейки будут иметь различные выходные характеристики, что может привести к их рассогласованной работе (вплоть до переплюсовки и выходу батареи из строя). Таким образом, формирование каталитических слоев необходимо проводить с использованием авто-

матизированного устройства, обеспечивающего высокую стабильность параметров напыления.

Метод формирования каталитического слоя должен обеспечивать достаточную пористость и как можно большую площадь активной поверхности катализатора, которую обеспечивает высокая дисперсность его частиц [4]. Кроме того, большую роль играет воспроизводимость характеристик каталитического слоя. На данный момент выделяют несколько методов формирования каталитических слоев, таких как распыление каталитических чернил воздушной струей, трафаретная печать и нанесение кистью [5–7].

Одним из наиболее распространенных в лабораторной практике способов создания каталитических слоев является воздушное распыление каталитических чернил на мембрану или газодиффузионные электроды [3, 8–11]. При воздушном распылении каталитические чернила подаются в сопло распылительной головки и распыляются до отдельных капель с помощью струи сжатого воздуха. Далее капли переносятся воздушной струей на поверхность мембраны или газодиффузионного электрода и остаются на ней. При полете от распылительной головки до подложки капли частично высыхают (за счет испарения растворителя), и концентрация иономера в них возрастает. На подложке под распылительной головкой при воздушном распылении образуется локальная область, в которой формируемый каталитический слой оказывается смоченным не успевшим испариться растворителем. В этой области иономер может перераспределяться по высоте слоя, диффундируя в жидкой фазе. При этом возможно повышенное содержание иономера в нижних слоях каталитического слоя, а также вынос части иономера внутрь подложки — газодиффузионного электрода, что снижает рабочие характеристики электрохимической системы [8, 9].

Метод трафаретной печати заключается в наложении на мембрану сетки или ткани определенной толщины и размазывании по ней густых чернил с помощью шпателя или ракеля [6]. Такой метод достаточно прост, но требует добавки в каталитические чернила загустителя, для удаления которого необходим дополнительный этап, и не подходит для нанесения каталитических слоев на газодиффузионные электроды с открытыми порами, так как часть каталитических чернил будет проникать в поры, что приведет к уменьшению активной массы катализатора и блокировке пор. Кроме того, исследования по-

казывают, что характеристики мембранно-электродных блоков (МЭБ), каталитические слои которых сформированы с использованием метода трафаретной печати, уступают характеристикам МЭБ, слои которых изготовлены с использованием метода напыления [12]. Как и метод трафаретной печати, метод нанесения кистью является достаточным простым, но оба этих метода не могут обеспечить необходимые параметры электрокаталитических слоев. Это связано с тем, что процесс сушки каталитических чернил занимает значительное время, в течение которого происходит агломерация частиц катализатора, вследствие чего уменьшается площадь его активной поверхности [12, 13].

В рамках наиболее широко применяемой технологии электрокаталитический слой формируется распылением (как правило, многократным) жидкой каталитической композиции ("каталитических чернил") на поверхность листового волокнистого углеродного материала (бумаги или ткани) или ПЭМ с одновременным или последующим высушиванием поверхности подложки [14]. Жидкая каталитическая композиция представляет собой суспензию твердого дисперсного катализатора (например, наночастиц платины на углеродном носителе с характерным размером частиц 30...40 нм) в спиртовом растворе (изопропиловый или этиловый спирт или их водные растворы). Кроме того, в состав каталитических чернил добавляется иономер (раствор ПЭМ), обеспечивающий адгезию слоя к подложке, связность его компонентов и протонную проводимость. Количество иономера составляет, как правило, 5...15 % от массы катализатора, а количество катализатора и иономера — несколько процентов от массы спирта-растворителя.

При высыхании раствора каталитических чернил (т. е. при испарении растворителя) молекулы иономера образуют пленки определенной структуры [15] на поверхности частиц катализатора. Данные пленки иономера должны находиться в хорошем контакте между собой, чтобы слой проводил ионный ток [16].

Как показывает эмпирическая практика, наиболее эффективную работу демонстрируют электрокаталитические слои, при формировании которых напыление каталитической композиции ("чернил") осуществляется с ее малым удельным расходом (выраженным в г/см² поверхности подложки) и сопровождается ее быстрой сушкой, при которой растворитель минимально смачивает ранее нанесенный

слой. Для выполнения этого условия необходима минимизация расхода чернил при напылении и разумное увеличение времени процесса распыления, а также достаточно быстрое перемещение распылительной головки.

Размер локальной области каталитического слоя, смоченной растворителем, определяется расходом каталитических чернил на единицу поверхности подложки и, соответственно, скоростью перемещения распылительной головки. Экспериментально наблюдается связь между параметрами распыления и рабочими характеристиками каталитического слоя [9].

Рассмотрим основные подходы, реализованные в разработанном устройстве — двухкоординатном столе перемещений со специализированной распылительной головкой, позволяющие обеспечить выполнение требований к нанесению каталитической композиции и ее быстрой сушке.

Для поддержания оптимальной температуры подложки был применен подогреваемый столик. Экспериментально установлено, что для обеспечения оптимальной сушки распыляемых на нее каталитических чернил подложка должна была нагрета до 45...55 °С [8]. Более высокий нагрев приводил к воспламенению растворителя наночастицами платинового катализатора. В разработанном нами устройстве была предусмотрена возможность регулировки высоты столика для обеспечения оптимального расстояния до распылительной головки. Положение же самой головки не регулировалось по высоте в целях экономии ее массы.

Система управления перемещением распылительной головки имела возможность задать любую выбранную траекторию движения. После экспериментальной оптимизации был выбран следующий маршрут движения головки: распыление проводилось полосами, которые расположены рядом. Ширина полосы определялась углом распыления и расстоянием до подложки. Значения этих параметров подбирались экспериментально. Соседние полосы в оптимальном режиме касались друг друга или перекрывались на 1...2 мм. Головка двигалась прямолинейно по одной оси, затем возвращалась на исходную позицию без распыления. Затем выполнялся сдвиг головки по другой оси и напыление соседней полосы. Пройдя всю поверхность прямоугольной напыляемой области, головка возвращалась в точку начала напыления первой полосы. Далее следовала заданная задержка для дополнительной сушки

и затем формировался следующий слой. Нанесение чернил осуществлялось со сдвигом на половину полосы по отношению к предыдущему слою, и центральная ось полос формирования этого слоя располагалась между полосами формирования предыдущего.

В конце каждой полосы распыление каталитической композиции прекращалось закрытием электроклапана жидкостного канала на сопле головки. Поскольку закрытие клапана происходило не мгновенно, имела место некоторая временная задержка от момента выхода головки на конец полосы. Время задержки подбиралось опытным путем в процессе отработки режима напыления. Необходимо упомянуть, что формируемые полосы были хорошо видны в процессе опытного напыления на лист белой бумаги.

Каталитическую композицию (чернила) заранее приготавливали вне установки напыления, гомогенизируя ультразвуковой обработкой каталитический нанопорошок в жидкости с помощью отдельного ультразвукового диспергатора [17]. Эта процедура позволяет получить равномерную суспензию и расход твердой и жидкой фракций, одинаковый во время всего процесса напыления. Но при достаточно долгом нахождении каталитических чернил в резервуаре напылительной установки (свыше 10 мин) возможна коагуляция частиц суспензии и выпадение осадка, что может изменить однородность распыляемой струи чернил. Для предотвращения этого нежелательного явления резервуар для каталитических чернил был оборудован встроенным ультразвуковым мини-диспергатором (описанным ниже). Данное устройство работает во время напыления, предотвращая коагуляцию суспензии каталитических чернил.

Конструктивные особенности автоматизированного устройства для формирования электрокаталитических слоев

Для экспериментальной отработки различных режимов распыления был разработан экспериментальный стенд (устройство для формирования каталитических слоев), в состав которого входила автоматизированная система обеспечения перемещений распылительной головки. Общая схема этого автоматизированного устройства включает в себя:

1) систему автоматического позиционирования распылительной головки по двум коор-

динатам, управляемую от персонального компьютера;

2) ультразвуковой мини-диспергатор;

3) распылительную головку;

4) генераторы ультразвука для ультразвукового мини-диспергатора и ультразвуковой распылительной головки;

5) электронную схему управления всем устройством напыления на микроконтроллере;

6) программное обеспечение для персонального компьютера, управляющего процессом напыления.

Устройство автоматизированного напыления состоит из системы обеспечения перемещений и распылительной головки. Система автоматического двухкоординатного перемещения распыляющей головки изображена на рис. 1 и включает в себя емкость для каталитических чернил (1), соленоидный клапан (2), штуцер для подачи воздуха (3), распылительное сопло (4), шаговые двигатели (5), подогреваемый вакуумный столик с подложкой, на которой формируется каталитический слой (6), и встроенный мини-диспергатор (7).

Данная система обеспечения перемещений может служить платформой для экспериментальной отработки компонентов системы нанесения каталитических композиций (распылительных головок, подложек, систем сушки и т. п.).

Система обеспечения перемещений представляет собой двухкоординатный столик, по осям X и Y которого двигается автоматическая каретка, на которой закрепляется распылительная головка. Система обеспечения перемещений построена на шаговых двигателях, которые соединены с механизмом перемещений и позволяют передвигать распылительную головку по двум осям. Каретка закреплена на платформе, вдоль которой она перемещается по оси Y с помощью про-

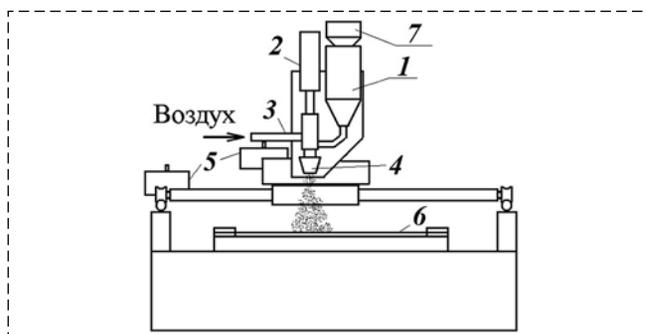


Рис. 1. Схема устройства для нанесения каталитических композиций

Fig. 1. Scheme of the device for application of catalytic compositions

филированной ременной передачи, соединенной с шаговым двигателем 5 (рис. 1). Платформа каретки сама, в свою очередь, перемещается по двум направляющим, закрепленным на внешних сторонах координатного столика — вдоль оси X. Платформа также приводится в движение вторым шаговым двигателем 5 с помощью профилированной ременной передачи.

Схема ультразвуковой головки встроенного диспергатора показана на рис. 2. Данная головка представляет собой ряд колец из пьезоэлектрического материала (1), зажатых между резонаторным стержнем (2) и "телом отдачи" (3). Нижний конец резонаторного стержня погружен в бачок распылительной головки с каталитической композицией. Ультразвуковые колебания, таким образом, вводятся в каталитическую композицию и препятствуют ее седиментации в процессе ожидания распыления. Напряжение ультразвуковой частоты 1...2 кВ с блока питания подается на ультразвуковую головку, где оно преобразовывается в акустические колебания стержня.

Испытания разработанного мини-диспергатора показали, что мощность, передаваемая им в ультразвуковые колебания жидкости и оцененная по нагреву модельного раствора изопропанола, составляет 10...50 Вт. Данная мощность сопоставима с мощностью, потребляемой при обработке каталитической суспензии в процессе ее приготовления, и достаточна для эффективного поддержания каталитической композиции в виде суспензии и предотвращения ее седиментации.

Внешний вид первого варианта устройства нанесения каталитических композиций, используемого в начальных экспериментах, показан на фотографии, приведенной на рис. 3.

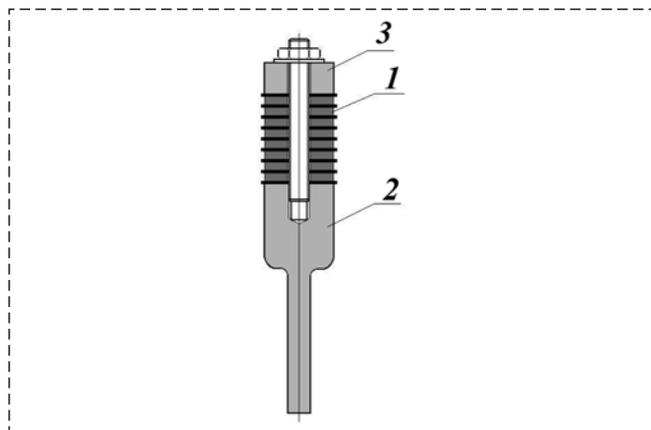


Рис. 2. Схема ультразвуковой пьезоэлектрической головки встроенного диспергатора

Fig. 2. Scheme of the ultrasonic piezoelectric head of the built-in disperser

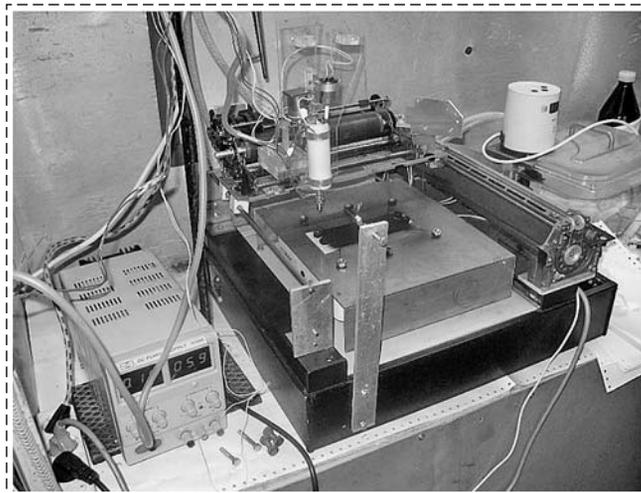


Рис. 3. Фотография прототипа устройства для формирования каталитических слоев

Fig. 3. Photo of a prototype device for the formation of catalytic layers

Разработанное устройство нанесения каталитических композиций может работать с головками различных типов. В экспериментах по сравнению качества каталитических слоев, нанесенных ручным и машинным способами, использовалась головка с воздушным распылением, близкая по конструкции к ручному аэрографу. Воздушная распылительная головка снабжена емкостью для каталитических чернил, откуда они поступают в распылительное сопло, где происходит процесс смешения жидкости и воздушного потока, в результате чего происходит разделение жидкости на отдельные капли и образование направленной воздушно-капельной струи.

Расход воздуха и жидкости в распылительной головке регулируется. Расход жидкости регулируется системой управления посредством открытия и закрытия соленоидного клапана. Подача жидкости происходит непосредственно перед началом напыления заданного участка. Скорость перемещения, расход воздуха и каталитических чернил были оптимизированы в процессе экспериментов, направленных на разработку технологии нанесения каталитических композиций с учетом типа катализатора и его количества, наносимого на единицу поверхности.

Электронные компоненты для управления устройством

При разработке установки напыления каталитических композиций была применена концепция управления всеми электронными

устройствами, связанными в общую цепь автоматизации. В первую очередь, это электронный привод устройства напыления, управляющий шаговыми двигателями, и электронная схема управления пьезоэлектрической распылительной головкой. В основе этой схемы лежит единый цифровой промышленный интерфейс связи RS-485, который заменил ранее используемый интерфейс RS-232.

Прежний интерфейс был мало удобен для управления комплексом автоматического распыления от одного компьютера, так как позволял управлять одновременно только одним устройством, а именно только электронным приводом шаговых двигателей. Привод же ультразвукового диспергатора был ручным — с ручным заданием частоты ультразвуковой генерации от обычных переменных резисторов. Новый интерфейс RS-485 позволяет через одну витую пару проводов (стандарта 120 Ом волнового сопротивления) управлять многими устройствами одновременно. Схема управления по этому интерфейсу изображена на рис. 4.

Поскольку на персональном компьютере отсутствует порт интерфейса RS-485, то для управления устройствами необходимо было использовать конвертер интерфейсов RS-232/RS-485. Данный конвертер был изготовлен по стандартной схеме с применением микросхем MAX202 и MAX487, произведенных Maxim Integrated Products [18].

Управление шаговыми двигателями осуществлялось микропроцессорной системой, построенной на основе 8-разрядного однокристального микроконтроллера фирмы Atmel AT90S2313 и стандартных буферных микросхем, содержащих транзисторные наборы с открытыми коллекторами, обеспечивающих подачу необходимого тока (до 2 А) в обмотки шаговых двигателей. Микроконтроллер содержал набор подпрограмм, обеспечивающих полное автоматическое управление шаговыми двигателями, включая необходимые процедуры разгона и остановки (позволяющие не допустить пропуска шагов). Оба шаговых двигателя управлялись независимо друг от друга, что обеспечива-

ло необходимую гибкость в управлении перемещением распылительной головки. Кроме того, микроконтроллер мог обеспечить различную длительность одного шага шагового двигателя, что необходимо для согласования приводов шагового двигателя с инерционными распылительными головками различной массы.

Предусматривалось как ручное управление контроллером шаговых двигателей через контрольные кнопки, с помощью которых можно выбрать и запустить заранее отлаженные стандартные программы напыления, заложенные в программную Flash-память однокристального микроконтроллера, так и управление от внешнего персонального компьютера, подключенного к контроллеру управления шаговым двигателем по интерфейсу RS-485 через микросхему преобразователя уровней электрических сигналов MAX487. Персональный компьютер имел возможность управлять программой напыления пошагово — в этом случае вся последовательность шагов содержится в памяти персонального компьютера и последовательно по интерфейсу RS-485 передается контроллеру шаговых двигателей по мере выполнения предыдущего шага. (Шаг программы определяется числом шагов, которое должен сделать один из двух шаговых двигателей в определенном направлении за один цикл распыления.) Во втором варианте программа напыления пошагово по интерфейсу RS-485 загружалась в буфер памяти данных микроконтроллера, а затем давалась команда на выполнение программы из этого буфера. В то время как шаговые двигатели отработывали программу из загруженного буфера, подгружалась следующая часть программы от персонального компьютера в освобожденную часть буфера. Таким образом, удавалось обеспечить гибкость и быстроту управления, минимальное число сигналов управления от персонального компьютера. Для наиболее простых программ управления (с коротким программным буфером последовательности шагов) вообще не требовалось циклической перезагрузки буфера, и, будучи запущенной, программа выполнялась до конца, не требуя взаимодействия с персональным компьютером.

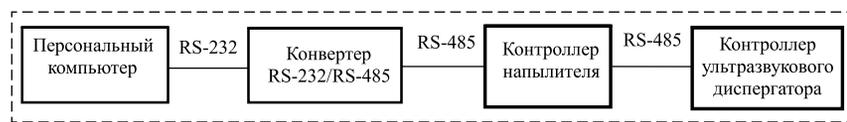


Рис. 4. Схема линий управления устройствами от персонального компьютера по интерфейсу RS-485

Fig. 4. Scheme of device control lines from a personal computer via RS-485 interface

Общая электронная схема управления всем устройством напыления представлена на рис. 5 и состоит из:

— центрального однокристального микроконтроллера типа

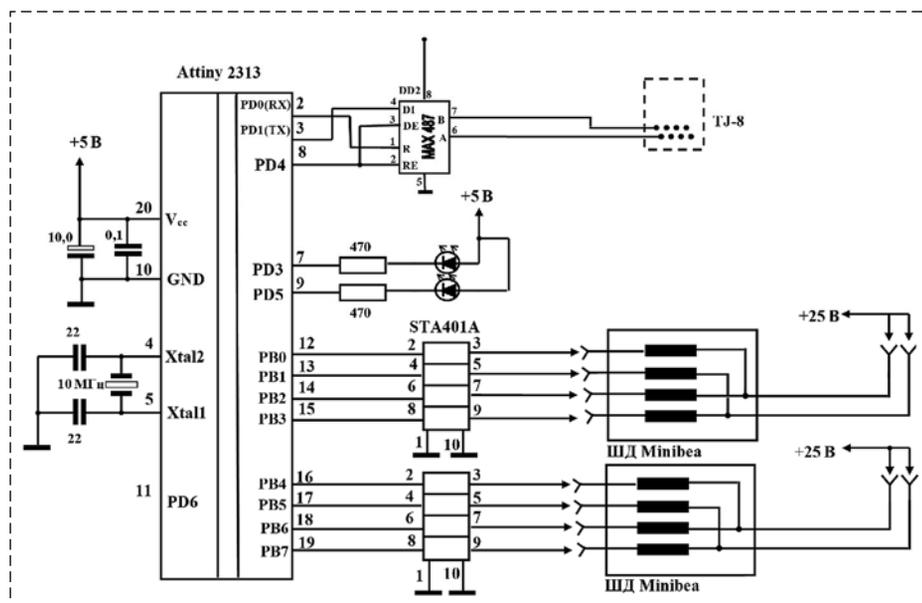


Рис. 5. Принципиальная электронная схема управления устройством напыления
 Fig. 5. Basic electronic control circuit of the sputtering device

Attiny 2313 (8-битового AVR микроконтроллера Atmel Corporation);

— блока управления обмотками шаговых двигателей;

— блока связи с персональным компьютером по интерфейсу RS-485 (микросхема MAX487);

— общего блока постоянного питания на напряжении 25 В для шаговых двигателей и 12 В для микросхем.

В качестве разъемов для интерфейса связи RS-485 был применен стандартный интернет-разъем TJ-8. В качестве кабеля для передачи сигналов использовался стандартный интернет-кабель с четырьмя витыми парами, причем на плате контроллера распылительного устройства были размещены два таких разъема, подключенных друг к другу параллельно для того, чтобы можно было осуществлять сквозную связь с другими устройствами.

Однокристалльный микроконтроллер Attiny 2313 управлял работой всей схемы с помощью прошитой в его Flash-памяти программы. Порт В микроконтроллера (8 выводов) был соединен с блоком управления шаговыми двигателями двумя мощными токовыми драйверами-микросхемами STA401A, специально предназначенными для переключения обмоток шаговых двигателей. Для управления каждым двигателем использовались независимо четыре бита (одна тетрада порта). На эти четыре вывода микроконтроллером подавались циклически сдвинутые цифровые комбинации

вида 0011-1001-1100-0110, которые и переключали четыре линии драйвера управления ST401A, замыкая попеременно соответствующие обмотки двигателей на землю и, тем самым, пропуская ток через них. При смене циклической комбинации в четырех битах порта В двигатель передвигал ротор на один шаг. Время одного шага программно варьируется от 2,5 мс и выше.

Блок связи с персональным компьютером был выполнен на специализированной микросхеме. Через два вывода порта D — PD0, PD1 — микроконтроллер связан с микросхемой MAX487, которая представляет собой преобразова-

тель уровней напряжения TTL, поступающих от микроконтроллера, в уровень сигналов последовательного интерфейса внешней связи RS-485, через который персональный компьютер посылает сигналы управления на микроконтроллер.

Микроконтроллер Attiny 2313 также посылает через выводы PD5 и PD6 порта D сигналы включения—выключения на генератор ультразвука и на клапан распылительной головки. Кроме того, к выводам PD3 и PD4 были подсоединены светодиоды, загорающиеся в момент включения соответствующего шагового двигателя.

Ультразвуковой мини-диспергатор

Для предотвращения седиментации каталитической композиции в процессе ожидания ее нанесения в емкость с ней был помещен колебательный стержень встроенного ультразвукового генератора (см. рис. 2, 3). Разработанный генератор ультразвука для встроенного ультразвукового мини-диспергатора управлялся от общей схемы управления. Она отличалась применением микропроцессора Attiny2313 для управления, наличием связи с персональным компьютером по интерфейсу RS-485, что позволяло не только включать/выключать диспергатор, но и непосредственно с персонального компьютера управлять его рабочей частотой. Это осуществлялось подачей специальной команды от персонального компьютера с кодом частоты, которую через

микросхему МАХ487 принимает микроконтроллер Attiny 2313. Внутри этого микроконтроллера программно реализован генератор ультразвуковой частоты в диапазоне 20 кГц, который подает два сигнала в виде смещенных на 180° меандр на специализированную микросхему-драйвер мощных полевых транзисторов IR2112.

Силовая схема встроенного ультразвукового мини-диспергатора была основана на мощных МОП-транзисторах с индуцируемым каналом *n*-типа, пушпульно подключенных к трансформатору на основе ферритового сердечника марки 2000НМ. Вторичная обмотка трансформатора подключалась непосредственно к ультразвуковой головке распылителя или диспергатора.

Схема управления затворами мощных транзисторов была построена на специализированной микросхеме-драйвере IR 2153 с нижним и верхним ключами (выводы *H0* и *L0*), управляемыми внутренним генератором. Рабочая частота генератора определялась внешними навесными элементами — переменным резистором *R* и конденсатором *C* — и обычно составляла около 20 кГц. При работе ультразвуковой головки она обычно функционирует в режиме механического резонанса, и более точно частота подбирается установкой резистора *R*, при этом подбирается максимальная амплитуда колебаний. Вместо резистора *R* могут применяться два переменных резистора — для грубой и точной подстройки частоты. На вход 3 микросхемы-драйвера мощных транзисторов подавался сигнал включения—выключения, обеспечиваемый замыканием мало-мощного полевого транзистора на землю, при подаче на его затвор управляющего сигнала.

Оценка эффективности работы автоматизированного устройства для нанесения каталитических композиций

Для сравнительной оценки качества электрокаталитических слоев, формируемых с использованием разработанной установки и методом ручного распыления, были изготовлены и испытаны мембранно-электродные блоки. Основным показателем работы мембранно-электродного блока является его вольт-амперная характеристика, показывающая зависимость напряжения элемента (*U*) от плотности тока (*i*). Типичные вольт-амперные характеристики полученных таким образом мембранно-электродных блоков показаны на рис. 6. Ручным спо-

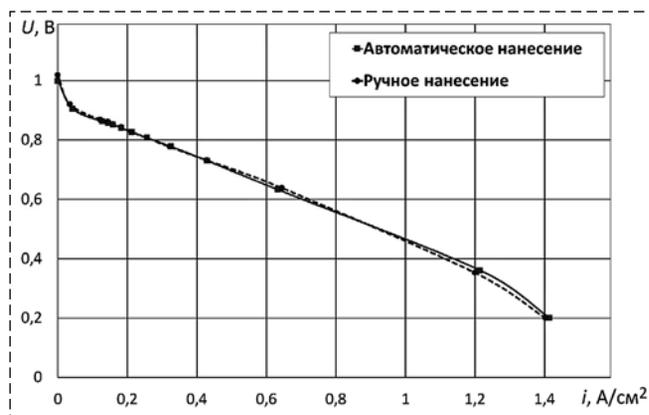


Рис. 6. Вольт-амперные характеристики топливного элемента
Fig. 6. Polarization curves of fuel cell

собом напыление проводил инженер-технолог с большим опытом такой работы, время напыления составляло не менее 30 мин на один электрод. При автоматическом способе каталитический слой был сформирован на обоих электродах за 7 мин. Из рис. 6 можно видеть, что автоматический метод обеспечивает изготовление каталитических слоев такого же качества, как и в случае их формирования вручную наиболее опытным работником. При этом автоматический метод обеспечивает воспроизводимость результатов и равенство электрохимических характеристик большого числа каталитических слоев, что требуется для работы батарей топливных элементов, состоящих из большого числа мембранно-электродных блоков.

Были изготовлены, испытаны и впоследствии использовались для формирования электрокаталитических слоев несколько вариантов автоматического устройства. Первоначально было создано устройство на основе шаговых двигателей Minibeа (Япония) с передачей усилия на каретку с помощью зубчатой ременной передачи и использованием трубчатых направляющих с каретками от потенциостата. В последующем использовали устройства на основе комплекта линейных подшипников (шариковые винтовые передачи южнокорейской фирмы SBC Linear Co., Ltd. (Корея) [19]) и интегрированные сервоприводы с шаговыми двигателями (фирмы ООО "Сервотехника" [20]).

Заключение

Разработаны автоматизированное устройство, схема и алгоритм управления процессом его работы и программное обеспечение для

распыления каталитической композиции в целях формирования электрокаталитических слоев низкотемпературных электрохимических систем (топливных элементов, электролизеров воды и пр.) на основе ПЭМ. Показано, что формируемые электрокаталитические слои по своей производительности не уступают таковым, полученным ручным распылением.

Созданное устройство, алгоритмы его работы, программное обеспечение и научно-технический задел в целом могут использоваться для формирования различных покрытий как в электрохимических технологиях, так и в других областях.

Список литературы

1. Doucet G., Etiévant C., Puyenchet C., Grigoriev S., Millet P. Hydrogen-based PEM auxiliary power unit // International Journal of Hydrogen Energy. 2009. Vol. 34, N. 11. P. 4983–4989.
2. Baranov I. E., Grigoriev S. A., Ylitalo D., Fateev V. N., Nikolaev I. I. Transfer processes in PEM fuel cell: Influence of electrode structure // International Journal of Hydrogen Energy. 2006. Vol. 31, N. 2. P. 203–210.
3. Grigoriev S. A., Kalinnikov A. A. Mathematical modeling and experimental study of the performance of PEM water electrolysis cell with different loadings of platinum metals in electrocatalytic layers // International Journal of Hydrogen Energy. 2017. Vol. 42, N. 3. P. 1590–1597.
4. Baik S. M., Kim J., Han J., Kwon Y. Performance improvement in direct formic acid fuel cells (DFAFCs) using metal catalyst prepared by dual mode spraying // International Journal of Hydrogen Energy. 2011. Vol. 36, N. 19. P. 12583–12590.
5. Wang W., Chen S., Li J., Wang W. Fabrication of catalyst coated membrane with screen printing method in a proton exchange membrane fuel cell // International Journal of Hydrogen Energy. 2015. Vol. 40, N. 13. P. 4649–4658.
6. Talukdar K., Ripan M. A., Jahnke T., Gazdzicki P., Morawietz T., Friedrich K. A. Experimental and numerical study on catalyst layer of polymer electrolyte membrane fuel cell prepared with diverse drying methods // Journal of Power Sources. 2020. Vol. 461. P. 228169.
7. Arenas L. F., Hadjigeorgiou G., Jones S., Van Dijk N., Hodgson D., Cruden A., de León C. P. Effect of airbrush type on sprayed platinum and platinum-cobalt catalyst inks: Benchmarking as PEMFC and performance in an electrochemical hydrogen pump // International Journal of Hydrogen Energy. 2020. Vol. 45, N. 51. P. 27392–27403.
8. Shi Y., Lu Z., Guo L., Yan C. Fabrication of membrane electrode assemblies by direct spray catalyst on water swollen Nafion membrane for PEM water electrolysis // International Journal of Hydrogen Energy. 2017. Vol. 42, N. 42. P. 26183–26191.
9. Huang T. H., Shen H. L., Jao T. C., Weng F. B., Su A. Ultra-low Pt loading for proton exchange membrane fuel cells by catalyst coating technique with ultrasonic spray coating machine // International Journal of Hydrogen Energy. 2012. Vol. 37, N. 18. P. 13872–13879.
10. Grigoriev S. A., Fateev V. N., Pushkarev A. S., Pushkareva I. V., Ivanova N. A., Kalinichenko V. N., Wei X. Reduced graphene oxide and its modifications as catalyst supports and catalyst layer modifiers for PEMFC // Materials. 2018. Vol. 11, N. 8. P. 1405.
11. Fedotov A. A., Grigoriev S. A., Millet P., Fateev V. N. Plasma-assisted Pt and Pt-Pd nano-particles deposition on carbon carriers for application in PEM electrochemical cells // International Journal of Hydrogen Energy. 2013. Vol. 38, N. 20. P. 8568–8574.
12. Lee E., Kim D. H., Pak C. Effects of cathode catalyst layer fabrication parameters on the performance of high-temperature polymer electrolyte membrane fuel cells // Applied Surface Science. 2020. Vol. 510. P. 145461.
13. Shahgaldi S., Zhao J., Alaefour I., Li X. Investigation of catalytic vs reactant transport effect of catalyst layers on proton exchange membrane fuel cell performance // Fuel. 2017. Vol. 208. P. 321–328.
14. Guo Y., Pan F., Chen W., Ding Z., Yang D., Li B., Ming P., Zhang C. The controllable design of catalyst inks to enhance PEMFC performance: A review // Electrochemical Energy Reviews. 2021. Vol. 4, N. 1. P. 67–100.
15. Uchida M., Aoyama Y., Eda N., Ohta A. Investigation of the microstructure in the catalyst layer and effects of both perfluorosulfonate ionomer and PTFE-loaded carbon on the catalyst layer of polymer electrolyte fuel cells // Journal of the Electrochemical Society. 1995. Vol. 142, N. 12. P. 4143.
16. Kumano N., Kudo K., Suda A., Akimoto Y., Ishii M., Nakamura H. Controlling cracking formation in fuel cell catalyst layers // Journal of Power Sources. 2019. Vol. 419. P. 219–228.
17. Wang M., Park J. H., Kabir S., Neyerlin K. C., Kariuki N. N., Lv H., Vojislav R. S., Deborah J. M., Ulsh M., Mauger S. A. Impact of catalyst ink dispersing methodology on fuel cell performance using in-situ X-ray scattering // ACS Applied Energy Materials. 2019. Vol. 2, N. 9. P. 6417–6427.
18. Петров М. Аналоговые и аналогово-цифровые микросхемы MAXIM // Компоненты и технологии. 2001. № 3 (12). С. 22–27.
19. URL: <https://www.sbcllinear.co.kr/en/>
20. URL: <https://www.servotechnica.ru>

Automation and Control of the Electrocatalytic Layers Formation Using a Two-Dimensional Coordinate Spraying Machine

I. E. Baranov, iv3000@mail.ru, I. I. Nikolaev, hitcliff68@mail.ru,

National Research Centre "Kurchatov Institute", Moscow, 123182, Russian Federation,

M. A. Soloviev, SolovyevMaxA@mpei.ru, S. A. Grigoriev, GrigoryevSA@mpei.ru,

National Research University "Moscow Power Engineering Institute", Moscow, 11250, Russian Federation

Corresponding author: Grigoriev Sergey A., Dr. Tech. Sci., Professor, National Research University "Moscow Power Engineering Institute", Moscow, 11250, Russian Federation, e-mail: GrigoryevSA@mpei.ru

Accepted on January 20, 2022

Abstract

The paper describes the developed automated device for the formation of electrocatalytic layers used in electrochemical systems, and the issues of development of the sputtering technology, which allows to obtain the best parameters of the formed

active layers. The general scheme of the automated device includes a system of automatic positioning of the spraying head according to two coordinates, driven by stepper motors controlled by a personal computer, an ultrasonic mini-disperser, a spraying head, ultrasonic generators for the ultrasonic mini-disperser, and the ultrasonic spraying head. Stepper motors were controlled by microprocessor system based on 8-bit Atmel AT90S2313 single-chip microcontroller and standard buffer microcircuits. The key actuating element of the device and the process is the developed atomizing head with an integrated ultrasonic homogenizer that prevents sedimentation of the catalytic composition. The overall automation circuit designed and reproduced to control all electronic devices was described in detail. It differed by application of Attiny2313 microprocessor for the control, availability of communication with personal computer via RS-485 interface that allowed not only to switch the disperser on/off, but also to control its working frequency directly from the personal computer. It was envisaged both manual control of stepper motor controller via control buttons and control from external personal computer, which had the opportunity to control spraying program step by step. In this case all the sequence of steps is contained in the personal computer memory, it is transmitted to the stepper motor controller step-by-step as the program is being executed. Algorithms for moving the spraying head that provide the best drying of catalytic composition in the process of its application have been developed. The effectiveness of the developed automated device has been shown by comparing it with manual application by a specialist according to such criteria as the rate of application of electrocatalytic layers and their quality. The created device, algorithms of its operation, software and scientific and technological advance, in general, can be used for the formation of various coatings both in electrochemical technologies and in other fields.

Keywords: automated device, process control, catalytic inks, spraying of a catalytic composition, electrocatalytic layer formation, coordinate table, electrochemical system, fuel cell, water electrolyser, polymer electrolyte membrane

Acknowledgement: This work has been performed within the framework of the project "Modified carbon nanomaterials for electrodes of fuel cells with solid polymer electrolyte", with the support of a grant from the National Research University "Moscow Power Engineering Institute" for the implementation of scientific research programs "Energy", "Electronics, Radio Engineering and IT", and "Industry 4.0 Technologies for Industry and Robotics in 2020–2022".

For citation:

Baranov I. E., Nikolaev I. I., Soloviev M. A., Grigoriev S. A. Automation and Control of the Electrocatalytic Layers Formation Using a Two-Dimensional Coordinate Spraying Machine, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 5, pp. 246–155.

DOI: 10.17587/mau.23.246-255

References

1. Doucet G., Etiévant C., Puyenchet C., Grigoriev S., Millet P. Hydrogen-based PEM auxiliary power unit, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2009, vol. 34, no. 11, pp. 4983–4989.
2. Baranov I. E., Grigoriev S. A., Ylitalo D., Fateev V. N., Nikolaev I. I. Transfer processes in PEM fuel cell: Influence of electrode structure, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2006, vol. 31, no. 2, pp. 203–210.
3. Grigoriev S. A., Kalinnikov A. A. Mathematical modeling and experimental study of the performance of PEM water electrolysis cell with different loadings of platinum metals in electrocatalytic layers, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, vol. 42, no. 3, pp. 1590–1597.
4. Baik S. M., Kim J., Han J., Kwon Y. Performance improvement in direct formic acid fuel cells (DFAFCs) using metal catalyst prepared by dual mode spraying, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2011, vol. 36, no. 19, pp. 12583–12590.
5. Wang W., Chen S., Li J., Wang W. Fabrication of catalyst coated membrane with screen printing method in a proton exchange membrane fuel cell, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, vol. 40, no. 13, pp. 4649–4658.
6. Talukdar K., Ripan M. A., Jahnke T., Gazdzicki P., Morawietz T., Friedrich K. A. Experimental and numerical study on catalyst layer of polymer electrolyte membrane fuel cell prepared with diverse drying methods, *Journal of Power Sources*, 2020, vol. 461, pp. 228169.
7. Arenas L. F., Hadjigeorgiou G., Jones S., Van Dijk N., Hodgson D., Cruden A., de León C. P. Effect of airbrush type on sprayed platinum and platinum-cobalt catalyst inks: Benchmarking as PEMFC and performance in an electrochemical hydrogen pump, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, vol. 45, no. 51, pp. 27392–27403.
8. Shi Y., Lu Z., Guo L., Yan C. Fabrication of membrane electrode assemblies by direct spray catalyst on water swollen Nafion membrane for PEM water electrolysis, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, vol. 42, no. 42, pp. 26183–26191.
9. Huang T. H., Shen H. L., Jao T. C., Weng F. B., Su A. Ultra-low Pt loading for proton exchange membrane fuel cells by catalyst coating technique with ultrasonic spray coating machine, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2012, vol. 37, no. 18, pp. 13872–13879.
10. Grigoriev S. A., Fateev V. N., Pushkarev A. S., Pushkareva I. V., Ivanova N. A., Kalinichenko V. N., Wei X. Reduced graphene oxide and its modifications as catalyst supports and catalyst layer modifiers for PEMFC, *Materials*, 2018, vol. 11, no. 8, p. 1405.
11. Fedotov A. A., Grigoriev S. A., Millet P., Fateev V. N. Plasma-assisted Pt and Pt-Pd nano-particles deposition on carbon carriers for application in PEM electrochemical cells, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2013, vol. 38, no. 20, pp. 8568–8574.
12. Lee E., Kim D. H., Pak C. Effects of cathode catalyst layer fabrication parameters on the performance of high-temperature polymer electrolyte membrane fuel cells, *Applied Surface Science*, 2020, vol. 510, pp. 145461.
13. Shahgaldi S., Zhao J., Alaefour I., Li X. Investigation of catalytic vs reactant transport effect of catalyst layers on proton exchange membrane fuel cell performance, *Fuel*, 2017, vol. 208, pp. 321–328.
14. Guo Y., Pan F., Chen W., Ding Z., Yang D., Li B., Ming P., Zhang C. The controllable design of catalyst inks to enhance PEMFC performance: A review, *Electrochemical Energy Reviews*, 2021, vol. 4, no. 1, pp. 67–100.
15. Uchida M., Aoyama Y., Eda N., Ohta A. Investigation of the micro-structure in the catalyst layer and effects of both perfluorosulfonate ionomer and PTFE-loaded carbon on the catalyst layer of polymer electrolyte fuel cells, *Journal of the Electrochemical Society*, 1995, vol. 142, no. 12, pp. 4143.
16. Kumano N., Kudo K., Suda A., Akimoto Y., Ishii M., Nakamura H. Controlling cracking formation in fuel cell catalyst layers, *Journal of Power Sources*, 2019, vol. 419, pp. 219–228.
17. Wang M., Park J. H., Kabir S., Neyerlin K. C., Kariuki N. N., Lv H., Vojislav R. S., Deborah J. M., Ulsh M., Mauer S. A. Impact of catalyst ink dispersing methodology on fuel cell performance using in-situ X-ray scattering, *ACS Applied Energy Materials*, 2019, vol. 2, no. 9, pp. 6417–6427.
18. Petrov M. MAXIM analog and analog-digital microcircuits, *Komponenty i tekhnologii*, 2001, no. 3 (12), pp. 22–27 (in Russian).
19. Available at: <https://www.sbcllinear.co.kr/en/>
20. Available at: <https://www.servotechnica.ru>

I. A. Pankratov, Cand. Sci., Associate Professor, PankratovIA@info.sgu.ru,
Saratov State University, Saratov, 410012, Russian Federation,
Institute for Problems of Precision Mechanics and Control of the Russian Academy of Sciences,
Saratov, 410028, Russian Federation

Corresponding author: Pankratov I. A., Associate Professor, Saratov State University,
Saratov, 410012, Russian Federation; Researcher, Institute for Problems of Precision Mechanics and Control of the
Russian Academy of Sciences, Saratov, 410028, Russian Federation, e-mail: PankratovIA@info.sgu.ru

Accepted on December 16, 2021

Genetic Algorithm of Energy Consumption Optimization for Reorientation of the Spacecraft Orbital Plane

Abstract

The paper is dedicated to the problem of finding optimal spacecraft trajectories. The equations of spacecraft motion are written in quaternion form. The spacecraft moves on its orbit under acceleration from the limited in magnitude jet thrust. It is necessary to minimize the energy costs for the process of reorientation of the spacecraft orbital plane. The equations of spacecraft motion are written in orbital coordinate system. It is assumed that spacecraft orbit is circular and control has constant value on each part of active spacecraft motion. In this case the lengths of the sections of the spacecraft motion are unknown. We need to find the length of each section, their quantity and value of control on each section. The equations of the problem were written in dimensionless form. It simplifies the numerical investigation of the obtained problem. There is a characteristic dimensionless parameter in the phase equations of the problem. This parameter is a combination of dimension variables describing the spacecraft and its orbit. Usually the problems of spaceflight mechanic are solved with the maximum principle. And we have to solve boundary value problems with some kind of shooting method (Newton's method, gradient descent method etc.) Each shooting method requires initial values of conjugate variables, but we have no analytical formulas to find them. In this paper spacecraft flight trajectories were found with new genetic algorithm. Each gene contains additional parameter which equals to "True", if the gene forms the control and equals to "False" otherwise. It helps us determine the quantity of spacecraft active motion parts. The input of proposed algorithm does not contain information about conjugate variables. It is well-known that the differential equations of the problem have a partial solution when the spacecraft orbit is circular and control is constant. The genetic algorithm involves this partial solution and its speed is increased. Numerical examples were constructed for two cases: when the difference between angular variables for start and final orientations of the spacecraft orbital plane equals to a few (or tens of) degrees. Final orientation of the spacecraft plane of orbit coincides with GLONASS orbital plane. The graphs of components of the quaternion of orientation of the orbital coordinate system, the longitude of the ascending node, the orbit inclination and optimal control are drawn. Tables were constructed showing the dependence of the value of the quality functional and the time spent on the reorientation of the orbital plane on the maximum length of the active section of motion.

Keywords: spacecraft, orbital plane, trajectory optimization, optimal control, quaternion equations, chromosome.

Acknowledgment: The work was supported by Russian Foundation for Basic Research — project № 19-01-00205.

For citation:

Pankratov I. A. Genetic Algorithm of Energy Consumption Optimization for Reorientation of the Spacecraft Orbital Plane, *Mekhatronica, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 5, pp. 256–262.

УДК 519.6, 628.79

DOI: 10.17587/mau.23.256-262

И. А. Панкратов, канд. техн. наук, доц., PankratovIA@info.sgu.ru,
Саратовский национальный исследовательский государственный университет имени Н. Г. Чернышевского,
Институт проблем точной механики и управления РАН, г. Саратов

Генетический алгоритм оптимизации затрат энергии на переориентацию плоскости орбиты космического аппарата*

*Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований — проект № 19-01-00205.

Работа посвящена нахождению оптимальных траекторий полета космического аппарата. Уравнения движения записаны в кватернионной форме в орбитальной системе координат. Космический аппарат движется по своей орбите под действием ограниченного по модулю реактивного ускорения от тяги двигателя. Требуется уменьшить затраты энергии на перевод плоскости орбиты космического аппарата в заданное положение. Предполагается, что орбита космического аппарата круговая, а управление постоянно на соседних участках активного движения. В этом случае длины участков активного движения аппарата неизвестны. Необходимо найти длину каждого активного участка движения космического аппарата, их число и величину управления на каждом участке. Уравнения задачи были записаны в безразмерной форме. Это упрощает численное исследование задачи. В фазовых уравнениях задачи возник характерный безразмерный параметр. Он является комбинацией размерных величин, описывающих космический аппарат и его орбиту. Обычно задачи механики космического полета решаются с помощью принципа максимума. При этом для численного решения применяются различные модификации метода пристрелки (метод Ньютона, метод градиентного спуска и т. д.). Эти методы требуют хотя бы приблизительно указать начальные значения сопряженных переменных, но нам неизвестны аналитические формулы для того, чтобы их найти. В настоящей работе траектории движения космического аппарата были найдены с помощью нового генетического алгоритма. При этом каждый ген содержит дополнительный параметр, который показывает, формирует ли данный ген оптимальное управление или нет. Это помогает определить число активных участков движения космического аппарата. Входные данные предложенного алгоритма не содержат информацию о сопряженных переменных. Известно, что дифференциальные уравнения задачи имеют частное решение в случае, когда орбита круговая, а управление постоянно. Построенный генетический алгоритм использует это решение, что ускоряет его работу. Примеры численного решения задачи построены для двух вариантов, когда разница между угловыми переменными, соответствующими начальной и конечной ориентациям орбит космического аппарата, составляет единицы (или десятки) градусов. Конечное положение плоскости орбиты космического аппарата соответствует орбитальной плоскости отечественной группировки ГЛОНАСС. Построены графики изменения компонент кватерниона ориентации орбитальной системы координат, долготы восходящего узла, наклонения орбиты и оптимального управления. Получены таблицы, показывающие зависимость функционала качества и длительности реориентации орбиты от максимальной длины одного участка активного движения космического аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат, орбитальная плоскость, траекторная оптимизация, оптимальное управление, кватернионные уравнения, хромосома

Introduction

This paper is dedicated to finding optimal spacecraft flights between circular orbits. During the spacecraft motion its orbit is an unchangeable figure. We were taken into account this actual special case because the orbits of various satellite groups (for example GLONASS and GPS) are close to circular. The spacecraft is a material point of a variable mass and it moves in the orbital coordinate system. The origin of this system coincides with the spacecraft center of mass. It is necessary to find the optimal law of changing the value of acceleration from jet thrust which moves spacecraft orbital plane from its initial state to desired one. Also we have to minimize the energy consumption for this reorientation.

Many scientists simplify problem of spacecraft interorbital flights considering only the case of coplanar flights. In this case we can solve the problem analytically (i.e. we can accurately or approximately find optimal spacecraft trajectories). There are a significant number of publications in this area. Note that it is very hard to solve the task when control has points of discontinuity (for example the fast-response problem, see papers [1–4]). Usually authors minimize energy cost or the characteristic velocity (refer to the papers [5–10]).

Also interorbital spacecraft flights were investigated by Ishkov S. A. and Romanenko V. A. [11]; Kamel O. M. and Mabsout B. E. [12, 13]; Miele A. and Wang T. [14].

Usually authors were written equations of motion in angular elements (or Cartesian coordinates).

Also they were often considered spacecraft flights between closed to each other orbits (or coplanar).

In these papers analytical investigations of optimal control problems were done with the L. S. Pontryagin maximum principle. Numerical solution of the obtained boundary value problems involved some kind of shooting method. But there are no initial approximations of the conjugate variables for boundary value problems of this type. Also shooting methods do not converge well and often find only local minima of minimized function. In this paper we constructed new genetic algorithm to find optimal trajectories of the spacecraft interorbital flights.

The paper is organized as follows. In sec. 1 spacecraft equations of motion are described. The statement of the problem is presented in sec. 2. Original genetic algorithm of spacecraft plane reorientation is delivered in sec. 3. Sec. 4 presents application of the genetic algorithm to the case when final position of spacecraft corresponds to the orientation of GLONASS satellites grouping system. The paper is ended with conclusion which presents prospective works.

1. Equations of motion

The motion of a spacecraft, which is considered as a material point B of a variable mass, is studied in the geocentric equatorial system of coordinates $OX_1X_2X_3$ (X) with its origin at the Earth's center of attraction O . The OX_3 axis of the system is directed along the axis of the Earth's diurnal rotation, the OX_1 and OX_2 axes lie in the equatorial plane, the

OX_1 axis is directed toward the point of the vernal equinox, and the OX_2 axis completes the system as a set of three vectors at right angles. Control \mathbf{u} is the vector of jet acceleration. It is orthogonal to the orbital plane. In this case spacecraft orbit does not its form and dimensions during the motion in the space.

The spacecraft motion is investigated in the orbital system of coordinates $B\eta_1\eta_2\eta_3(\eta)$. Spacecraft center of mass is the origin of this system. The first axis η_1 of this coordinate system is directed along the radius vector \mathbf{r} of a spacecraft, and the axis η_3 is aligned with the vector of spacecraft velocity moment $\mathbf{c} = \mathbf{r} \times \mathbf{r}' = \mathbf{r} \times \mathbf{v}$. The angular position of the η coordinate system is specified in the geocentric equatorial system of coordinates by the normalized quaternion λ [15]

$$\lambda = \lambda_0 + \lambda_1 \mathbf{i}_1 + \lambda_2 \mathbf{i}_2 + \lambda_3 \mathbf{i}_3,$$

$$\|\lambda\|^2 = (\lambda_0)^2 + (\lambda_1)^2 + (\lambda_2)^2 + (\lambda_3)^2 = 1.$$

Here \mathbf{i}_1 , \mathbf{i}_2 and \mathbf{i}_3 are the unit vectors of a hyper-complex space (Hamilton imaginary units); λ_j ($j = 0, 1, 2, 3$) are the components of the quaternion λ (parameters of Rodrigue-Hamilton (Euler)). The components λ_j are identical in the basis sets X and η .

The relation between quaternion λ and quaternion Λ of the spacecraft orbit orientation is given by the formula

$$\lambda = \Lambda \circ [\cos(\varphi/2) + \mathbf{i}_3 \sin(\varphi/2)].$$

Here the symbol "o" means quaternion multiplication and φ is the true anomaly (it characterizes the spacecraft position on its orbit).

Let us denote as ω_k , c_k , and u_k ($k = 1, 2, 3$) the projections of the vector of the absolute angular velocity ω of the η coordinate system and of the vectors \mathbf{c} and \mathbf{u} onto the axes of the η coordinate system. These quantities are subject to the following relations ($r = |\mathbf{r}|$)

$$u_1 = u_2 = 0, u_3 = u, c_1 = c_2 = 0, c_3 = c,$$

$$\omega_1 = ur/c, \omega_2 = 0, \omega_3 = cr^{-2}.$$

Let us write equations of motion in the rotating coordinate system η using the variables r , c , λ_j ($j = 0, 1, 2, 3$) [16]

$$2\dot{\lambda}_0 = -\omega_1\lambda_1 - \omega_3\lambda_3, 2\dot{\lambda}_1 = \omega_1\lambda_0 + \omega_3\lambda_2,$$

$$2\dot{\lambda}_2 = -\omega_3\lambda_1 + \omega_1\lambda_3, 2\dot{\lambda}_3 = \omega_3\lambda_0 - \omega_1\lambda_2, \quad (1.1)$$

$$r = p(1 + e\cos\varphi)^{-1}, c = \text{const}, \dot{\varphi} = cr^{-2}, \quad (1.2)$$

where p and e are the orbit parameter and eccentricity.

Subsystem (1.1) can be written in the quaternion form

$$2\dot{\lambda} = \lambda \circ \omega_\eta, \omega_\eta = \omega_1 \mathbf{i}_1 + \omega_3 \mathbf{i}_3 = (ur/c)\mathbf{i}_1 + (cr^{-2})\mathbf{i}_3,$$

where the quaternion ω_η is the mapping of the vector ω onto the basis set η .

Note that when $r = \text{const}$ (in the case of a circular orbit) and $u = \text{const}$, (1.1) are linear differential equations with constant coefficients. Therefore (1.1) is very convenient and effective from the analytical point of view. In this paper the problem of the optimal reorientation of a spacecraft orbit is investigated using (1.1) and (1.2).

We can use angular elements of an orbit (they characterize the orientation of the spacecraft instantaneous orbit in space) and the true anomaly to find the components λ_j of the quaternion λ . Let us denote the longitude of the ascending node as Ω_u , the orbit inclination as I and the pericenter angular distance as ω_π .

Then we have

$$\lambda_0 = \cos(I/2)\cos((\Omega_u + \omega_\pi + \varphi)/2),$$

$$\lambda_1 = \sin(I/2)\cos((\Omega_u - \omega_\pi - \varphi)/2),$$

$$\lambda_2 = \sin(I/2)\sin((\Omega_u - \omega_\pi - \varphi)/2),$$

$$\lambda_3 = \cos(I/2)\sin((\Omega_u + \omega_\pi + \varphi)/2). \quad (1.3)$$

Let us write (1.3) in the quaternion form

$$\lambda = [\cos(\Omega_u/2) + \mathbf{i}_3\sin(\Omega_u/2)] \circ [\cos(I/2) + \mathbf{i}_1\sin(I/2)] \circ [\cos((\omega_\pi + \varphi)/2) + \mathbf{i}_3\sin((\omega_\pi + \varphi)/2)].$$

For comparison we write below the equations in angular osculating elements [17, 18], which are usually used in astrodynamics instead of (1.1)

$$\dot{\Omega}_u = u(r/c)\sin\Sigma \csc I, I = u(r/c)\cos\Sigma,$$

$$\dot{\omega}_\pi = u(r/c)\sin\Sigma \cot I,$$

where $\Sigma = \omega_\pi + \varphi$ (latitude argument).

Note that when $r = \text{const}$ (in the case of a circular orbit) and $u = \text{const}$, (1.1) is a linear differential equation with constant coefficients. Therefore equations (1.1) are very convenient and effective from the analytical point of view. In this paper the problem of the optimal reorientation of a spacecraft orbital plane is investigated using (1.1) and (1.2).

2. Statement of the problem

It is required to transfer spacecraft whose motion is described by equations (1.1), (1.2) from specified initial state:

$$t = t_0 = 0, \varphi(0) = \varphi_0,$$

$$\lambda(0) = \lambda^{(0)} = \Lambda^{(0)} \circ (\cos(\varphi_0/2) + \mathbf{i}_3 \sin(\varphi_0/2)) \quad (2.1)$$

into the final state (the final time t^* is unknown and we have to determine it)

$$\begin{aligned} t = t^* = ?, \varphi(t^*) = \varphi^*, \\ \tan \Omega_u^* = (\lambda_1 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_2) / (\lambda_0 \lambda_1 - \lambda_2 \lambda_3), \\ \cos I^* = (\lambda_0)^2 - (\lambda_1)^2 - (\lambda_2)^2 + (\lambda_3)^2 \end{aligned} \quad (2.2)$$

with the bounded (in magnitude) piecewise constant control ($k = 1, 2, \dots, M$)

$$u(t) = u_k, \text{ если } t_{k-1} \leq t \leq t_k. \quad (2.3)$$

Also we have to minimize the functional

$$J = \int_0^{t^*} u^2 dt. \quad (2.4)$$

Note that in contrast to the papers [19, 20]; the quantity of active motion parts M is not given. We have to determine this quantity. It is known [16] that in this case, the control that maximizes the Hamilton-Pontryagin function has the form (2.3).

Here constant angular elements Ω_u^* , I^* describe the final orientation of the spacecraft orbital plane. The values of c , p , e , Λ^0 , φ_0 , Ω_u^* and I^* are assumed to be specified. And we have to find all u_k , ($k = 1, 2, \dots, M$) which are values of control on adjacent parts of spacecraft active motion. Also we have to determine the lengths of these parts $\Delta_k = t_k - t_{k-1}$ ($k = 1, 2, \dots, M$).

Functional (2.4) corresponds to the value of energy consumption for a spacecraft interorbital flight.

Note that, in contrast to the paper [21], the final value of the pericenter angular distance is not fixed. So the position of the final orbit in its plane may be arbitrary.

3. Numerical algorithm

All equations and relations of the obtained boundary value problem were written in the dimensionless form. The relations between dimensionless variables and its dimension analogues are given by the formulas: $r = Rr^{dl}$, $t = Tt^{dl}$, $u = u_{\max} u^{dl}$. Here R is a scale factor for distance (R is close to the major semi-axis of the spacecraft orbit), V is a scale factor for velocity, C is a scale factor for sector velocity, and T is a scale factor for time, determined by following formulas $V = (fM/R)^{1/2}$, $C = RV$ and $T = R/V$. Also there is a dimensionless parameter $N^b = u_{\max} R^3 / C^2$ in the equations describing the spacecraft and its orbit.

The equations of the motion of the spacecraft center of mass take the following dimensionless form (superscripts "dl" are omitted)

$$\begin{aligned} 2\lambda \cdot &= \lambda \circ \omega_\eta, \quad \omega_\eta = N\mathbf{i}_1 + r^{-2}\mathbf{i}_3, \\ \varphi \cdot &= cr^{-2}, \quad r = (1 + e\cos\varphi)^{-1}. \end{aligned}$$

The dimensionless optimal control is subject to condition $-1 \leq u \leq 1$.

Earlier in paper [22] the posed problem was solved with the help of the Pontryagin maximum principle. As a result of the maximum principle application, a boundary value problem with a movable right end was obtained. It was solved numerically using the shooting method [23]. It is known that we have no analytical expressions for conjugate variables in this problem. Various kinds of shooting method do not converge well and usually find only local minima of minimized functions. In this paper we constructed a new genetic algorithm; it does not involve conjugate variables. Note that classical genetic algorithms deal with chromosomes of the same length. But in our problem the quantity of spacecraft active motion parts (the length of chromosome) is not given. To construct algorithm for variable chromosome length we use the approach proposed in [24, 25].

Note that direct methods of optimization that do not require conjugate equations were considered, for example, in [26, 27]. The main stages of our algorithm were taken from [28].

Let the spacecraft orbit is circular (i.e. $e = 0$ and $r = 1$). Note that the eccentricity of orbits of the satellite groups GLONASS and GPS is close to zero.

At the first step we randomly generate a population of N_{\max} chromosomes (N_{\max} is even). Each of them equals to M three-element groups: (u_k, Δ_k, b_k) , ($k = 1, 2, \dots, M$). Here $\Delta_k = t_k - t_{k-1}$ is the length of k -th active motion part; b_k equals to "True", if the gene forms the control and b_k equals to "False" otherwise. Genetic algorithms usually deal with an integer numbers so we should not store in the memory real numbers u_k and Δ_k . Gene is formed by integer numbers u_k^{int} and Δ_k^{int} , ($0 \leq u_k^{int}, \Delta_k^{int} \leq 2^L - 1$). The relationship between integer and real numbers is given by the formula

$$u_k = -1 + 2u_k^{int}/(2^L - 1), \quad \Delta_k = \Delta T_{\max} u_k^{int}/(2^L - 1).$$

Here ΔT_{\max} is the given maximum duration of active motion part.

It is necessary to introduce the effective length of the chromosome $0 < M_{eff} \leq M$. M_{eff} is the number of chromosome genes involved in control formation, i.e. the number of groups whose last element is equal to "True".

Thus, the proposed algorithm will be used to search for a solution, provided that the number of active sections of spacecraft motion does not exceed M .

At the second stage we compute the final orientation of the orbital plane for each chromosome by the well-known formula [29]:

$$\begin{aligned} \lambda(t_k) &= \lambda(t_{k-1}) \circ (\cos(0.5\omega\Delta_k) + \omega^{-1}\sin(0.5\omega\Delta_k)\omega^b), \\ \omega^b &= (Nu^b r^b)\mathbf{i}_1 + \mathbf{i}_3, \quad \omega = |\omega^b| = \text{const} \end{aligned} \quad (3.1)$$

with initial conditions (2.1) (control corresponds to chosen individual). Fitness function is given by the formula

$$err(t) = \{[\tan \Omega_u^* - (\lambda_1\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2)/(\lambda_0\lambda_1 - \lambda_2\lambda_3)]^2 + [\cos I^* - (\lambda_0)^2 + (\lambda_1)^2 + (\lambda_2)^2 - (\lambda_3)^2]^{0.5}\}.$$

The fitness function equals to zero at the point $t = t^*$ when the conditions (2.2) are satisfied.

The value of the fitness function is smaller for the chromosome describing more fitting candidate solution. When this value is less than the given small number ε then the algorithm stops, because we have found the optimal control for our set of parameters. The maximum number of iterations should not exceed N_{iter}^{max} .

At the third stage the half of the chromosomes with the highest (worst) values of the fitness function is discarded. Then we should cross the chromosome with the lowest value of the fitness function with all the others. Two chromosomes with k -th genes $(u_k^{int1}, \Delta_k^{int1}, b_k^1)$ and $(u_k^{int2}, \Delta_k^{int2}, b_k^2)$ are crossed using the intermediate recombination [28]. Corresponding child gene $(u_k^{intr}, \Delta_k^{intr}, b_k^r)$ is created by the formula $(-0.25 < \alpha_k < 1.25)$:

$$u_k^{intr} = u_k^{int1} + \alpha_k(u_k^{int2} - u_k^{int1}), \\ \Delta_k^{intr} = \Delta_k^{int1} + \alpha_k(\Delta_k^{int2} - \Delta_k^{int1}), b_k^r = b_k^1 \vee b_k^2.$$

Each gene has different random number α_k . The resulting child genes are integers from the interval $[0; 2^L - 1]$. After crossing we will get a new population from N_{max} chromosomes. Note that in this case, the effective length of the child chromosome (the quantity of active parts of spacecraft motion) will not be less than the effective length of the parent's chromosomes. In order to decrease this quantity, we should sometimes change the logical operator in crossover to the exclusive disjunction (\oplus) instead of the inclusive disjunction operator (\vee).

We should change one logical operator to another with probability $1/2$.

At the last step of the algorithm the fitness function is averaged for new population. If it is increased, then individuals in the population will mutate. The rule of mutation is following: genes are written in binary form and randomly selected bit of each gene is inverted with probability $p_{mut} \in (0; 1]$. After this we should return to the second step of the algorithm.

We should generate solution for a few initial populations and then we have to choose the one that corresponds to the reorientation of the spacecraft orbital plane with less energy consumption.

4. Examples of numerical solution of the problem

The quantities characterizing the forms and dimensions of spacecraft orbit, initial and final orientations of spacecraft orbit are equal to (a_{or} is the semi-major axis of an orbit; $\Omega_u^0 = \Omega_u(0)$, $I^0 = I(0)$, $\omega_\pi^0 = \omega_\pi(0)$; $\Omega_u^* = \Omega_u(t^*)$, $I^* = I(t^*)$) [21]:

$$a_{or} = 37936238.7597 \text{ m}, \\ u_{max} = 0.101907 \text{ m/sec}^2, N^b = 0.35;$$

final spacecraft position (it corresponds to the orientation of the orbital plane of GLONASS satellites): $\Omega_u^* = 215.25^\circ$, $I^* = 64.8^\circ$; initial spacecraft position ($\varphi_0 = 2.954779$ rad):

variant 1 (small difference between initial and final spacecraft orbits):

$$\Omega_u^0 = 212.0^\circ, I^0 = 63.0^\circ, \omega_\pi^0 = 0.0^\circ; \\ \Lambda_0^* = -0.235019, \Lambda_1^* = -0.144020, \\ \Lambda_2^* = 0.502258, \Lambda_3^* = 0.819610; \\ \lambda_0^* = -0.663730, \lambda_1^* = 0.518734, \\ \lambda_2^* = -0.062608, \lambda_3^* = -0.535217;$$

variant 2 (big difference between initial and final spacecraft orbits):

$$\Omega_u^0 = 240.0^\circ, I^0 = 45.0^\circ, \omega_\pi^0 = 0.0^\circ; \\ \Lambda_0^* = -0.461940, \Lambda_1^* = -0.191342, \\ \Lambda_2^* = 0.331414, \Lambda_3^* = 0.800103; \\ \lambda_0^* = -0.557524, \lambda_1^* = 0.379734, \\ \lambda_2^* = 0.047420, \lambda_3^* = -0.736696;$$

Scaling factors are equal to $R = 26\,000\,000$ m, $V = 2751.405874$ m/sec, $T = 9449.714506$ sec. These parameters of spacecraft motion were taken from [30].

The parameters of the genetic algorithm were equal to $L = 100$, $N_{max} = 10000$, $p_{mut} = 0.9$.

Table 1

Results of the genetic algorithm (variant 1)

ΔT_{max}	M_{eff}	t^*	J
0.3	3	0.403261	0.080510
0.4	3	0.475630	0.064673
0.5	2	0.523537	0.060166
0.6	3	0.503634	0.061228
0.7	2	0.504410	0.060858
0.8	2	0.534701	0.059792
0.9	2	0.477408	0.062733
1.0	2	0.941512	0.065030
1.5	2	1.122376	0.071938
2.0	2	0.649684	0.061406
2.5	2	0.527765	0.062669

Table 2

Results of the genetic algorithm (variant 2)

ΔT_{\max}	M_{eff}	t^*	J
0.3	8	2.209146	1.521154
0.4	6	2.346797	1.436910
0.5	5	2.266918	1.410721
0.6	7	2.515689	1.345384
0.7	5	2.452568	1.422379
0.8	4	2.550990	1.588569
0.9	4	2.350388	1.442013
1.0	4	2.909870	1.433450
1.5	4	2.790892	1.350903
2.0	3	2.641818	1.352611
2.5	3	2.224977	1.455960

In table 1 the results of the numerical solution of the problem for different values of the maximum duration of active motion part ΔT_{\max} are presented (variant 1). Earlier in the paper [19] less optimal solution for this variant was found. When the final time t^* and the quantity of active parts were fixed, the minimal value of the functional J was equal to 0.060134. The genetic algorithm proposed in the present article can determine the duration of the flight and now the minimal value of the functional equals to 0.059792.

Figure 1 presents the results of numerical solution of the problem of reorientation of the spacecraft orbital plane for $\Delta T_{\max} = 0.8$ when the functional J reaches its minimal value. Here the time of flight of the controlled spacecraft equals to 5052.771796 s. (1.403547 h.).

The longitude of the ascending node and the orbit inclination are in degrees, all other quantities are dimensionless. We can see that graphs of behavior of the angular elements of the spacecraft orbit are close to linear on both parts of active spacecraft motion. Also the components of quaternion λ are slowly varying functions.

Note that the use of analytical formulas (3.1) instead of numerical integration of equations (1.1) by Runge-Kutta method can significantly speed up the algorithm. While maintaining an acceptable duration of calculations, it becomes possible to increase the number of individuals in the population by several orders of magnitude and find a solution to the problem faster.

In table 2 the results of the numerical solution of the problem for variant 2 are presented.

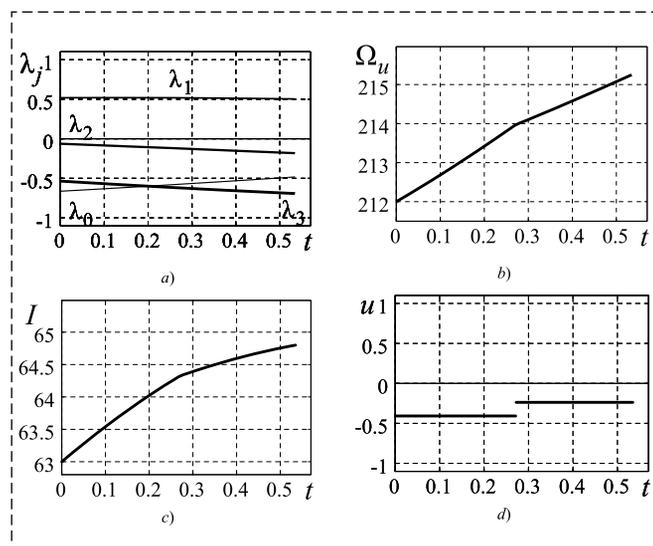


Fig. 1. Circular orbit, variant 1:

a — Components of the quaternion of orientation of the orbital coordinate system; b — The longitude of the ascending node; c — The orbit inclination; d — Optimal control

Figure 2 presents the results of numerical solution of the problem of reorientation of the spacecraft orbital plane for $\Delta T_{\max} = 0.6$ when the functional J reaches its minimal value. Here the time of flight of the controlled spacecraft equals to 23772.542836 s. (6.603484 h.).

It was found that in this case ranges of variation of the components of the quaternion of orientation of the orbital coordinate system are bigger than in the case of small difference between initial and final orbits.

Note that in this case the graph of behavior of the orbit inclination is close to linear only on the last part of the spacecraft active motion.

The longitude of the ascending node is close to its desired value at $t = 1.703$. But the inclination at this point equals to 53.573° .

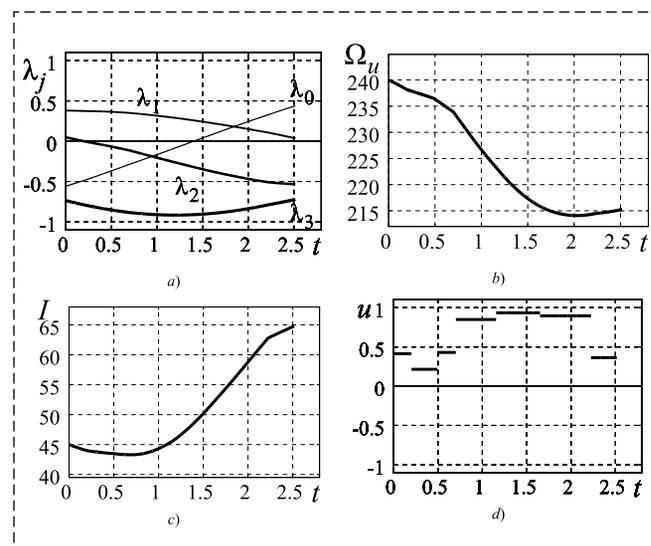


Fig. 2. Circular orbit, variant 2:

a — Components of the quaternion of orientation of the orbital coordinate system; b — The longitude of the ascending node; c — The orbit inclination; d — Optimal control

Also we should note that in this case (variant 2) the number of active motion parts is bigger than in the case when the difference between angles that describe initial and final spacecraft orbit equals to a few degrees (variant 1).

Conclusion

In this paper we discussed the problem of circular spacecraft orbit reorientation for the case when the final time of the process is not given. The constructed numerical algorithm is able to quickly find quasi-optimal spacecraft trajectories. Examples of numerical solution show its efficiency. The advantage of suggested algorithm compared to the shooting method is that we do not have to choose initial approximations for the unknown values of conjugate variables. Next time we will try to modify the proposed algorithm to deal with elliptical orbit. Also we plan to apply genetic algorithm to the case when the control \mathbf{u} is not orthogonal to the orbit's plane. In this more complicated case spacecraft orbit will change its form and dimensions.

References

1. Kirpichnikov S. N., Bobkova A. N., Os'kina Yu. V. Minimum-time impulse transfers between coplanar circular orbits, *Kosmicheskie Issledovaniia*, 1991, vol. 29, no. 3, pp. 367–374 (in Russian).
2. Grigoriev K. G., Grigoriev I. S., Petrikova Yu. D. The fastest maneuvers of a spacecraft with a jet engine of a large limited thrust in a gravitational field in a vacuum, *Cosmic Research*, 2000, vol. 38, no. 2, pp. 160–181.
3. Kiforenko B. M., Pasechnik Z. V., Kyrychenko S. B., Vasiliev I. Yu. Minimum time transfers of a low-thrust rocket in strong gravity fields, *Acta Astronautica*, 2003, vol. 52, no. 8, pp. 601–611.
4. Fazelzadeh S. A., Varzandian G. A. Minimum-time earth-moon and moon-earth orbital maneuvers using time-domain finite element method, *Acta Astronautica*, 2010, vol. 66, no. 3–4, pp. 528–538.
5. Grigoriev K. G., Fedyna A. V. Optimal flights of a spacecraft with jet engine large limited thrust between coplanar circular orbits, *Kosmicheskie Issledovaniia*, 1995, vol. 33, no. 4, pp. 403–416 (in Russian).
6. Ryzhov S. Y., Grigoriev I. S. On solving the problems of optimization of trajectories of many-revolution orbit transfers of spacecraft, *Cosmic Research*, 2006, vol. 44, no. 3, pp. 258–267.
7. Grigoriev I. S., Grigoriev K. G. The use of solutions to problems of spacecraft trajectory optimization in impulse formulation when solving the problems of optimal control of trajectories of a spacecraft with limited thrust engine: I, *Cosmic Research*, 2007, vol. 45, no. 4, pp. 339–347.
8. Grigoriev I. S., Grigoriev K. G. The use of solutions to problems of spacecraft trajectory optimization in impulse formulation when solving the problems of optimal control of trajectories of a spacecraft with limited thrust engine: II, *Cosmic Research*, 2007, vol. 45, no. 6, pp. 523–534.
9. Kirpichnikov S. N., Bobkova A. N. Optimal impulse interorbital flights with aerodynamic maneuvers, *Kosmicheskie Issledovaniia*, 1992, vol. 30, no. 6, pp. 800–809 (in Russian).

10. Kirpichnikov S. N., Kuleshova L. A., Kostina Yu. L. A qualitative analysis of impulsive minimum-fuel flight paths between coplanar circular orbits with a given launch time, *Cosmic Research*, 1996, vol. 34, no. 2, pp. 156–164.
11. Ishkov S. A., Romanenko V. A. Forming and correction of a high-elliptical orbit of an earth satellite with low-thrust engine, *Cosmic Research*, 1997, vol. 35, no. 3, pp. 268–277.
12. Kamel O. M., Soliman A. S. On the optimization of the generalized coplanar Hohmann impulsive transfer adopting energy change concept, *Acta Astronautica*, 2005, vol. 56, no. 4, pp. 431–438.
13. Mabsout B. E., Kamel O. M., Soliman A. S. The optimization of the orbital Hohmann transfer, *Acta Astronautica*, 2009, vol. 65, no. 7–8, pp. 1094–1097.
14. Miele A., Wang T. Optimal transfers from an Earth orbit to a Mars orbit, *Acta Astronautica*, 1999, vol. 45, no. 3, pp. 119–133.
15. Branets V. N., Shmyglevskii I. P. Use of quaternions in the problems of orientation of solid bodies, Moscow, Nauka, 1973, 320 p. (in Russian).
16. Chelnokov Yu. N. The use of quaternions in the optimal control problems of motion of the center of mass of a spacecraft in a newtonian gravitational field: I, *Cosmic Research*, 2001, vol. 39, no. 5, pp. 470–484.
17. Abalakin V. K., Aksenov E. P., Grebennikov E. A., Demin V. G., Riabov Iu. A. Reference guide on celestial mechanics and astrodynamics, Moscow, Nauka, 1976, 864 p. (in Russian).
18. Duboshin G. N. Celestial mechanics. Main tasks and methods, Moscow, Nauka, 1968, 799 p. (in Russian).
19. Pankratov I. A. Genetic algorithm for minimizing the energy costs for the reorientation of the plane of the spacecraft orbit, *Nauchno-tehnicheskiy vestnik Bryanskogo gosudarstvennogo universiteta*, 2017, no. 3, pp. 353–360 (in Russian).
20. Pankratov I. A. Calculating of the fastest spacecraft flights between circular orbits, *Izv. Sarat. un-ta. Nov. ser. Ser. Matematika. Mekhanika. Informatika*, 2017, vol. 17, no. 3, pp. 344–352 (in Russian).
21. Chelnokov Yu. N., Pankratov I. A., Sapunkov Ya. G. Optimal reorientation of spacecraft orbit, *Archives of Control Sciences*, 2014, vol. 24, no. 2, pp. 119–128.
22. Kozlov E. A., Pankratov I. A., Chelnokov Yu. N. Investigation of the problem of optimal correction of angular elements of the spacecraft orbit using quaternion differential equation of orbit orientation, *Izv. Sarat. un-ta. Nov. ser. Ser. Matematika. Mekhanika. Informatika*, 2016, vol. 16, no. 3, pp. 336–344 (in Russian).
23. Press W. H., Teukolsky S. A., Vetterling W. T., Flannery B. P. Numerical Recipes 3rd Edition: The Art of Scientific Computing, Cambridge University Press, 2007, 1235 p.
24. Goldberg D. E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning, Reading, Massachusetts, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., 1989, 412 p.
25. Zebulum R., Pacheco M., Velasco M. Evolutionary Electronics: Automatic Design of Electronic Circuits and Systems by Genetic Algorithms, Boca Raton, London, New York, Washington, CRC Press, 2001, 320 p.
26. Coverstone-Carroll V., Hartmann J. W., Mason W. J. Optimal multi-objective low-thrust spacecraft trajectories, *Computer methods in applied mechanics and engineering*, 2000, vol. 186, no. 2–4, pp. 387–402.
27. Dachwald B. Optimization of very-low-thrust trajectories using evolutionary neurocontrol, *Acta Astronautica*, 2005, vol. 57, no. 2–8, pp. 175–185.
28. Eiben A. E., Smith J. E. Introduction to Evolutionary Computing, Berlin, Springer-Verlag, 2015, 294 p.
29. Chelnokov Yu. N. On determining vehicle orientation in the Rodrigues-Hamilton parameters from its angular velocity, *Mechanics of Solids*, 1977, vol. 37, no. 3, pp. 8–16.
30. Bordovitsyna T. V. Modern numerical methods in problems of celestial mechanics, Moscow, Nauka, 1984, 136 p. (in Russian).

А. М. Агеев, канд. тех. наук, докторант, ageev_bbc@mail.ru,
ВУНЦ ВВС "Военно-воздушная академия", г. Воронеж,
В. Н. Буков, д-р техн. наук, вед. науч. сотр., v_bukov@mail.ru,
АО "НИИАО", г. Жуковский,
В. А. Шурман, главный специалист, vshurman@rpkb.ru,
АО "РПКБ", филиал в г. Жуковский

Алгоритмы управления избыточностью комплексов бортового оборудования подвижных объектов. Часть 1. Парный арбитраж конфигураций

Решается задача оперативного выбора наиболее подходящей в сложившихся условиях функционирования конфигурации компонентов избыточного комплекса бортового оборудования в интересах как обеспечения высокой отказоустойчивости комплекса, так и достижения одновременно с этим других его эксплуатационно-технических характеристик. Основу системы управления избыточностью составляют программные объекты по числу заблаговременно отработанных конкурентоспособных конфигураций разнородного и неуниверсального оборудования комплекса, называемые супервизорами конфигураций. Выбор же предпочтительной конфигурации предлагается осуществлять путем выполнения многоуровневого арбитража, включающего две фазы парного арбитража вычислителей комплекса и парный арбитраж супервизоров конфигураций. Средства обоих видов арбитража предлагается включать в каждый супервизор конфигурации, что обеспечивает его самодостаточность при участии в конкурсном отборе. Первая часть статьи посвящена парному арбитражу супервизоров конфигураций, реализующему взаимно-перекрестный анализ индексов готовности и показателей функциональной эффективности конфигураций, объединенных в пару. Организованный перебор таких пар позволяет выявить предпочтительную конфигурацию для последующей реализации. В целях обеспечения достоверности конкурса в условиях возможных коллизий, связанных с недостоверностью информационных посылок в паре или со сбоями модулей арбитража, введены процедуры, заключающиеся во взаимной перекрестной проверке информационных посылок между супервизорами пары. В случае возникновения конфликтов при выборе предпочтения предусмотрен взаимный обмен местами входов модулей арбитража и повторная оценка предпочтений. Предложены и проанализированы два варианта парного арбитража конфигураций различной сложности и эффективности с бинарными оценками предпочтения (упрощенный и полный), а также вариант арбитража с триплексными оценками предпочтения. Представлены результаты сравнения вариантов арбитража, выбираемых разработчиком исходя из соображений гарантированной достоверности или ограничений конструирования системы. Приводится методический пример, иллюстрирующий возможности парного арбитража конфигураций и его особенности практического характера.

Ключевые слова: супервизор конфигурации, парный арбитраж конфигураций, информационная посылка, матрица предпочтений, индекс готовности, показатель функциональной эффективности

Введение

Комплексы бортового оборудования (КБО) [1–7] образуются путем специальным образом организованного объединения различных по назначению, принципам функционирования и потребляемым ресурсам размещенных на борту аппаратных (системы, устройства, конструктивные элементы, каналы связи) и программных (операционные системы, функциональные приложения, файлы данных, драйверы устройств) компонентов. Обеспечение достаточно высокой надежности функционирования КБО, его отказоустойчивости и живучести в условиях неизбежной деградации компонентов возможно двумя путями: за счет повышения надежности компонентов, что ограничено технологическими факторами, либо за счет преднамеренного создания и использования избыточного набора в общем случае недостаточно надежных компонентов с организацией их изолирования или

замещения в случае неправильного функционирования [8, 9].

Всю совокупность операций, включающую мониторинг состояния компонентов избыточного комплекса и его функциональное реконфигурирование для парирования отказов и адаптации к условиям работы предложено называть *управлением избыточностью (УИ)* [10]. Известные технические решения [11–17], рассматриваемые в качестве возможного содержания такой совокупности, как правило, получены в условиях следующих существенных предположений о компонентах:

а) однородность — возможность подключения каждого из них на месте любого другого;

б) универсальность — применимость каждого из них для выполнения функций любого другого, что сужает перспективы их практического использования в реальных КБО.

Кроме того, обнаруживается специфичность каждого из этих решений, выражающая-

ся в возможности или эффективности его применения исключительно для определенных видов компонентов КБО.

В работе [18] сформулирован по замыслу лишенный указанных недостатков подход к УИ отказоустойчивых систем посредством так называемых *супервизоров конфигураций* (СК) — программных субъектов, каждый из которых соотносен с определенной конфигурацией и выполняет все процедуры подготовки и реализации этой конфигурации.

В данной статье, состоящей из двух частей, излагаются методические и алгоритмические решения, направленные на осуществление многоуровневого арбитража конфигураций, составляющего основу системы управления избыточности (СУИ) КБО.

В первой части статьи представлены общие положения многоуровневого арбитража, а также предложены варианты алгоритма парного арбитража конфигураций (ПАК), предназначенного для оперативного выбора конфигурации, предпочтительной в сложившихся условиях (заданный режим КБО, техническое состояние и завершенность подготовки входящих в него компонентов, оценка ожидаемой эффективности применения комплекса). Предлагаемый подход и алгоритм нацелены на достижение предельно возможной децентрализации процедуры выбора конфигурации и, как следствие, на исключение "узких" в смысле надежности мест в перспективных отказоустойчивых системах с управляемой избыточностью.

Ключевые положения супервизорного подхода

Для разрабатываемого универсального подхода с использованием СК [18] в задаче выбора конфигураций КБО характерны следующие положения:

1. Избыточная система состоит из определенного множества аппаратных и программных компонентов, большая часть из которых имеет встроенные средства контроля (ВСК).

2. Компоненты избыточной системы могут быть неоднородными (ограничены возможности коммутации с другими компонентами) и неуниверсальными (применимы только для определенных функций). Ни один из компонентов в отдельности не является незаменимым или критическим с позиции отказоустойчивости системы в целом.

3. Отказам и систематическим сбоям подвержены все компоненты комплекса, включая их ВСК. Отказы компонентов носят простой характер, заключающийся в том, что на малом отрезке времени: а) возникновение отказов двух компонентов одинакового назначения является событием практически невероятным; б) отказы каждого из компонентов не связаны с отказами других.

4. Для выполнения системой функций по предназначению компоненты выборочно соединяются в работоспособную избыточную конфигурацию средствами коммуникации (для физических компонентов) и диспетчеризации (для программных компонентов).

5. В качестве универсальной характеристики готовности (способности к выполнению заданных функций) принимается бинарный показатель — индекс готовности (ИГ): 1 — готов, 0 — не готов. Для каждого отдельного компонента ИГ характеризует его работоспособность, загрузку и актуализацию необходимых программ и данных, для конфигурации в целом — готовность всех ее компонентов и целостность связей между ними.

6. В качестве универсальной характеристики относительной эффективности (результативности) каждого компонента и конфигурации в целом принимается показатель функциональной эффективности (ПФЭ), действительное скалярное значение которого задается или вычисляется установленным образом.

7. Каждой допустимой (потенциально возможной, предварительно отобранной) конфигурации ставится в соответствие специальный программный объект, названный СК, на который возлагаются функции [19]: а) хранения конфигурационных данных, а также ИГ и ПФЭ; б) инициализации процедур периодического мониторинга готовности компонентов и соотносенной конфигурации в целом; в) инициализации процедур периодического мониторинга и коррекции (в зависимости от состояния, режимов работы КБО и команд экипажа) ПФЭ компонентов и соотносенной конфигурации в целом; г) подготовки необходимых данных к участию в арбитраже конфигураций; д) участия периодически или по событию выявленного отказа в межсупервизорном арбитраже за право реализации соотносенной конфигурации; е) запуск процедур реализации соотносенной с ним конфигурации.

8. Одинаковые наборы супервизоров по числу возможных конфигураций размещаются в каждом выделенном под цели УИ вычислителе.

Этапы арбитража
Arbitration stages

Этап	Включенные процедуры	Место выполнения	Результат
Мониторинг	Мониторинг вычислителей Формирование группы готовых вычислителей	ДСК α -вычислителя предыдущего цикла	Группа готовых вычислителей
	Мониторинг компонентов КБО	ВСК компонентов	ИГ и ПФЭ компонентов
	Формирование ИГ и ПФЭ конфигураций	Все СК всех вычислителей	ИГ и ПФЭ конфигураций
1 этап: арбитраж вычислителей (1 фаза)	Определение "выделенной пары" вычислителей Предварительное определение и инициализация α -претендента в паре Передача управления α -претенденту	ДСК α -вычислителя предыдущего цикла	α -претендент, α -резерв
2 этап: арбитраж супервизоров конфигураций	Определение ДСК на основе ПАК Передача данных о ДСК в α -резерв	Все СК α -претендента	ДСК
	Запоминание данных ДСК	α -резерв	Копия ДСК
3 этап: арбитраж вычислителей (2 фаза)	Определение α -вычислителя на основе ПАВ Валидация ДСК Передача управления α -вычислителю	Выделенная пара вычислителей	α -вычислитель
Реализация конфигурации	Деактивация предыдущей конфигурации Активация конфигурации, соотнесенной с выбранным ДСК	Средства коммуникации и диспетчеризации	ДСК-конфигурация
Функционирование	Запуск и выполнение функций КБО	Вычислители ДСК-конфигурации	Функции КБО

9. Арбитраж между всеми конфигурациями выполняется исключительно средствами СК в так называемом α -вычислителе, получившем этот статус в предварительном арбитраже вычислителей¹.

Многоуровневый арбитраж конфигураций

Одной из ключевых особенностей подхода на основе СК является тот факт, что избыточные ресурсы КБО периодически или по факту обнаружения отказов проходят арбитраж в целях оперативного выявления наиболее подходящих из них в сложившихся условиях. Предлагаемая для этих целей процедура последовательного многоуровневого арбитража в общих чертах поясняется таблицей 1, где:

α -вычислитель — один из избыточного числа вычислителей КБО, выигравший арбитраж между вычислителями;

α -претендент — вычислитель, предварительно отобранный в качестве претендента к назначению α -вычислителем, в котором выполняются процедуры 2-го этапа арбитража;

¹ Вопросы организации арбитража вычислителей освещаются во второй части статьи.

α -резерв — второй готовый вычислитель выделенной пары, проигравший конкурс α -претенденту, получающий результаты работы α -вычислителя и готовый заменить последний в случае его отказа;

доминирующий супервизор конфигурации (ДСК) — СК, победивший в арбитраже супервизоров, которому делегируются полномочия по управлению коммутацией, инициализацией и другими операциями УИ;

ДСК-конфигурация — предпочтительная по итогам арбитража конфигурация, соотнесенная с ДСК.

Многоуровневому арбитражу предшествует этап мониторинга, на котором происходит подготовка необходимых данных о готовности и эффективности компонентов и конфигураций в целом. Выбор предпочтений осуществляется путем выполнения специальных процедур парного арбитража конфигураций (ПАК) и вычислителей (ПАВ). Итогом арбитража является однозначный выбор связки " α -вычислитель—ДСК", оптимальной (рациональной) в текущих условиях функционирования комплекса. По завершении цикла выполняется деактивация старой и активация новой ДСК-конфигурации, которая реализует

функционирование КБО по назначению. Одновременно происходит переход к следующему циклу работы СУИ.

Парный арбитраж конфигураций

Для выбора предпочтительной конфигурации предлагается следующая процедура ПАК.

Для обеспечения участия в арбитраже каждый СК содержит, во-первых, объекты арбитража (ОА), представленные данными обо всех предусмотренных компонентах конфигурации, и, во-вторых, субъекты арбитража в виде средств мониторинга ИГ и ПФЭ, а также модуля арбитража (МА). Все предусмотренные СК объединяются в пары, как показано на рис. 1. Между МА организуются информационные послылки (ИПП), охватывающие взаимный обмен данными объектов арбитража (ИПОА). Формирование и обмен ИПП поясняет рис. 2. На рис. 1, 2 ИД — идентификатор СК, ИПП — результаты предпочтений конфигураций.

Принципиально, чтобы у входов ИПОА1 и ИПОА2 было существенное различие (не допускается повторное использование одного и того же входа). Использование различных входов для одних и тех же данных должно отражаться на путях прохождения и результатах обработки данных¹.

Главная цель ПАК — добиться полного² отсутствия узких мест с тем, чтобы процедуры УИ сохраняли работоспособность вплоть до последней работоспособной конфигурации.

При парном сопоставлении ИГ конфигураций, выполняемом в анализаторах МА каждого СК пары, возможны следующие комбинации:

$$\begin{aligned}
 & [\text{ИГ1} \text{ ИГ2}] = \\
 & = \begin{cases} [1 \ 1] & \text{— а) готовы обе конфигурации;} \\ [1 \ 0] \\ [0 \ 1] & \text{— б) готова одна конфигурация;} \\ [1 \ 0] & \text{— в) не готовы обе конфигурации.} \end{cases} \quad (1)
 \end{aligned}$$

При выборе предпочтительной конфигурации со всей очевидностью:

¹ Пример: у модуля вычисления разности сигналов А и В создаются отдельно входы vxА и vxВ, перемена сигналов на входах модуля приводит к изменению знака результата на противоположный.

² В реальности этот теоретический идеал может оказаться не в полной мере достижим в силу разного рода ограничений.

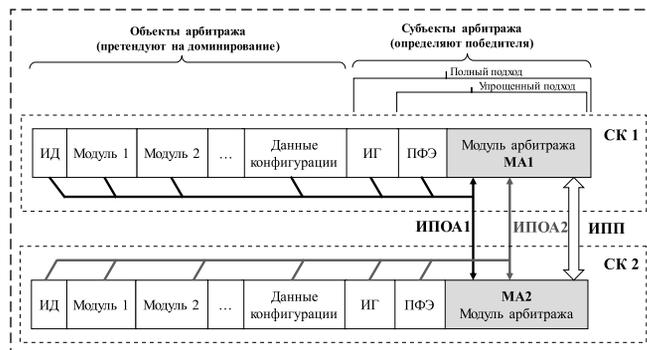


Рис. 1. Схема соединения пары супервизоров
Fig. 1. Connection diagram of a supervisor pair

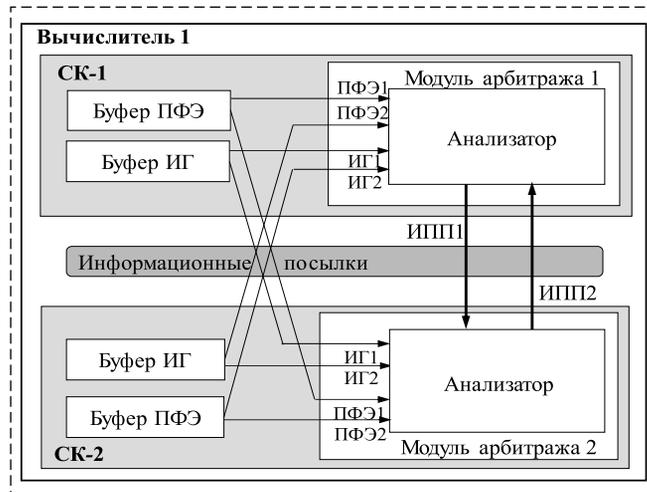


Рис. 2. Информационные послылки предпочтений при ПАК
Fig. 2. Information parcels of preferences at the PAC

- в случае а) требуется сопоставление их ПФЭ;
 - в случае б) предпочтение однозначно отдается конфигурации с ИГ = 1;
 - в случае в) ни одна из конфигураций не может претендовать на предпочтение, арбитраж объявляется несостоявшимся.
- Далее предлагаются три варианта организации выбора предпочтения СК.

Упрощенный бинарный вариант ПАК

Упрощенный вариант предполагает реализацию анализа ИГ по формуле (1), сводящегося к вычислению конъюнкции ИГ всех компонентов конфигурации. Он выполняется каждым СК предварительно, соответствующая операция не подвергается перекрестному контролю в силу простоты и, как следствие, пренебрежимо малой вероятности ее неправильного исполнения, а процедура арбитража сосредотачивается только на сопоставлении ПФЭ конфигураций с ИГ = 1.

Считается обязательным выполнение следующих предположений:

а) неизменность ИГ и ПФЭ компонентов и конфигураций в процессе одного полного цикла арбитража;

б) ошибка МА может быть только¹ простой: "залипание" оценок предпочтения, когда результат не зависит от реальных характеристик сопоставляемых ОА и не изменяется за время одного полного цикла арбитража;

в) возможны одновременные ошибки двух МА в оговариваемых случаях.

При выполнении парного арбитража оба модуля МА1 и МА2 независимо сопоставляют конфигурации в паре, формируя индексы предпочтения:

"1" — для предпочтительной конфигурации;

"0" — для альтернативной (другой) конфигурации из пары.

С учетом принятого правила предпочтение должно быть однозначным, т. е. никакой работоспособный МА не может выдать два одинаковых индекса предпочтения обоим работоспособным конфигурациям пары (ни "1", ни "0").

Результат формируется в виде матрицы предпочтений (МП):

$$Q_{\text{ПАК}} = \begin{pmatrix} & \text{МА1} & \text{МА2} \\ \text{ОА1} & \begin{bmatrix} q_1^1 & q_1^2 \end{bmatrix} \\ \text{ОА2} & \begin{bmatrix} q_2^1 & q_2^2 \end{bmatrix} \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где q_i^j — индекс предпочтения i -го ОА, определенный j -м МА.

Арбитраж выполняется в один или два (по необходимости) акта. В первом акте оба МА сопоставляют ОА, сравнивая все предусмотренные в ПФЭ характеристики².

Возможные исходы первого акта арбитража разделены на четыре группы:

а) подтвержденное предпочтение — окончательный результат:

$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ — среди работоспособных предпочтителен СК1,

$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$ — среди работоспособных предпочтителен СК2;

¹ Такое утверждение справедливо в силу "отсутствия памяти", когда анализ относится исключительно к текущему циклу арбитража без учета предыстории.

² Достижение отсутствия конфликтов неоднозначности результатов сравнения типа множества Парето обеспечивается проработкой структуры ПФЭ и является самостоятельной задачей.

б) неподтвержденное предпочтение — окончательный результат:

$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ — ошибка МА2, предпочтителен СК1,

$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ — ошибка МА1, предпочтителен СК2;

в) конфликт предпочтений — неокончательный результат:

$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ и $\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$ — один из МА ошибается, создавая конфликт;

г) отсутствие предпочтений — окончательный результат:

$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$ — ошибки обоих МА.

Отметим, что группа "г" существует, если допускается одновременное неправильное функционирование МА в обоих СК пары. Если же допустить обратное, то все исходы этой группы являются невозможными, а число групп сокращается до трех: "а" — "в". В случае наличия конфликта (исходы группы "в") в каждом СК взаимно меняются входы МА, и выполняется второй акт арбитража. При этом индексы предпочтения q_i^j , сформированные ошибающимся МА, сохраняют свои значения независимо от входных данных (см. "залипание" ранее), в то время как сформированные правильно функционирующим МА изменяют значения в соответствии с реальным соотношением конфигураций:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{cases} \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \text{ — имеет место ошибка МА2,} \\ \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \text{ — предпочтение СК1,} \\ \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ — имеет место ошибка МА1,} \\ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ — предпочтение СК2;} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{cases} \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ — имеет место ошибка МА2,} \\ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ — предпочтение СК1,} \\ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \text{ — имеет место ошибка МА1,} \\ \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \text{ — предпочтение СК2.} \end{cases} \quad (4)$$

В компактном виде результаты обоих актов (при возможности одновременной неработоспособности МА в обоих СК) представлены в табл. 2, в которой (и далее) серым цветом отмечены варианты окончательного результата определения итогов арбитража.

Анализ значений МП при упрощенном бинарном варианте ПАК
Analysis of MP values in the simplified binary version of the PAC

1-й акт арбитража			Оценка ошибок МА	Конфликты 1-го акта	2-й акт арбитража		
Предпочтительные конфигурации		Нет предпочтения			Предпочтительные конфигурации		Оценка ошибок МА
СК1	СК2				СК1	СК2	
$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	—	—	$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	—	МА2
$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	—	МА2		—	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	МА1
$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	—	МА1	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	—	МА2
—	—	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	МА1, МА2		—	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	МА1

Общее число значений МП — 16,
1 акт: СК1 — 3, СК2 — 3, нет предпочтений — 8, конфликт — 2,
2 акт: СК1 — 2, СК2 — 2 (по 1 в каждом из исходов)

Алгоритм выбора предпочтения можно представить следующими наборами значений МП:

а) СК1, если МП = $\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$

б) СК2, если МП = $\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix};$

в) предпочтений нет в силу ошибок МА, если МП = $\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}.$

При наличии ошибок ПАК как без последствий для его итога (предпочтительная конфигурация выбирается), так и с последствиями (не выбирается) в зависимости от политики разработчика могут приниматься различные решения: отбраковка конфигурации, либо ее повторное участие в арбитраже в составе другой пары. Несостоявшийся арбитраж при отсутствии готовности обеих конфигураций, как и возникновение ошибок МА, не является эквивалентом неисправностей (отказов) системы. Из отсутствия готовности конфигурации на этом цикле арбитража не вытекает отсутствие ее готовности в дальнейшем. Аналогично сла-

бый (уступающий по значению другим) ПФЭ не означает, что СК с таким ПФЭ совсем бесперспективен. При исчерпании других ресурсов "самый бесперспективный" СК может сыграть решающую роль в сохранении работоспособности системы в целом.

Полный бинарный вариант ПАК

При полном варианте предполагается, что в процедуру арбитража входит сопоставление как ИГ, так и ПФЭ двух конфигураций. В этом случае вероятности неправильного выполнения обоих анализов считаются значимыми.

Для полного бинарного варианта ПАК оговариваются следующие предположения:

а) каждым МА проверяются ИГ каждого СК и сравниваются их ПФЭ;

б) результатом арбитража является предпочтение конфигурации в паре и по возможности оценка ошибок МА;

в) одновременная ошибка обеих МА предполагается невозможной;

г) возможно отсутствие готовности любого или обеих СК одновременно, в первом случае предпочтение отдается готовой конфигурации, а во втором обе конфигурации признаются неработоспособными;

д) при отсутствии готовности одного из СК пары сравнение ПФЭ не выполняется;

Анализ значений МП при полном бинарном варианте ПАК
Analysis of MP values in the full binary PAC version

1-й акт арбитража			Оценка ошибок МА	Конфликты 1-го акта	2-й акт арбитража		
Предпочтительные конфигурации		Нет предпочтений			Предпочтительные конфигурации		Оценка ошибок МА
СК1	СК2				СК1	СК2	
$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	—	Нет	$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	—	МА ₂₀
$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	~МА ₁₀		—	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	
$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$			~МА ₂₀	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	—
$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	МА ₁₁	—		$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	
$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	МА ₂₁	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	Конфликт		

Общее число значений МП — 16,
1 акт: СК1 — 5, СК2 — 5, нет предпочтения — 3, конфликт — 3,
2 акт: СК1 — 2, СК2 — 2, конфликт — 1

е) при возникновении конфликтной (противоречивой) ситуации арбитраж повторяется с предварительным обменом местами входов МА.

Подробный анализ возможных событий арбитража полного бинарного варианта показывает, что в нем по сравнению с упрощенным вариантом допускаются дополнительные случаи отдания предпочтения, связанные с независимым сопоставлением ИГ и ПФЭ.

Итоговый результат анализа значений МП при полном варианте ПАК представлен в табл. 3. Процедуры проверки результатов конфликтных ситуаций аналогичны соответствующим процедурам упрощенного варианта.

Триплексный вариант ПАК

Возможен альтернативный способ определения предпочтений в арбитраже, основанный на формировании каждым МА результатов арбитража в виде триплексной переменной по следующим правилам:

"0" — ни одна конфигурация не может быть использована, поскольку у обеих ИГ = 0;

"1" — конфигурация 1 является предпочтительной, конфигурация 2 либо имеет ИГ = 0, либо проигрышна по ПФЭ;

"2" — конфигурация 2 является предпочтительной, конфигурация 1 либо имеет ИГ = 0, либо проигрышна по ПФЭ.

После каждого акта сопоставления конфигураций формируется результат в виде матрицы предпочтений

$$Q^j = [q_1^j \quad q_2^j], \quad (5)$$

где q_i^j — индекс предпочтения i -й конфигурации, формируемый j -м МА.

Анализ ситуаций триплексного варианта проводился на основе соответствия полному бинарному варианту, результаты представлены в табл. 4.

После первого акта сопоставления конфигураций получаем одну из оценок: [0 0], [1 0], [2 0], [0 1], [0 2], [1 1], [1 2], [2 1] или [2 2]. Из них все значения с совпадающими индексами готовности: [0 0], [1 1], [2 2] однозначно определяют предпочтение одной конфигурации или отсутствие такового, поскольку по условию один из МА может быть отказавшим, но второй все равно указывает правильное значение.

Случаи различия индексов предпочтения в комбинациях [1 0], [2 0], [0 1], [0 2], [1 2] и [2 1] требуют повторного анализа путем перемены входов МА, исход которого определяется во 2-м акте арбитража.

Сравнение вариантов ПАК

Результаты сравнительного анализа предлагаемых подходов к ПАК, в том числе численный

Таблица 4
Table 4

Анализ значений МП при триплексном варианте ПАК
Analysis of MP values in the triplex version of the PAC

1-й акт арбитража			Кон-фликты 1-го акта	2-й акт арбитража			
Предпочтительные конфигурации				Предпочтительные конфигурации			Оценка ошибок МА
СК1	СК2	Нет предпочтений		СК1	СК2	нет	
[1 1]	[2 2]	[0 0]	[0 1]	—	—	[1 0]	~ MA1 ₀ , MA2 ₁
				[1 1]	—	—	MA2 ₁
				—	—	[1 2]	MA2 ₁
			[0 2]	—	—	[2 0]	~ MA1 ₀ , MA2 ₂
				—	—	[2 1]	MA2 ₂
				—	[2 2]	—	MA2 ₂
			[1 0]	—	—	[0 1]	~ MA1 ₁ , MA2 ₀
				—	—	[0 0]	MA2 ₀
				—	—	[0 2]	MA2 ₀
			[1 2]	—	—	[2 1]	~ MA1 ₁ , MA2 ₂
				—	—	[2 0]	MA2 ₂
				—	[2 2]	—	MA2 ₂
			[2 0]	—	—	[0 2]	~ MA1 ₂ , MA2 ₀
				—	—	[0 0]	MA2 ₀
				—	—	[0 1]	MA2 ₀
			[2 1]	—	—	[0 2]	MA1 ₂
				—	—	[1 2]	~ MA1 ₂ , MA2 ₁
				[1 1]	—	—	MA2 ₁

Общее число значений МП — 9,
1 акт: СК1 — 1, СК2 — 1, нет предпочтений — 1, конфликт — 6,
2 акт: СК1 — 2, СК2 — 2, нет предпочтений — 14,
Символом "~" отмечены возможные (неоднозначные) варианты.

анализ, представленный в табл. 5, позволяют сделать следующие выводы:

а) упрощенный вариант, основанный на ряде допущений, характеризуется относительной простотой реализации, но предполагает отдельную процедуру контроля готовности конфигураций;

б) включение анализа ИГ в процедуру полного варианта ПАК усложняет логику арбитража, но обеспечивает его цельность;

в) среди всех возможных исходов арбитража у полного бинарного варианта 3/4 конструктивных исходов (указывают предпочтение), у упрощенного бинарного варианта чуть больше 1/2 конструктивных исходов, а у триплексного варианта заметно меньше половины, что является его основным недостатком;

г) достоинствами триплексного варианта являются сокращение числа значений матрицы предпочтений, простота записи и глубина оценки ошибок МА.

Окончательный выбор варианта ПАК принимается разработчиком.

Таблица 5
Table 5

Сравнение результативности вариантов ПАК
Comparison of the effectiveness of the PAC options

Результаты ПАК		Вариант ПАК		
		Бинарный		Три-плексный
		Упрощенный	Полный	
Общее число значений МП		18	18	14
1 акт	Предпочтителен СК1	3	5	1
	Предпочтителен СК2	3	5	1
	Бракуются обе конфигурации	8	3	1
	Конфликты 1 акта	2*	3*	6*
2 акт	Предпочтителен СК1	2	2	2
	Предпочтителен СК2	2	2	2
	Бракуются обе конфигурации	—	1	7
Итог**	Успешное предпочтение	10 (55,6 %)	14 (77,8 %)	6 (42,9 %)
	Бракуются обе конфигурации	8 (44,4 %)	4 (22,2 %)	8 (57,1 %)

* — учитываются во втором акте,
** — проценты составляют вес определенных исходов на фоне всех возможных значений МП, каждое из которых полагается равновесным.

Алгоритм арбитража конфигураций

На рис. 3 представлена обобщенная схема алгоритма арбитража конфигураций, выполняемая независимо от варианта ПАК.

Множество всех СК после обновления их ИГ и ПФЭ по оговоренному дискриминационному правилу разбивается на пары. МА в каждом СК применительно к бинарным вариантам ПАК формирует свою пару¹ полуматриц предпочтения

¹ В триплексном варианте вместо пары элементов фигурирует триплексное значение.

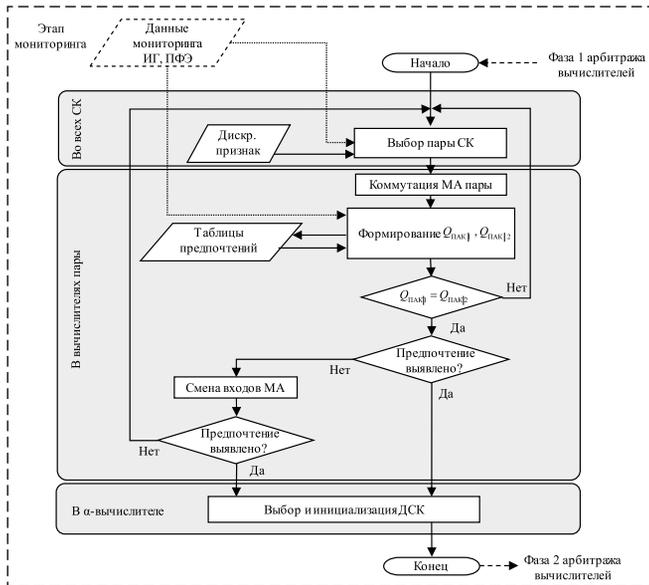


Рис. 3. Алгоритм арбитража конфигураций (одна итерация)
Fig. 3. Arbitration of configuration algorithm (one iteration)

$$Q_{\text{ПАК}|1} = \begin{bmatrix} q_1^1 & - \\ q_2^1 & - \end{bmatrix} \text{ или } Q_{\text{ПАК}|2} = \begin{bmatrix} - & q_1^2 \\ - & q_2^2 \end{bmatrix}.$$

Используя обмен данными через ИПП (см. рис. 2), каждый СК формирует идентичную МП пары

$$Q_{\text{ПАК}} = [Q_{\text{ПАК}|1} \quad Q_{\text{ПАК}|2}].$$

На основании правил предпочтений, сведенных в таблицы (с учетом выбранного варианта ПАК), определяется предпочтительный СК каждой пары, который участвует в ПАК более высокого уровня иерархии. Абсолютный победитель объявляется ДСК, и именно он определяет правила функционирования системы УИ вплоть до очередного результата арбитража конфигураций.

Методический пример

Демонстрация работы предложенных алгоритмов осуществляется на модели, включающей пять условных конфигураций КБО, каждая из которых содержит условный состав ОА (ИД, конфигурационные данные, ИГ, ПФЭ) и МА, реализующий ПАК в двух вариантах (полный бинарный и триплексный). В модели предусмотрена возможность изменения ИГ и ввод отказов МА типа залипания "0" или "1" в процессе работы КБО. В случае отказа в предпочтении любой СК может претендовать на предпочтение в последующих циклах арбитража.

Рис. 4 иллюстрирует следующие смоделированные типовые ситуации:

1) штатная работа комплекса — при наличии готовности всех конфигураций в арбитраж вступают СК1 и СК2, в результате победу одерживает СК1 (с меньшим порядковым номером);

2) отказ компонентов конфигурации № 1 — имитируемый переводом ИГ из состояния "1" в состояние "0", алгоритм выбирает победителем СК2 с ИГ = 1, конфигурация № 1 может претендовать на предпочтение в последующих циклах;

3) выбор наиболее эффективной конфигурации из пары — обе конфигурации, соотносённые с СК2 и СК3, имеют ИГ = 1, предпочтение отдается конфигурации СК3 (с большим интегральным ПФЭ);

4) отказ модуля арбитража — оценка МА "залипает" на значении "0", матрица предпочтений характеризуется как конфликтная, 2-й акт арбитража со взаимной заменой входов МА отдает предпочтение СК3;

5) восстановленная работоспособность конфигурации — имитируется восстановление готовности конфигурации № 1, СК1 выигрывает арбитраж в конкурсе с СК2 по аналогии с ситуацией 1.

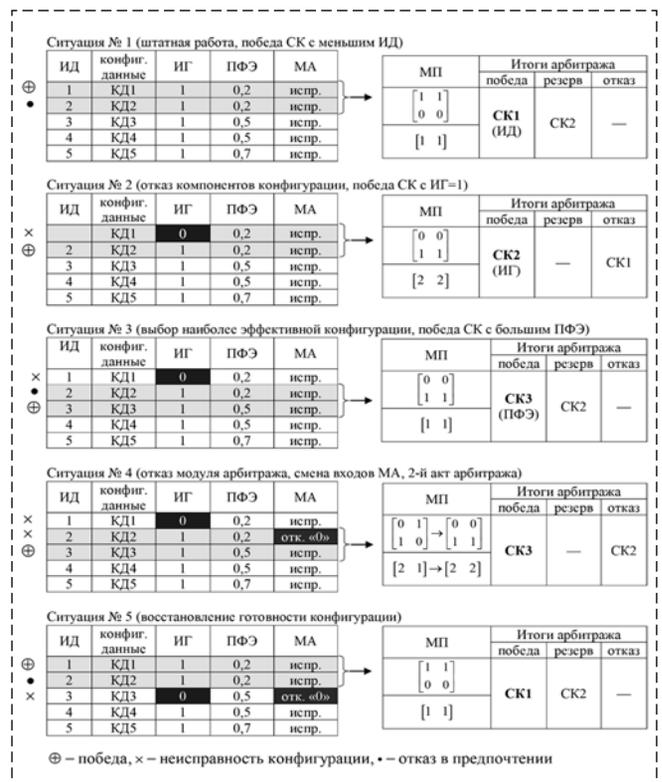


Рис. 4. Примеры исходов арбитража конфигураций
Fig. 4. Examples of arbitration of configuration outcomes

Пример демонстрирует работоспособность предложенных алгоритмов и соответствие их работы интуитивно ожидаемым результатам.

Заключение

В первой части статьи сформулирован универсальный подход к управлению избыточностью КБО в части выбора предпочтительной его конфигурации в сложившихся условиях на основе арбитража СК. Арбитраж реализуется путем объединения супервизоров в пары и выполнения ПАК, заключающегося в формировании и взаимной перекрестной оценке матриц предпочтений СК. Возможны упрощенный (перекрестной проверке подвергаются только ПФЭ) и полный (перекрестной проверке подвергаются ПФЭ и ИГ) варианты с бинарными индексами предпочтения, а также вариант с триплексными индексами предпочтения.

Предложенный подход должен составить основу системы управления избыточностью разнородных ресурсов перспективных КБО, а алгоритмы ПАК повысят ее устойчивость к возникновению конфликтных ситуаций арбитража СК, а также случайных ошибок модулей арбитража.

Список литературы

1. Алешин Б. С., Бабкин В. И., Гохберг Л. М. и др. Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу: Справочное пособие. М.: Изд. ФГУП ЦАГИ, 2014.
2. Федосов Е. А., Косьянчук В. В., Сельвесюк Н. И. Интегрированная модульная авионика // Радиоэлектронные технологии. 2015. № 1. С. 66–71.
3. Парамонов П. В., Жаринов И. О. Интегрированные бортовые вычислительные системы: обзор современного состояния и анализ перспектив развития в авиационном приборостроении // Науч.-техн. вестн. инф. технологий, механики и оптики. 2013. № 2 (84). С. 1–16.
4. Джанджгава Г. И. Перспективные унифицированные комплексы бортового оборудования // Радиоэлектронные технологии. 2022. № 1. С. 31–36.
5. Digital Avionics Handbook. 3-d ed. / Ed. by C. R. Spitzer, U. Ferrell, T. Ferrell. London, N. Y.: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2015.

6. Butz H. The airbus approach to open integrated modular avionics (IMA): technology, methods, processes, and future road map // Workshop on Aircraft System Technologies. AST 2007. March 29-30. Hamburg, Germany.
7. Gatti M., Matet T. IMA2G Issues and challenges // MAKS Avionics Conference, August 27th, 2015 Moscow, Russia. URL: <http://www.modern-avionics.ru/Files/02-Thales-Gatti-27.08.2015.pdf> (дата обращения 13.09.2021).
8. Авакян А. А. Унифицированная интерфейсно-вычислительная платформа для систем интегральной модульной авионики // Тр. МАИ: Электронный журнал. № 65. 2013. С. 1–15. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35845> (дата обращения 13.09.2021).
9. Bukov V., Kutahov V., Bekkiev A. Avionics of Zero Maintenance Equipment // Proc. of 27th Congr. of the Int. Council of the Aeronautical Sciences, 19–24 Sept. 2010, Nice, France. ICAS. 2010. N. 2. Paper 7–1–1.
10. Буков В. Н., Бронников А. М., Агеев А. М., Гамаюнов И. Ф., Озеров Е. В., Шурман В. Н. Концепция управляемой избыточности комплексов бортового оборудования // Науч. чтения по авиации, посвящ. пам. Н. Е. Жуковского: Матер. XVI Всерос. науч.-практ. конф. (11–12 апр. 2019, Москва). М.: ИД Акад. Жуковского, 2019. С. 17–33.
11. Anderson T., Lee P. A. Fault Tolerance, Principles and Practices. London: Prentice Hall, 1981.
12. Ezhilarasu C. M., Zakwan Skaf Z., Jennions I. K. The Application of Reasoning to Aerospace Integrated Vehicle Health Management (IVHM): Challenges and Opportunities // Progress in Aerospace Sciences. 2019. N. 105. P. 60–73.
13. Watkins C. B. Integrated Modular Avionics: Managing the Allocation of Shared Intersystem Resources // IEEE/AIAA 25th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Portland, Oregon, USA, 2006. P. 1–12.
14. Amato F., Cosentino C., Mattei M., Paviglianiti G. A Direct/functional Redundancy Scheme for Fault Detection and Isolation on an Aircraft // Aerospace Science and Technology. 2006. Vol. 10, N 4. P. 338–345.
15. Hainaut D. SCALable & Reconfigurable Electronics platforms and Tools — Towards the next generation of Integrated Modular Avionics. An Introduction to SCARLETT // Aerodays 2011 (30 Mar — 01 Apr 2011). Madrid, Spain, 2011. P. 135.
16. Каляев И. А., Мельник Э. В. Реконфигурируемые информационно-управляющие системы // Матер. пленар. засед. 5-й Росс. мультikonf. по пробл. управления. С-Пб.: Изд. ЦНИИ "Электроприбор", 2012. С. 36–37.
17. Дегтярев А. Р., Медведев Г. В. Алгоритм распределения задач в многопроцессорных комплексах интегрированной модульной авионики // Автоматизация процессов управления. 2014. № 1 (35). С. 79–84.
18. Агеев А. М., Бронников А. М., Буков В. Н., Гамаюнов И. Ф. Супервизорный метод управления избыточностью технических систем // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2017. № 3. С. 59–69.
19. Агеев А. М. Средства хранения и мониторинга конфигураций в задаче управления избыточностью комплекса бортового оборудования // Мехатроника, автоматизация, управление. 2022. Т 31, № 1. С. 45–55.

Algorithms for Managing the Redundancy of Onboard Equipment Complexes of Mobile Objects. Part 1. Paired Arbitration of Configurations

A. M. Ageev, ageev_bbc@mail.ru,

MESC AF "Air Force Academy", Voronezh, 394064, Russian Federation,

V. N. Bukov, v_bukov@mail.ru,

Research institute of aviation equipment, Zhukovsky, 140180, Russian Federation,

V. A. Shurman, vshurman@rpkb.ru,

Ramenskoye Instrument-Making Design Bureau, Ramenskoye, 140103, Russian Federation

Abstract

The article solves the task of an operational choice of the most suitable conditions for the functioning of the configuration of the components of a redundant onboard equipment in the interests at the same time as ensuring the high fault tolerance of the complex and the achievement of its other performance and technical characteristics. The basis of the redundancy management system is the program subjects in terms of the number of well-developed competitive configurations of heterogeneous and non-communicable equipment complex, called configuration supervisors. The choice of preferred configuration is proposed by performing a multi-level arbitration, which includes the comprising two phases of the pair arbitrator of the computers of the complex and the paired arbitration of configuration supervisors. To ensure the reliability of the competition in the conditions of possible collisions related to the unreliability of information parcels in a pair or with failures of arbitration modules, procedures have been introduced consisting in mutual cross-checking of information parcels between the supervisors of the pair. In case of conflicts when choosing a preference, mutual replacement of the inputs of the arbitration modules and re-evaluation of preferences is provided. The means of both types of arbitration are invited to include in each configuration supervisor, which ensures its self-sufficiency with participation in a competitive selection. The first part of the article is devoted to the paired arbitration of configuration supervisors that implements mutually cross-analysis of readiness indices and indicators of the functional efficiency of configurations combined into a pair. The brute force organized by any way allows you to identify the preferred configuration for subsequent implementation. Two options for paired arbitration of configurations of various complexity and efficiency with binary estimates of preferences (simplified and complete), as well as an arbitration option with triplex preference estimates are also proposed and analyzed. The results of the comparison of the arbitration options are presented, which is selected by the developer based on considerations of guaranteed presence or restrictions of the system design. A methodological example is given illustrating the possibilities of paired arbitration of configurations and its features of a practical nature.

Keywords: configuration supervisor, paired arbitration of configurations, information package, preference matrix, readiness index, functional efficiency indicator

For citation:

Ageev A. M., Bukov V. N., Shurman V. A. Algorithms for Managing the Redundancy of Onboard Equipment Complexes of Mobile Objects. Part 1. Paired Arbitration of Configurations, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 5, pp. 263–273 (in Russian).

DOI: 10.17587/mau.23.263-273

References

1. Aleshin B. S., Babkin V. I., Gohberg L. M. Foresight of Aviation Science and Technology Development until 2030 and Beyond: A Reference Guide, Moscow, Izd. FGUP CAGI, 2014 (in Russian).
2. Fedosov E. A., Kos'yanchuk V. V., Sel'vesyuk N. I. Integrirovannaya modul'naya avionika, *Radioelektronnye Tekhnologii*, 2015, no. 1, pp. 66–71 (in Russian).
3. Paramonov P. V., Zharinov I. O. *Nauchno-tehnicheskij vestnik informacionnyh tekhnologij, mekhaniki i optiki*, 2013, no. 2 (84), pp. 1–17 (in Russian).
4. Dzhandzhgava G. I. Perspektivnye unifitsirovannye komplekсы bortovogo oborudovaniya, *Radioelektronnye tekhnologii*, 2022, no. 1, pp. 31–36 (in Russian).
5. Spitzer C. R., Ferrell U., Ferrell T. ed. Digital Avionics Handbook, London, N. Y., CRC Press, Taylor & Francis Group, 2015.
6. Gaska T., Watkins C., Chen Y. Integrated Modular Avionics — Past, present, and future, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2015, 30(9), pp.12–23.
7. Gatti M., Matet T. IMA2G Issues and challenges, *MAKS Avionics Conference*, August 27th, 2015 Moscow, Russia, available at: <http://www.modern-avionics.ru/Files/02-Thales-Gatti-27.08.2015.pdf> (accessed 13.09.2021).
8. Avakyan A. A. *Tr. MAI: Ehlektronnyi zhurnal*, 2013, no. 65, pp. 1–15, available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35845> (accessed 13.09.2021) (in Russian).
9. Bukov V., Kutahov V., Bekkiev A. Avionics of Zero Maintenance Equipment, *Proc. of 27th Congr. of the Int. Council of the Aeronautical Sciences*, 19–24 Sept. 2010, Nice, France, ICAS, 2010, no. 2, pp. 7–1–1.
10. Bukov V. N., Bronnikov A. M., Ageev A. M., Gamayunov I. F., Ozerov E. V., Shurman V. N. *Nauch. chteniya po aviatsii, posvyashch. pam. N. E. Zhukovskogo: Mater. XVI Vseros. nauch.-prakt. konf.* (11–12 apr. 2019, Moscow), Ed. by S. P. Khalyutin, Moscow, ID Akad. Zhukovskogo, 2019, pp. 17–33 (in Russian).
11. Anderson T., Lee P. A. Fault Tolerance, Principles and Practices, London, Prentice Hall, 1981.
12. Ezhilarasu C. M., Zakwan Skaf Z., Jennions I. K. The Application of Reasoning to Aerospace Integrated Vehicle Health Management (IVHM): Challenges and Opportunities, *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, no. 105, pp. 60–73.
13. Watkins C. B. Integrated Modular Avionics: Managing the Allocation of Shared Intersystem Resources, *IEEE/AIAA 25th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, Portland, Oregon, USA, 2006, pp. 1–12.
14. Amato F., Cosentino C., Mattei M., Paviglianiti G. A Direct/functional Redundancy Scheme for Fault Detection and Isolation on an Aircraft, *Aerospace Science and Technology*, 2006, vol. 10, no. 4, pp. 338–345.
15. Hainaut D. SCALable & Reconfigurable Electronics platforms and Tools — Towards the next generation of Integrated Modular Avionics. An Introduction to SCARLETT, *Aerodays 2011* (30 Mar — 01 Apr 2011), Madrid, Spain, 2011, pp. 135.
16. Kalyaev I. A., Mel'nik Eh. V. *Mater. plenar. zased. 5-i Ross. mul'tikonf. po probl. Upravleniya*, S-Pb., Izd. TSNII "EhlettropriboR", 2012, pp. 36–37 (in Russian).
17. Degtyarev A.N.R., Medvedev G. V. *Avtomatizatsiya protsessov upravleniya*, 2014, no. 1 (35), pp. 79–84 (in Russian).
18. Ageev A. M., Gamayunov I. F., Bronnikov A. M., Bukov V. N. Supervisory control method for redundant technical systems, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2017, vol. 56, no. 3, pp. 410–419.
19. Ageev A. M. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2022, no. 1, vol. 31, pp. 45–55 (in Russian).

О. Н. Корсун^{1,3}, д-р техн. наук, проф., нач. лаб., marmotto@rambler.ru,

А. И. Данеко³, д-р техн. наук, доц., зам. зав. каф., kaf701mai@mail.ru,

П. А. Мотлич², канд. техн. наук, нач. лаб., mp.gnmc@mail.ru,

М. Х. Ом³, канд. техн. наук, докторант, moughtangom50@gmail.com,

¹ Государственный НИИ авиационных систем, г. Москва,

² Главный научный метрологический центр Минобороны России, г. Мытищи,

³ Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)

Оценка углов атаки и скольжения беспилотного летательного аппарата при отсутствии датчиков аэродинамических углов*

Предложен метод оценки аэродинамических углов при отсутствии соответствующих датчиков, использующий измерения трех проекций скорости полета, осуществляемые навигационной системой, и значения углов ориентации. Актуальность решаемой задачи определяется тем, что на беспилотных летательных аппаратах (БЛА) датчики аэродинамических углов, т. е. углов атаки и скольжения, часто не устанавливаются в силу ограничений по габаритным размерам и массе. Предлагаемый метод основан на совместном использовании математических моделей движения летательного аппарата, известных из динамики полета, и теории параметрической идентификации динамических систем. Ключевым фактором, обеспечивающим точность предлагаемого метода, является использование весьма точных измерений трех проекций скорости БЛА, выполняемых спутниковой навигационной системой или инерциальной навигационной системой со спутниковой коррекцией. Для учета влияния ветра предусмотрена параметрическая идентификация трех проекций скорости ветра. Другая особенность метода состоит в том, что вместо отсутствующих датчиков аэродинамических углов предлагается использовать информацию об аэродинамических коэффициентах подъемной и боковой сил БЛА. Если эти коэффициенты известны с погрешностями, их значения также уточняются методами идентификации. Размерность задачи идентификации получается невысокой в диапазоне малых и средних углов атаки, когда аэродинамические зависимости линейны.

Представлены результаты проверки предложенного метода по данным моделирования на пилотажном стенде современного учебно-тренировочного самолета для девяти различных режимов полета в условиях моделирования случайных погрешностей бортовых измерений, соответствующих летному эксперименту.

Ключевые слова: летные испытания, обработка бортовых измерений, погрешности измерений, идентификация

Введение

Углы атаки и скольжения, или аэродинамические углы, являются важнейшими параметрами, характеризующими движение летательного аппарата. Аэродинамические углы во многом определяют характеристики устойчивости, управляемости и маневренности, допустимый диапазон режимов полета. Между тем на беспилотных летательных аппаратах (БЛА) датчики углов атаки и скольжения часто не устанавливаются в силу ограничений по габаритным размерам и массе. Поэтому актуальной является задача нахождения оценок этих углов по измерительной информации от других бортовых систем.

Предлагаемый метод основан на общем подходе к обработке полетных данных, при котором соотношения между различными параметрами движения летательного аппарата, известные из динамики полета [1–3] и теории инерциальных навигационных систем [4], применяются совместно с методами параметрической идентификации динамических систем [5–9]. В качестве опорных значений используются измерения трех проекций скорости БЛА, вы-

полняемые спутниковой навигационной системой или инерциальной системой со спутниковой коррекцией. Достаточно высокая точность этих измерений [4] (обычно не хуже $\pm 0,2$ м/с для доверительной вероятности 0,95) является основным фактором, обеспечивающим точность предлагаемого метода. Известно, что алгоритмы такого типа успешно применялись для повышения точности определения углов ориентации [10, 11], получения оценок систематических погрешностей измерения углов атаки, скольжения, воздушной скорости [12], других каналов бортовых измерений [13], а также для нахождения оценок трех проекций скорости ветра [14, 15] и параметров атмосферной турбулентности [16]. Информация об углах атаки БЛА необходима при анализе данных летных испытаний [17], в том числе, при оценке достоверности результатов моделирования [18, 19], а также при синтезе законов управления БЛА [20, 21] и формировании структуры системы управления БЛА [22, 23].

Рассмотрим конкретную решаемую задачу. Допустим, что навигационная система, спутниковая или инерциальная, обеспечивает измерение трех проекций скорости БЛА, а также углов ориентации (углов крена, тангажа, рыскания). В этом случае на основе соотноше-

*Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ), проект 20-08-00449.

ний между земной, связанной и скоростной системами координат, известных из динамики полета [1], можно получить искомые оценки двух аэродинамических углов [1, 2]. Этот очевидный результат, однако, имеет силу только для спокойной атмосферы, т. е. при отсутствии ветра. В общем случае влияние ветра может создавать существенные погрешности [12, 15].

В предлагаемом методе для учета влияния ветра предлагается применить параметрическую идентификацию трех проекций скорости ветра, а вместо отсутствующих датчиков углов атаки и скольжения использовать информацию об аэродинамических коэффициентах подъемной и боковой сил. Важно отметить, что при этом точные значения аэродинамических коэффициентов не являются обязательными, поскольку соответствующая неопределенность также преодолевается на основе параметрической идентификации.

$$\begin{bmatrix} V_{x_a} \\ V_{y_a} \\ V_{z_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \gamma & \sin \gamma & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{xg_a} \\ V_{yg_a} \\ V_{zg_a} \end{bmatrix}; \quad (3)$$

Постановка задачи

Пусть, как сказано выше, имеются измерения трех проекций скорости БЛА и углов ориентации, или углов Эйлера. Пусть также измеряются барометрическая высота полета (она необходима для определения плотности воздуха при расчете скорости напора) и воздушная скорость.

Предположим, что для коэффициентов подъемной и боковой сил имеет место линейная модель:

$$Y_a = qS(C_{y0} + C_y^\alpha \alpha); Z_a = qS(C_z^\beta \beta), \quad (1)$$

где Y_a , Z_a — подъемная и боковая силы; α , β — углы атаки и скольжения; C_{y0} , C_y^α , C_z^β — аэродинамические коэффициенты; $q = \frac{\rho_H V_{ист}^2}{2}$ — скоростной напор; ρ_H — плотность воздуха на высоте полета H , определяемая по стандартной атмосфере; $V_{ист}$ — истинная воздушная скорость, измеряемая на борту барометрическим методом; S — эквивалентная площадь крыла.

Отметим, что при работе с полетными данными при вычислении скоростного напора вместо стандартной атмосферы следует использовать формулы, учитывающие отличия реальной атмосферы от стандартной на анализируемом участке полета [24].

Предложим алгоритм, позволяющий найти углы атаки и скольжения.

Алгоритм решения

Определим модель объекта. Уравнения проекции воздушной скорости в земной нормальной системе координат имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} V_{xg_a}(t_i) &= V_{xg_N}(t_i) - V_{xg_W}; \\ V_{yg_a}(t_i) &= V_{yg_N}(t_i) - V_{yg_W}; \\ V_{zg_a}(t_i) &= V_{zg_N}(t_i) - V_{zg_W}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $V_{xg_N}(t_i)$, $V_{yg_N}(t_i)$, $V_{zg_N}(t_i)$ — измерения трех составляющих скорости ЛА в земной системе координат, выполняемые СНС; V_{xg_W} , V_{yg_W} , V_{zg_W} — неизвестные проекции скорости ветра, подлежащие определению при выполнении идентификации.

Проекция воздушной скорости в связанной системе координат получим, умножая проекции (2) на матрицу перехода от земной нормальной к связанной системе координат согласно работе [2]:

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{x_a}^2(t_i) + V_{y_a}^2(t_i) + V_{z_a}^2(t_i)}. \quad (4)$$

Запишем уравнения для углов атаки и скольжения:

$$\begin{aligned} \alpha_N(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)}\right); \\ \beta_N(t_i) &= \arcsin\left(\frac{V_{z_a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right), \end{aligned} \quad (5)$$

где $\alpha_N(t_i)$, $\beta_N(t_i)$ — оценки углов атаки и скольжения по данным навигационной системы.

Следует отметить, что формулы (4)–(5) позволяют найти оценки углов атаки и скольжения только при отсутствии ветра, т. е. при условии

$$V_{xg_W} = V_{yg_W} = V_{zg_W} = 0.$$

Для идентификации трех проекций скорости ветра, которые на борту не измеряются, используем данные об аэродинамических коэффициентах подъемной и боковой сил. Поскольку аэродинамические силы обычно рассматривают в скоростной системе координат, рассмотрим сначала проекции перегрузок в скоростной системе, используя матрицу перехода от связанной системы координат к скоростной:

$$\begin{aligned} n_{x_a} &= n_x \cos \alpha \cos \beta - n_y \sin \alpha \cos \beta + n_z \sin \beta; \\ n_{y_a} &= n_x \sin \alpha + n_y \cos \alpha; \\ n_{z_a} &= n_x \cos \alpha \sin \beta + n_y \sin \alpha \sin \beta + n_z \cos \beta, \end{aligned} \quad (6)$$

где n_x, n_y, n_z — перегрузки в связанной в системе координат, измеряемые бортовыми датчиками перегрузок.

Нормальная и боковая перегрузки выражаются через аэродинамические силы и тягу двигателя следующим образом:

$$\begin{aligned} mgn_{y_a} &= qSC_y(\alpha) + P \cos \phi_{дв} \sin \alpha; \\ mgn_{z_a} &= qSC_z(\beta) - P \cos \phi_{дв} \cos \alpha \sin \beta, \end{aligned} \quad (7)$$

где P — сила тяги двигателя, относительно которой принимаем допущение, что она направлена вдоль оси двигателя; $\phi_{дв}$ — угол установки двигателя, т. е. угол между осью двигателя и осью O_x связанной системы координат.

Подставим в систему (7) линейные выражения для коэффициентов:

$$\begin{aligned} mgn_{y_a} &= qS(C_{y0} + C_y^\alpha \alpha) + P \cos \phi_{дв} \sin \alpha; \\ mgn_{z_a} &= qS(C_z^\beta \beta) - P \cos \phi_{дв} \cos \alpha \sin \beta. \end{aligned}$$

Линейная аппроксимация аэродинамических сил имеет силу при малых углах атаки и скольжения, поэтому примем

$$\cos \alpha \approx 1, \quad \sin \beta \approx \beta.$$

Тогда

$$\begin{aligned} mgn_{y_a} &= qSC_{y0} + \alpha(qSC_y^\alpha + P \cos \phi_{дв}); \\ mgn_{z_a} &= \beta(qSC_z^\beta - P \cos \phi_{дв}). \end{aligned} \quad (8)$$

Из соотношений (8) найдем углы атаки и скольжения. Для краткости примем $\phi_{дв} = 0$, т. е. $\cos \phi_{дв} = 1$, а также введем индекс АДХ, указывающий на зависимость от аэродинамических характеристик:

$$\begin{aligned} \alpha_{АДХ} &= \frac{mgn_{y_a} - qSC_{y0}}{qSC_y^\alpha + P}; \\ \beta_{АДХ} &= \frac{mgn_{z_a}}{qSC_z^\beta - P}. \end{aligned} \quad (9)$$

Формула (9) дает оценки углов атаки и скольжения, полученные через аэродинамические коэффициенты подъемной и боковой сил, тягу двигателей, а также через перегрузки, измеряемые бортовыми датчиками в связанной системе координат (6). Итак, получены два вида оценок углов атаки и скольжения — на основе значений аэродинамических коэффициентов (9), зависящие от ветра, и на основе измерений навигационной системы (5), в которых движение воздуха не учитывается.

Приведем полученные результаты к виду, позволяющему применить параметрическую идентификацию. Для этого следует определить модель объекта, модель измерений и вектор оцениваемых параметров.

Рассмотрим несколько вариантов в зависимости от полноты и достоверности исходных данных.

Случай точных априорных данных. Допустим, что аэродинамические коэффициенты и сила тяги известны точно, а воздушная скорость измеряется барометрически без погрешностей. Тогда в качестве модели объекта примем выражения (1)—(5). Они основаны на измерениях трех проекций скорости $V_{xg_N}, V_{yg_N}, V_{zg_N}$ в земной системе, выполняемых СНС, включают три неизвестных параметра — проекции скорости ветра $V_{xg_W}, V_{yg_W}, V_{zg_W}$ — и позволяют найти оценку V_a (4) воздушной скорости и оценки (5) углов атаки и скольжения.

Модель наблюдений включает формулы (6)—(9), основана на бортовых измерениях перегрузок n_x, n_y, n_z в связанной системе и позволяет получить оценки (9) углов атаки и скольжения. Она включает также барометрические измерения воздушной скорости $V_{бар}$. Введем вектор наблюдений следующим образом:

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= \alpha_{АДХ}(t_i); \\ z_2(t_i) &= \beta_{АДХ}(t_i); \\ z_3(t_i) &= V_{бар}(t_i). \end{aligned}$$

Тогда модель измерений примет вид

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= \alpha_N(t_i) + \xi_1(t_i); \\ z_2(t_i) &= \beta_N(t_i) + \xi_2(t_i); \\ z_3(t_i) &= V_a(t_i) + \xi_3(t_i), \end{aligned} \quad (10)$$

где $\xi_1(t_i), \xi_2(t_i), \xi_3(t_i)$ — случайные погрешности измерений, которые обычно считаются нормальными, независимыми случайными величинами с нулевыми математическими ожиданиями и постоянными дисперсиями.

В системе (10) $\alpha_N(t_i), \beta_N(t_i)$ рассчитываются по формуле (5), а оценка скорости $V_a(t_i)$ — по формуле (4). Вектор неизвестных параметров, подлежащих идентификации, включает три проекции скорости ветра:

$$a^T = [V_{xg_W}, V_{yg_W}, V_{zg_W}].$$

Учет неопределенности априорных данных. Модель (10) является идеализированной, поскольку барометрические измерения воздушной скорости обычно имеют неисключенную систематическую постоянную погрешность C_V . Кроме того, аэродинамические коэффициенты и сила тяги двигателей также известны с погрешностями. Для учета этого фактора введем аддитивные и мультипликативные погрешности в каналах измерений углов атаки и скольжения.

Зададим модель измерений в более полном виде:

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= K_\alpha \alpha_N(t_i) + C_\alpha + \xi_1(t_i); \\ z_2(t_i) &= K_\beta \beta_N(t_i) + C_\beta + \xi_2(t_i); \\ z_3(t_i) &= V_a(t_i) + C_V + \xi_3(t_i), \end{aligned} \quad (11)$$

где K_α, K_β — коэффициенты мультипликативных погрешностей в каналах углов атаки и скольжения; C_α, C_β, C_V — аддитивные постоянные погрешности в каналах углов атаки, скольжения и воздушной скорости.

Сравнивая системы (11) и (9), получим соотношения между коэффициентами погрешностей и аэродинамическими коэффициентами. Если значения аэродинамических коэффициентов и силы тяги, используемые в (9), равны истинным значениям (погрешности отсутствуют), то коэффициенты мультипликативных погрешностей $K_\alpha = K_\beta = 1$, а аддитивная погрешность $C_\alpha = 0$. В противном случае отклонение коэффициента K_α от 1 характеризует относительную погрешность множителя $(qSC_y^\alpha + P)$, отклонение K_β от 1 — относительную погрешность множителя $(qSC_z^\beta - P)$, а погрешность слагаемого qSC_{y0} определяет значение аддитивного коэффициента ΔC_α .

При использовании модели измерений (11) вектор идентифицируемых параметров равен

$$a^T = [V_{xg_W}, V_{yg_W}, V_{zg_W}, K_\alpha, C_\alpha, K_\beta, C_\beta, C_V]. \quad (12)$$

При выполнении расчетов по формулам (6) необходимо задать какие-либо априорные значения для углов атаки и скольжения. Возможный вариант — это оценки (5), вычисленные при условии нулевой скорости ветра. После выполнения идентификации в качестве оценок углов атаки и скольжения также следует выбрать оценки (5), которые теперь будут учитывать и оценки трех проекций скорости ветра. При наличии подробного банка аэродинамических характеристик формулу (9) можно принять, например, в виде

$$\begin{aligned} \alpha_{\text{АДХ}} &= \frac{mgn_{y_a} - qSC_{y0} - qSC_y^{\delta_B} \delta_B}{qSC_y^\alpha + P}; \\ \beta_{\text{АДХ}} &= \frac{mgn_{z_a} + qSC_z^{\delta_H} \delta_H}{qSC_z^\beta - P}, \end{aligned}$$

где δ_B, δ_H — отклонения руля высоты и руля направления; $C_y^{\delta_B}$ — коэффициент подъемной силы руля высоты; $C_z^{\delta_H}$ — коэффициент боковой силы руля направления.

Минимизируемый функционал в задаче идентификации обычно формируется как взвешенная сумма квадратов рассогласований между измерениями и соответствующими сигналами, вычисленными в модели и зависящими от идентифицируемых параметров. В качестве оценок вектора идентифицируемых параметров принимаются значения, доставляющие функционалу минимум. Решение задачи минимизации вы-

полняется численно, например, с помощью модифицированного метода Ньютона [5, 11].

Исследование метода оценки углов атаки и скольжения по данным стендового моделирования

Для исследования характеристик предложенного алгоритма обрабатывались девять участков полета, выполненных на пилотажном стенде:

- 2_STAT-1, 2_STAT-2 — дачи РУС по тангажу;
- 2_STAT-3, 2_STAT-4, 2_STAT-5 — дачи РУС по крену;
- 2_STAT-6 — дачи РУС по тангажу и крену;
- 2_STAT-7 — маневр "бочка";
- 2_STAT-8 — маневр "змейка";
- 2_STAT-9 — "змейка" с набором и снижением.

Моделировался постоянный ветер с продольной, поперечной и вертикальной проекциями скорости 5, 7 и 2 м/с соответственно. Для повышения достоверности во все сигналы, используемые в алгоритме восстановления углов атаки и скольжения, добавлялись нормальные случайные независимые величины с нулевым математическим ожиданием и дисперсиями, примерно соответствующими уровню случайных погрешностей измерений в летном эксперименте. При тестировании алгоритма значения аэродинамических коэффициентов задавались с погрешностями 15...20 % и компенсировались за счет идентификации мультипликативных и аддитивных коэффициентов [11].

Результаты проверки метода восстановления углов атаки и скольжения на примере девяти участков полета представлены в табл. 1—3.

Преимущество моделируемых данных при оценке точности алгоритма состоит в том, что нам известны истинные значения углов атаки и скольжения, которые в алгоритме не используются. В таблицах в столбце "СКО невязки" даны СКО рассогласований между истинными, т. е. вычисленными при моделировании, и восстановленными значениями аэродинамических углов.

Из таблиц следует, что СКО рассогласований не превышают $0,269^\circ$ по углу атаки и $0,106^\circ$ по углу скольжения. Данная точность является высокой и соответствует точности существующих датчиков, т. е. метод обеспечивает точность, сопоставимую с прямыми измерениями. Из таблиц также следует, что отношение СКО невязки к СКО сигнала не превысило 7 % в канале угла атаки и 4 % в канале угла скольжения.

Полученные результаты также показывают, что точность предложенного алгоритма мало зависит от вида полетного маневра. На рис. 1 и 2 на примере участка 8 представлены истинные (полученные при моделировании на пилотажном стенде, обозначены на рисунках сплошной

Результаты проверки метода для участков 1–3
Test results of the method for flight intervals 1–3

Параметр	Участок								
	2_STAT-1			2_STAT-2			2_STAT-3		
	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %
Угол атаки	0,227	3,531	6,443	0,165	2,755	5,974	0,133	2,786	4,764
Угол скольжения	0,014	0,516	2,802	0,016	0,612	2,661	0,038	1,814	2,082

Таблица 2
Table 2

Результаты проверки метода для участков 4–6
Test results of the method for flight intervals 4–6

Параметр	Участок								
	2_STAT-4			2_STAT-5			2_STAT-6		
	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %
Угол атаки	0,226	4,197	5,387	0,253	3,784	6,690	0,269	5,059	5,307
Угол скольжения	0,056	1,657	3,377	0,081	2,442	3,304	0,081	2,425	3,335

Таблица 3
Table 3

Результаты проверки метода для участков 7–9
Test results of the method for flight intervals 7–9

Параметр	Участок								
	2_STAT-7			2_STAT-8			2_STAT-9		
	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %
Угол атаки	0,254	8,034	3,167	0,127	3,858	3,301	0,234	6,893	3,401
Угол скольжения	0,106	9,485	1,122	0,065	3,814	1,695	0,076	3,164	2,408

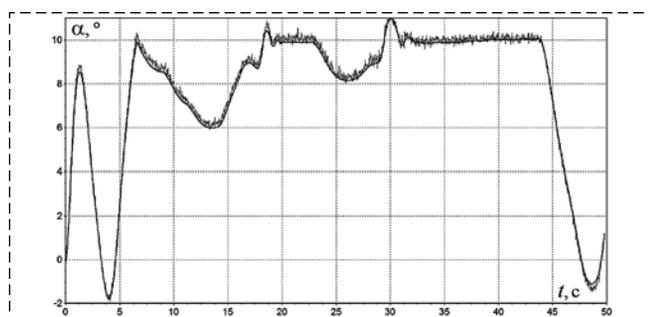


Рис. 1. Восстановленный и истинный угол атаки
Fig. 1. Restored and true angle of attack

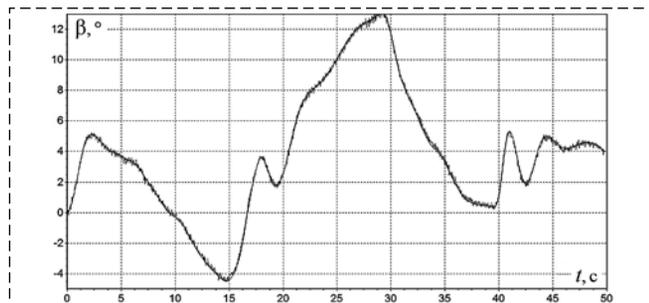


Рис. 2. Восстановленный и истинный угол скольжения
Fig. 2. Restored and true sideslip angle

черной линией) и восстановленные углы атаки и скольжения, содержащие малые шумовые составляющие (обозначены на рисунках серыми линиями). Как видим, степень соответствия весьма высокая. На остальных участках результаты восстановления аналогичны.

На рис. 1 и 2 хорошо видно, что восстановленные сигналы содержат шумовые составляющие, обусловленные тем, что в модели учтены случайные погрешности бортовых измерений.

Заключение

В статье предложен метод восстановления аэродинамических углов при отсутствии соответствующих датчиков, использующий измерения трех проекций скорости полета, определяемых навигационной системой, а также значения углов ориентации.

Представлены результаты проверки предложенного метода по данным стендового моделирования, показывающие что предложенный метод оценивания углов атаки и скольжения обеспечивает точности, сопоставимые с прямыми измерениями.

Список литературы

1. Ефремов А. В., Захарченко В. Ф., Овчаренко В. Н. и др. Динамика полета: Учеб. для студентов высших учебных заведений. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
2. Васильченко К. К., Леонов В. А., Пашковский И. М., Поплавский Б. К. Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1993. 745 с.
3. Альбокринова А. С., Грумондз В. Т. Динамика полета беспилотного планирующего летательного аппарата при малых скоростях и высотах // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24, № 2. С. 79–85.
4. Августов Л. И., Бабиченко А. В. и др. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. М.: Научтехлитиздат. 2015. 592 с.
5. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. 484 p.
6. Korsun O. N., Poplavsky B. K. Approaches for flight tests aircraft parameter identification // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. 2014—2020.
7. Jategaonkar R. V. Flight vehicle system identification: A time domain methodology. Reston: AIAA, 2006. 534 p.
8. Овчаренко В. Н. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: Идентификация по полетным данным. М.: ЛЕНАНД, 2019. 236 с.
9. Chowdhary G., Jategaonkar R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter // Aerospace Science and Technology. 2010. Vol. 14. P. 106—117.
10. Качанов Б. О., Кулабухов В. С., Туктарев Н. А. Алгоритм бесплатформенной системы ориентации самолета с коррекцией измерений инерциальных датчиков по данным спутниковой навигационной системы // Датчики и системы. 2020. № 11 (252). С. 3—11.
11. Булгаков В. В., Корсун О. Н., Кулабухов В. С., Стуловский А. В., Тимофеев Д. С. Алгоритмы повышения точности расчета углов ориентации летательного аппарата // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 1. С. 159—170.
12. Корсун О. Н., Николаев С. В., Пушков С. Г. Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 118—129.
13. Корсун О. Н., Мотлич П. А. Оценка погрешностей бортовых измерений на основе уравнений движения самолета // Вестник метролога. 2020. № 2. С. 7—10.
14. Kyaw Zin Latt, Moug Htang Om. Development of wind velocity estimation method using the airspeed // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 152—159.
15. Корсун О. Н., Ом М. Х., Латт Ч. З. Определение проекций скорости ветра на основе измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения // Мехатроника, автоматизация, управление. 2021. Т. 22, № 10. С. 553—560.
16. Кулифеев Ю. Б., Куликов В. Е. Формирование пространственной математической модели воздействий атмосферной турбулентности на полет летательного аппарата // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2017. № 18. С. 13—34.
17. Корсун О. Н., Мотлич П. А. Комплексный контроль бортовых измерений основных параметров полета летательного аппарата // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2013. № 1. С. 135—148.
18. Николаев С. В., Жиделев А. В. Оценка достоверности результатов моделирования процессов функционирования авиационных комплексов // Авиакосмическое приборостроение. 2019. № 5. С. 26—33.
19. Николаев С. В. Метод имитационного моделирования в летных испытаниях авиационных комплексов // Прикладная физика и математика. 2017. № 3. С. 57—68.
20. Kulabukhov V. S. A general principle of isomorphism: integration of regulator and observer in the control system // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019 Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics. 2020. 012013.
21. Кулифеев Ю. Б., Миронова М. М. Оптимизация траектории снижения тяжелого беспилотного летательного аппарата на этапе полной посадки // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17, № 1. С. 67—72.
22. Khachumov M., Khachumov V. Architecture and mathematical support of intelligent control system for small UAV // 2019 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing, ICIEAM 2019. 2019. 8742975.
23. Khachumov M., Khachumov V. Models for periodic task scheduling based on combining data processing cycles to support the onboard navigation and control system of a UAV // 2019 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2019 — Proceedings. 2019. 8729581.
24. Корсун О. Н., Гериллович И. В., Ом М. Х. Учет свойств атмосферы при сравнении математических моделей аэродинамических коэффициентов с данными летных испытаний // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия Приборостроение. 2021. № 4. С. 152—168.

Estimation of Angles of Attack and Sideslip of Unmanned Aerial Vehicle in the Absence of Aerodynamic Angle Sensors

O. N. Korsun^{1,3}, marmotto@rambler.ru, A. I. Daneko³, kaf701mai@mail.ru, P. A. Motlich², mp.gnmc@mail.ru, M. H. Om³, mounhtangom50@gmail.com,

¹State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125319, Russian Federation,

²Main Scientific Metrological Center, Mytishi, 141006, Russian Federation,

³Moscow Aviation Institute (NRU), Moscow, 125993, Russian Federation

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

Accepted on January 25, 2021

Abstract

A method for estimating aerodynamic angles in the absence of appropriate sensors is proposed, using measurements of three projections of flight speed carried out by the navigation system and the values of the orientation angles. The relevance of the problem being solved is determined by the fact that on unmanned aerial vehicles (UAVs) sensors of aerodynamic angles, that is, angles of attack and slip, are often not installed due to restrictions on dimensions and mass. The proposed method is based on the joint use of mathematical models of aircraft motion, known from flight dynamics, and the theory of parametric identification of dynamic systems. The key factor ensuring the accuracy of the proposed method is the use of very accurate measurements of three UAV velocity projections performed by a satellite navigation system or an inertial navigation system with satellite correction. To account for the influence of wind, parametric identification of three projections of wind speed is provided. Another feature of the method is that instead of the missing aerodynamic angle sensors, it is proposed to use information about the aerodynamic coefficients of the lifting and lateral forces of the UAV. If these coefficients are known with

errors, their values are also specified by identification methods. The dimension of the identification problem turns out to be low in the range of small and medium angles of attack when the aerodynamic dependencies are linear. The results of testing the proposed method based on simulation data on the flight test bench of a modern training aircraft for nine different flight modes under conditions of simulating random errors of onboard measurements corresponding to the flight experiment are presented.

Keywords: flight tests, processing of onboard measurements, measurement errors, identification

Acknowledgments: This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (RFBR), project 20-08-00449.

For citation:

Korsun O. N., Daneko A. I., Motlich P. A., Om M. H. Estimation of Angles of Attack and Sideslip of Unmanned Aerial Vehicle in the Absence of Aerodynamic Angle Sensors, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 5, pp. 274–280.

DOI: 10.17587/mau.23.274-280

References

1. **Efremov A. V., Zakharchenko V. F., Ovcharenko V. N.** et al. Flight dynamics: Textbook for students of higher educational institutions, Moscow, Mechanical Engineering, 2011, 776 p. (in Russian).
2. **Vasilchenko K. K., Leonov V. A., Pashkovsky I. M., Poplavsky B. K.** Flight tests of aircrafts, Moscow, Mashinostroyeniye, 1993 (in Russian).
3. **Albokrinova A. S., Grumonds V. T.** Flight dynamics of an unmanned plan-ning aircraft at low speeds and attitudes, *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo institute*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 79–85 (in Russian).
4. **Avgustov L. I., Babichenko A. V.** et al. Aircraft navigation in near Earth space, Moscow, Nauchtekhizdat, 2015, 592 p. (in Russian).
5. **Klein V., Morelli E.** Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston, AIAA, 2006, 484 p.
6. **Korsun O. N., Poplavsky B. K.** Approaches for flight tests aircraft parameter identification, *29th Congress of the International Council of the Aero-nautical Sciences, ICAS 2014*, 2014–0210.
7. **Jategaonkar R. V.** Flight vehicle system identification: A time domain methodology, Reston, AIAA, 2006, 534 p.
8. **Ovcharenko V. N.** Aircraft aerodynamic parameters: flight data identification, Moscow, LENAND, 2019, 236 p. (in Russian).
9. **Chowdhary G., Jategaonkar R.** Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter, *Aerospace Science and Technology*, 2010, vol. 14, pp. 106–117.
10. **Kachanov B. O., Kulabukhov V. S., Tuktareva N. A.** Algorithm of a free-form aircraft orientation system with correction of measurements of inertial sensors based on satellite navigation system data, *Datchiki i Sistemi*, 2020, no. 11 (252), pp. 3–11 (in Russian).
11. **Bulgakov V. V., Korsun O. N., Kulabukhov V. S., Stulovskii A. V., Timofeev D. S.** Algorithms of increasing the calculation accuracy for an aircraft's orientation angle, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, vol. 55, no. 1, pp. 150–161.
12. **Korsun O. N., Nikolaev S. V., Pushkov S. G.** Algorithm for estimating systematic measurement errors for air velocity, angles of attack, and sliding angle in flight testing, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, vol. 55, no. 3, pp. 446–457.
13. **Korsun O. N., Motlich P. A.** Estimation of on-board measurement errors based on the equations of motion of the aircraft, *Vestnik Metrologa*, 2020, no. 2, pp. 7–10 (in Russian).
14. **Kyaw Zin Latt, Moug Htang Om.** Development of wind velocity estimation method using the airspeed, *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 152–159.
15. **Korsun O. N., Om M. H., Latt K. Z.** Determination of wind velocity projections taking into account measurements of airspeed, angle of attack and sideslip, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 10, pp. 553–560 (in Russian).
16. **Kulifeev Yu. B., Kulikov V. E.** Formation of a spatial mathematical model of the effects of atmospheric turbulence on the flight of an aircraft, *Trudi MIEA. Navigatsia i upravlenie letatel'nimi apparatami*, 2017, no. 18, pp. 13–34 (in Russian).
17. **Korsun O. N., Motlich P. A.** Integrated control of onboard measurements of the main flight parameters of an aircraft, *Nauka i Obrazovanie: Nauchnoe izdanie Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. Baumana*, 2013, no. 1, pp. 135–148 (in Russian).
18. **Nikolaev S. V., Zhidelev A. V.** Estimation of the reliability of the results of modeling the processes of functioning of aviation complexes, *Aviakosmicheskoe Priborostroyeniye*, 2019, no. 5, pp. 26–33 (in Russian).
19. **Nikolaev S. V.** Method of simulation modeling in flight tests of aviation complexes, *Prikladnaya Fizika i Matematika*, 2017, no. 3, pp. 57–68 (in Russian).
20. **Kulabukhov V. S.** A general principle of isomorphism: integration of regulator and observer in the control system, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019 Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics, 2020*, 012013.
21. **Kulifeev Yu. B., Mironova M. M.** Optimization of the trajectory of descent of a heavy unmanned aerial vehicle at the stage of full landing, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 1, pp. 67–72 (in Russian).
22. **Khachumov M., Khachumov V.** Architecture and mathematical support of intelligent control system for small UAV, *2019 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing, ICIEAM 2019*, 2019, 8742975.
23. **Khachumov M., Khachumov V.** Models for periodic task scheduling based on combining data processing cycles to support the onboard navigation and control system of a UAV, *2019 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2019 — Proceedings*, 2019, 8729581.
24. **Korsun O. N., Gerilovich I. V., Om M. H.** Atmospheric properties estimation for comparing aircraft simulated motion and the flight test data, *Vestnik MGTU im. Baumana. Seriya Priborostroyeniya*, 2021, no. 4, pp. 152–168 (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская тишина, 23с2

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

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

Сдано в набор 24.02.2022. Подписано в печать 14.04.2022. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Заказ МН522. 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 "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru