

МЕХАТРОНИКА, АВТОМАТИЗАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ

Том 16

2015

№ 1

Издается с 2000 года

Редакционный совет:

BIDYADHAR S., PhD, prof.

JEN-HWA GUO, PhD, prof.

JERRY L., PhD, prof.

KATALINIC B., PhD, prof.

АЛИЕВ Т. А., акад. НАНА, проф.

АНШАКОВ Г. П., чл.-корр. РАН, проф.

БОЛОТНИК Н. Н., чл.-корр. РАН, проф.

ВАСИЛЬЕВ С. Н., акад. РАН, проф.

КАЛЯЕВ И. А., чл.-корр. РАН, проф.

КРАСНЕВСКИЙ Л. Г., чл.-корр. НАНБ, проф.

КУЗНЕЦОВ Н. А., акад. РАН, проф.

ЛЕОНОВ Г. А., чл.-корр. РАН, проф.

МАТВЕЕНКО А. М., акад. РАН, проф.

МИКРИН Е. А., акад. РАН, проф.

ПЕШЕХОНОВ В. Г., акад. РАН, проф.

РЕЗНИКОВ А. Ф., чл.-корр. РАН, проф.

СЕБЯКОВ Г. Г., чл.-корр. РАН, проф.

СИГОВ А. С., акад. РАН, проф.

СОЙФЕР В. А., чл.-корр. РАН, проф.

СОЛОВЬЕВ В. А., чл.-корр. РАН, проф.

СОЛОМЕНЦЕВ Ю. М., чл.-корр. РАН, проф.

ФЕДОРОВ И. Б., акад. РАН, проф.

ЧЕНЦОВ А. Г., чл.-корр. РАН, проф.

ЧЕРНОУСЬКО Ф. Л., акад. РАН, проф.

ЩЕРБАТЮК А. Ф., чл.-корр. РАН, проф.

ЮСУПОВ Р. М., чл.-корр. РАН, проф.

Главный редактор:

ФИЛИМОНОВ Н. Б., д. т. н., с. н. с.

Заместители гл. редактора:

ПОДУРАЕВ Ю. В., д. т. н., проф.

ПУТОВ В. В., д. т. н., проф.

ЮШЕНКО А. С., д. т. н., проф.

Ответственный секретарь:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.

Редакционная коллегия:

АЛЕКСАНДРОВ В. В., д. ф.-м. н., проф.

АНТОНОВ Б. И.

АРШАНСКИЙ М. М., д. т. н., проф.

БУКОВ В. Н., д. т. н., проф.

ВИТТИХ В. А., д. т. н., проф.

ГРАДЕЦКИЙ В. Г., д. т. н., проф.

ИВЧЕНКО В. Д., д. т. н., проф.

ИЛЬЯСОВ Б. Г., д. т. н., проф.

КОЛОСОВ О. С., д. т. н., проф.

КОРОСТЕЛЕВ В. Ф., д. т. н., проф.

ЛЕБЕДЕВ Г. Н., д. т. н., проф.

ЛОХИН В. М., д. т. н., проф.

ПАВЛОВСКИЙ В. Е., д. ф.-м. н., проф.

ПРОХОРОВ Н. Л., д. т. н., проф.

ПШИХОПОВ В. Х., д. т. н., проф.

РАПОПОРТ Э. Я., д. т. н., проф.

СЕРГЕЕВ С. Ф., д. пс., с. н. с.

ФИЛАРЕТОВ В. Ф., д. т. н., проф.

ФРАДКОВ А. Л., д. т. н., проф.

ФУРСОВ В. А., д. т. н., проф.

ЮРЕВИЧ Е. И., д. т. н., проф.

Редакция:

ГРИГОРИН-РЯБОВА Е. В.

СОДЕРЖАНИЕ

МЕТОДЫ ТЕОРИИ АВТОМАТОВ И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

- Чебурахин И. Ф., Шалагин С. В.** Конвейерное вычисление булевых функций на основе одноплатных IP-ядер в архитектуре ПЛИС/Virtex 3
- Хижняков Ю. Н., Южаков А. А.** Робастное управление недетерминированным объектом с применением многоуровневой обратной связи 8
- Некрасов И. В.** Исследование эффективности алгоритма оптимального управления динамической системой при варьировании периода квантования дискретной аппроксимации объекта 16

РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

- Карташев В. А., Богуславский А. А., Карташев В. В., Ярошевский В. С., Михеев С. В.** Задачи управления манипуляционным роботом для обеспечения безопасности перемещений 24
- Богданов А. А., Горбанева А. С., Кутлубаев И. М., Панфилова О. Р.** Основы расчета нагрузок на кулисные механизмы, используемые в антропоморфных роботах 28

МЕХАТРОНИКА В БИОМЕДИЦИНСКИХ ПРИЛОЖЕНИЯХ

- Глазков В. П., Большаков А. А., Кулик А. А.** Исследование движения электромеханического протеза бедра на основе математического моделирования 33

ТРАНСПОРТНАЯ МЕХАТРОНИКА

- Белоусов Б. Н., Наумов С. В., Климачкова А. С., Ксенович Т. И.** Транспортная мехатроника — будущее автомобиля 38

**АВТОМАТИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ
ТЕХНИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ ПРОЦЕССАМИ**

- Бусурин В. И., Лю Чже, Ахламов П. С., Бердюгин Н. А.** Исследование бесконтактного оптического преобразователя приближения мехатронной системы стабилизации зазора сканирующего профилометра 43
- Абрамов А. И., Мазитов Т. А.** Сравнительный анализ эффективности методов поиска стыка деталей при автоматической сварке 47

**Журнал в журнале
"УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА
В АВИАКОСМИЧЕСКИХ И МОРСКИХ СИСТЕМАХ"**

- Лобусов Е. С., Фомичев А. В.** Формирование алгоритмов бесплатформенной инерциальной системы навигации и основных режимов функционирования системы управления малогабаритного космического аппарата. Часть 2. 54
- Кузнецов О. И., Солдаткин В. В.** Формирование сигналов информационной поддержки каналов системы предотвращения критических режимов вертолета с учетом критерия безопасности 60
- Распопов В. Я.** Гиродины как объекты изучения по направлению высшего профессионального образования "Системы управления движением и навигация". Часть 2. Динамика 67

Журнал входит в Перечень периодических изданий, рекомендованных ВАК РФ для публикации основных результатов диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук; журнал включен в систему Российского индекса научного цитирования

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

MECHATRONICS, AUTOMATION, CONTROL

Vol. 16
2015
No. 1

MEHATRONIKA, AVTOMATIZACIJA, UPRAVLJENIE

Editorial Council:

ALIEV T. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
ANSHAKOV G. P., Dr. Sci. (Tech.), prof.
BIDYADHAR S., PhD, prof.
BOLOTNIK N. N., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
VASILYEV S. N., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
JEN-HWA GUO, PhD, prof.
JERRY L., PhD, prof.
KALYAEV I. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
KATALINIC B., PhD, prof.
KRASNEVSKIY L. G., Dr. Sci. (Tech.), prof.
KUZNETSOV N. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
LEONOV G. A., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
MATVEENKO A. M., Dr. Sci. (Tech.), prof.
MIKRIN E. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
PESHEKHONOV V. G., Dr. Sci. (Tech.), prof.
REZCHIKOV A. F., Dr. Sci. (Tech.), prof.
SEBRYAKOV G. G., Dr. Sci. (Tech.), prof.
SIGOV A. S., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
SOJFER V. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
SOLOVJEV V. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
SOLOMENTSEV Yu. M., Dr. Sci. (Tech.), prof.
FEDOROV I. B., Dr. Sci. (Tech.), prof.
CHENTSOV A. G., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
CHERNOUSKO F. L., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
SCHERBATYUK A. F., Dr. Sci. (Tech.), prof.
YUSUPOV R. M., Dr. Sci. (Tech.), prof.

Editor-in-Chief:

FILIMONOV N. B., Dr. Sci. (Tech.), prof.

Deputy Editor-in-Chief:

PODURAEV Yu. V., Dr. Sci. (Tech.), prof.
PUTOV V. V., Dr. Sci. (Tech.), prof.
YUSCHENKO A. S., Dr. Sci. (Tech.), prof.

Responsible Secretary:

BEZMEENOVA M. Yu.

Editorial Board:

ALEXANDROV V. V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
ANTONOV B. I.
ARSHANSKY M. M., Dr. Sci. (Tech.), prof.
BUKOV V. N., Dr. Sci. (Tech.), prof.
VITTIKH V. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
GRADETSKY V. G., Dr. Sci. (Tech.), prof.
IVCHENKO V. D., Dr. Sci. (Tech.), prof.
ILYASOV B. G., Dr. Sci. (Tech.), prof.
KOLOSOV O. S., Dr. Sci. (Tech.), prof.
KOROSTELEV V. F., Dr. Sci. (Tech.), prof.
LEBEDEV G. N., Dr. Sci. (Tech.), prof.
LOKHIN V. M., Dr. Sci. (Tech.), prof.
PAVLOVSKY V. E., Dr. Sci. (Phys.-Math.), prof.
PROKHOROV N. L., Dr. Sci. (Tech.), prof.
PSHIKHOPOV V. Kh., Dr. Sci. (Tech.), prof.
RAPOPORT E. Ya., Dr. Sci. (Tech.), prof.
SERGEEV S. F., Dr. Sci. (Psychol.), prof.
FILARETOV V. F., Dr. Sci. (Tech.), prof.
FRADKOV A. L., Dr. Sci. (Tech.), prof.
FURSOV V. A., Dr. Sci. (Tech.), prof.
YUREVICH E. I., Dr. Sci. (Tech.), prof.

Editorial Staff:

GRIGORIN-RYABOVA E. V.

CONTENTS

METHODS OF THE THEORY OF AUTOMATIC CONTROL

- Cheburaikhin I. F., Shalagin S. V.** Conveying Calculation of Boolean Functions on the Basis of the Same Type IP-Cores in Architecture FPGA/Virtex 3
Khizhnyakov Yu. N., Yuazhakov A. A. Robust Control of Non-Deterministic Object Using Multi-level Feedback. 8
Nekrasov I. V. Testing a Control Algorithm for Dynamic System at Various Quantization Periods of the Discrete Approximation of the Plant 16

ROBOTIC SYSTEMS

- Kartashev V. A., Boguslavsky A. A., Kartashev V. V., Yaroshevsky V. S., Michaesku S. V.** Problems of Manipulator Motions Safety 24
Bogdanov A. A., Gorbaneva A. S., Kutlubayev I. M., Panfilova O. R. The Basis of Load Analysis on Coulisse Mechanism, Applied for Anthropomorphic Robots 28

MECHATRONICS IN BIOMEDICAL APPLICATIONS

- Glazkov V. P., Bolshakov A. A., Kulik A. A.** Investigation the Motion of the Electromechanically Prosthesis for Human's Hip with Using Mathematic Model 33

TRANSPORT MECHATRONICS

- Belousov B. N., Naumov S. V., Klimachkova A. S., Ksenevich T. I.** Mechatronics — Future for Vehicles 38

AUTOMATION AND CONTROL OF INDUSTRIAL AND TECHNOLOGIC PROCESSES

- Busurin V. I., Liu Zhe, Akhlamov P. S., Berdjugin N. A.** Research of Gap Mechatronic Stabilization System of Scanning Profilometer of Optical Non-Contact Approximation Transducer. 43
Abramov A. I., Mazitov T. A. Comparative Analysis of the Effectiveness of the Methods to Search the Joint Parts in Automatic Welding 47

Journal within journal

"CONTROL AND INFORMATICS IN THE AEROSPACE AND MARINE SYSTEMS"

- Lobusov E. S., Fomichev A. V.** Forming of Strapdown Inertial Navigation System Algorithms and Main Control Modes for Small-Sized Spacecraft. Part 2 54
Kuznetsov O. I., Soldatkin V. M. The Forming Signal of Information Support of Channels of System to Prevent Critical Modes of the Helicopter Taking into Account the Criteria of Safety. 60
Raspopov V. Ya. Gyrodyn as Learning Subject of "Control Systems of Movement and Navigation" Discipline of Higher Professional Education. Part 2. Dynamics. 67

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

И. Ф. Чебурахин, д-р техн. наук, проф., cybernetics@mati.ru,

МАТИ—РГТУ имени К. Э. Циолковского, Москва,

С. В. Шалагин, д-р техн. наук, доц., sshalagin@mail.ru,

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ

Конвейерное вычисление булевых функций на основе однотипных IP-ядер в архитектуре ПЛИС/Virtex

Исследована и решена задача реализации произвольных булевых функций на основе структурно-функциональной параллельной (логической) декомпозиции в архитектуре ПЛИС семейства Virtex. Предложен метод синтеза устройств для вычисления булевых функций при использовании однотипных IP-ядер. За счет применения конвейерной обработки данных с сохранением промежуточных результатов достигается высокое быстродействие указанных устройств на ПЛИС/Virtex.

Ключевые слова: булевы функции, синтез формул и схем, декомпозиция, сложность, минимизация, функциональные уравнения

Введение

В настоящее время актуальна задача синтеза цифровых устройств на многопроцессорных вычислительных системах с программируемой архитектурой (МВС ПА), элементами которой являются программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС) класса FPGA [1, 2]. Перспективным подходом к решению данной задачи является синтез указанных устройств на основе однотипных IP-ядер (англ. Intellectual Property) [3, 4], определенных в архитектуре FPGA, причем на одном корпусе ПЛИС/FPGA реализуемо не более чем одно IP-ядро. В работе [5] показано развитие указанного подхода на решение задачи синтеза генераторов дискретных стохастических процессов класса марковских и их функций, а также устройств цифровой обработки сигналов, реализующих дискретные ортогональные преобразования, в том числе — дискретные преобразования Фурье, Хартли и цифровую фильтрацию с конечной импульсной характеристикой, над двоичными числами разрядности n , $n \leq 8$ [6].

Согласно работам [5, 7] данный класс генераторов и устройств реализуем при использовании однотипных IP-ядер, выполняющих произвольную булеву функцию f от заданного числа переменных w — функцию $f^{(w)}$.

От аппаратной сложности и быстродействия цифровых схем зависят основные характеристики устройств, описываемых данными схемами [8—12]. В работах [13—15] исследованы вопросы реализации и минимизации $f^{(w)}$ в классе формул и схем из функциональных элементов в различных базисах.

В данной работе рассматривается задача реализации устройств для вычисления $f^{(d)}$, определенных

в архитектуре ПЛИС/FPGA семейства Virtex [16—18]. ПЛИС класса FPGA включает в свой состав однотипные конфигурируемые логические блоки (англ. Look-Up Tables, LUT), реализующие произвольную $f^{(d)}$. Указанные LUT, а также блоки ввода-вывода и межсоединения (МС) примем в качестве базиса ПЛИС [19], применимого для реализации $f^{(w)}$ при условии, что $w > d$. В работах [5, 20] исследованы теоретические оценки сложности вычисления дискретной детерминированной нелинейной функции при использовании системы $f^{(w)}$, однако вопросы оценки сложности и степени соответствия архитектуре ПЛИС/FPGA для устройств, реализующих $f^{(w)}$, исследованы не достаточно.

Среди современных ПЛИС, выпускаемых Xilinx Inc., ПЛИС семейства Virtex [17, 18] в большей степени, чем другие семейства, ориентированы на реализацию логических функций, в частности, $f^{(w)}$. ПЛИС семейства Virtex-4 [17] применяются как элементы МВС ПА "Медведь", изготавливаемых в НИИ МВС (г. Таганрог) [1, 2]. В данной работе рассмотрены и сопоставлены возможности по реализации $f^{(w)}$ при использовании структурно-функциональной параллельной (логической) декомпозиции (СФПД) [13—15] на ПЛИС семейств Virtex-4 [17] и Virtex-7 с применением специализированной САПР ISE 13.4 (Xilinx Corp.), далее — САПР [18]. Получены оценки временной сложности и реальных затрат конфигурируемых ресурсов ПЛИС/Virtex для однотипных IP-ядер, позволяющих реализовать устройство для вычисления $f^{(w)}$, $w > d$. Определена степень соответствия IP-ядер, участвующих в вычислении $f^{(w)}$ на основе декомпозиции СФПД, архитектуре ПЛИС/Virtex.

Теоретический анализ реализации вычисления $f^{(w)}$ на ПЛИС/FPGA

Вычисление произвольной функции $f^{(w)}$ реализуемо в два этапа: на первом этапе вычислимы $2^{(w-d)}$ значений $f^{(d)}$, на втором — мультиплексирование $2^{(w-d)}$ значений на один выход при использовании $(w-d)$ адресных входов [15]. В случае сохранения промежуточных результатов на выходах оценка временной сложности вычисления значения $f^{(w)}$ составляет

$$T(f^{(w)}) = \max(T(f^{(d)}), T(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1)) + T_D, \quad (1)$$

где $T(f^{(d)})$, $T(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1)$ и T_D — время задержки функционирования IP-ядер, реализующих вычисление $f^{(d)}$ и мультиплексор " $2^{(w-d)} \rightarrow 1$ ", а также время задержки запоминающего устройства — D -триггера, соответственно.

Внутри ПЛИС семейства Virtex проводится вычисление $f^{(d)}$ при использовании однотипных генераторов функций от d переменных — $LUT(d)$, $d \in \{4, 5, 6\}$, а сохранение промежуточных результатов — при использовании однотипных D -триггеров. $LUT(d)$ применяются и для реализации мультиплексоров. В соответствии с известной методикой [5, 7] возможность реализации на одной ПЛИС вычислительного устройства, приближенного к оптимальному по времени задержки функционирования, обеспечивается при условии, что будут задействованы не более 50 % всех конфигурируемых ресурсов — $LUT(d)$, D -триггеров и блоков ввода-вывода (БВВ, англ. сокращение IOB). Логические ресурсы ПЛИС семейства Virtex организованы в "слайсы" (от англ. "slices" — слои), включающие в себя вышеуказанные конфигурируемые логические ресурсы — мультиплексоры, $LUT(d)$ и D -триггеры [16–18]. Для элементов в (1) имеют место следующие нижние оценки временной сложности:

$$T(f^{(d)}) \geq t_{LUT(d)},$$

где $t_{LUT(d)}$ — время задержки $LUT(d)$;

для мультиплексора " $2^{(w-d)} \rightarrow 1$ ":

если $d \in \{3, 4, 5\}$, то $T(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1) \geq (w-d)t_{LUT(d)}$,

если $d \in \{6, 7, 8, 9, 10\}$ и $w \bmod 2 = 0$, то $T(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1) \geq 0,5(w-d)t_{LUT(d)}$.

Достаточно существенный вклад (до 70 %) в указанные оценки вносят МС ПЛИС/FPGA [19]. На ПЛИС семейства Virtex существует возможность применения локальных линий МС (внутри одного слоя — "слайса") при реализации мультиплексоров " $2^{(w-d)} \rightarrow 1$ ", $w > d$ [16–18], что серьезно снижает вклад МС в общее время задержки их функционирования. Данные обстоятельства позволяют выполнить мультиплексирование " $2^{(w-d)} \rightarrow 1$ " при использовании системы мультиплексоров " $2^z \rightarrow 1$ " с сохранением промежуточных результатов при следующих условиях: $(w-d) \bmod z = 0$, $w > d$. На выбор характеристики z влияет условие, связанное

с быстродействием IP-ядер, реализующих мультиплексор на ПЛИС заданного семейства Virtex: $T(f^{(d)}) \cong T(mx2^z \rightarrow 1)$. Тогда конвейерное вычисление $f^{(w)}$ проводится в $(w-d-z+1)$ этапов, а оценка (1) имеет вид:

$$T_3 = \max(T_{\min}(LUT(d)), T_{\min}(mx2^z \rightarrow 1)) + T_D + T_{IOB} + T_{МС}, \quad (2)$$

где $T_{\min}(LUT(d)) = t_{LUT(d)}$, $T_{\min}(mx2^z \rightarrow 1) = l \cdot t_{LUT(d)}$ — нижние оценки временной сложности вычисления $f^{(d)}$ и мультиплексирования " $2^z \rightarrow 1$ ", T_D — время задержки D -триггера, T_{IOB} и $T_{МС}$ — оценки времени задержки IOB и МС внутри ПЛИС. Рост значения выражения (2) происходит за счет величины $T_{МС}$, тогда как величины $t_{LUT(d)}$, T_{IOB} и $T_{МС}$ имеют постоянные значения для заданного типа ПЛИС семейства Virtex.

Рассмотрим возможность вычисления $f^{(w)}$ на ПЛИС различных семейств серии Virtex. Для ПЛИС семейства Virtex-4 целесообразно, чтобы $d = 4$, так как внутри микросхем данного семейства присутствуют до 178 тыс. $LUT(4)$ и столько же D -триггеров. Кроме того, для хранения значений на входе и выходе микросхемы применимо до 960 D -триггеров — по одному внутри каждого из IOB указанной ПЛИС. Для реализации мультиплексора " $2^{(w-d)} \rightarrow 1$ " внутри ПЛИС/Virtex-4 требуется задействовать $2^{(w-4)} - 1$ мультиплексора " $2 \rightarrow 1$ ", причем каждый из мультиплексоров " $2 \rightarrow 1$ " реализуем на $LUT(4)$. Для вычисления $f^{(w)}$, $w > 4$, на ПЛИС/Virtex-4 требуется $(2^{(w-3)} - 1) LUT(4)$, из которых $2^{(w-4)} - 1$ для реализации множества $f^{(4)}$, $(2^{(w-4)} + 1)$ для реализации D -триггеров и $(w+1)$ для реализации IOB. В формуле (2) для ПЛИС/Virtex-4 $l = w - d$.

Для ПЛИС семейства Virtex-7 примем $d = 6$: внутри микросхемы xc7vx980t-2flgl930 присутствуют до 612 тыс. $LUT(6)$, до 1,22 млн D -триггеров и до 900 IOB. Для реализации мультиплексора " $2^{(w-d)} \rightarrow 1$ " на ПЛИС семейства Virtex-7 требуется $(2^{(w-6)} - 1)/3$ мультиплексоров " $4 \rightarrow 1$ ", каждый из которых требует для своей реализации по одному $LUT(6)$. Вычисление $f^{(w)}$, $w > 6$, на ПЛИС Virtex-7 реализуемо при использовании $(2^{(w-4)} - 1)/3 LUT(6)$, из которых $2^{(w-6)} - 1$ для реализации множества $f^{(6)}$, $1 + (2^{(w-6)} - 1)/3$ для реализации D -триггеров и $(w+1)$ для реализации IOB. В формуле (2) для ПЛИС/Virtex-7 $l = 0,5(w-d)$.

ПЛИС класса FPGA включает в свой состав $LUT(d)$, $d \leq 10$, число которых, требуемых для реализации мультиплексора " $2^{(w-d)} \rightarrow 1$ ", находится согласно формуле

$$Q(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1) = \begin{cases} d \in \{3, 4, 5\}: 2^{(w-d)} - 1; \\ d \in \{6, 7, 8, 9, 10\}: (2^{(w-d)} - 1)/3. \end{cases} \quad (3)$$

В результате справедливо следующее утверждение.

Утверждение 1. Вычисление $f^{(w)}$ на ПЛИС, включающей в свой состав $LUT(d)$, выполняется при использовании $2^{(w-6)} + Q(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1)$ $LUT(d)$, $2^{(w-6)} + 1 + Q(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1)$ D -триггеров и $(w+1)$ IOB, где $Q(mx2^{(w-d)} \rightarrow 1)$ получено согласно (3).

Метод вычисления $f^{(w)}$ на ПЛИС/Virtex на основе IP-ядер

Определим метод вычисления $f^{(w)}$ на основе структурно-функциональной параллельной (логической) декомпозиции на ПЛИС Virtex при использовании конвейерной схемы, приведенной на рис. 1. Внутри первой ступени конвейера реализуемо вычисление $f^{(d)}$, а внутри второй и последующих ступеней — мультиплексор " $2^z \rightarrow 1$ ", $(w-d) \bmod z = 0$, $w > d$. Имеет место следующее утверждение.

Утверждение 2. Общее число ступеней конвейерной схемы для вычисления $f^{(w)}$ на основе структурно-функциональной параллельной (логической) декомпозиции при использовании однотипных IP-ядер, реализующих $f^{(d)}$ и мультиплексоры " $2^z \rightarrow 1$ ", равно $(w-d-z+1)$.

Ступени конвейерной схемы реализуемы при использовании однотипных IP-ядер. Первая ступень реализуема при использовании $2^{(w-d)}$ IP-ядер, осуществляющих вычисление заданной $f^{(d)}$. Вторая и последующая ступени реализуемы при использовании $2^{(w-d-z)}$ IP-ядер, реализующих мультиплексор " $2^z \rightarrow 1$ ". Обозначим указанные IP-ядра как IP-1 и IP(z), где параметр z определяет разрядность мультиплексора " $2^z \rightarrow 1$ ". Выбор z проводится в целях минимизации значения в выражении (2).

Для ПЛИС семейств Virtex-4 и Virtex-7 IP-1 позволяет вычислить $f^{(4)}$ и $f^{(6)}$, соответственно. Это связано с тем, что для реализации данного ядра требуется только один однотипный элемент заданной ПЛИС — $LUT(4)$ и $LUT(6)$, соответственно.

IP(z), реализуемые на ПЛИС семейств Virtex-4 и Virtex-7, позволяют выполнить мультиплексирование " 2^z в 1". Для ПЛИС каждого семейства z выбираем таким образом, чтобы минимизировать значение (2).

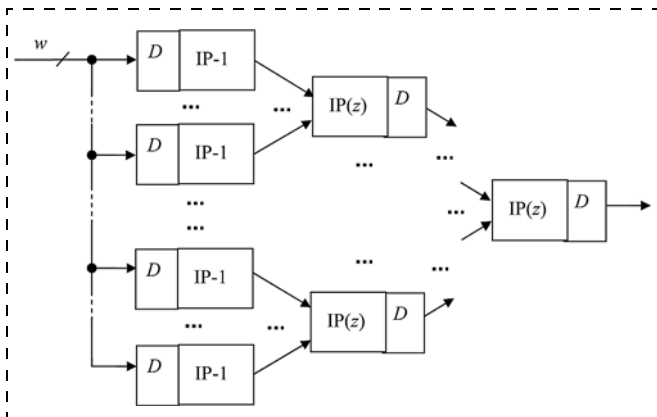


Рис. 1. Конвейерная схема вычисления $f^{(w)}$

Что касается ограничений на аппаратную сложность при реализации $f^{(w)}$ на основе IP-1 и IP(z), то они заданы на основе следующего выражения:

$$\min \frac{q(LUT(d))}{Q(LUT(d))}, \frac{q(D)}{Q(D)}, \frac{q(SI)}{Q(SI)}, \frac{q(IOB)}{Q(IOB)} \leq 0,5, \quad (4)$$

где $q(LUT(d))$, $q(D)$, $q(SI)$ и $q(IOB)$ — общее число $LUT(d)$, D -триггеров, слайсов и IOB, задействованных для реализации устройства, позволяющего вычислить $f^{(w)}$; $Q(LUT(d))$, $Q(D)$, $Q(SI)$ и $Q(IOB)$ — общее число указанных логических ресурсов, доступных для реконfigurирования внутри заданной ПЛИС семейства Virtex.

На основе утверждений 1 и 2 предложен метод вычисления $f^{(w)}$ при заданных параметрах d и z , включающий три этапа.

Этап 1. Определение числа IP-1 и IP(z), требуемых для вычисления $f^{(w)} = 2^{(w-d)}$ и $2^{(w-d-z)}$, соответственно.

Этап 2. Определение затрат реконfigurируемых ресурсов с учетом ограничения (4) и времени задержки функционирования аппаратных модулей, реализующих IP-1 и IP(z), на ПЛИС семейства Virtex с применением САПР.

Этап 3. Оценка времени задержки функционирования устройства, реализующего вычисление $f^{(w)}$, согласно формуле

$$T_{f^{(w)}} = \max(T_{IP-1}, T_{IP(z)}), \quad (5)$$

где T_{IP-1} и $T_{IP(z)}$ — оценки временной сложности для IP-1 и IP(z), соответственно.

Замечание 1. Предложенный метод позволяет определить максимальное число переменных функции $f^{(w)}$, реализуемой внутри заданной ПЛИС семейства Virtex [5].

Оценки сложности для IP-ядер, реализуемых на ПЛИС/Virtex

Конвейерное вычисление $f^{(w)}$ на основе структурно-функциональной параллельной (логической) декомпозиции проводится при использовании $2^{(w-d)}$ IP-1 для вычисления $f^{(d)}$, а также $2^{(w-d-z)}$ IP(z), каждое из которых реализует мультиплексор " 2^z в 1".

Применение САПР позволяет определить число задействованных реконfigurируемых элементов и быстроедействие аппаратных модулей, реализующих IP-1 и IP(z), $z = 4, 6$, на ПЛИС Virtex-4 и Virtex-7. Указанные параметры приведены в табл. 1 и 2 соответственно. При использовании САПР для каждого IP-ядра определены: число $LUT(d)$, $d = 4, 6$, БВВ (IOB), D -триггеров, в том числе применяемых в БВВ (D -триггеров IOB), число задействованных слайсов (slices) [3, 4, 17, 18], общее время задержки функционирования (T_3), время задержки за счет МС (T_{MC}), а также за счет LUT и БВВ ($T_L = T_3 - T_{MC}$). Согласно [19] определен вклад K_{MC} в общее время

Оценки сложности для IP-ядер, реализуемых на Virtex-4

IP-ядро	LUT(4)	IOB	D-триггеры	D-триггеры IOB	Slices	T_3 , нс	T_{MC} , нс	T_L , нс	K_{MC} , %
IP-1	1	6	1	4	1	4,90	1,06	3,84	21,6
IP(5)	16	39	33	0	24	4,60	0,76	3,84	16,7
IP(6)	33	72	65	0	49	5,61	2,67	2,94	47,6
Total	178 176	960	178 176	960	89 088		xc4vlx200-10ff1513		

Таблица 2

Оценки сложности для IP-ядер, реализуемых на Virtex-7

IP-ядро	LUT(6)	IOB	D-триггеры	D-триггеры IOB	Slices	T_3 , нс	T_{MC} , нс	T_L , нс	K_{MC} , %
IP-1	1	8	1	6	1	3,63	0,97	2,66	26,7
IP(4)	53	22	17	0	20	3,68	1,02	2,66	27,7
IP(5)	106	39	33	0	51	3,77	1,11	2,66	29,4
Total	612 000	900	1 224 000	900	153 000		xc7vx980t-2flg1930		

задержки функционирования $T_{MC} : K_{MC} = T_{MC}/T_3$, выраженный в процентах. В последних строках табл. 1 и 2 приведены характеристики определенных микросхем ПЛИС семейства Virtex, на которых проводилась реализация устройства для вычисления $f^{(w)}$.

На рис. 2 показан фрагмент ПЛИС xc7vx980t-2flg1930, на которой реализовано ядро IP(4).

Решение задачи о размещении при выполнении ограничения (3) и минимизации значения (2) дает следующие результаты. Реализация $f^{(w)}$ на ПЛИС/Virtex-4 возможна для $w \leq 18$. Реализация $f^{(w)}$ на ПЛИС/Virtex-7 допустима для $w \leq 22$. Верхняя граница для значения w в обоих случаях определена числом конфигурируемых ресурсов ПЛИС, доступных пользователю.

Замечание 2. Реализация $f^{(w)}$ на ПЛИС/Virtex-4 для $w \leq 4$ выполнима на одном LUT(4), а реализация на ПЛИС/Virtex-7 при $w \leq 6$ — на одном LUT(6).

Подставляя в формулу (5) данные по оценкам временной сложности из табл. 1, получим, что минимальное значение $T_{f^{(w)}} = 4,90$ нс, если для реализации устройства для вычисления $f^{(w)}$ применены IP(5), и $T_{f^{(w)}} = 5,61$ нс, если $f^{(w)}$ вычислена при ис-

пользовании IP(6). Когда значение (5) определено на основе данных из табл. 2, оценка $T_{f^{(w)}}$ составляет

3,68 нс и 3,77 нс, если для вычисления $f^{(w)}$ применены IP(4) и IP(5), соответственно.

В результате внутри одного корпуса ПЛИС Virtex-4 (на примере ПЛИС xc4vlx200-10ff1513) реализуемо устройство для вычисления $f^{(w)}$, $w \leq 18$, максимальная частота функционирования которого определена в соответствии с формулой (4) в диапазоне 178...204 МГц. Внутри одного корпуса ПЛИС Virtex-7 (на примере ПЛИС xc7vx980t-2flg1930) реализуемо устройство для вычисления $f^{(w)}$, $w \leq 22$, максимальная частота функционирования которого определена в диапазоне 265...272 МГц в соответствии с формулой (5).

Заключение

Итогом проведенных исследований является метод расчета временной и аппаратной сложности вычисления булевой функции от w переменных на ПЛИС/Virtex при использовании структурно-функциональной параллельной (логической) декомпозиции [13—15]. Определены ограничения на число переменных w при реализации $f^{(w)}$ на указанных ПЛИС. Применение предложенной методики позволяет определить, что для ПЛИС семейства Virtex-7 оценки времени задержки функционирования устройства, реализующего $f^{(w)}$, $w \leq 22$, будут примерно в 1,3...1,5 раза меньше, чем для устройства, реализующего $f^{(w)}$, $w \leq 18$, на ПЛИС семейства Virtex-4. Повышение быстродействия достигается за счет снижения для ПЛИС семейства Virtex-7 времен задержки функционирования LUT(d) при увеличении значения d с четырех (для ПЛИС Virtex-4) до шести. Следует отметить, что максимальная частота функционирования устройства, реализующего $f^{(w)}$, ограничена сверху не только характеристиками конфигурируемых элементов ПЛИС/FPGA, но и линиями связи вне корпуса ПЛИС.

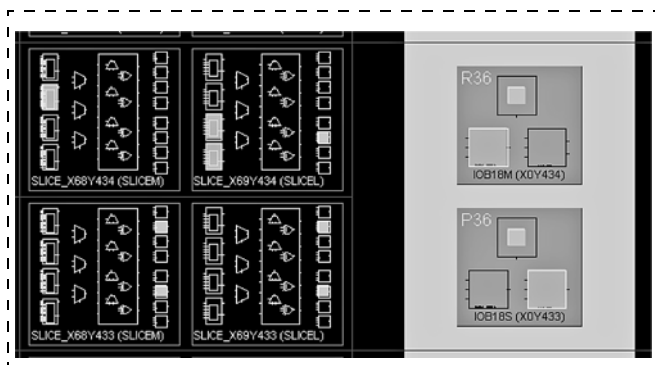


Рис. 2. Фрагмент топологии ПЛИС Virtex-7 для реализации IP(4)

Список литературы

1. **Каляев И. А., Левин И. И.** Реконфигурируемые мультиконвейерные вычислительные системы для решения потоковых задач обработки информации и управления // Параллельные вычисления и задачи управления (РАСО'10): пленарные докл. 5-й Междунар. конф. 26–28 окт. 2010. М.: ИПУ РАН, 2010. С. 23–37.
2. **Реконфигурируемые** мультиконвейерные вычислительные структуры / И. А. Каляев, И. И. Левин, Е. А. Семерников и др. 2-е изд. Ростов н/Д: Изд-во ЮНЦ РАН, 2009. 344 с.
3. **Зотов В. Ю.** Проектирование встраиваемых микропроцессорных систем на основе САПР фирмы Xilinx. М.: Горячая линия — Телеком, 2006. 522 с.
4. **Зотов В. Ю.** Средства проектирования встраиваемых микропроцессорных систем, реализуемых на основе ПЛИС фирмы Xilinx // Современная электроника. 2006. № 7. С. 60–67.
5. **Шалагин С. В.** Реализация устройств вычислительной техники на многопроцессорных системах с программируемой архитектурой // Вестник МарГТУ. 2011. № 1 (11). С. 38–46.
6. **Шалагин С. В.** Моделирование дискретных марковских процессов на распределенной вычислительной системе с программируемой архитектурой // Динамика нелинейных дискретных электротехнических и электронных систем: материалы 10-й Всерос. науч.-техн. конф. 6–8 июня 2013. Чебоксары: Изд-во Чуваш. ун-та, 2013. С. 60–61.
7. **Захаров В. М., Шалагин С. В.** Вычисление нелинейных полиномиальных функций на многопроцессорной системе с программируемой архитектурой // Информационные технологии. 2012. № 5. С. 6–11.
8. **Журавлев Ю. И.** Теоретико-множественные методы в алгебре логики // Проблемы кибернетики. 1962. № 8 (1). С. 25–45.
9. **Кудрявцев В. Б., Андреев А. Е.** О сложности алгоритмов // Фундаментальная и прикладная математика. 2009. № 15 (3). С. 135–181.
10. **Лупанов О. Б.** О сложности реализации функций алгебры логики формулами // Проблемы кибернетики. 1960. Вып. 3. С. 61–80.
11. **Яблонский С. В.** Об алгоритмических трудностях синтеза минимальных контактных схем // Проблемы кибернетики. 1959. № 2. С. 75–121.
12. **Поспелов Д. А.** Логические методы анализа и синтеза схем. Изд. 3-е, перераб. и доп. М.: Энергия, 1974. 368 с.
13. **Чебурахин И. Ф.** Математические модели для минимизации и автоматизации синтеза дискретных управляющих систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2012. № 4. С. 5–13.
14. **Чебурахин И. Ф.** О логическом управлении и обработке информации в дискретных технических системах на основе функциональных уравнений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 11. С. 9–16.
15. **Shannon Claude E.** The Synthesis of Two-Terminal Switching Circuits // Bell System Technical Journal. 1949. N. 28. P. 59–98.
16. **Хоскин Р.** Как выбрать подходящую ПЛИС // Электронные компоненты. 2008. № 1. С. 38–42.
17. **Virtex-4 Family Overview / Xilinx Inc.** Cop. 2011. URL: http://www.xilinx.com/support/documentation/data_sheets/ds112.pdf.
18. **Virtex-7 FPGAs Data Sheet: DC and Switching Characteristics. DS183 (v1.0) March 1, 2011 / Xilinx Inc.** Cop. 2011. URL: http://www.xilinx.com/support/documentation/data_sheets/ds183_Virtex_7_Data_Sheet.pdf.
19. **Шалагин С. В.** Экспериментальное исследование методики синтеза комбинационных схем на программируемых микросхемах класса FPGA // Микроэлектроника. 2004. Т. 33, № 1. С. 56–67.
20. **Шалагин С. В.** О представлении нелинейных полиномов над конечным полем распределенной вычислительной системой // Нелинейный мир. 2009. № 5. С. 376–379.

I. F. Cheburakhin, Professor, cybernetics@mati.ru,

MATI — Russian State Technological University, Moscow,

S. V. Shalagin, Associate professor, sshalagin@mail.ru,

Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev — KAI (KNRTU-KAI)

Conveying Calculation of Boolean Functions on the Basis of the Same Type IP-Cores in Architecture FPGA/Virtex

The task of implementing arbitrary Boolean functions based on the Shannon's decomposition in the FPGA architecture Virtex-family are investigated and solved. The method of synthesis devices for computing Boolean functions using the same type of IP-cores is offered. Throught the use of pipelining in the data saving intermediate results nigh performance of these devices on the FPGA/Virtex is achieved.

Keywords: Boolean function, syntheses formula and circuit, decomposition, difficulty, minimization, functional of the equation

References

1. **Kalyaev I. A., Levin I. I.** Rekonfiguriruemye mul'tikonveyernye vychislitel'nye sistemy dlya resheniya potokovykh zadach obrabotki informatsii i upravleniya. *Parallel'nye vychisleniya i zadachi upravleniya (PACO'10): plenarnye dokl. 5-y Mezhdunar. konf.* 26–28 okt. 2010. M.: IPU RAN, 2010. P. 23–37.
2. **Rekonfiguriruemye** mul'tikonveyernye vychislitel'nye struktury. I. A. Kalyaev, I. I. Levin, E. A. Semernikov i dr. 2-e izd. Rostov n/D: Izd-vo YuNTs RAN, 2009. 344 p.
3. **Zotov V. Yu.** Proektirovanie vstraivaemykh mikroprotssornykh sistem na osnove SAPR firmy Xilinx. M.: Goryachaya liniya — Telekom, 2006. 522 p.
4. **Zotov V. Yu.** Sredstva proektirovaniya vstraivaemykh mikroprotssornykh sistem, realizuemykh na osnove PLIS firmy Xilinx. *Sovremennaya elektronika.* 2006. N. 7. P. 60–67.
5. **Shalagin S. V.** Realizatsiya ustroystv vychislitel'noy tekhniki na mnogoprotssornykh sistemakh s programmiruemoy arkhitekturoy. *Vestnik MarGTU.* 2011. N. 1 (11). P. 38–46.
6. **Shalagin S. V.** Modelirovanie diskretnykh markovskikh protsessov na raspredelennoy vychislitel'noy sisteme s programmiruemoy arkhitekturoy. *Dinamika nelineynykh diskretnykh elektrotekhnicheskikh i elektronnykh sistem: materialy 10-y Vseros. nauch.-tekhn. konf. 6–8 iyunya 2013.* Cheboksary: Izd-vo Chuvash. un-ta, 2013. P. 60–61.
7. **Zakharov V. M., Shalagin S. V.** Vychislenie nelineynykh polinomial'nykh funktsiy na mnogoprotssornoy sisteme s programmiruemoy arkhitekturoy. *Informatsionnye tekhnologii.* 2012. N. 5. P. 6–11.

8. Zhuravlev Yu. I. Teoretiko-mnozhestvennye metody v algebre logiki. *Problemy kibernetiki*. 1962. N. 8 (1). P. 25–45.
9. Kudryavtsev V. B., Andreev A. E. O slozhnosti algoritmov. *Fundamental'naya i prikladnaya matematika*. 2009. N. 15 (3). P. 135–181.
10. Lupanov O. B. O slozhnosti realizatsii funktsiy algebrы logiki formulami. *Problemy kibernetiki*. 1960. Iss. 3. P. 61–80.
11. Yablonskiy S. V. Ob algoritmicheskikh trudnostyakh sinteza minimal'nykh kontaktnykh skhem. *Problemy kibernetiki*. 1959. N. 2. P. 75–121.
12. Pospelov D. A. Logicheskie metody analiza i sinteza skhem. Izd. 3-e, pererab. i dop. M.: Energiya, 1974. 368 p.
13. Cheburakhin I. F. Matematicheskie modeli dlya minimizatsii i avtomatizatsii sinteza diskretnykh upravlyayushchikh system. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*. 2012. N. 4. P. 5–13.
14. Cheburakhin I. F. O logicheskom upravlenii i obpabotke informatsii v diskretnykh tekhnicheskikh sistemakh na osnove funktsional'nykh uravneniy. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*. 2013. N. 11. P. 9–16.
15. Shannon Claude E. The Synthesis of Two-Terminal Switching Circuits. *Bell System Technical Journal*. 1949. N. 28. P. 59–98.
16. Khoskin R. Kak vybrat' podkhodyashchuyu PLIS. *Elektronnyye komponenty*. 2008. N. 1. P. 38–42.
17. Virtex-4 Family Overview. Xilinx Inc. Cop. 2011. URL: http://www.xilinx.com/support/documentation/data_sheets/ds112.pdf
18. Virtex-7 FPGAs Data Sheet: DC and Switching Characteristics. DS183 (v1.0) March 1, 2011. Xilinx Inc. Cop. 2011. URL: http://www.xilinx.com/support/documentation/data_sheets/ds183_Virtex_7_Data_Sheet.pdf.
19. Shalagin S. V. Eksperimental'noe issledovanie metodiki sinteza kombinatsionnykh skhem na programmiruemyykh mikroskhemakh klassa FPGA. *Mikroelektronika*. 2004. V. 33, N. 1. P. 56–67.
20. Shalagin S. V. O predstavlenii nelineynykh polinomov nad konechnym polem raspredelennoy vychislitel'noy sistemoy. *Nelineynyy mir*. 2009. N. 5. P. 376–379.

УДК 621.311.23:629.12

Ю. Н. Хижняков, д-р техн. наук, проф., luda@at.pstu.ru,
А. А. Южаков, д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой, uz@at.pstu.ru,
 Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Робастное управление недетерминированным объектом с применением многоуровневой обратной связи

Рассматривается робастное управление недетерминированным объектом с применением адаптивного нечеткого регулятора, адаптивной нечеткой обратной связи, реализованной на базе многоуровневого релейного элемента, управляемого текущим значением частотного показателя колебательности. Разработан адаптивный нечеткий регулятор и приведен алгоритм управления коэффициентом обратной связи в системе регулирования.

Ключевые слова: робастное управление, недетерминированный объект, адаптивный нечеткий регулятор, нечеткая обратная связь, частотный показатель колебательности, адаптивный нейрон, многоуровневый релейный элемент

Введение

Современные проблемы автоматизации сложных нелинейных (недетерминированных) объектов связаны с отсутствием их математического описания. Примерами таких объектов могут быть источники электроэнергии, работающие параллельно, авиационный двигатель, объекты с внутренним противоречием управления и т. д. Как правило, недетерминированные объекты разного класса требуют разного рода управления: группового, многорежимного, нечеткого, нечетко-нейронного и других видов управления. Так, например, групповое управление требуется для управления параллельной работой источников электроэнергии (синхронных генераторов и т. д.). Для управления ими разработаны разные методы: статических характеристик, мнимостатических характеристик, квазиастатических характеристик и т. д. [1, 2].

Недетерминированный объект, например, авиационный двигатель, имеющий один вход (дозирующее устройство) и несколько выходов (частоты вращения свободной турбины, ротора компрессора высокого давления, вентилятора турбореактивного двигателя, температура газа в камере сгорания, давление воздуха за компрессором высокого давления

и т. д. при работе на Земле, взлете и крейсерской скорости), требует многорежимного управления [3].

Нечеткое управление недетерминированными объектами с нечетким математическим описанием снимает неопределенность в системах реального времени с помощью алгоритмов Заде, Мамдани, Ларсена, Тсукамото, Сугено-Такаги. Недостатком нечеткого управления является отсутствие адаптивности, которое устраняется методами стохастической аппроксимации: Уидроу-Хоффа, последовательного обучения и т. д. [4]. Дальнейшее развитие нечеткого управления с применением нейронных сетей вылилось в нейронечеткое управление (например, на основе нейросети *Anfis* и ее модификации с применением нечетких алгоритмов Сугено-Такаги, Ванга—Менделя и *TSK*) [4, 17].

Разработка управления недетерминированными объектами в системах реального времени связана с проблемой устойчивости, снижающей область практического применения. Однако с начала 1980-х годов и до настоящего времени разрабатываются методы анализа, где в разной степени используются динамические модели регулируемого объекта и/или регулятора. В работе [5] рассмотрены автоматные и реляционные нечеткие динамические

модели и системы и методы исследования их устойчивости. Автоматные нечеткие динамические модели (матрицы решений) пригодны для описания регуляторов, имеющих один выход и не более, чем два входа. Реляционные уравнения отношений имеют больше теоретическую, чем практическую ценность. В работе [6] авторы применяют метод Ляпунова для исследования устойчивости нечетких систем управления.

Проблему автоматизации регулируемого объекта при отсутствии его математического описания впервые (в 1942 г.) решили Никольс и Циглер, которые при поиске оптимальных настроек ПИД регулятора использовали декремент затухания, равный четырем [7]. Данный метод использует аппроксимацию объекта моделью второго порядка. Процесс настройки ПИД регулятора по методике Циглера—Никольса осуществляется на этапе пусконаладочных работ на реальном объекте с учетом его статических характеристик. В дальнейшем настройки регулятора остаются неизменными и не меняются при длительном времени эксплуатации объекта. В отличие от Циглера и Никольса, авторы Chien, Hrones и Reswick разработали *CHR*-метод [8], где использовали критерий максимальной скорости нарастания при отсутствии перерегулирования или при наличии 20 %-го перерегулирования. Такой критерий позволяет получить больший запас устойчивости, чем в методе Циглера—Никольса. *CHR*-метод дает две разные системы параметров: первая система получена при наблюдении отклика на изменение уставки, а вторая — при наблюдении отклика на внешние возмущения. Выбор системы зависит от того, что важнее для регулятора — качество регулирования при изменении уставки или ослабление внешних воздействий. *CHR*-метод использует аппроксимацию объекта моделью первого порядка с задержкой. Данные аналитические (формульные) методы настроек регуляторов при наличии мощных контроллеров и персональных компьютеров утратили свою значимость с появлением метода активной адаптации [9]. Согласно данному методу периодически с определенным интервалом времени проводится идентификация объекта для определения коэффициентов модели объекта, структура передаточной функции которой задана, а затем выполняется коррекция настроек ПИ регулятора. Итерационная процедура идентификации и оптимизации (ИПИО) объекта успешно применяется в настоящее время для автоматизации нелинейных объектов с переменными параметрами. К недостаткам ИПИО можно отнести невозможность использования передаточной функции эталонной модели с комплексными корнями. С появлением нечеткого управления процедура ИПИО была заменена коррекцией компонент ПИД регулятора тремя не-

четкими регуляторами [10]. Данная методика может успешно применяться и для релейно-импульсных ПИД регуляторов (РИПИД регуляторы) [11].

1. Робастные системы управления

Теория робастных систем управления рассматривает методы и алгоритмы повышения устойчивости реальных систем автоматического регулирования (САР) при воздействии возмущающих факторов. Основная проблема заключается в поиске методов (критериев) устойчивости системы как с детерминированными, так и с недетерминированными объектами.

Робастность означает малое изменение выхода замкнутой системы при малом изменении параметров объекта. При робастном управлении детерминированным объектом рассматриваются два вида неопределенностей: структурные и параметрические.

Структурные неопределенности в системе возникают из-за присутствия элементов, зависящих от частоты (например, возмущений в низкочастотной области АФЧХ объекта управления), и оцениваются с помощью критерия робастности:

$$|\Phi(j\omega)\Delta_M(j\omega)| \ll 1,$$

где $\Phi(j\omega) = \frac{F(j\omega)W_0(j\omega)}{[1 + F(j\omega)W_0(j\omega)]}$ — частотная передаточная функция САР; $\Delta_M(j\omega) = \frac{\Delta_A(j\omega)}{W_0(j\omega)}$ — мультипликативная погрешность; $\Delta_A(j\omega) = W(j\omega) - W_0(j\omega)$ — аддитивная погрешность; $W_0(j\omega)$ — заданная частотная передаточная функция детерминированного объекта; $F(j\omega)$ — частотная передаточная функция контроллера.

Воздействие параметрических неопределенностей при наличии заданной структуры передаточной функции детерминированного объекта может быть как аддитивным (рис. 1), так и мультипликативным (рис. 2).

Параметрическую неопределенность при известной структуре детерминированного объекта можно исследовать с помощью полиномов В. Л. Харитонова [12] либо с применением теоремы о малом коэффициенте усиления [13].

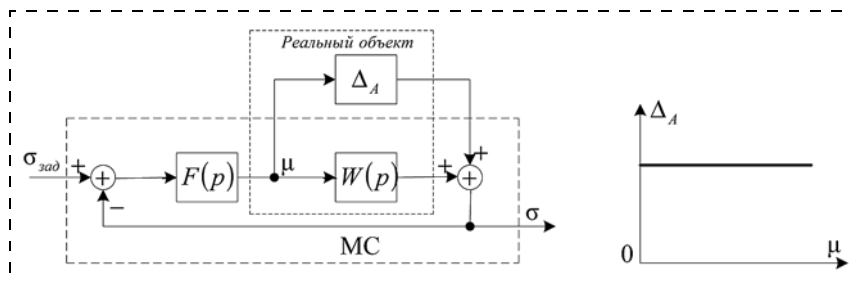


Рис. 1. САР с аддитивным реальным объектом:

$W(p) = W(p)_{\text{ном}} + \Delta_A$; МС — модель номинальной схемы системы; $F(p)$ — передаточная функция контроллера; Δ_A — аддитивная погрешность

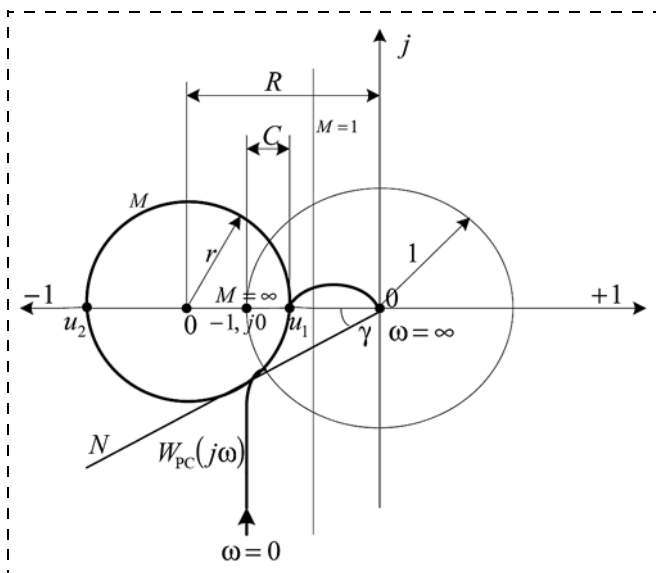


Рис. 4. К построению окружности с заданным индексом M

окружности от начала координат; $r = \frac{M}{M^2 - 1}$ — радиус окружности; $R = rM$; $1 \leq M \leq \infty$.

На рис. 4 показано построение области с заданным показателем колебательности M , куда запрещено заходить (касаться) АЧХ недетерминированного объекта.

Точки пересечения u_1, u_2 окружности с отрицательной действительной осью комплексной плоскости определяются следующим образом:

$$u_1 = |R| - r = \frac{M}{M+1},$$

$$u_2 = |R| + r = \frac{M}{M-1}.$$

Тогда при условии $M = 1$: $u_1 = 0, 5$; $u_2 = \infty$, и окружность вырождается в прямую линию, а при условии $M = \infty$: $r = 0$; $R = 1$, и окружность вырождается в точку.

Требование, чтобы максимум $|\Phi(j\omega)|$ не превышал заданного значения, сводится к тому, чтобы годограф $W_{PC}(j\omega)$ не заходил внутрь области, ограниченной окружностью с показателем колебательности M . Значение M выбирается в пределах $1,1 \dots 1,6$, чтобы учесть изменения характеристик недетерминированного объекта.

Запас по модулю при $M = \text{const}$ (рис. 4)

$$C = 1 - (R - r) = \frac{1}{M+1},$$

где C — отрезок между точкой $(-1; j0)$ и точкой пересечения отрицательной действительной оси с годографом $W_{PC}(j\omega)$, который численно показывает, на сколько можно изменить $|W_{PC}(j\omega)|$ при постоян-

ном фазовом соотношении для того, чтобы САР вышла на условную границу устойчивости.

Рассмотрим теперь запас по фазе γ системы при $M = \text{const}$ (рис. 4).

Для определения координаты точки пересечения единичной окружности с годографом разомкнутой системы запишем уравнения:

$$\text{Re}^2 + \text{J}^2 - \frac{2M^2}{M^2 - 1} \text{Re} + \frac{M}{M^2 - 1} = 0;$$

$$\text{Re}^2 + \text{J}^2 = 1.$$

Из решения данной системы уравнений находим координату $\text{Re} = 1 - \frac{1}{2M^2}$, и определяем

$$\gamma_{\text{пред}} = \arccos\left(1 - \frac{1}{2M^2}\right).$$

Запас по фазе есть угол γ , лежащий между вещественной отрицательной осью и лучом ON , проведенным из начала координат через точку пересечения годографа $W_{PC}(j\omega)$ с единичной окружностью, центр которой находится в начале координат. Численно угол γ показывает возможное отставание по фазе при условии $M = \text{const}$, чтобы САР оказалась на условной границе устойчивости.

Гарантируемый запас устойчивости реализуется нечеткой обратной связью с помощью устройства переключений коэффициента обратной связи САР.

3. Разработка многоуровневого устройства переключений коэффициента обратной связи САР

Из разных вариантов многоуровневого устройства (МУ) [16] выбран вариант реализации на базе одноуровневых триггерных устройств (ТУ) с регулируемой петлей гистерезиса, включенных параллельно в канал обратной связи и смещенных относительно друг друга вправо (влево) на равные (разные) интервалы скважности выходного сигнала.

ТУ аналогично триггеру Шмидта реализует релейную статическую характеристику с регулируемой петлей гистерезиса ε и отличается от него импульсным входом. В зависимости от отклонения частотного показателя колебательности $\Delta M = M_{\text{тек}} - M_{\text{мин}}$ ТУ формирует уровни МУ. На рис. 5 приведена его статическая характеристика, где характеристики i -х уровней имеют равную высоту ΔR , ширину петли гистерезиса и не смещены относительно друг друга [16]. В зависимости от настройки скважности включения и выключения $\text{ТУ}_1, \dots, \text{ТУ}_n$ срабатывают один или несколько ТУ, формируя сигнал обратной связи $l \Delta R$ (выход МУ).

Характеристики МУ на базе РЭ и ТУ [16] связаны между собой, поэтому целесообразно при

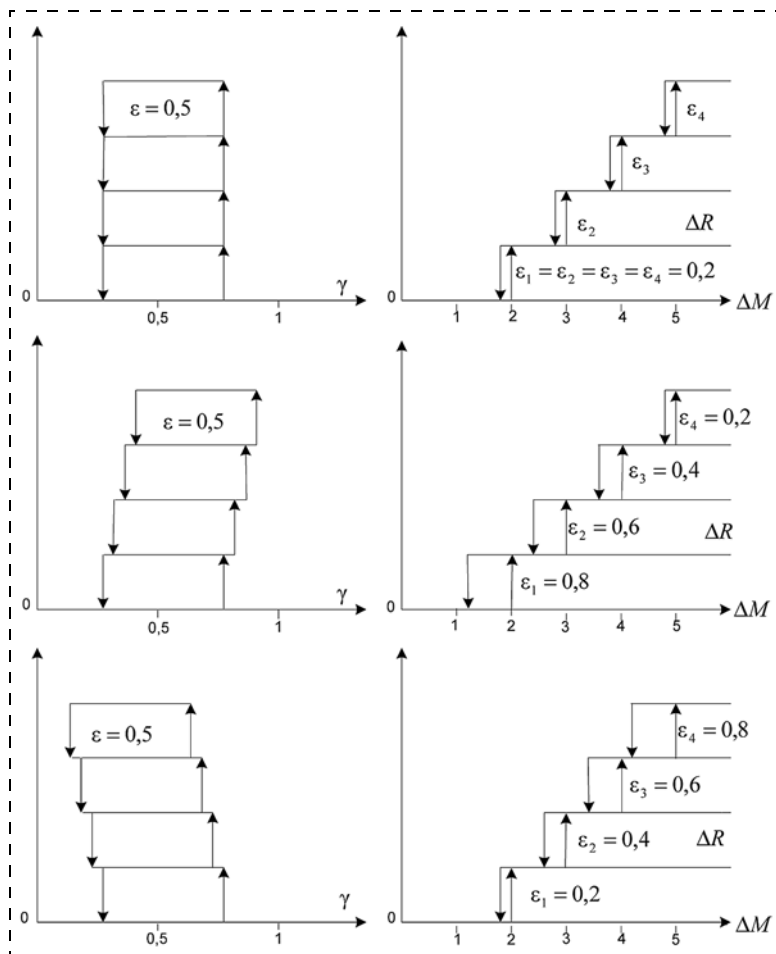


Рис. 5. Варианты соответствия статических характеристик МУ на базах РЭ и ТУ ($A_{\text{гл}} = 2$)

условии постоянства уровня переключений ($\Delta R = \text{const}$) определить их соответствие:

$$\gamma = \frac{A_{\text{имп}}}{2A_{\text{гл}}} \left(\Delta M - \sum_{l=1}^n Y_l \right),$$

где

$$Y_1 = \begin{cases} \Delta K, & \Delta M \geq \Delta M_1; \\ 0, & \Delta M < \Delta M_1; \end{cases}$$

$$Y_2 = \begin{cases} \Delta K, & \Delta M \geq 2\Delta M_1; \\ 0, & \Delta M < 2\Delta M_1; \end{cases}$$

.....

$$Y_n = \begin{cases} \Delta K, & \Delta M \geq n\Delta M_1; \\ 0, & \Delta M < n\Delta M_1; \end{cases}$$

$\frac{A_{\text{имп}}}{2A_{\text{гл}}}$ — коэффициент преобразования канала широтно-импульсной модуляции (ШИМ-канала); $2A_{\text{имп}}$ — двойная амплитуда сигнала генератора линейно изменяющегося напряжения (ГЛИН); $A_{\text{имп}}$ — амплитуда сигнала ШИМ-канала МУ; ΔK_i — высота i -го релейного уровня МУ; l — число возбужденных релейных уровней МУ; n — число релейных уровней МУ; $\Delta M_1 = \gamma_1 - \gamma_2$ — шаг дискретизации МУ;

γ_1 — верхний уровень петли гистерезиса ТУ; $\gamma_2 = \gamma_1 - \varepsilon$ — нижний уровень петли гистерезиса ТУ; ε — заданная петля гистерезиса ТУ.

На рис. 5 показаны также варианты соответствия статических характеристик МУ на базе ТУ и РЭ. Смещение "столба" статической характеристики ТУ эквивалентно введению "гибкой" связи в нечеткую обратную связь контура управления.

Обратная связь в контуре управления недетерминированным объектом изменяется в интервале от нуля до единицы за счет изменения, например, сопротивления обратной связи операционного усилителя при переключениях МУ. При отсутствии колебаний текущего параметра МУ выдает сигнал, при котором коэффициент передачи операционного усилителя равен единице. При появлении колебаний текущего параметра за счет изменения свойств недетерминированного объекта МУ уменьшает дискретно коэффициент передачи операционного усилителя и ослабляет обратную связь в контуре управления при переключениях ТУ с шагом дискретизации скважности $\Delta\gamma$, равным, например, 0,6.

Разработанная методика повышения робастности управления может быть применена к данному классу недетерминированных объектов, если:

- недетерминированный объект, обладая свойством самовыравнивания, можно представить объектом третьего порядка с переменными отрицательными корнями;
 - недетерминированный объект, обладая свойством самовыравнивания, можно представить объектом второго порядка с переменными комплексно-сопряженными корнями с отрицательными действительными составляющими;
 - если известна структура недетерминированного объекта, обладающего свойством самовыравнивания, один из коэффициентов может изменяться как по величине, так и по знаку.
- Качество управления недетерминированного объекта определяется работой адаптивного нечеткого регулятора.

4. Разработка адаптивного нечеткого регулятора

Теория нечеткого управления широко рассмотрена в работе [4]. Рассматривается адаптивный нечеткий регулятор, содержащий адаптивный фаззификатор и блок активационных функций [17, 18], показанный на рис. 6. Выбор числа функций принадлежности (ФП) терм-множества фаззификатора традиционный (для инерционных (тепловых) объектов число ФП не более трех, для малоинерционных объектов (сверхпереходные процессы синхронного генератора) — от 7 до 11).

В качестве ФП можно задавать как линейные, так и нелинейные функции.

В адаптивном нейронном фаззификаторе выбрано пять нелинейных ФП (термов), представленных сигмоидными функциями $f_1, \dots, f_8$, которые заданы следующими соотношениями (рис. 6) [4]:

$$y_1 = \frac{1}{1 + \exp(-w_1(x + w_{c1}))};$$

$$y_2 = \frac{1}{1 + \exp(-w_2(x + w_{c2}))} - \frac{1}{1 + \exp(-w_3(x - w_{c3}))};$$

$$y_3 = \frac{1}{1 + \exp(-w_4(x + w_{c4}))} - \frac{1}{1 + \exp(-w_5(x - w_{c5}))};$$

$$y_4 = \frac{1}{1 + \exp(-w_6(x + w_{c6}))} - \frac{1}{1 + \exp(-w_7(x - w_{c7}))};$$

$$y_5 = \frac{1}{1 + \exp(-w_8(x - w_{c8}))},$$

где w_{ci} — параметры смещения сигмоидных ФП; w_i — вес суммарного сигнала на входе сигмоидных ФП; y_i — активизированные степени принадлежности фаззификатора синглтонам, синхронно связанным с входом x .

При выборе терм-множества фаззификатора недетерминированного объекта необходимо учитывать свойства объекта. Так, применительно к авиационному двигателю необходимо исключить терм НОРМА, так как последний является астатическим объектом. При выборе терм-множества фаззификатора применительно к синхронному генератору необходимо включить терм НОРМА, так как синхронный генератор есть статический объект. (Терм

НОРМА определяет значение управляющего воздействия при номинальном значении регулируемого параметра (напряжения СГ).)

Адаптация АНФ выполнена с помощью нейрона с последовательным обучением на основе рекуррентной формулы [19]

$$h_{j+1} = h_j + C(x_j - x_{jm}) \frac{u_j}{u_j^T u_j}, \text{ при } 0 \ll C \ll 2,$$

где h_{j+1} — последующий шаг $(j+1)$ -й итерации; h_j — предыдущий шаг j -й итерации; x_j — дискретная форма j -й итерации; x_{jm} — оценка выхода модели; $(x_j - x_{jm})$ — ошибка в оценке x_j ; u_j — измеряемая функция; T — транспонирование.

В блоке активационных функций выбраны функции активации типа гиперболический тангенс [18]:

$$F(r) = \text{th}r = \frac{e^r - e^{-r}}{e^r + e^{-r}},$$

где $r = \text{уф}$.

Адаптация нечеткого регулятора достигается умножением текущих значений степеней принадлежности, активизированных текущим значением синглтона фаззификатора, на синапсы адаптивного нейрона. Полученные произведения коэффициентов являются аргументами функций активации, усиливающих слабый сигнал и ослабляющих сильный сигнал. В общем случае адаптивный нечеткий регулятор можно представить адаптивным пропорциональным звеном, которое может приспосабливаться к любым изменениям ошибки отклонения текущего параметра, вызванным возмущениями на САР.

Рассмотрим контур робастного управления недетерминированным объектом с применением адаптивного нечеткого регулятора и нечеткой обратной связи на базе многоуровневого релейного элемента.

5. Разработка контура управления недетерминированного объекта с применением нечеткой обратной связи

На рис. 7 приведена структура управления недетерминированным объектом, включающая основной контур управления и блок управления МУ нечеткой обратной связи.

Недетерминированный объект оснащен на выходе датчиком текущего параметра. Обратная связь в замкнутой САР реализуется с помощью МУ, которая в исходном состоянии равна единице. В текущем состоянии МУ уменьшает коэффициент обратной связи с увеличением ошибки на входе

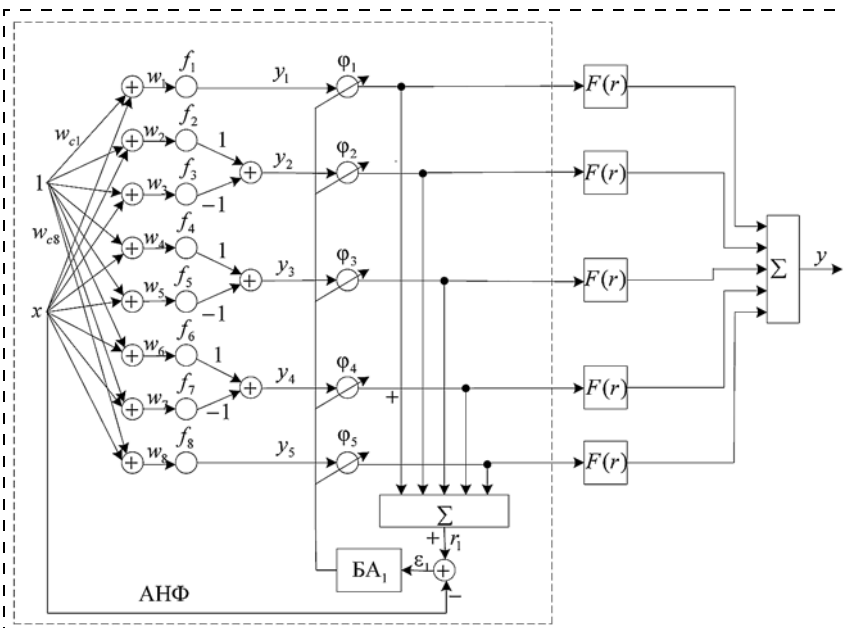


Рис. 6. Адаптивный нечеткий регулятор (АНФ):

БА1 — блок алгоритмов; ϕ_i — синапсы; x — отклонение текущего параметра от заданного значения; y — управляющее воздействие регулируемого объекта

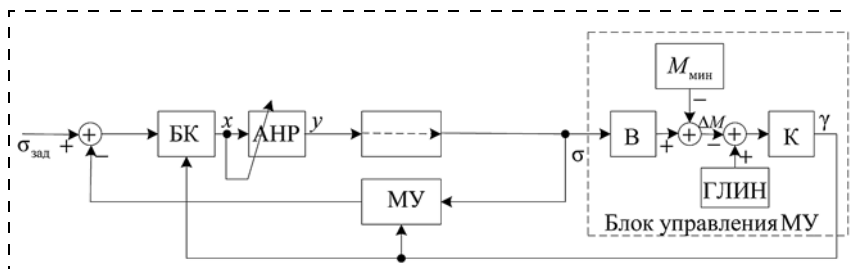


Рис. 7. Структура управления недетерминированным объектом: БК — блок коррекции; АНР — адаптивный нечеткий регулятор; МУ — многоуровневое устройство; В — выпрямитель; ГЛИН — генератор линейно-изменяющегося напряжения; К — компаратор

АНФ. Для коррекции ошибки необходимо уменьшить ошибку регулирования пропорционально изменению коэффициента обратной связи с помощью блока коррекции (БК).

Блок управления МУ содержит выпрямитель (В), генератор линейно-изменяющегося напряжения (ГЛИН), заданное минимальное значение $M_{\min}$, элементы сравнения и компаратор.

Блок управления МУ вычисляет текущее значение частотного показателя колебательности M , которое сравнивается с его минимальным заданным значением $M_{\min}$. Выявленное отклонение ΔM преобразуется с помощью ШИМ-приставки в скважность γ для дальнейшего управления МУ. При этом модель МУ корректирует (уменьшает с учетом знака) коэффициент усиления БК в основном контуре САР.

Таким образом, настройки МУ обеспечивают "гарантированный" запас устойчивости САР, а адаптивный нечеткий регулятор — необходимое качество переходного процесса. Этим самым разрешается противоречие между устойчивостью и качеством переходного процесса САР в данном классе недетерминированных объектов.

Заключение

1. Разработан датчик контроля текущих колебаний в САР на базе частотного показателя колебательности M .
2. Разработан адаптивный нечеткий регулятор для управления недетерминированным объектом с применением нейронной технологии.
3. Разработано многоуровневое устройство обратной связи, управляемое с использованием скважности, пропорциональной разности между текущим и минимальным заданным значениями частотного показателя колебательности M .
4. Разработана нечеткая обратная связь управления недетерминированным объектом.
5. Разработана методика построения робастной системы нечеткого адаптивного управления данным классом недетерминированных объектов с применением нечеткой обратной связи.

Список литературы

1. Москалев А. Г. Автоматическое регулирование режима электрической системы по частоте и активной мощности. М.-Л.: ГЭИ, 1960. 239 с.
2. Хижняков Ю. Н. Комбинированный метод управления параллельной работой генераторов переменного тока. Пермь: изд. Перм. гос. техн. ун-та, 1999. 144 с.
3. Хижняков Ю. Н., Южаков А. А. Адаптивное связанное управление ТВД с применением нейронной технологии // Известия вузов. Электромеханика. 2014. № 4. С. 35—39.
4. Борисов В. В., Круглов В. В., Федюлов А. С. Нечеткие модели и сети. М.: Горячая линия-Телеком, 2007. 284 с.
5. Кудинов Ю. И., Кудинов И. Ю. Устойчивость нечетких автоматных и реляционных динамических систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 6. С. 2—12.
6. Кудинов Ю. И., Кудинов И. Ю. Устойчивость нечетких динамических производственных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 7. С. 6—19.
7. Ziegler J. G., Nichols N. B. Optimum settings for automatic controllers // Trans. ASME. 1942. V. 64. P. 759—768.
8. Chien K. L., Hrones J. A., Reswick J. B. On automatic control of generalized passive systems // Trans. ASME. 74. P. 175—185.
9. Ротач В. Я. Теория автоматического управления. Учеб. для вузов. М.: Издательство МЭИ, 2004. 400 с.
10. Бобко В. Д., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А. Оптимальная траектория как основа построения базы знаний нечеткого логического контроллера // РОИ-98. Распределенная обработка информации. Тр. шестого междунар. семинара. Новосибирск, Сибирское отделение РАН, 1998. С. 290—294.
11. Хижняков Ю. Н. Релейно-импульсное преобразование и его применение // Вестник Ижевского государственного технического университета. 2010. № 2. С. 112—114.
12. Харитонов В. Л., Хинрихсен Д. Устойчивость вложенных семейств полиномов // Автоматика и телемеханика. 1997. № 3. С. 81—92.
13. Перат А. Нечеткое моделирование и управление (пер. с англ.) М.: Бином. Лаборатория знаний, 2009. 798 с.
14. Андриевская Н. В., Леготкина Т. С., Хижняков Ю. Н. К вопросу статической устойчивости в системах нечеткого управления объектами // Матер. конф. "Управление в технических, эргодических, организационных и сетевых системах" (УТЭОСС-2012). Санкт-Петербург, 2012.
15. Андриевская Н. В., Хижняков Ю. Н. Исследование устойчивости нечеткого управления объектами // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. 2013. № 11. С. 7—11.
16. Хижняков Ю. Н. Теория многопозиционного релейного регулирования и ее приложение. Перм. гос. техн. ун-т. Пермь, 1999. 99 с.
17. Хижняков Ю. Н. Нечеткое, нейронное и гибридное управление: учеб. пособ. Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2013. 303 с.
18. Хижняков Ю. Н. Алгоритмы нечеткого, нейронного и нейро-нечеткого управления в системах реального времени: учеб. пособ. Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2013. 156 с.
19. Леготкина Т. С., Данилова С. А. Методы идентификации систем: учеб. пособие. Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2008. 123 с.

Robust Control of Non-Deterministic Object Using Multilevel Feedback

Robust control of non-deterministic object (NO) is an urgent task, and there are different approaches to its solution. The paper considers an introduction of fuzzy feedback in the control loop of NO. The value of the feedback coefficient may range from logic zero (the gap feedback) to logic one. Process of increasing the oscillation in the control loop (NO) is controlled by the frequency of oscillation index. The numerical value of the frequency of oscillation index sets parameters of a "forbidden" circle, which includes the "dangerous" point with coordinates $-1, j0$. Changes in frequency response of NO will be countered by changing the parameters of a "forbidden" circle. In the control loop of the NO we introduce an adaptive nonlinear approximator (regulator). The controller is implemented on the basis of an adaptive neural fuzzificator and unit activation functions block. Activation function (sigmoidal unbalanced function) strengthen "weak" and weakening "strong" signals at the input. Adaptation of neural fuzzificator performed using neuron feedback with sequential learning. Control algorithm feedback coefficient is made on the basis of multilevel relay element (MRE). MRE controlled by duty cycle, proportional to the difference between the signals of the current and minimum values of the frequency of oscillation index. In the control loop of MO desired dynamics is provided by the adaptive fuzzy control, and stability — by fuzzy feedback. The main conclusions are the following: adaptive fuzzy controller to control the MO using neural technology is developed; control algorithm of fuzzy feedback control loop of NO is developed.

Keywords: robust stability, non-deterministic object adaptive fuzzy control, adaptive fuzzy feedback oscillation frequency component, the neuron adaptive, multilevel relay element

References

1. **Moskalev A. G.** Avtomaticheskoe regulirovanie rezhima elektricheskoy sistemy po chastote i aktivnoy moshchnosti. M.-L. GEI, 1960. 239 p.
2. **Khizhnyakov Yu. N.** Kombinirovannyi metod upravleniya parallel'noy rabotoy generatorov peremennogo toka. Perm': izd. Perm. gos. tekhn. un-ta, 1999. 144 p.
3. **Khizhnyakov Yu. N., Yuazhakov A. A.** Adaptivnoe svyazannoe upravlenie TVD s primeneniem neyronnoy tekhnologii. *Izvestiya vuzov. Elektromekhanika*. 2014. N. 4. P. 35—39.
4. **Borisov V. V., Kruglov V. V., Fedulov A. S.** Nechetkie modeli i seti. M.: Goryachaya liniya-Telekom, 2007. 284 p.
5. **Kudinov Yu. I., Kudinov I. Yu.** Ustoychivost' nechetkikh avtomatnykh i relyatsionnykh dinamicheskikh system. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*. 2010. N. 6. P. 2—12.
6. **Kudinov Yu. I., Kudinov I. Yu.** Ustoychivost' nechetkikh dinamicheskikh produktsionnykh system. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*. 2011. N. 7. P. 6—19.
7. **Ziegler J. G., Nichols N. B.** Optimum settings for automatic controllers. *Trans. ASME*. 1942. V. 64. P. 759—768.
8. **Chien K. L., Hrones J. A., Reswick J. B.** On automatic control of generalized passive systems. *Trans. ASME*. 74. P. 175—185.
9. **Rotach V. Ya.** Teoriya avtomaticheskogo upravleniya. Ucheb. dlya vuzov. M.: Izdatel'stvo MEI, 2004. 400 p.
10. **Bobko V. D., Zolotukhin Yu. N., Nesterov A. A.** Optimal'naya traektoriya kak osnova postroeniya bazy znaniy nechetkogo logicheskogo kontrollera. *ROI — 98. Raspredeleonnaya obrabotka informatsii. Tr. shestogo mezhdunar. seminar. Novosibirsk, Sibirskoe otdelenie RAN*, 1998. P. 290—294.
11. **Khizhnyakov Yu. N.** Releyno-impul'snoe preobrazovanie i ego primeneniye. *Vestnik Izhevskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet*. 2010. N. 2. P. 112—114.
12. **Kharitonov V. L., Khinrichsen D.** Ustoychivost' vlozhennykh semeystv polinomov. *Avtomatika i telemekhanika*. 1997. N. 3. P. 81—92.
13. **Pegat A.** Nechetkoe modelirovanie i upravlenie (per. s angl.) M.: Binom. Laboratoriya znaniy, 2009. 798 p.
14. **Andrievskaya N. V., Legotkina T. S., Khizhnyakov Yu. N.** K vo-prosu staticheskoy ustoychivosti v sistemakh nechetkogo upravleniya ob'ektami. *Mater. konf. "Upravlenie v tekhnicheskikh, ergodicheskikh, organizatsionnykh i setevykh sistemakh" (UTEOSS—2012)*. Sankt-Peterburg, 2012.
15. **Andrievskaya N. V., Khizhnyakov Yu. N.** Issledovanie ustoychivosti nechetkogo upravleniya ob'ektami. *Neyrokomp'yutery: razrabotka, primeneniye*. 2013. N. 11. P. 7—11.
16. **Khizhnyakov Yu. N.** Teoriya mnogopozitsionnogo releynogo regulirovaniya i ee prilozheniye. Perm. gos. tekhn. un-t. Perm', 1999. 99 p.
17. **Khizhnyakov Yu. N.** Nechetkoe, neyronnoe i gibridnoe upravlenie: ucheb. posob. Perm': Izd-vo Perm. nats. issl. politekhn. un-ta, 2013. 303 p.
18. **Khizhnyakov Yu. N.** Algoritmy nechetkogo, neyronnogo i neyro-nechetkogo upravleniya v sistemakh real'nogo vremeni: ucheb. posob. Perm': Izd-vo Perm. nats. issled. politekhn. un-ta, 2013. 156 p.
19. **Legotkina T. S., Danilova S. A.** Metody identifikatsii sistem: ucheb. posobie. Perm': Izd-vo Perm. gos. tekhn. un-ta, 2008. 123 p.

И. В. Некрасов, канд. техн. наук, консультант по программным решениям, ivannekr@mail.ru,
ООО "ДжиИ Рус" (General Electric Intelligent Platforms), г. Москва

Исследование эффективности алгоритма оптимального управления динамической системой при варьировании периода квантования дискретной аппроксимации объекта

Обсуждается алгоритмическое решение задачи оптимального управления динамической системой в реальном масштабе времени. Исследована эффективность работы алгоритма оптимального цифрового управления при различных значениях частоты квантования дискретной модели управляемого объекта, принятой при реализации алгоритма. Показано, что при неограниченной вычислительной производительности управляющего микропроцессора наибольшее качество управления достигается за счет выбора минимального периода квантования модели и максимально возможного горизонта прогноза алгоритма (задача оптимизации максимальной размерности). При наличии ограничений, накладываемых на вычислительную трудоемкость алгоритма управления, наилучшее качество переходного процесса достигается за счет поиска компромиссного сочетания значений периода квантования и горизонта прогноза.

Ключевые слова: дискретная система, оптимальное управление, частота дискретизации, период квантования, теорема Котельникова, поле зрения алгоритма, горизонт прогноза, упреждающее управление, время переходного процесса

Введение

В результате масштабного внедрения цифровых вычислителей в системы управления динамическими объектами широкое распространение получили математические модели дискретного типа. В частности, при синтезе дискретных алгоритмов оптимального управления широко применяется квантование систем по времени [1]. Очевидно, что с уменьшением периода квантования степень соответствия непрерывной и дискретизованной моделей динамического объекта увеличивается, что напрямую влияет на качество процессов управления. Однако чрезмерное увеличение частоты дискретизации приводит к увеличению размерности и вычислительной трудоемкости задач [2], решаемых управляющим контроллером в реальном масштабе времени [3]. В настоящей работе исследуется зависимость качества переходных процессов в системе от значения частоты дискретизации модели. Рассматривается возможность подстройки частоты дискретизации модели объекта в процессе управления, что позволяет повысить точность системы, не увеличивая трудоемкость используемых алгоритмов.

Задача оптимального управления по состоянию объекта

Концепция управления по состоянию, как в непрерывном, так и в дискретном виде, основана на построении так называемой синтезирующей функ-

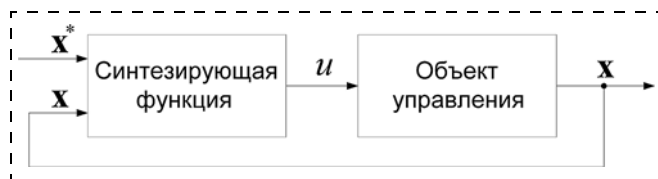


Рис. 1. Схема синтеза оптимальных управлений

ции [4], которая используется для вычисления текущего управляющего воздействия на систему в зависимости от измеренных значений ее переменных состояния (рис. 1).

На рис. 1 приняты следующие обозначения:

$\mathbf{x} = \text{col}(x_1, x_2, \dots, x_n)$ — вектор текущего состояния системы;

$\mathbf{x}^* = \text{col}(x_1^*, x_2^*, \dots, x_n^*)$ — вектор желаемого состояния системы; u — управляющее воздействие.

Сложность полученной синтезирующей функции определяется детальностью используемой модели объекта, а также постановкой задачи управления. В частности, при синтезе системы оптимального управления по состоянию важнейшим фактором, определяющим вид синтезирующей функции, является критерий оптимальности.

Модель объекта управления в непрерывном виде имеет вид

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}u(t); \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t), \end{cases} \quad (1)$$

где $\mathbf{x} = \text{col}(x_1, x_2, \dots, x_n)$ — вектор состояния системы; u — управляющее воздействие; $\mathbf{y} = \text{col}(y_1, y_2, \dots, y_m)$ — вектор выходных переменных; $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{C}$ — матрицы системы, входа и выхода соответственно, $t \geq 0$ — время, аргумент непрерывной модели объекта.

В общем виде задача оптимального управления по состоянию для линейной непрерывной динамической системы имеет следующую формулировку [4]: перевести объект (1) из начального состояния $\mathbf{x}(0)$ в конечное состояние $\mathbf{x}^*$, обеспечив минимум критерия оптимальности $J(t, \mathbf{x}, u) \rightarrow \min$.

Дискретизация динамических систем

Решение поставленной задачи оптимального управления для реального динамического объекта в непрерывном виде может быть затруднительно (если вообще возможно), поэтому в современных

системах управления широкое распространение получили дискретные аппроксимации исходной проблемы [5]. Решение дискретных аппроксимаций задачи осуществляется в управляющей ЭВМ в режиме реального времени [6].

При переходе к дискретному управлению непрерывная математическая модель объекта с некоторой заранее известной точностью заменяется эквивалентной системой дискретных уравнений [1, 6]. В частности, системы непрерывных дифференциальных уравнений, широко применяемые для описания динамики систем управления, в результате дискретизации по времени могут быть преобразованы в системы алгебраических разностных уравнений [1]. Например, для линейной стационарной системы со скалярным входом указанные преобразования примут следующий вид:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}u(t); \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t), \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{e}^{\mathbf{A}\Delta t}\mathbf{x}(k) + \int_0^{\Delta t} \mathbf{e}^{\mathbf{A}\tau} \mathbf{B}d\tau \cdot u(k); \\ \mathbf{y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{x}(k), \end{cases} \quad (2)$$

где $\mathbf{x} = \text{col}(x_1, x_2, \dots, x_n)$ — вектор состояния системы; u — управляющее воздействие; $\mathbf{y} = \text{col}(y_1, y_2, \dots, y_m)$ — вектор выходных переменных; $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{C}$ — матрицы системы, входа и выхода соответственно; $t \geq 0$ — время, аргумент непрерывной модели объекта; $\Delta t > 0$ — период квантования времени в дискретной модели; $k = \frac{t}{\Delta t}$, $k = 0, 1, 2, \dots$ — дискретное время, аргумент дискретной модели.

Точность соответствия исходной непрерывной и получаемой дискретной систем сильно зависит от периода квантования Δt : при уменьшении периода квантования отклонение дискретной модели от непрерывной уменьшается (рис. 2). На рис. 2 отклонение дискретной модели от непрерывной обозначено переменными ε_1 и ε_2 .

Очевидно, что при неограниченном уменьшении периода дискретизации (или, что эквивалентно, увеличении частоты квантования) можно добиться сколь угодно малого значения ошибки дискретизации системы в заданной точке. На практике верхняя граница частоты дискретизации определяется быстродействием цифровых датчиков измерения выходного сигнала объекта (либо аналого-цифровых преобразователей для случая конструктивно разделенных аналоговых измерителей и средств оцифровки данных), а также производительностью управляющего микропроцессора. Заметим, что минимальное значение частоты квантования в системе определяется по теореме Котельникова, как показано, например, в работе [7].

Решение задачи дискретного оптимального управления

Дискретизованные уравнения объекта (1) могут быть переписаны относительно любого момента времени в будущем (относительно такта управления, отстоящего от текущего дискретного момента времени на N тактов) [1]:

$$\mathbf{x}(N) = \mathbf{\Phi}^N \mathbf{x}(0) + \sum_{k=0}^{N-1} \mathbf{\Phi}^{N-k-1} \Gamma u(k), \quad (3)$$

где $\mathbf{x} = (x_1, \dots, x_n)^T$ — вектор состояния системы; $u(k)$, $k = 0, \dots, N-1$ — скалярное управляющее воздействие системы; N — номер конечного такта управления, рассматриваемого в локальной задаче дискретного оптимального управления, часто именуемый горизонтом прогноза; $\mathbf{\Phi} = \mathbf{e}^{\mathbf{A}\Delta t}$ — $(n \times n)$ -мерная матрица перехода; $\Gamma = \int_0^{\Delta t} \mathbf{e}^{\mathbf{A}\tau} \mathbf{B}d\tau$ — $(n \times 1)$ -мерная матрица управления; n — порядок объекта.

Таким образом, постановка задачи дискретного оптимального управления по состоянию примет следующий вид [1]:

перевести объект (3) из начального состояния $\mathbf{x}(0)$ в конечное состояние $\mathbf{x}^$, обеспечив минимум критерия оптимальности $J(k, \mathbf{x}, u) \rightarrow \min$.*

Для решения задач оптимального управления в дискретной постановке широко применяется аппарат математического программирования [8]. При этом формируется целевая функция, в качестве аргументов которой выступают значения переменных состояния и управляющего сигнала в дискретные моменты рассматриваемого временного отрезка. Обзор основных алгоритмов управления указанного типа приведен в работе [9]. В различных работах данный процесс решения задачи управления с периодическим пересчетом (коррекцией) оптимальной расчетной траектории получил название гибридной схемы управления или алгебраической обратной связи [10], программно-позиционной стратегии управления [11], методики многошагового синтеза управлений [12].

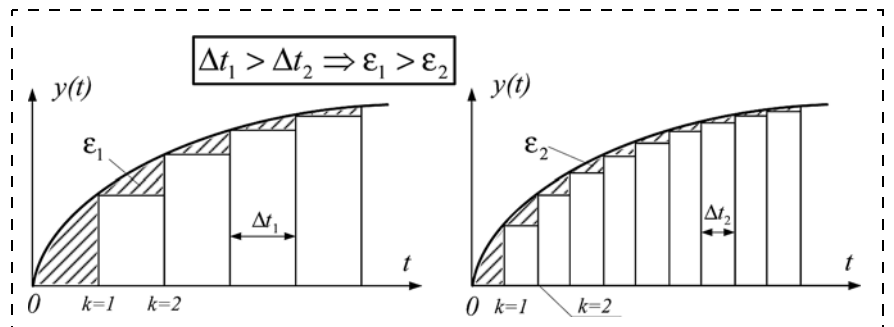


Рис. 2. Зависимость ошибки дискретной модели от периода квантования

Горизонт прогноза и трудоемкость алгоритмов цифрового управления

Как показано в работах [13–16], для корректной работы алгоритмов цифрового управления необходимо использовать прогнозирование собственного движения управляемого объекта на некоторый промежуток времени. Указанный промежуток времени часто называют *полем зрения* или *горизонтом прогноза алгоритма* [13, 16]. Обозначим данную величину $T_{\text{гор}}[c]$.

Заметим, что в алгоритмах цифрового управления рассматриваемого типа [10–12, 15, 16] используется дискретный горизонт прогноза N , измеряемый в тактах и вычисляемый по формуле

$$N = \frac{T_{\text{гор}}}{\Delta t}. \quad (4)$$

Указанная величина напрямую определяет размерность оптимизационной задачи, решаемой микропроцессором на каждом такте управления [2], так как число переменных целевой функции K определяется соотношением

$$K = n + N,$$

где n — число переменных состояния объекта (порядок объекта); N — число искоемых дискретных значений управляющего сигнала на каждом из рассматриваемых тактов управления.

При использовании горизонта прогноза микропроцессор осуществляет совместное решение нескольких оптимизационных задач [15, 16], варьируя число рассматриваемых тактов управления от 1 до заданного горизонта N . Таким образом, общая размерность совокупности задач может быть определена по следующей формуле:

$$R = \sum_{m=1}^N (m + n). \quad (5)$$

Очевидно, что при увеличении периода квантования Δt дискретный горизонт прогноза N уменьшается, что приводит к снижению вычислительной трудоемкости рассматриваемой задачи цифрового управления за счет уменьшения ее размерности.

При реализации алгоритмов цифрового управления необходимо учитывать тот факт, что несмотря на высокую производительность современных компьютерных средств *размерность вычислительных задач, решаемых в режиме реального времени, существенно ограничена* [3]. Вследствие ограничения размерности решаемой задачи математического программирования необходимо сокращать число рассматриваемых временных отметок N и соответствующих им значений управляющего сигнала. Сокращение числа переменных задачи может быть осуществлено двумя путями. Первый способ заключается в *уменьшении поля зрения или горизонта прогноза алгоритма без изменения периода квантования Δt* . Главным недостатком уменьшения поля зрения алгоритма является значительное повыше-

ние колебательных свойств и снижение устойчивости управляемого движения системы [14]. Второй метод связан с *повышением дискретности математической модели, используемой в алгоритме управления при фиксированном горизонте прогноза $T_{\text{гор}}[c]$* . Подобное прореживание временного отрезка приводит к снижению точности аппроксимации динамики системы, но не меняет характер получаемых переходных процессов. При варьировании частоты квантования в динамической системе необходимо учитывать требования теоремы Котельникова [7].

Оптимальное управление при различных частотах дискретизации объекта

Без ограничения общности обратимся к задаче оптимального дискретного управления состоянием динамической системы с критерием минимизации отклонения от целевого состояния системы, представленным в виде невязки:

$$J(k) = |x_1(k) - x_1^*| + \dots + |x_n(k) - x_n^*| \rightarrow \min, \quad (6)$$

где $x_i(k)$ — текущие значения переменных состояния объекта, $i = \overline{1, n}$; x_i^* — целевые значения переменных состояния объекта; k — номер текущего такта управления; n — порядок объекта управления.

Динамика дискретного объекта управления описывается разностными уравнениями (3).

Выбрав один из реализованных алгоритмов оптимального дискретного управления, основанных на методах математического программирования [15], синтезируем систему управления и осуществим моделирование управляемого движения для разных значений дискретности модели, используемой при расчете управляющих воздействий. Заметим, что при изменении дискретности меняются только коэффициенты разностных уравнений (3). В качестве примера рассмотрим движение колебательной системы второго порядка под управлением алгоритма линейного программирования [16]. Частота расчета управляющего воздействия постоянна в течение всего эксперимента и составляет 100 Гц. Для определенности зададим параметры объекта: постоянная времени $T = 0,1$ с; показатель колебательности $\xi = 0,3$; ограничение управления $M = 5$; начальные условия $x(0) = (x_1, x_2) = (1, 0); (4, 0); (10, 0); (20, 0);$

$$\text{Об: } \begin{cases} \dot{x}_1 = x_2; \\ \dot{x}_2 = -\frac{1}{T^2}x_1 - \frac{2\xi}{T}x_2 + \frac{1}{T^2}u, \end{cases} \quad (7)$$

управление ограничено по модулю: $u \in [-M, +M]$.

Задавая значением горизонта прогноза в виде промежутка времени $T_{\text{гор}}$, проведем моделирование работы алгоритма для различной дискретности Δt разбиения рассматриваемого временного отрезка. При этом коэффициенты разностных уравнений дискретизованной системы вычисляются на основе

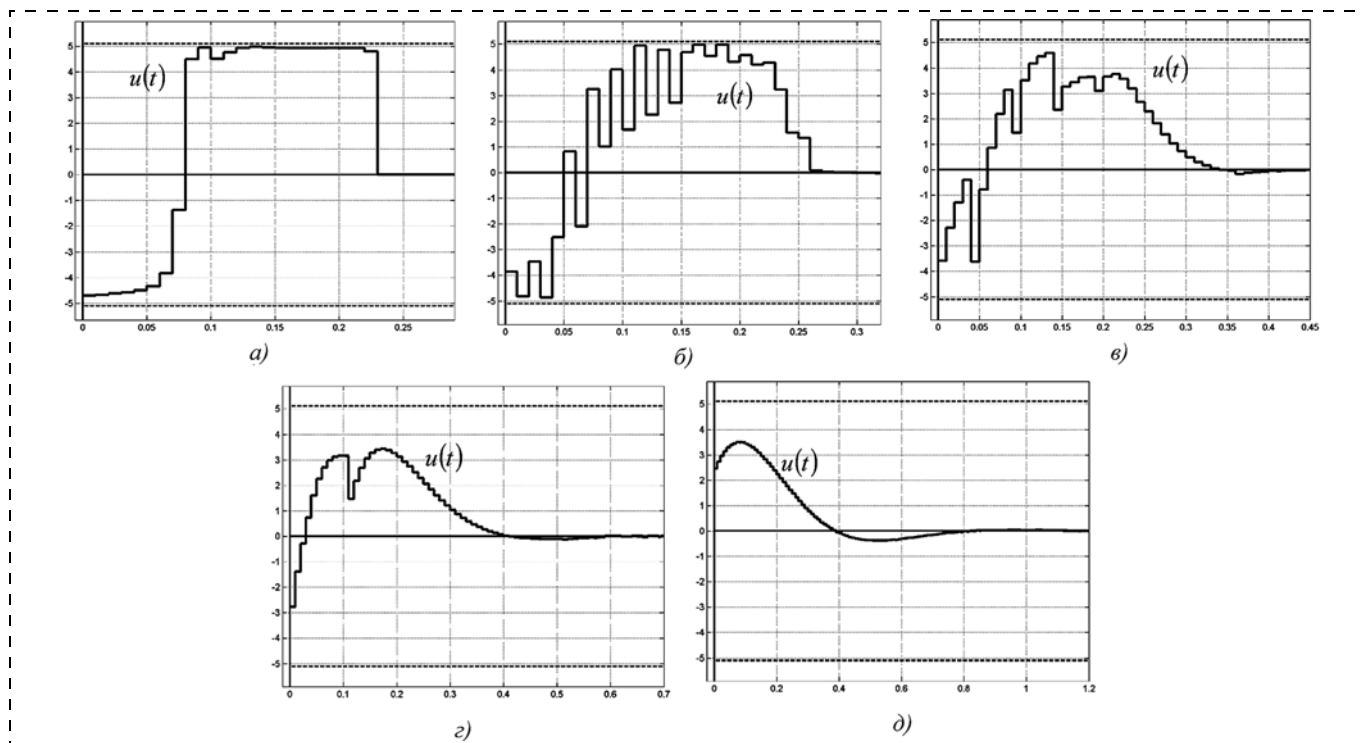


Рис. 3. Вид управляющего сигнала в результате применения алгоритма для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,32$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

a — для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 32$); $б$ — для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 16$); $в$ — для дискретности модели $\Delta t = 0,04$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 8$); $г$ — для дискретности модели $\Delta t = 0,08$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$); $д$ — для дискретности модели $\Delta t = 0,16$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$)

формулы (2). Для оценки размерности задачи линейного программирования, решаемой на каждом такте, будем использовать формулу (5), а качество переходного процесса будем определять по его длительности (точность решения задачи управления для всех случаев одинакова и составляет $\varepsilon = 0,01$ по выходному сигналу). Графики оптимального управляющего сигнала при различных значениях дискретности и горизонта прогноза представлены на рис. 3—7. Заметим, что общая тенденция заключается в увеличении длительности переходных процессов при уменьшении горизонта прогноза алгоритма и при увеличении дискретности модели. По результатам моделирования получены следующие показатели:

1. Для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,32$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

- для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 32$) размерность решаемой задачи составила $R = 592$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,23$;

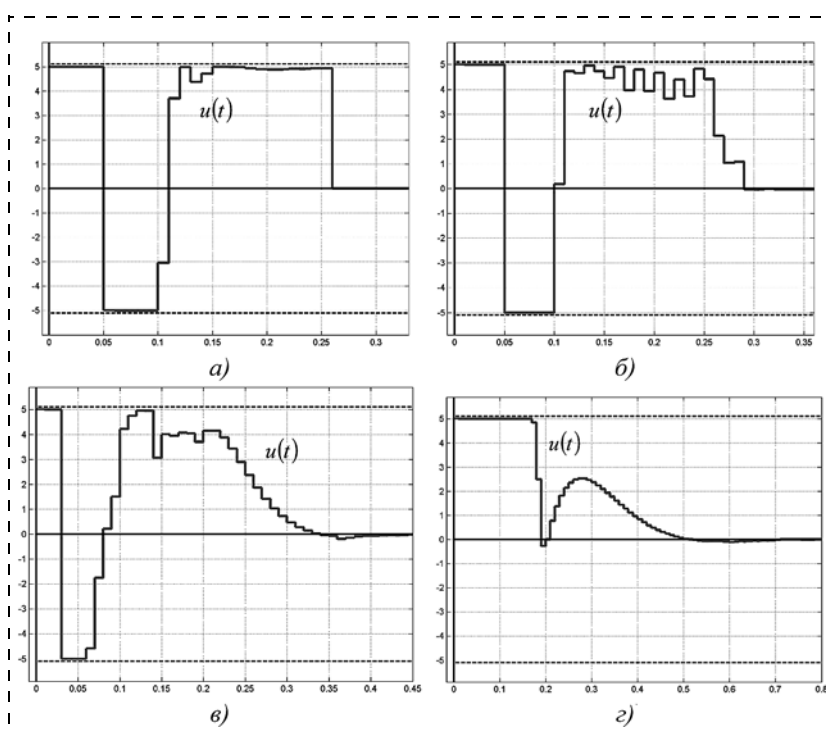


Рис. 4. Вид управляющего сигнала в результате применения алгоритма для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,16$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

a — для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 16$); $б$ — для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 8$); $в$ — для дискретности модели $\Delta t = 0,04$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$); $г$ — для дискретности модели $\Delta t = 0,08$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$)

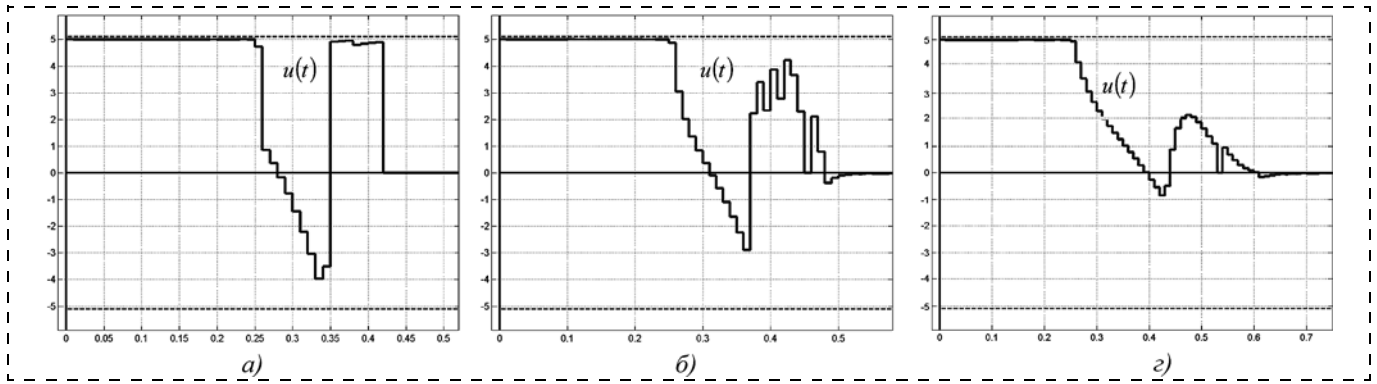


Рис. 5. Вид управляющего сигнала в результате применения алгоритма для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,08$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

a — для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 8$); *б* — для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$); *в* — для дискретности модели $\Delta t = 0,04$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$)

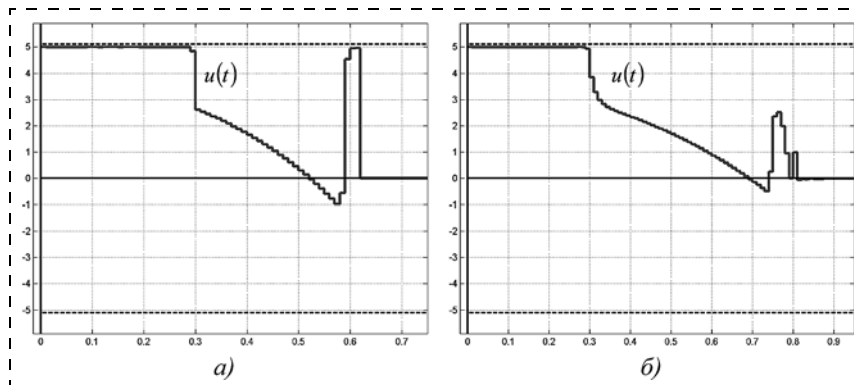


Рис. 6. Вид управляющего сигнала в результате применения алгоритма для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,04$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

a — для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$); *б* — для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$)

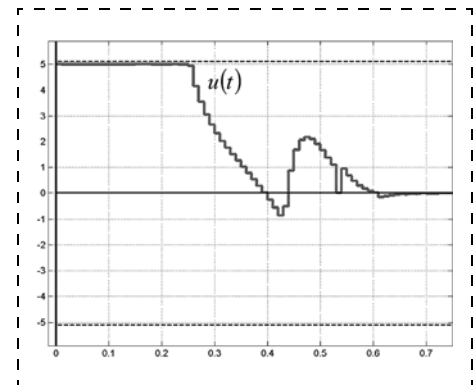


Рис. 7. Вид управляющего сигнала в результате применения алгоритма для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,02$ с, начального отклонения $x_1 = 10$, дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$)

- для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 16$) размерность решаемой задачи составила $R = 168$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,26$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,04$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 8$) размерность решаемой задачи составила $R = 52$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,42$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,08$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$) размерность решаемой задачи составила $R = 18$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,58$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,16$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$) размерность решаемой задачи составила $R = 7$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 1,1$.

2. Для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,16$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

- для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 16$) размерность решаемой задачи составила $R = 168$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,26$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 8$) размерность ре-

шаемой задачи составила $R = 52$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,29$;

- для дискретности модели $\Delta t = 0,04$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$) размерность решаемой задачи составила $R = 18$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,42$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,08$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$) размерность решаемой задачи составила $R = 7$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,71$.

3. Для горизонта прогноза $T_{\text{гор}} = 0,08$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

- для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 8$) размерность решаемой задачи составила $R = 52$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,42$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$) размерность решаемой задачи составила $R = 18$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,54$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,04$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$) размерность решаемой задачи составила $R = 7$, длительность переходного процесса составила $\tau_{\text{пп}} = 0,65$.

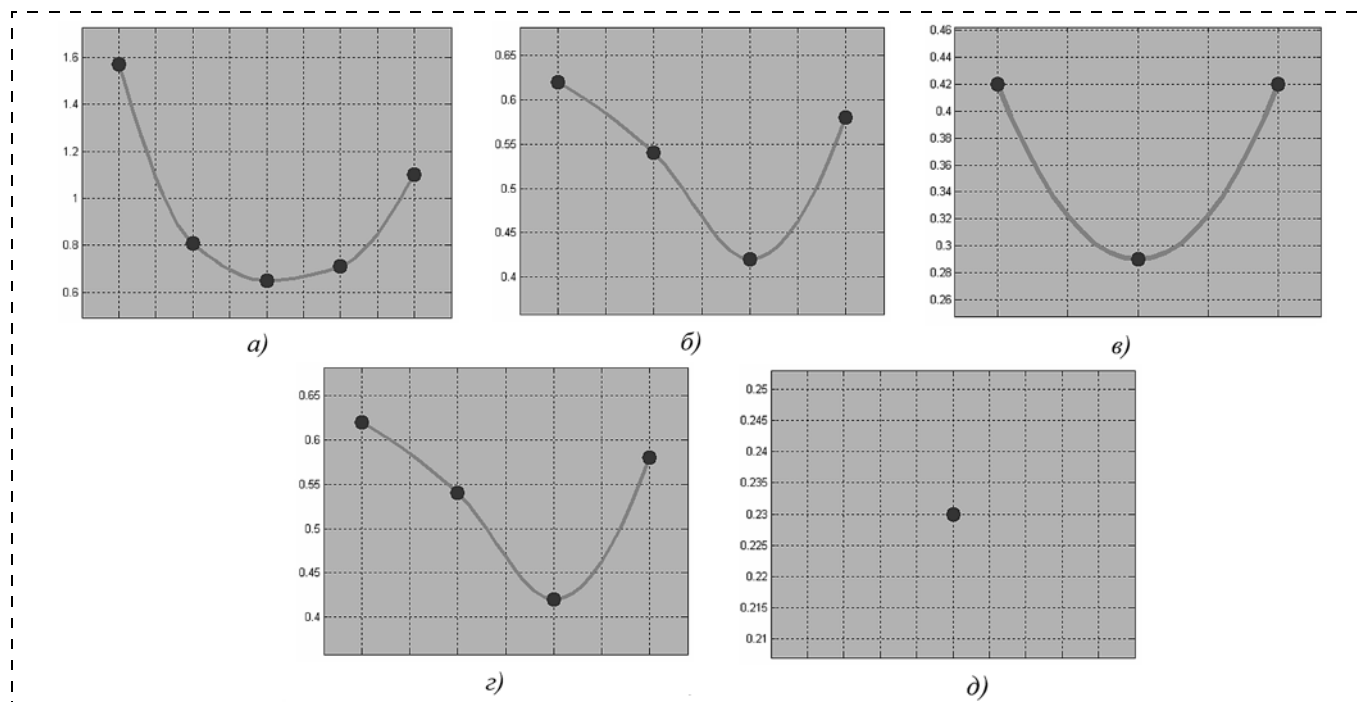


Рис. 10. Зависимость длительности переходного процесса $\tau_{пп}$ от настроек алгоритма при различной производительности контроллера: а — для дискретного горизонта прогноза $N = 2$; б — для дискретного горизонта прогноза $N = 4$; в — для дискретного горизонта прогноза $N = 8$; г — для дискретного горизонта прогноза $N = 32$

4. Для горизонта прогноза $T_{гор} = 0,04$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

- для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 4$) размерность решаемой задачи составила $R = 18$, длительность переходного процесса составила $\tau_{пп} = 0,62$;
- для дискретности модели $\Delta t = 0,02$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$) размерность решаемой задачи составила $R = 7$, длительность переходного процесса составила $\tau_{пп} = 0,81$;

5. Для горизонта прогноза $T_{гор} = 0,02$ с и начального отклонения $x_1 = 10$:

- для дискретности модели $\Delta t = 0,01$ с (дискретного горизонта прогноза $N = 2$) размерность решаемой задачи составила $R = 7$, длительность переходного процесса составила $\tau_{пп} = 1,57$.

На рис. 8 (см. вторую сторону обложки) представлена зависимость времени переходного процесса от значений частоты квантования модели и горизонта прогноза алгоритма. На изображении приняты следующие обозначения: $T_{гор}$ — горизонт прогноза движения системы в секундах; Δt — период квантования дискретной модели объекта, принятой в алгоритме оптимального управления; $\tau_{пп}$ — время переходного процесса, полученное моделированием работы алгоритма при заданных значениях $T_{гор}$ и Δt . Плоскость $N_{min} = 2$ представляет собой смысловое ограничение по минимальной размерности задачи цифрового управления (в работах [13, 15, 16] показано, что корректная работа алгоритмов оптимального цифрового управления обеспечивается только при наличии прогнозирования собственно движения системы, т. е. при $N \geq 2$).

Очевидно, что в условиях отсутствия ограничений по вычислительной трудоемкости оптимальным сочетанием настроек алгоритма управления является максимальное значение горизонта прогноза при минимальной частоте квантования модели объекта (точка глобального минимума на графике рис. 8, см. вторую сторону обложки). Однако при реализации алгоритма на реальном микроконтроллере показанная точка глобального минимума может быть отсечена от области поиска плоскостью N_{max} , соответствующей максимальной размерности задачи оптимизации, решаемой выбранным микроконтроллером в масштабе реального времени (рис. 9, см. вторую сторону обложки).

Очевидно, что при наличии ограничений на размерность задачи оптимизации, связанных с максимальной вычислительной производительностью управляющего контроллера, точка оптимального соотношения настроек $T_{гор}$ и Δt лежит на линии, образованной пересечением поверхности $\tau_{пп}(T_{гор}, \Delta t)$ и плоскости N_{max} . Заметим, что вид линии меняется в зависимости от значения N_{max} . На рис. 10 представлены сечения поверхности $\tau_{пп}(T_{гор}, \Delta t)$ плоскостями $N_{max} = 2, 4, 8, 16, 32$.

Характерной особенностью является тот факт, что ни введение в алгоритм максимального горизонта прогноза $T_{гор}$, ни минимизация периода дискретизации модели Δt не дают наибольшего эффекта сокращения длительности переходного процесса в системе. В табл. 1—3 представлено изображение поверхности $\tau_{пп}(T_{гор}, \Delta t)$ для различных начальных условий системы (5) под управлением алгоритма линейного программирования.

Таблица 1

Поверхность $\tau_{\text{пп}}(T_{\text{гор}}, \Delta t)$ при начальном отклонении $x_1 = 1$

Период квантова- ния модели Δt , с	Горизонт прогноза алгоритма $T_{\text{гор}}$, с				
	0,02	0,04	0,08	0,16	0,32
0,01	0,23	0,1	0,09	0,09	0,09
0,02	—	0,16	0,16	0,16	0,16
0,04	—	—	0,23	0,28	0,23
0,08	—	—	—	0,51	0,45
0,16	—	—	—	—	1,03

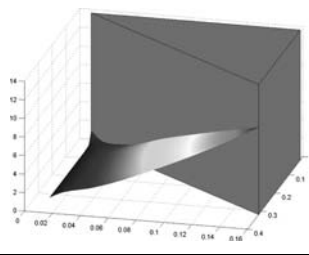


Таблица 2

Поверхность $\tau_{\text{пп}}(T_{\text{гор}}, \Delta t)$ при начальном отклонении $x_1 = 4$

Период квантова- ния модели Δt , с	Горизонт прогноза алгоритма $T_{\text{гор}}$, с				
	0,02	0,04	0,08	0,16	0,32
0,01	1,58	0,5	0,2	0,16	0,16
0,02	—	0,82	0,26	0,25	0,25
0,04	—	—	0,5	0,35	0,35
0,08	—	—	—	0,58	0,58
0,16	—	—	—	—	1,21

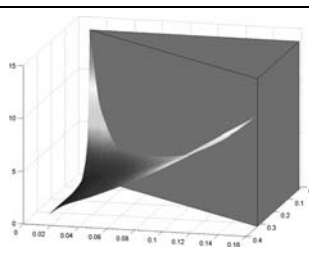
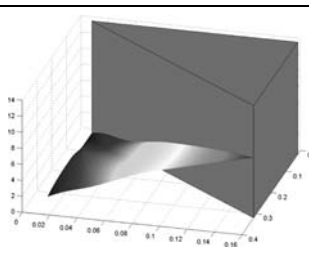


Таблица 3

Поверхность $\tau_{\text{пп}}(T_{\text{гор}}, \Delta t)$ при начальном отклонении $x_1 = 20$

Период квантова- ния модели Δt , с	Горизонт прогноза алгоритма $T_{\text{гор}}$, с				
	0,02	0,04	0,08	0,16	0,32
0,01	0,4	0,4	0,4	0,46	0,4
0,02	—	0,47	0,45	0,54	0,47
0,04	—	—	0,53	0,57	0,57
0,08	—	—	—	0,78	0,82
0,16	—	—	—	—	1,15



Заключение

Проведенные исследования показали, что ограничение производительности управляющего микропроцессора существенно влияет на работу алгоритмов цифрового оптимального управления. Ограничение по вычислительной трудоемкости алгоритма управления приводит к снижению максимальной размерности оптимизационной задачи, решаемой микропроцессором в реальном масштабе времени. Снижение размерности задачи управления приводит к необходимости закругления дискретной модели объекта, принятой в алгоритме управления, а также уменьшения горизонта прогноза движения объекта. Подобные упрощения вызывают неустрашимое снижение качества процессов управления в системе. Однако при одинаковом ограничении производительности вычислителя степень снижения характеристик управляемого движения системы неодинакова для различных сочетаний настроечных параметров алгоритма оптимального управления. В данной работе осуществлен поиск локального оптимального сочетания значений частоты квантования и горизонта прогноза алгоритма. В результате проведенного исследования получены следующие выводы:

- при неограниченной производительности микропроцессора существует точка предельного ка-

чества переходного процесса (глобальный оптимум), достижимая при функционировании выбранного алгоритма оптимального управления (см. рис. 8 на второй стороне обложки);

- ограничение производительности управляющего микропроцессора снижает качество процессов управления (см. рис. 8, 9 на второй стороне обложки);
- в условиях ограниченной вычислительной производительности предельные значения частоты квантования и горизонта прогноза алгоритма не дают максимального качества управления (рис. 10);
- наилучшее сочетание значений частоты квантования и горизонта прогноза не лежит на границах области допустимых значений;
- оптимальное сочетание настроек алгоритма зависит от начальных условий движения системы (табл. 1—3);
- увеличение горизонта прогноза сверх длительности переходного процесса системы не приводит к повышению качества управления (табл. 1—3).

Список литературы

1. Стрейтс В. Метод пространства состояний в теории дискретных линейных систем управления: перевод с английского под ред. Я. З. Цыпкина. М.: Наука, 1985. 295 с.
2. Ахо А., Хопкрофт Дж., Ульман Дж. Построение и анализ вычислительных алгоритмов: перевод с английского под ред. Ю. В. Матиясевича. М.: Мир, 1979. 536 с.
3. Климентьев К. Е. Системы реального времени: обзорный курс лекций. Самара: Изд. Самарского государственного аэрокосмического университета, 2008. 45 с.
4. Ванько В. И., Ермошина О. В., Кувырски Г. Н. Вариационное исчисление и оптимальное управление. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2001. 488 с. (п. 6.1, с. 151—167).
5. Пропой А. И. Элементы теории оптимальных дискретных процессов. М.: Наука, 1973. 256 с.
6. Остром К., Виттенмарк Б. Системы управления с ЭВМ: Пер. с англ. под ред. к. ф.-м. н. С. П. Чеботарева. М.: Мир, 1987. 480 с.
7. Солодовников В. В., Плотников В. Н., Яковлев А. В. Основы теории и элементы систем автоматического регулирования. Учебное пособие для вузов. М.: Машиностроение, 1985. 536 с.
8. Акулич И. Л. Математическое программирование в примерах и задачах: Учебное пособие для студентов экономических специальностей вузов. М.: Высшая школа, 1986. 319 с.
9. Методы классической и современной теории автоматического управления / Т. 4: Теория оптимизации систем автоматического управления. Учебник в 5 т. под ред. К. А. Пупкова и Н. Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 744 с. (с. 142—150, с. 165—176).
10. Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б. Гибридная схема решения задачи линейного быстродействия на основе формализма полиэдральной оптимизации // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 7 (160). С. 3—9.
11. Александров В. М. Оптимальное по быстродействию позиционно-программное управление линейными динамическими системами // Сибирские электронные математические известия. 2009 г. Т. 6. С. 385—439.
12. Яковенко П. Г. Методика последовательного многошагового синтеза оптимальных управлений // Известия Томского политехнического университета. 2003. Т. 306. № 2. С. 95—98.

13. Некрасов И. В. Минимизация времени регулирования в системах оптимального управления состоянием объекта // Состояние, проблемы и перспективы разработки корабельных информационно-управляющих комплексов (эффективность, надежность, экономика). Сб. докл. науч.-техн. конф. ОАО "Моринформсистема "Агат", г. Москва, 2009. С. 234—239.

14. Rolf Findeisen. Nonlinear Model Predictive Control: A Sampled-Data Feedback Perspective. Institut für Systemtheorie technischer Prozesse der Universität Stuttgart, Deutschland, 2004. 153 p.

15. Некрасов И. В. Применение методов математического программирования для повышения точности систем управления динамическими объектами // Аэрокосмические технологии. Науч. матер. второй междунар. науч.-технич. конф., посвященной 95-летию со дня рождения академика В. Н. Челомея (Российская Федерация, Реутов—Москва, 19—20 мая 2009 г.) / Под ред. Симонянца Р. П. Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. С. 198—199.

16. Филимонов Н. Б. Оптимизация дискретных процессов управления с полиэдральными критериями качества // Вестник МГТУ. Сер. Приборостроение. 2000. № 1. С. 20—38.

I. V. Nekrasov, Software solution consultant, ivannekr@mail.ru
"GE Rus" Ltd. (General Electric Intelligent Platforms), Moscow

Testing a Control Algorithm for Dynamic System at Various Quantization Periods of the Discrete Approximation of the Plant

The paper discusses real-time numeric algorithmic solutions of the optimal control problem for the dynamic system. The author investigates how the effectiveness of the optimal control algorithm changes when the quantization period of the discrete approximation of the plant is set to different ratios. It is clear from the experiments that when the computational capabilities of the handling micro-chip are unlimited the optimal control problem is most effectively solved with the following algorithm parameters: minimal quantization period of the plant and maximal scope (prognosis horizon) of the discrete algorithm. This case is converted and then solved in the micro-chip as the optimization problem of maximal dimensionality. On the other hand the limitation of computing power of the microchip restricts the dimensionality of the optimization problem being solved in real-time mode — in that case the best control quality can be achieved as a result of searching the compromise point of the named algorithm parameters.

Keywords: discrete systems, optimal control, linear programming, quantization frequency, quantization period, Shennon-Kotelnikov theorem, algorithm scope, prognosis horizon, model predictive control (MPC), control process timeframe

References

1. Strejc V. State-space theory of discrete linear control. *Translated by R. Major*. Prague: Publishing house "ACADEMIA". 1981. 295 p.

2. Aho A., Hopcroft J., Ullman J. The Design and Analysis of Computer Algorithms. Addison-Wesley Publishing Company, 1974.

3. Kliment'ev K. E. Sistemy real'nogo vremeni: obzornyj kurs lekcij [Realtime systems: overview course of lectures]. Samara: Izd. Samarskogo Gosudarstvennogo Ajerokosmicheskogo Universiteta [Samara State Aerospace University]. 2008. 45 p.

4. Van'ko V. I., Ermoshina O. V., Kuvyrkin G. N. Variacionnoe ischislenie i optimal'noe upravlenie [Variational Calculus and Optimal Control]. M.: Izdatelstvo MGTU im. N. E. Bauman [Moscow: Publishing house of Moscow State Technical University after N. E. Bauman]. 2001. 488 p. (pp. 151—167).

5. Propoj A. I. Elementy teorii optimal'nykh diskretnykh processov [Elementary theory of optimal discrete control processes]. M.: Nauka [Moscow: Publishing house "Nauka"]. 1973. 256 p.

6. Karl J. Åström, Björn Wittenmark. Computer Controlled Systems. Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs. 1987. 480 p.

7. Solodovnikov V. V., Plotnikov V. N., Jakovlev A. V. Osnovy teorii i jelementy sistem avtomaticheskogo regulirovanija. Uchebnoe posobie dlja VUZov [Basics of control theory and elements of control systems. Studying material for universities]. M.: Mashinostroenie [Moscow: Publishing house "Mashinostroenie"]. 1985. 536 p.

8. Akulich I. L. Matematicheskoe programmirovanie v primerah i zadachah: Uchebnoe posobie dlja studentov jeconomicheskikh special'nostej vuzov [Mathematical programming described in test problems: Studying material for students of economy specialized universities]. M.: Vysshaja shkola [Moscow: Publishing house "Vysshaja shkola"]. 1986. 319 p.

9. Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya. T. 4. Teoriya optimizatsii sistem avtomaticheskogo upravleniya: uchebnik v 5 tomakh pod red. K. A. Pupkova i N. D. Yegupova [Methods of classical and modern control theory. V. 4. Optimization theory of automatic control systems: tutorial in 5 volumes, edited by K. A. Pupkov and N. D. Yegupov]. M.: Izdatelstvo MGTU im. N. E. Bauman [Moscow: Publishing house of Moscow State Technical University after N. E. Bauman]. 2004. 744 p. (pp. 142—150, pp. 165—176).

10. Filimonov A. B., Filimonov N. B. Gibridnaja shema reshenija zadachi linejnogo bystrodejstvija na osnove formalizma polijedral'noj

optimizacii [Hybrid Scheme of Solution to the Problems of Linear Acting on the Basis of Polyhedral Optimization Formalism]. *Mekhatronika, avtomatizacija, upravlenie [Theoretical and Applied Scientific and Technical Journal "Mechatronics, Automation, Control"]*. 2014. V. 7 (160). P. 3—9.

11. Aleksandrov V. M. Optimal'noe po bystrodejstviju pozicionno-programmnoe upravlenie linejnymi dinamicheskimi sistemami [Optimal Speed Control of linear dynamic systems based on positional-programmatic approach]. *Sibirskie jelektronnye matematicheskie izvestija [Journal "Siberian electronic mathematical news"]*. 2009. V. 6. P. 385—439.

12. Jakovenko P. G. Metodika posledovatel'nogo mnogoshagovogo sinteza optimal'nykh upravlenij [Method of sequential multi-step synthesis of optimal control]. *Izvestija Tomskogo politehnicheskogo universiteta [News of Tomsk Polytechnical University]*. 2003. V. 306. Part. 2. P. 95—98.

13. Nekrasov I. V. Minimizacija vremeni regulirovanija v sistemah optimal'nogo upravlenij a sostojaniem obekta [Minimizing control process duration for optimal state-space control systems]. *Sostojanie, problemy i perspektivy razrabotki korabel'nykh informacionno-upravljajushchih kompleksov (effektivnost', nadezhnost', ekonomika) [Modern status, problems and perspectives of designing naval IT control systems (effectiveness, reliability, economy)]. Sbornik dokladov nauchno-tehnicheskoy konferencii OAO "Morinformсистема "Агат" [The papers of the scientific-research conference in JSC "Morinformсистема "Агат"]*. Moscow. 2009. P. 234—239.

14. Rolf Findeisen. Nonlinear Model Predictive Control: A Sampled-Data Feedback Perspective. Institut für Systemtheorie technischer Prozesse der Universität Stuttgart, Deutschland, 2004. 153 p.

15. Nekrasov I. V. Primenenie metodov matematicheskogo programmirovaniya dlya povysheniya tochnosti sistem upravleniya dinamicheskimi obektami [Application of mathematical programming methods to improve the accuracy of control systems for dynamic objects]. *Aerokosmicheskie tekhnologii. Nauchnye materialy vtoroy MNTK pod red. Simonyantsa R. P. Moskva: Izdatelstvo MGTU im. N. E. Bauman [Aerospace technology. Research materials of the second International Scientific and Technical Conference, edited by Simonyants R. P. Moscow: Publishing house of Moscow State Technical University after N. E. Bauman]. 2009. P. 198—199.*

16. Filimonov N. B. Optimizacija diskretnykh processov upravleniya s polijedral'nymi kriterijami kachestva [Optimizing the discrete control processes with polyhedral criterias]. *Journal "Vestnik MGTU". Division "Prioborostroenie"*. 2000. V. 1. P. 20—38.

УДК 62-529

В. А. Карташев, проф. д-р физ.-мат. наук, вед. науч. сотр., kart@list.ru,
А. А. Богуславский, д-р физ.-мат. наук, вед. науч. сотр., anbg74@mail.ru,
В. В. Карташев, канд. физ.-мат. наук, мл. науч. сотр., vsevolod.kartashev@gmail.com,
В. С. Ярошевский, канд. физ.-мат. наук, вед. науч. сотр., yarosh@list.ru,
С. В. Михасеку, аспирант, savva.mikh@gmail.com,
 Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН

Задачи управления манипуляционным роботом для обеспечения безопасности перемещений¹

Рассматриваются задачи управления манипулятором, обеспечивающего безопасность использования манипулятора в процессе эксплуатации за счет контроля исправности оборудования и проверки корректности задания программной траектории движения. Использование системы технического зрения позволяет обеспечить безопасность работы человека в рабочей зоне манипулятора. Предложен алгоритм, который в масштабе реального времени обнаруживает попадание постороннего предмета в заданную область рабочей зоны манипулятора.

Ключевые слова: безопасность перемещений манипулятора, система технического зрения, геометрическое представление рабочего пространства

Обеспечение безопасности перемещений манипуляционных роботов является необходимым условием расширения областей их применения и увеличения производительности за счет снижения простоев, связанных с поломкой оборудования. Этот тезис справедлив не только для тех применений, на которых манипуляторы продемонстрировали возможность эффективного применения (в частности серийное производство), но и для развивающихся направлений, например, космической робототехники и медицинских приложений.

Ошибочные перемещения при сборке, связанные с возникновением неисправности манипулятора, либо на этапе обучения и настройки роботизированного комплекса, как правило, ведут к поломке оборудования. Восстановление комплекса связано с приостановкой производства и требует трудозатрат, что удорожает эффективность обучения и снижает экономические показатели комплекса на производстве.

В медицинских манипуляционных комплексах и других комплексах, связанных со взаимодействием с человеком, ошибочные движения могут привести к непоправимым последствиям для здоровья человека.

Решение рассматриваемой задачи состоит в своевременном выявлении неисправностей манипулятора и ошибочных целевых точек и в динамической коррекции движения, которые позволяют избегать столкновений при попадании в рабочую зону посторонних предметов. Возможность решения этих задач в реальном времени обусловлена появлением высокопроизводительных управляющих контроллеров.

На рис. 1 показана система управления манипуляционным роботом. Она содержит два уровня управления: уровень управления приводами (нижний уровень управления) и уровень задания программных точек движения (верхний уровень управления). Традиционно контроллер нижнего уровня обеспечивает следящее управление движением

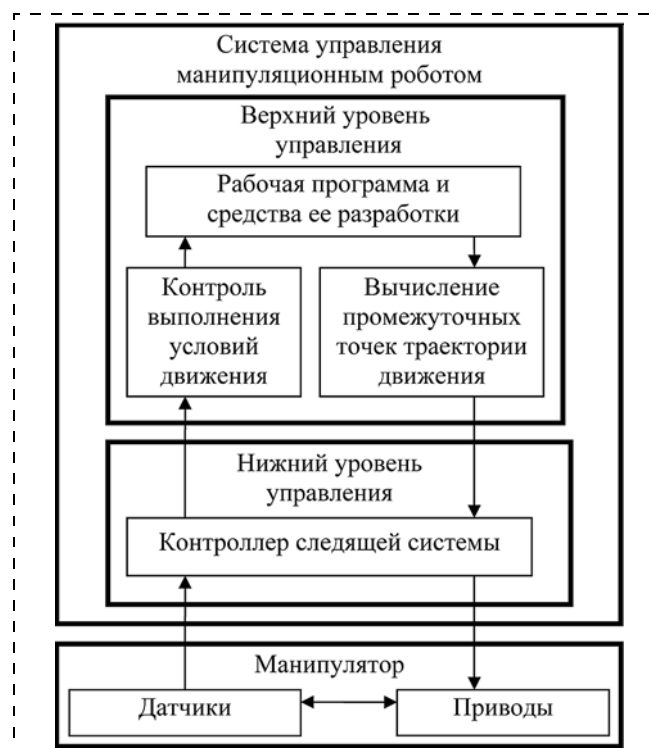


Рис. 1. Структура системы управления манипуляционным роботом

¹ Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 14-08-01012_А.

приводов, основываясь на показаниях датчиков положения валов приводов и заданной программной траектории. Сбои в работе датчиков, отказы приводов и электронных систем управления ими приводят к значительным отклонениям движения степеней подвижности. Таким образом, одним из путей обеспечения безопасности движения манипуляционных роботов является контроль исправности работы оборудования.

Критерием исправности датчиков положения является непрерывность изменения их показаний. Для проверки этого условия необходимо обеспечить достаточно высокую частоту опроса датчиков, что требует использования в следящей системе контроллеров, производительность которых существенно выше, чем требуется для реализации следящего управления приводами.

Критерием исправности оборудования является соответствие моментов в приводах управляющим моментам уравнений движения манипуляционной системы. Теоретические трудности в этой задаче состоят в том, что нагрузка на приводы меняется в соответствии с программой функционирования манипулятора и часто заранее неизвестна. Частичным решением этой проблемы является контроль фактического ускорения степеней подвижности.

В отсутствие внешней нагрузки изменение координаты степени подвижности при разгоне из состояния покоя происходит по нелинейному закону, который на начальном участке близок к параболе. Эта особенность может быть взята в основу контроля работоспособности приводов и электронной системы управления ими. Отсутствие или слишком медленное изменение координаты по сравнению со стандартной зависимостью позволяет констатировать неисправность привода и схемы управления им.

Предложенный вариант контроля работоспособности нижнего уровня управления может функционировать некорректно при наличии ограничений в перемещении манипулятора или при действии внешней нагрузки переменной величины. Для возможности учета этих факторов целесообразно ввести в команды движения языка управления роботом специальный параметр, который позволяет управлять реакцией системы контроля. Если параметр в команде движения не указан, то контроль осуществляется по описанному выше алгоритму. Задание параметра с отрицательным значением отменяет проверку для заданного движения.

Рассматриваемый способ контроля работоспособности манипулятора позволяет выявлять неисправности при выполнении части транспортных перемещений, которые выполняются без нагрузки, так как интенсивность разгона и торможения в них заранее известны. Важно также, что они составляют существенную долю всех перемещений, которые совершаются манипулятором, и поэтому контроль только этих движений позволяет обеспечить непрерывность процесса проверки работоспособности оборудования на нижнем уровне управления.

Рассмотрим теперь задачи обеспечения безопасности перемещений манипулятора, которые могут быть решены на верхнем уровне управления. Двух-уровневая схема управления позволяет обеспечить контроль работоспособности каждого из уровней. В случае отсутствия ответа за заданный промежуток времени система управления каждого из уровней останавливает движение манипулятора.

Верхний уровень управления обеспечивает создание рабочей программы, обучение программным точкам, исполнение рабочей программы в отладочном и рабочем режимах, расчет промежуточных точек траектории. Ошибки в задании рабочего движения могут приводить к столкновению с технологической оснасткой и поломке оборудования. В большинстве случаев это происходит на этапе обучения при программировании транспортных перемещений и тонких технологических движений.

Для того чтобы обеспечить безопасность перемещений, достаточно в каждой точке траектории проверять отсутствие общих точек у геометрических моделей манипулятора и элементов рабочей среды. Такая проверка связана с большим объемом вычислений, поэтому ее имеет смысл осуществлять только в том случае, если управляющий микроконтроллер имеет достаточно высокую производительность. Возможность реализации проверки корректности транспортных перемещений для контроллера с ограниченной вычислительной производительностью напрямую зависит от сложности алгоритма контроля. Разработка упрощенного алгоритма позволяет использовать для управления более простой и, следовательно, более дешевый контроллер, что делает контроль доступным для большего числа манипуляционных роботов.

Построение такого алгоритма оказывается возможным, если дополнительно потребовать, чтобы элементы конструкции манипулятора были удалены от предметов в рабочей зоне на некоторое расстояние d . Этот параметр определяет необходимую точность описания геометрии манипулятора и рабочей среды. При достаточно большом его значении (10 см и более) звено манипулятора достаточно представить отрезком, например, осевой линии, так как расстояние от нее до любой точки поверхности окажется меньше d .

Предлагаемый подход делает возможным упрощение описания поверхностей оборудования и предметов, которые находятся в рабочей зоне, путем замены их гранями параллелепипедов. Удобство такого представления состоит в том, что обычно их ребра параллельны осям абсолютной системы координат. Расположение параллелепипедов и их ориентация в рабочем пространстве могут быть заданы при позиционном обучении манипулятора как в абсолютных осях, так и в осях рабочего органа.

Столкновение манипулятора с предметами, находящимися в рабочей зоне, исключены, если в любой момент времени расстояние между любым отрезком, который задает звено манипулятора, и любым

параллелепипедом больше d . Нетрудно проверить, что это условие эквивалентно выполнению в любой момент времени совокупности двух следующих неравенств:

1) расстояние между каждым концом отрезка оси звена и любой гранью параллелепипеда превышает d ;

2) расстояние между отрезком оси звена и любым ребром параллелепипеда больше d .

Проверку условий удобно проводить для d -параллелепипедов, каждый из которых получен из исходного параллелепипеда переносом каждой грани на расстояние d вовне. В этом случае достаточно проверить, что в любой момент времени:

1) концы отрезка оси находятся вне d -параллелепипеда;

2) отрезки осей всех звеньев и ребра любого d -параллелепипеда не пересекаются.

Принимая во внимание, что оси всех d -параллелепипедов направлены вдоль осей абсолютной системы координат, проверка первого условия сводится к проверке выполнимости неравенств $a_{in} > p_{jm}$ либо $b_{in} < p_{jm}$. Здесь a_{in} и b_{in} — координаты грани с номером i , $i = 1, \dots, 6$, параллелепипеда с номером n в проекции на соответствующую ось; p_{jm} — координата j конца отрезка, $j = 1, \dots, 3$, звена m .

Для проверки выполнимости второго условия достаточно вычислить объем фигуры, натянутой на отрезок звена $P_m Q_m$ и ребро параллелепипеда $A_{in} B_{in}$. Объем этой фигуры равен определителю матрицы, составленной из координат векторов $A_{in} B_{in}$, $A_{in} P_m$, $A_{in} Q_m$. Для того чтобы отрезок и ребро не пересекались, необходимо и достаточно, чтобы определитель не обращался в нуль.

Аналогичный способ избежать столкновения манипулятора с предметами в рабочей зоне был реализован в работе [1]. Подсистема контроля столкновений являлась частью системы графической визуализации движения многозвенного манипулятора, работавшей в масштабе реального времени под управлением ЭВМ типа РС-486 с тактовой частотой процессора 50 МГц.

Отсутствие четкой видимой границы рабочей зоны робота делает работу человека не только некомфортной, но и рискованной. Применение ограждающих конструкций для защиты рабочего пространства робота оказывается не всегда возможным. Как показывает практика использования промышленных роботов, этот прием также не позволяет полностью исключить проникновение человека в рабочую зону манипулятора. В последнее десятилетие в области компьютерного зрения сформировалось направление, связанное с решением задач обеспечения безопасного взаимодействия робота и человека [2].

Рассмотрим использование системы технического зрения для контроля попадания в рабочую зону посторонних предметов. Решение этой задачи состоит в обнаружении момента пересечения границы рабочей зоны посторонним предметом. По-

падение в область границы фиксируется по изменению изображения ее участка. Изменения можно выявить путем сравнения текущего изображения области границы с исходным, которое было запомнено в начале работы. Для того чтобы определить направление движения предмета, достаточно предварительно разбить область границы на секторы и сравнивать изменения изображения секторов.

Для выявления различий в двух изображениях часто используют метод вычитания изображений. Недостаток метода состоит в большой зависимости от смещения камеры. Даже сдвиг на один пиксел приводит к появлению на разнице изображений артефактов. Исключить этот недостаток позволяет следующий метод сравнения.

Как известно, изображение, получаемое с камеры, является множеством пикселей, каждый из которых несет информацию о положении на видеоматрице и яркости составляющих цветов в цветовой схеме RGB:

$$I = \{p(x_p, y_p, r_p, g_p, b_p)\}.$$

Здесь (x_p, y_p) — координаты пиксела p на видеоматрице, (r_p, g_p, b_p) — цвето-яркостные составляющие видеосигнала.

В предлагаемом алгоритме используются проекции изображений в пространство RGB:

$$M(I) = v(r_p, g_p, b_p).$$

Здесь M — образ проекции изображения границы I в пространстве RGB, $v(r_p, g_p, b_p)$ — точка в пространстве RGB — образ пиксела $p(x_p, y_p, r_p, g_p, b_p)$.

В начальный момент времени алгоритм запоминает образ границы $M(I_0)$. В процессе работы текущий образ сравнивается с исходным. При наличии существенных отклонений принимается решение, что в контролируемую зону попал предмет.

Необходимым условием применимости алгоритма является его возможность работать в масштабе реального времени. Для того чтобы обеспечить требуемую производительность, контролируются точки изображения, которые расположены в узлах сетки с некоторым шагом. Значение шага задается при обучении системы.

Рассмотрим работу алгоритма на примере. На рис. 2 показано исходное изображение поверхности. На рис. 3 дано изображение предмета, который обнаружен на поверхности. Точки, цвет которых существенно отличается от исходной поверхности, отмечены светлым тоном. Шаг сетки в пространственном разрешении составляет 5×5 мм. Время обработки одного кадра для процессора 1,8 ГГц занимает 6 мс.

Простейшей реакцией системы управления на появление в рабочей зоне постороннего предмета является остановка манипулятора. До полной остановки манипулятор совершает некоторое перемещение, которое в настоящее время не контролируется. В результате нельзя исключить соударения с

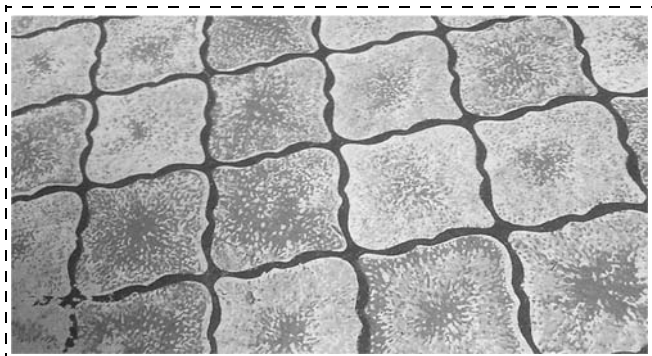


Рис. 2. Изображение фона

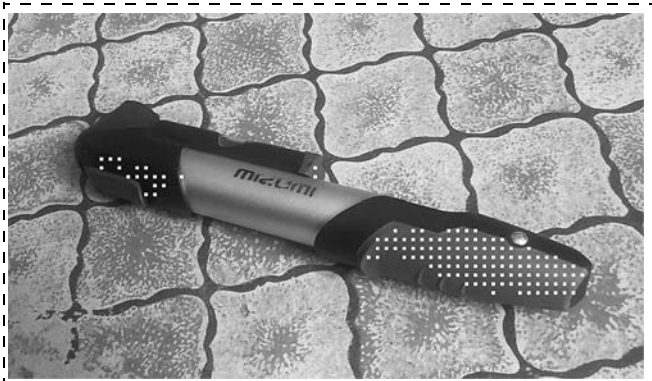


Рис. 3. Выявление предмета на фоне

объектами, которые расположены в рабочей зоне. По этой причине аварийное торможение целесообразно осуществлять по более сложной программе, которая учитывает динамику движения манипулятора, например, отключая степени подвижности поочередно.

Более сложная реакция на появление в рабочей зоне постороннего предмета может включать в себя переход в пошаговый режим исполнения движений, запрещение всех перемещений в сторону зоны границы, со стороны которой было обнаружено появление постороннего предмета, продолжение программы с уменьшенной скоростью и т. д. Выбор реакции на возникновение нештатной ситуации может осуществляться путем указания режима исполнения рабочей программы из заранее предусмотренного набора.

Реализация рассмотренных задач обеспечения безопасности перемещений манипуляционного робота связана с существенным развитием и усложнением функции системы управления. Этот вывод относится ко всем уровням управления — как к уровню следящей системы, так и к уровню построения движения. Возможность усложнения соответствующих алгоритмов управления основывается на появлении новых микроконтроллеров с повышенной производительностью. Например, управляющий модуль Arduino Maple mini оснащен ARM Cortex A5 [3] с тактовой частотой 72 МГц, что позволяет ему проводить вычисления в несколько раз быстрее, чем управляющие модули Arduino на базе

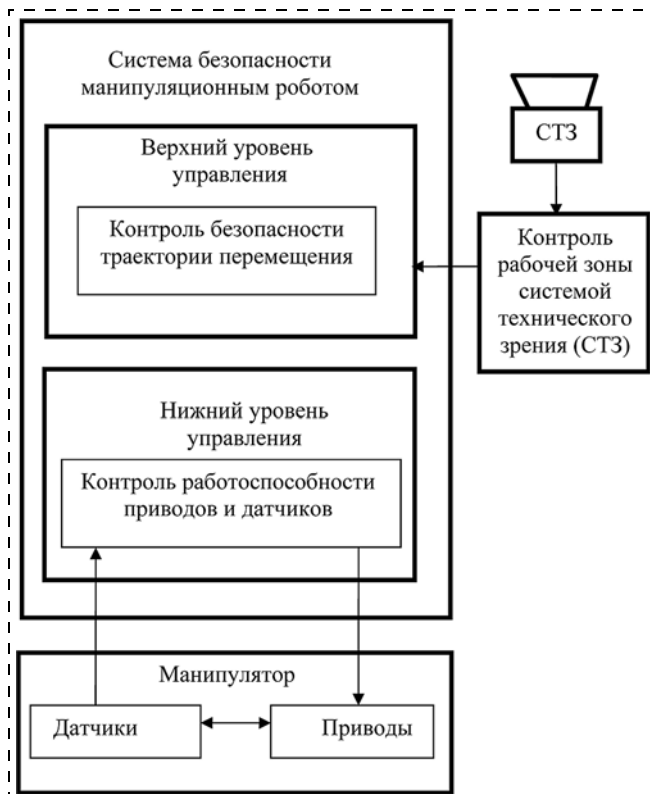


Рис. 4. Функции обеспечения безопасности работы манипуляционного робота

микропроцессоров Atmega [4], рабочая частота которых 12 МГц.

Рассмотренные алгоритмы управления позволяют расширить штатные функции системы управления контролем работоспособности манипулятора и проверкой корректности задания программного движения (рис. 4). Контроль безопасности работы человека в рабочей зоне делает целесообразным дополнение системы управления блоком обработки изображения, который контролирует рабочую зону. Эта функция обеспечивает безопасность работы человека в рабочей зоне при разработке и настройке алгоритмов управления технологическими движениями и также полезна для обеспечения безопасности функционирования манипуляционного комплекса в процессе эксплуатации. Возможность выполнения функции контроля штатными аппаратными средствами зависит от сложности алгоритма обнаружения попадания предмета в рабочую зону. Актуальным является вопрос о реализуемости контроля средствами микропроцессорной техники. Разработка такого блока делает возможным включение его в качестве штатной подсистемы системы управления манипулятором.

Список литературы

1. Карташев В. А. Управление движением манипулятора, составленного из одинаковых модулей // Известия РАН. Серия "Теория и системы управления". 2006. № 6. С. 168—174.
2. Wohler C. 3D Computer Vision. 2nd ed. Springer, 2013. P. 385.
3. Мартин Т. Микроконтроллеры фирмы STMicroelectronics на базе ядра Cortex-M3. Серия STM32. М.: Технофера, 2009. С. 96.
4. Olsson T. Arduino Wearables. Apress, 2012. P. 336.

V. A. Kartashev, Professor, Leading researcher, kart@list.ru,
A. A. Boguslavsky, Leading researcher, anbg74@mail.ru,
V. V. Kartashev, Junior researcher, vsevolod.kartashev@gmail.com,
V. S. Yaroshevsky, Leading researcher, yarosh@list.ru,
S. V. Michaesku, Postgraduate student, savva.mikh@gmail.com,
Keldysh Institute for Applied Mathematics

Problems of Manipulator Motions Safety

The problems of manipulator motions safety are discussed. The first one is to exclude occasional incorrect motions. The source of such motions is malfunction of robot equipment. The methods of real time robot serviceability checking are proposed. They are based on analysis of continuity and nonlinearity of position sensors changing in all motions. The second source of equipment failure is collisions with technological equipments during robot training procedure. It takes place during adjustment of program points and trajectories. Geometrical modeling of manipulator and workspace allows to avoid such mistakes. The proposed method of limited accuracy of geometry presentation reduces computation complicity of verification. Technical vision is considered as subsystem of human operator safety in manipulator workspace. Ability of operator displacement tracking depends on control unit performance. The algorithm to detect outside object penetrating into the specified zone of workspace in real time is described.

Keywords: manipulator motions safety, real time checking of robot serviceability, geometrical presentation of workspace, technical vision system

References

1. **Kartashev V. A.** Upravlenie dvizheniem manipulyatora, sostavlenno iz odinakovykh moduley. *Izvestiya RAN. Seriya "Teoriya i sistemy upravleniya"*. 2006. N. 6. P. 168—174.

2. **Wöhler C.** 3D Computer Vision. 2nd ed. Springer, 2013. P. 385.
3. **Martin T.** Mikrokontrollery firmy STMicroelectronics na baze yadra Cortex-M3. Seriya STM32. M.: Tekhnosfera, 2009. P. 96.
4. **Olsson T.** Arduino Wearables. Apress, 2012. P. 336.

УДК 621.865.8

А. А. Богданов¹, рук. лаборатории, **А. С. Горбанева**¹, зам директора по научной работе,
И. М. Кутлубаев^{1, 2}, д-р техн. наук, проф., науч. рук. проектов,
О. Р. Панфилова¹, канд. техн. наук, ст. преподаватель, ptmr74@mail.ru

¹ ОАО "НПО "Андроидная техника",

² ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Г. И. Носова"

Основы расчета нагрузок на кулисные механизмы, используемые в антропоморфных роботах¹

Предложен подход к определению векторных инерционных нагрузок, действующих на звенья кулисных механизмов с внутренним входом, применяемых в антропоморфных роботах.

Ключевые слова: кулисный механизм с внутренним входом, антропоморфный робот, силы инерции, приведенная сила

Введение

Настоятельная необходимость замены человека, выполняющего действия в неблагоприятных условиях, механическими системами определило нарастающий интерес к созданию антропоморфных роботов [1]. Этому в значительной мере способствуют достижения в смежных областях — электронике, механике, гидравлике.

Схема построения антропоморфного робота основана на обеспечении кинематики, присущей человеку [2]. Подобие кинематической схемы робота

скелету человека определяет и необходимость реализации соответствующих углов поворота, скоростей и ускорений по аналогичным степеням свободы [3]. В частности, при реализации шагающего типа движения угловые скорости звеньев превышают 3 рад/с, а угловые ускорения достигают 50 рад/с². При этом возникают значительные инерционные нагрузки, которые следует учитывать при определении приведенных усилий.

Общая методика определения приведенных моментов достаточно хорошо разработана [4]. Применительно к механизмам с незамкнутыми кинематическими схемами вопросы проработаны, в частности, К. В. Фроловым и Е. И. Воробьевым [5]. В связи с этим расчет момента, приведенного к вращающемуся ведущему звену рычажного механизма, не вызывает принципиальных трудностей.

¹ Работа выполнена в рамках исследований, проводимых по договору с Фондом перспективных исследований № 5/011/2014—2016, от "23" мая 2014 г. "Разработка технологии создания комбинированной системы управления робототехническими комплексами".

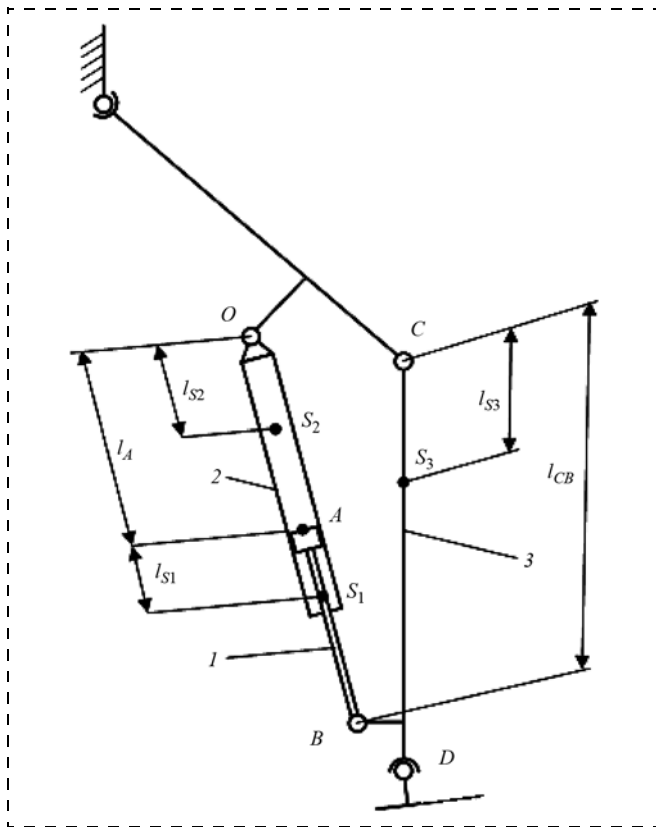


Рис. 1. Кинематическая схема привода аналога коленного сустава антропоморфного робота

Сложнее обстоит ситуация при поступательном движении ведущего звена, что является характерным при использовании гидравлического (пневматического) цилиндра или электропривода с поступательным движением ведущего звена (рис. 1).

На кинематической схеме (рис. 1) представлен кулисный механизм. Отличительной особенностью таких механизмов, для идентификации которых используется термин "механизм с внутренним входом" [6], является тот факт, что ведущее звено связано не со стойкой, а с подвижным звеном. Ведущим звеном является ползун 1, связанный с подвижной направляющей 2 и движущийся относительно нее с известной скоростью V_1 .

Определение модулей скоростей и ускорений точек механизма может быть выполнено аналитическим методом [4]. Для определения силы, приведенной к ползуну, следует знать векторы скоростей и ускорений. Кулисные механизмы с внутренним входом активно используются в строительных и дорожных машинах. Однако до сих пор отсутствует методика расчета векторов скоростей и ускорений характерных точек таких механизмов [7]. Следует отметить, что инерционные нагрузки в строительных машинах меньше технологических. Поэтому отсутствие учета их влияния на приведенную силу не вызывает значительных погрешностей.

В антропоморфных механизмах, экзоскелетах инерционные нагрузки являются преобладающими. В связи с этим для обоснованного расчета нагрузок,

действующих на кулисные механизмы, необходимо иметь методику расчета векторов сил и главных моментов инерции звеньев.

Терминология

Полагаем необходимым продолжить ранее начатую тему единого понимания часто используемых понятий [2].

Следует определиться с применением терминов: число степеней подвижности, число степеней свободы. Разночтения в толковании этих понятий вносят такие источники, как "Теория механизмов и машин. Терминология. Буквенные обозначения. Сборники рекомендуемых терминов. Выпуск 99" и ГОСТ 25686—85 "Манипуляторы, автооператоры и промышленные роботы".

В соответствии с первым из них "число степеней свободы механизма — число независимых вариаций обобщенных координат". Восприятие данного определения применительно к механизмам с замкнутыми кинематическими схемами не вызывает затруднений, так как для них это число определено меньше шести. В действующем ГОСТ 25686—85 (актуализирован 27.10.2010) применительно к манипулятору (автооператору, промышленному роботу) предлагается использовать понятие "число степеней подвижности манипулятора (автооператора, промышленного робота)". Один и тот же параметр имеет два толкования, что не является корректным.

Соблюдая общий подход, предлагаем использовать термин "число степеней свободы" для характеристики кинематических пар, а применительно к механизмам использовать понятие "число степеней подвижности". Следует отметить, что именно так определял это и И. И. Артоболевский [4].

В этом случае не возникает диссонанса при восприятии представления числа независимых обобщенных координат, определяющих пространственное положение антропоморфного манипулятора как семь степеней подвижности, но не семь степеней свободы.

Кинематический анализ кулисного механизма с внутренним входом

Общая методика графического исследования является универсальным инструментом кинематического исследования рычажных механизмов [4]. Не являются исключением и механизмы с внутренним входом, в частности, и кулисный механизм. Для применения этой методики к данному типу механизмов следует ее адаптировать и разработать соответствующий ей алгоритм реализации.

В основе графического метода исследования лежит представление движения любой точки механизма в виде векторной суммы переносного и относительного движений. Последующее определение скоростей и ускорений основывается на соответствующих разложениях движения.

Движение звена 1 (рис. 1) является плоскопараллельным и представляет собой сумму поступательного движения с заданной скоростью $\vec{V}_1$ и вращательного со скоростью $\vec{\omega}_2$ — неизвестной по модулю, но известной по направлению.

Абсолютное движение точки B следует представить в виде векторной суммы:

- переносного движения точки O и движения точки B относительно точки O ;
- переносного движения точки C и движения точки B относительно точки C .

В этом случае абсолютная скорость точки B $\vec{V}_B$ представляет собой суммы:

- скорости переносного движения точки O $\vec{V}_O$ и скорости относительного движения $\vec{V}_{BO}$;
- скорости переносного движения точки C $\vec{V}_C$ и скорости относительного движения $\vec{V}_{BC}$:

$$\begin{cases} \vec{V}_B = \vec{V}_O + \vec{V}_{BO}; \\ \vec{V}_B = \vec{V}_C + \vec{V}_{BC}. \end{cases}$$

В свою очередь, движение точки B относительно точки O есть сумма движений: поступательного со скоростью $\vec{V}_{BO}^n = \vec{V}_1$ и вращательного (совместно со звеном 2) со скоростью $\vec{V}_{BO}^{bp}$:

$$\begin{cases} \vec{V}_B = \vec{V}_O + \vec{V}_{BO}^{bp} + \vec{V}_{BO}^n; \\ \vec{V}_B = \vec{V}_C + \vec{V}_{BC}^{bp}. \end{cases} \quad (1)$$

Система уравнений (1) содержит четыре неизвестных: модуль и направление абсолютной скорости точки B , модуль скорости V_{BO}^{bp} и модуль скорости V_{BC}^{bp} . Два векторных уравнения (1) с четырьмя неизвестными разрешимо в явном виде. Для их решения следует использовать метод плана скоростей.

При построении плана скоростей будем использовать общепринятое правило: концы векторов абсолютных скоростей точек будем обозначать строчными буквами, соответствующими заглавным буквам (точкам) на плане механизма (рис. 1).

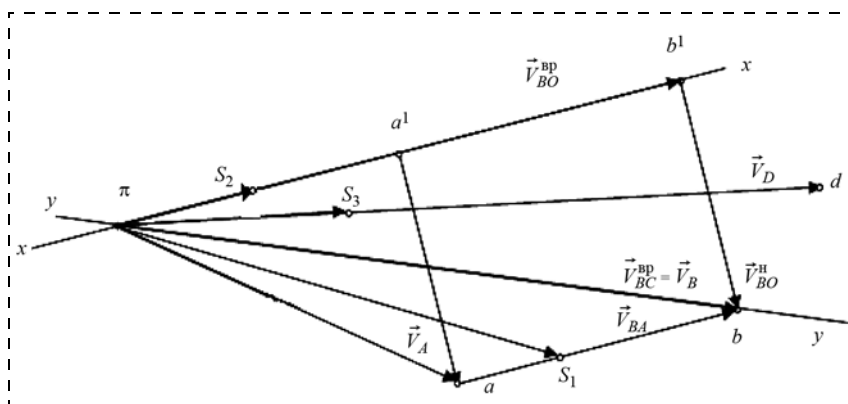


Рис. 2. План скоростей кулисного механизма с внутренним входом

В соответствии с разработанным подходом решение векторных уравнений (1) необходимо вести в иной последовательности.

Построение следует начинать из точки b^1 — конца слагаемого вектора V_{BO}^{bp} . Положение этой точки на плане выбирается произвольно (рис. 2). Из точки b^1 откладывается в выбранном масштабном коэффициенте третий слагаемый вектор первого уравнения V_{BO}^n . При построении плана скоростей принято, что $V_{BO}^n = 0,6$ м/с. Точка b , конец вектора V_{BO}^{bp} , есть аналог точки B на плане скоростей.

Второе слагаемое $\vec{V}_{BO}^{bp}$ первого уравнения системы (1) известно по линии действия — перпендикулярно текущему положению гидроцилиндра. В соответствии с правилом сложения векторов проводим линию действия из точки b^1 (прямая $x - x$).

Точка b отображает собой еще и конец вектора абсолютной скорости точки B . А следовательно в ней и располагается конец второго слагаемого вектора второго уравнения — $\vec{V}_{BC}^{bp}$. Из точки b проводим линию действия вектора $\vec{V}_{BC}$ (прямая $y - y$).

Поскольку векторные уравнения (1) решаются совместно, то точка пересечения линий $x - x$ и $y - y$ определяет положение полюса π , из которого строятся векторы $\vec{V}_{BO}^{bp}$ — второй слагаемый вектор первого уравнения и $\vec{V}_{BC}^{bp}$ — второй слагаемый вектор второго уравнения.

Первые слагаемые векторных уравнений равны нулю. Направления абсолютной скорости B и угловой скорости звеньев 1 и 2 соответствуют действительности.

Скорости центра масс S_3 , звена 3 и точки D определяются из теоремы подобия по известному положению абсолютных скоростей точек B и C .

Для определения скоростей точек S_2 и S_1 необходимо выполнить дополнительные построения, целью которых является определение абсолютных скоростей точки A_1 первого звена и точки A_2 , принадлежащей второму звену.

Скорость точки A_1 может быть определена как сумма линейных скоростей: обусловленного вращением звена 2 с угловой скоростью $\vec{\omega}_2 - \vec{V}_{AO}^{bp}$ и поступательного движения звена 1 со скоростью $\vec{V}_1$.

$$\vec{V}_{A_1} = \vec{V}_{AO}^{bp} + \vec{V}_1. \quad (2)$$

Модуль $\vec{\omega}_2$ определяется по соотношению $\vec{\omega}_2 = \vec{V}_{BO}^{bp} / l_{OB}$.

$$\vec{V}_{AO}^{\text{Bp}} = \vec{\omega}_2 l_{OA}.$$

вектора $\vec{V}_{AO}^{\text{вп}}$ — точки a_2 — откладываем второе слагаемое V_1 . Получаем точку a — аналог точки A_1 . Аналог точки S_1 , точка s_1 , лежит на прямой ab .

Определение ускорений точек выполняется в соответствии с изложенным ранее представлением движения точки B :

$$\left\{ \begin{array}{l} \vec{a}_B = \vec{a}_O + \vec{a}_{BO}^K + \vec{a}_{BO}^\Pi + (\vec{a}_{BO}^n + \vec{a}_{BO}^\tau); \\ \vec{a}_B = \vec{a}_C + (\vec{a}_{BC}^n + \vec{a}_{BC}^\tau), \end{array} \right. \quad (3)$$

Графическое решение системы уравнений (3) не отличается от традиционной последовательности исследования кулисных механизмов и не вызывает затруднений (рис. 3) [4]. Ускорение точек D и S_3 определяется по теореме подобия.

При построении плана ускорений принято, что ускорение $\vec{a}_{BO}^n$ равно 20 м/с^2 . Значения ускорений $\vec{a}_{BO}^n$, $\vec{a}_{BC}^n$, $\vec{a}_{BO}^k$ вычисляются по определенным ранее значениям скоростей.

$$\vec{a}_{A_1} = \vec{a}_{A_1O}^K + \vec{a}_{A_1O}^\Pi + \vec{a}_{A_1O}^n + \vec{a}_{A_1O}^\tau. \quad (4)$$

На основании графического решения уравнения (4) определяется ускорение точки A_1 . Далее по теореме подобия находится ускорение точки S_1 (рис. 3).

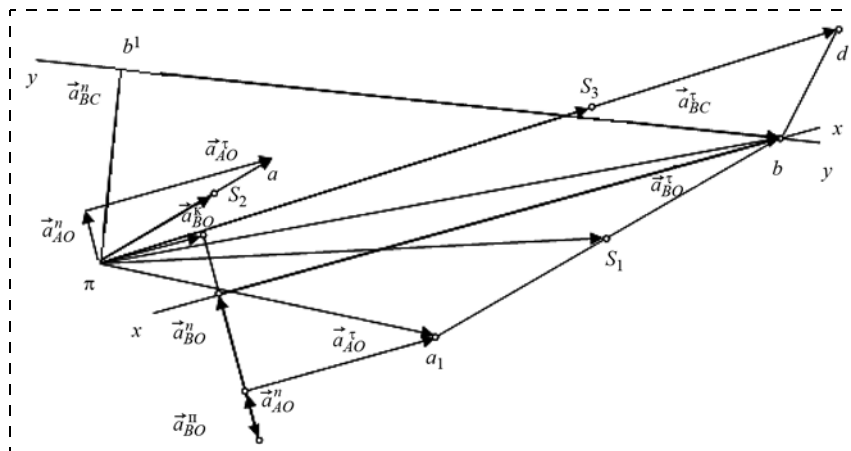


Рис. 3. План ускорений кулисного механизма с внутренним входом

звеньев $\vec{M}_i^{\text{ин}}$. Расчетная схема нагружения кулисного механизма с внутренним входом представлена на рис. 4. Дальнейшее определение численного значения приведенной к ведущему звену I силы $\vec{F}_{\text{пр}}$ выполняется по традиционной методике.

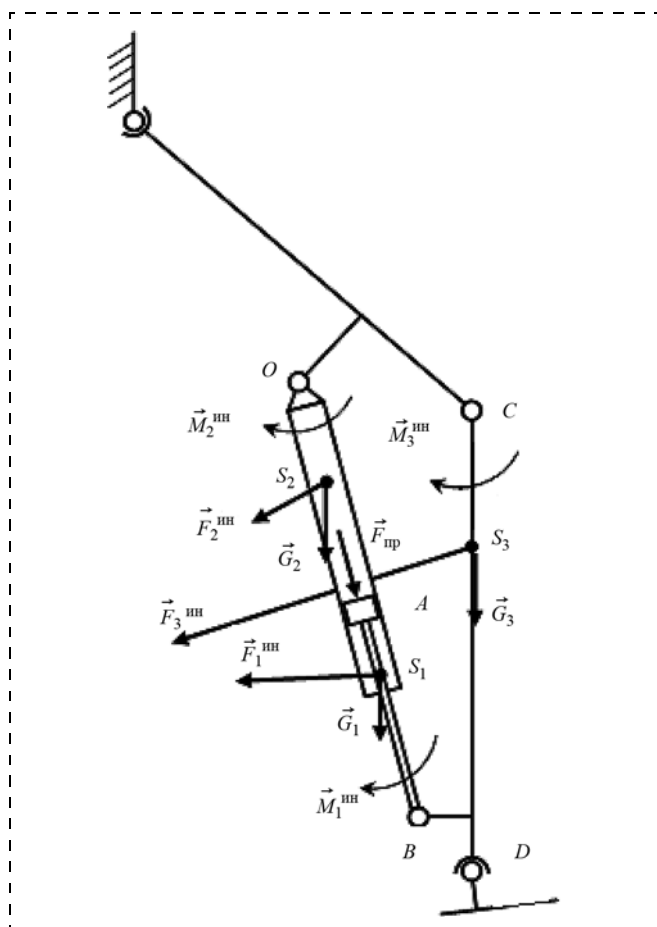


Рис. 4. Схема нагружения кулисного механизма с внутренним ВХОДОМ

Заключение

Изложенный подход к кинематическому анализу кулисного механизма с внутренним входом базируется на классическом представлении движения точек звеньев кинематических пар рычажного механизма. Предложенная последовательность проведения кинематического анализа позволяет отразить особенность кулисного механизма с внутренним входом и определять скорости и ускорения характерных точек. Это является основой определения векторов инерционных нагрузок и проведения силового анализа с привлечением хорошо отработанных типовых методик.

Список литературы

1. Голубев А. Е. Развитие антропоморфной робототехники как драйвер инновационного развития отечественной экономики

ки // Теоретическая экономика. 2014. № 3. URL: <http://www.theoreticaleconomy.info>.

2. Жиденко И. Г., Кутлубаев И. М. Методика определения сигналов управления антропоморфным манипулятором // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 5. С. 41–47.

3. Чигарев А. В., Борисов А. В. Моделирование управляемого движения двуногого антропоморфного механизма // Российский журнал биомеханики. 2010. Т. 15, № 1 (51). С. 74–88.

4. Артоболевский И. И. Теория механизмов и машин М.: Наука, 1975. 638 с.

5. Воробьев Е. И., Попов С. А., Шевелева Г. И. Кинематика и динамика. Учеб. пособие для втузов: В 3 кн. / Под ред. К. В. Фролова, Е. И. Воробьева. Кн. 1. М.: Высш. шк., 1988. 304 с.

6. Семенов Ю. А. Применение машин и механизмов с внутренними входами // Теория механизмов и машин. 2003. Т. 1. № 1. С. 30–49.

7. Ащеулов А. В. Простые для ТММ механизмы с внутренними входами оказываются сложными при проектировании // Теория механизмов и машин. 2003. Т. 1. № 2. С. 76–78.

A. A. Bogdanov, Chief of OJSC "SPA "Android technics" laboratory,
A. S. Gorbaneva, Deputy executive director of OJSC "SPA "Android technics" research,
I. M. Kutlubaev, Research supervisor of OJSC "SPA "Android technics" projects,
professor of Mining machinery and complexes department
of Nosov Magnitogorsk State Technical University, ptmr74@mail.ru,
O. R. Panfilova, Senior teacher of Mining machinery and complexes department
of Nosov Magnitogorsk State Technical University

The Basis of Load Analysis on Coulissee Mechanism, Applied for Anthropomorphic Robots

Anthropomorphic robots development is a rapidly growing technical direction. Modern constructions include advanced achievements in different sciences. At the same time actuators are based on the use of classical motors and movements gearing systems. One of the variant of hydraulic drill usage is a coulissee mechanism with mobile input link.

Analysis of any type of motors is based on reduction of external loading to driving unit. The main kind of loading for anthropomorphic robots is inertial loading which is described by size and direction. In spite of wide usage of coulissee mechanisms with mobile input in architectural and highroad engineering there is no printed information regarding calculation procedures of vector value of inertial loading. If the speedups are low then their values can be neglected as it is insignificant in comparison with technological loading. However it is inadmissible if speedup values are prevail.

In spite of translation of motion specificity in coulissee mechanism with internal input its structural arrangement corresponds to a classic variant and hence it can be researched with classic methods.

The article includes an approach to kinematic research of given type of mechanism using an approved method of plans, speeds and speedups.

Besides, the authors consider it necessary to continue discussion of issues considering the use commonly used robotic terms.

Keywords: coulissee mechanism with inside input, anthropomorphic robot, inertia forces, reduced force

References

1. Golubev A. E. Razvitie antropomorfnoy robototekhniki kak drayver innovatsionnogo razvitiya otechestvennoy ekonomiki. *Teoreticheskaya ekonomika*. 2014. N. 3. URL: <http://www.theoreticaleconomy.info>.

2. Zhidenko I. G., Kutlubaev I. M. Metodika opredeleniya signalov upravleniya antropomorfnyim manipulyatorom. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*. 2014. N. 5. P. 41–47.

3. Chigarev A. V., Borisov A. V. Modelirovanie upravlyaemogo dvizheniya dvunogogo antropomorfno mekhanizma. *Rossiyskiy zhurnal biomekhaniki*. 2010. Iss. 15, N. 1 (51). P. 74–88.

4. Artobolevskiy I. I. Teoriya mekhanizmov i mashin. M.: Nauka, 1975. 638 p.

5. Vorob'ev E. I., Popov S. A., Sheveleva G. I. Kinematika i dinamika. Ucheb. posobie dlya vtuzov: V 3 kn. / Pod red. K. V. Frolova, E. I. Vorob'eva. Kn. 1. M.: Vyssh. shk., 1988. 304 p.

6. Semenov Yu. A. Primenenie mashin i mekhanizmov s vnutrennimi vkhodami. *Teoriya mekhanizmov i mashin*. 2003. Iss. 1. N. 1. P. 30–49.

7. Ashcheulov A. V. Prostye dlya TMM mekhanizmy s vnutrennimi vkhodami okazyvayutsya slozhnyimi pri proektirovani. *Teoriya mekhanizmov i mashin*. 2003. Iss. 1. N. 2. P. 76–78.

УДК 615.477:796.012

В. П. Глазков, д-р техн. наук, проф., **А. А. Большаков**, д-р техн. наук, проф.,
А. А. Кулик, аспирант, kulikalekse@yandex.ru,
Саратовский государственный технический университет им. Ю. А. Гагарина

Исследование движения электромеханического протеза бедра на основе математического моделирования

Предлагается конструкция электромеханического протеза бедра. Разработана математическая модель его движения. Проведены исследования работы устройства управления протеза на устойчивость.

Ключевые слова: протез бедра, математическое моделирование, устойчивость

Введение

В настоящее время благодаря активному развитию протезостроения в мире появилось большое число разнообразных аппаратов и механизмов, способствующих перемещению человека с ампутированной ногой. Как правило, такие устройства включают: приемную гильзу, коленный модуль, связанный стойкой с голеностопным шарниром и стопой механизма [1].

Современные протезостроительные компании, такие как Otto Bock, Ossure, РКК "Энергия", уделяют большое внимание проектированию коленных модулей с различными видами модификаций: механические системы без приводного устройства, коленные модули с гидро-, электро- и пневмоприводами [2–4]. Например, разработчиками компании Otto Bock спроектирован коленный модуль C-leg [5], использование которого позволяет значительно уменьшить атрофию мышц культы. Сенсорные датчики, вмонтированные в несущий модуль, 50 раз в секунду считывают показания: частоту перехода пациента с пятки на носок, значение нагрузки, угол наступания на стопу, скорость ходьбы. Данные передаются в микропроцессор, установленный в верхней части коленного модуля, который обрабатывает показания датчиков и регулирует открытие/закрывание клапанов гидравлического цилиндра. Таким образом, система управления подстраивает работу коленного модуля под индивидуальную походку пациента. Питание датчиков, микропроцессора и электроники осуществляется от интегрированного аккумулятора. Настройка модуля выполняется специалистами на основе Bluetooth-соединения, коленного модуля и персонального компьютера [5].

Однако существенным недостатком устройства подобного класса является высокая стоимость ап-

парата для российского потребителя. При этом отечественная протезостроительная продукция значительно уступает зарубежным аналогам по техническим характеристикам и эргономическим показателям. Поэтому для улучшения условий быта людей, страдающих заболеваниями опорно-двигательного аппарата, крайне важно развивать высокотехнологичное протезостроение на территории Российской Федерации.

Этот процесс предусматривает наряду с производством и реализацией готовой продукции конечному потребителю выполнение научно-исследовательских работ на ранних стадиях проектирования протезов и их элементов, что, в свою очередь, позволит значительно повысить качество выпускаемой протезостроительной продукции по сравнению с зарубежными аналогами.

Постановка задачи

Цель настоящей работы заключается в создании электромеханического протеза бедра, позволяющего обеспечить плавность движения пользователя с устройством и обладающего меньшей стоимостью по сравнению с зарубежными аналогами.

Конструирование такого устройства включает решение следующих задач:

1. Разработка конструкции протеза.
2. Проведение математического моделирования движения устройства. При этом движение разрабатываемого устройства должно соответствовать естественному движению человека.
3. Исследование работы устройства управления протеза на устойчивость.

Описание конструкции

Конструкция предполагаемого варианта электромеханического протеза бедра представлена на рис. 1.

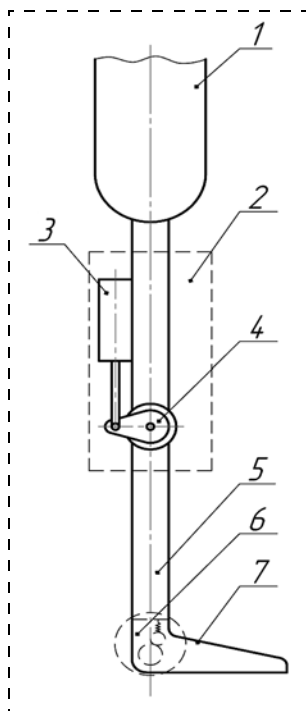


Рис. 1. Электромеханический протез бедра:
1 — приемная гильза; 2 — коленный модуль; 3 — линейный электропривод; 4 — кулачок; 5 — стойка; 6 — голеностопный узел; 7 — стопа

мешенные в голеностопном узле устройства и на его стопе. Плавность движения протеза обеспечивается компенсирующими элементами, расположенными в области коленного и голеностопного шарниров.

Предлагаемая конструкция протеза позволяет в значительной степени упростить управление коленного модуля и, как следствие, уменьшить его стоимость.

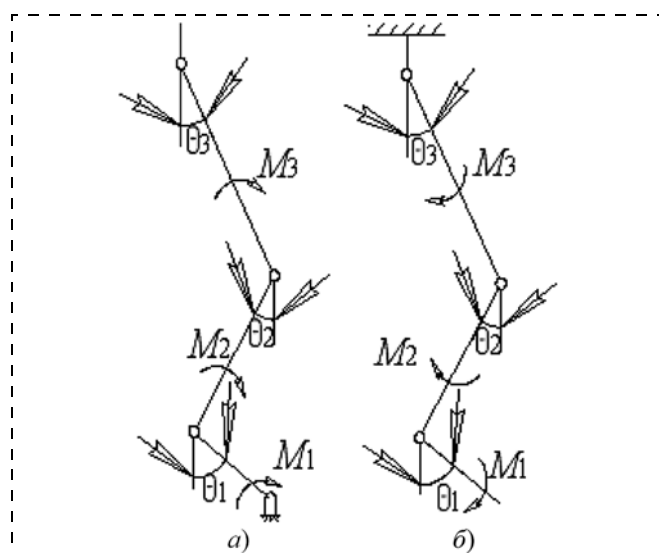


Рис. 2. Модель трехзвенной механической ноги:
а — фаза опоры; б — фаза переноса

Математическое моделирование движения электромеханического протеза бедра

На первоначальной стадии проектирования рассматриваемого устройства построена математическая модель движения протеза. В качестве исходной математической модели принята модель движения трехзвенной механической ноги, предложенная Като, кинематическая схема которой представлена на рис. 2.

Из схемы видно, что перемещение трехзвенной механической ноги соответствует движению предлагаемого электромеханического протеза и включает две стадии движения: фазы опоры и переноса. Во время фазы опоры обе ноги находятся на поверхности; во время фазы переноса одна из ног — опорная находится в процессе переноса. При ходьбе эти фазы чередуются [7].

Дифференциальные уравнения, описывающие зависимость $M = f(\theta)$ для механической ноги Като, имеют следующий вид [8]:

а) для фазы опоры:

$$\begin{aligned} & \{I_1 + m_1 a_1^2 + (m_2 + m_3) l_1^2\} \ddot{\theta}_1 + \{m_2 l_2 l_1 \cos(\theta_1 - \theta_2) + \\ & + m_3 l_1 l_2 \cos(\theta_1 - \theta_2)\} \ddot{\theta}_2 + \{m_3 l_1 a_3 \cos(\theta_1 - \theta_3)\} \ddot{\theta}_3 - \\ & - (G_1 a_1 + G_2 l_1 + G_3 l_1) \sin \theta_1 = M_1 - M_2 - M_3; \\ & \{m_2 l_1 a_2 \cos(\theta_1 - \theta_2) + m_3 l_1 l_2 \cos(\theta_1 - \theta_2)\} \ddot{\theta}_1 + \\ & + [I_2 + m_2 a_2^2 + m_3 l_2^2] \ddot{\theta}_2 + \{m_3 l_2 a_3 \cos(\theta_2 - \theta_3)\} \ddot{\theta}_3 - \\ & - (G_2 a_2 + G_3 l_2) \sin \theta_2 = M_2 - M_3; \\ & \{m_3 l_1 a_3 \cos(\theta_1 - \theta_3)\} \ddot{\theta}_1 + \{m_3 l_1 a_3 \cos(\theta_2 - \theta_3)\} \ddot{\theta}_2 + \\ & + (I_3 + m_3 a_3^2) \ddot{\theta}_3 - G_3 a_3 \sin \theta_3 = M_3; \end{aligned} \quad (1)$$

б) для фазы переноса:

$$\begin{aligned} & \{I_3 + m_3 b_3^2 + (m_2 + m_1) l_3^2\} \ddot{\theta}_3 + \{m_2 l_3 b_2 \cos(\theta_3 - \theta_2) + \\ & + m_1 l_3 l_2 \cos(\theta_3 - \theta_2)\} \ddot{\theta}_2 + \{m_1 l_3 b_1 \cos(\theta_3 - \theta_1)\} \ddot{\theta}_1 + \\ & + (G_3 b_3 + G_2 l_3 + G_1 l_3) \sin \theta_3 = M_3 - (M_2 - M_1); \\ & \{m_2 l_3 b_2 \cos(\theta_3 - \theta_2) + m_1 l_3 l_2 \cos(\theta_3 - \theta_2)\} \ddot{\theta}_3 + \\ & + (I_2 + m_2 b_2^2 + m_1 l_2^2) \ddot{\theta}_2 + \{m_1 l_2 b_1 \cos(\theta_2 - \theta_1)\} \ddot{\theta}_1 + \\ & + (G_2 b_2 + G_1 b_2) \sin \theta_2 = M_2 - M_1; \\ & \{m_1 l_3 b_1 \cos(\theta_3 - \theta_1)\} \ddot{\theta}_3 + \{m_1 l_2 b_1 \cos(\theta_3 - \theta_2)\} \ddot{\theta}_2 + \\ & + (I_1 + m_1 b_1^2) \ddot{\theta}_1 + G_1 b_1 \sin \theta_1 = M_1, \end{aligned} \quad (2)$$

где m_1, m_2, m_3 — соответствующая масса звена; l_1, l_2, l_3 — расстояние между суставами; a_1, a_2, a_3 — расстояние между центрами тяжести звена и соответствующего сустава; b_1, b_2, b_3 — расстояние между центрами тяжести звена и соответствующей точкой опоры; G_1, G_2, G_3 — вес звеньев; M_1, M_2, M_3 — суставные моменты; $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ — угловые координаты, измеренные от вертикали.

Однако согласно конструкции протеза бедра основными элементами устройства являются коленный модуль и стопа, шарнирно соединенные между собой, что позволяет не учитывать движение в та-

зободренном суставе и принять $\theta_3 = 0$ и $M_3 = 0$. Учитывая это условие в уравнениях (1) и (2) с учетом массово-геометрических параметров строения бедра человека, можно получить математическую модель движения электромеханического протеза бедра в виде системы дифференциальных уравнений:

а) для фазы опоры:

$$\begin{aligned} &\{I_1 + m_1 a_1^2 + (m_2 + m_3) l_1^2\} \ddot{\theta}_1 + \\ &+ \{m_2 l_2 l_1 \cos(\theta_1 - \theta_2) + m_3 l_1 l_2 \cos(\theta_1 - \theta_2)\} \ddot{\theta}_2 - \\ &- (G_1 a_1 + G_2 l_1 + G_3 l_1) \sin \theta_1 = M_1 - M_2; \\ &\{m_2 l_1 a_2 \cos(\theta_1 - \theta_2) + m_3 l_1 l_2 \cos(\theta_1 - \theta_2)\} \ddot{\theta}_1 + \\ &+ [I_2 + m_2 a_2^2 + m_3 l_2^2] \ddot{\theta}_2 - (G_2 a_2 + G_3 l_2) \sin \theta_2 = M_2; \end{aligned} \quad (3)$$

б) для фазы переноса:

$$\begin{aligned} &(I_2 + m_2 b_2^2 + m_1 l_2^2) \ddot{\theta}_2 + \{m_1 l_2 b_2 \cos(\theta_2 - \theta_1)\} \ddot{\theta}_1 + \\ &+ (G_2 b_2 + G_1 b_2) \sin \theta_2 = M_2 - M_1; \\ &(I_1 + m_1 b_1^2) \ddot{\theta}_1 + G_1 b_1 \sin \theta_1 = M_1. \end{aligned} \quad (4)$$

Подставляя значения углов поворота коленного и голеностопного суставов человека, полученные в результате математического моделирования его движения [5], в уравнения (3) и (4), можно определить значения моментов, прикладываемых к коленному и голеностопному шарнирам механизма. Зависимости $M_i = f(t)$ представлены на рис. 3, 4.

Как видно из зависимостей, представленных на рис. 3 и 4, значения моментов, формируемых относительно шарниров механизма, незначительно отличаются от значений моментов, прикладываемых к голени и стопе здорового человека, которые составляют $M_{1\max} = 4 \text{ Н} \cdot \text{м}$, $M_{2\max} = 22 \text{ Н} \cdot \text{м}$ соответственно.

Дальнейшее исследование динамики движения электромеханического протеза бедра связано с определением усилий, формируемых силовыми элементами устройства и прикладываемых к его шарнирам. В качестве силового элемента коленного модуля протеза выбран линейный электропривод, а компенсирующим, силовым элементом стопы является пружина растяжения (сжатия).

Наряду с определением усилия, которое формируется линейным электроприводом, целесообразно вычислить скорость перемещения его штока, что позволит выбрать электропривод с техническими характеристиками, соответствующими естественному движению человека.

Усилия, формируемые электроприводом коленного модуля и пружинами голеностопного узла механизма, можно определить по формулам

$$P_1 = M_1 / l_1; \quad (5)$$

$$P_2 = M_2 / l_2, \quad (6)$$

где P_1 , P_2 — усилия, прикладываемые к коленному и голеностопному шарнирам, соответственно; M_1 , M_2 —

моменты вращения, формируемые относительно коленного и голеностопного шарниров протеза; l_1 — длина стопы протеза; l_2 — расстояние от центра шарнира до выходного штока электропривода.

Скорость выходного штока электропривода вычисляется по формуле

$$v = \frac{1}{m} \int_0^t P dt, \quad (7)$$

где v — скорость перемещения выходного штока электропривода; P — усилие, формируемое линейным электроприводом; m — суммарная масса коленного модуля со стопой.

На рис. 5—7 представлены результаты вычислений усилий, формируемых силовыми элементами электромеханического протеза бедра, и скорость перемещения выходного штока электропривода.

Таким образом, предложена конструкция электромеханического протеза бедра, движение которого соответствует естественному движению человека, согласно результатам проведенного математического

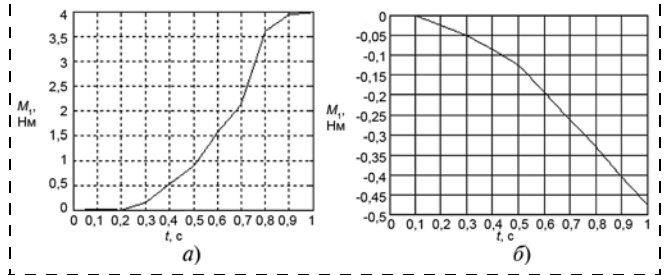


Рис. 3. Зависимость $M_1 = f(t)$ для голеностопного сустава: а — фаза опоры; б — фаза переноса

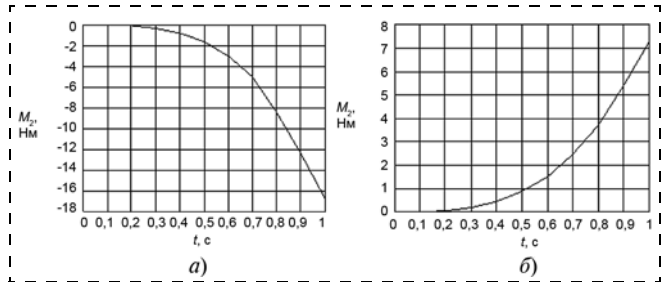


Рис. 4. Зависимость $M_2 = f(t)$ для коленного сустава: а — фаза опоры; б — фаза переноса

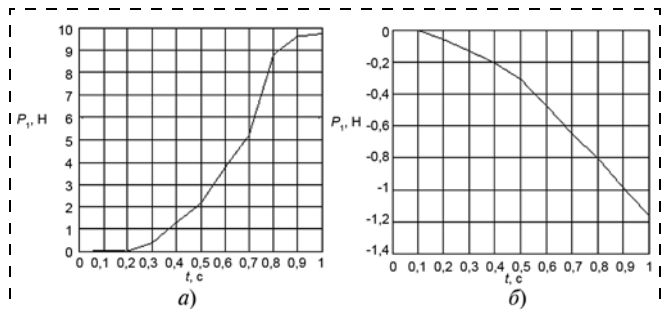


Рис. 5. Зависимость $P_1 = f(t)$ для голеностопного сустава: а — фаза опоры; б — фаза переноса

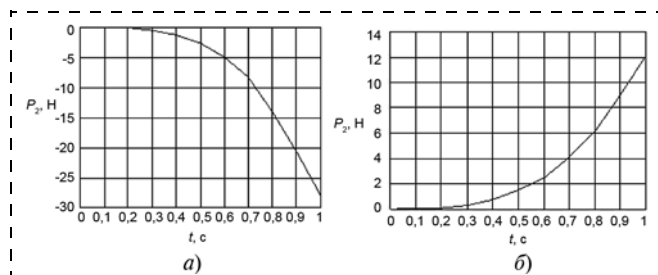


Рис. 6. Зависимость $P_2 = f(t)$ для коленного сустава:
а — фаза опоры; б — фаза переноса

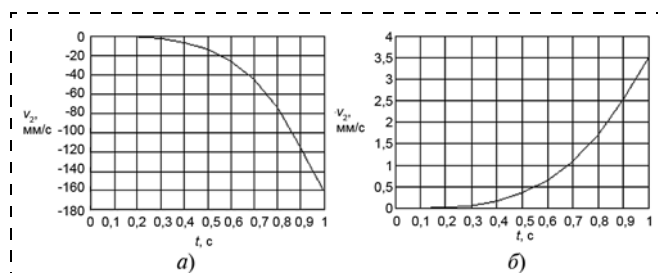


Рис. 7. Зависимость $v_2 = f(t)$ для коленного сустава:
а — фаза опоры; б — фаза переноса

моделирования его движения. Определены основные технические параметры силовых элементов механизма, что позволяет осуществить дальнейшие исследования движения протеза на устойчивость и разработать программу управления работы линейного электропривода.

Исследование работы устройства управления протеза на устойчивость

Движение рассматриваемого электромеханического протеза бедра будет считаться устойчивым, если выполняются следующие условия:

- а) работа системы управления устройства должна быть устойчивой;
- б) отклонение действительных значений углов вращения звеньев протеза от их заданных должно быть минимальным.

Устройством управления в протезе является линейный электропривод со следящей системой контроля, структурная схема которого показана на рис. 8 [9].

Исследование следящего электропривода на устойчивость может быть осуществлено по его

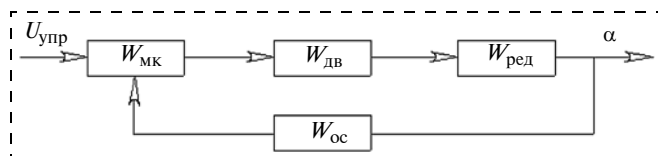


Рис. 8. Структурная схема следящего электропривода:
 $W_{МК}$ — микроконтроллер, $W_{ДВ}$ — мотор-редуктор постоянного тока, $W_{ред}$ — редуктор, $W_{ос}$ — датчик обратной связи, $U_{упр}$ — управляющий сигнал, α — заданный угол поворота выводного вала электродвигателя

разомкнутой передаточной функции и переходному процессу. Разомкнутая система характеризуется следующей передаточной функцией:

$$W_p = \frac{K_{ус} K_{двиг} K_{ред}}{(T_M p + 1)p}, \quad (8)$$

где $K_{ус}$ — коэффициент усиления, $K_{двиг}$ — коэффициент электродвигателя, $K_{ред}$ — коэффициент редуктора, T_M — постоянная составляющая машинного времени.

Передаточная функция замкнутой системы имеет вид

$$W_3 = \frac{K_{двиг} K_{ред}}{T_M p^2 + p + K_{двиг} K_{ред} K_{ос}}, \quad (9)$$

где $K_{ос}$ — коэффициент обратной связи.

Для получения переходного процесса следящего электропривода запишем передаточную функцию относительно выхода:

$$Y(p) = W(p)X(p), \quad (10)$$

где $X(p) = 1/p$ — единичное ступенчатое воздействие, $W(p)$ — передаточная функция замкнутой системы следящего электропривода.

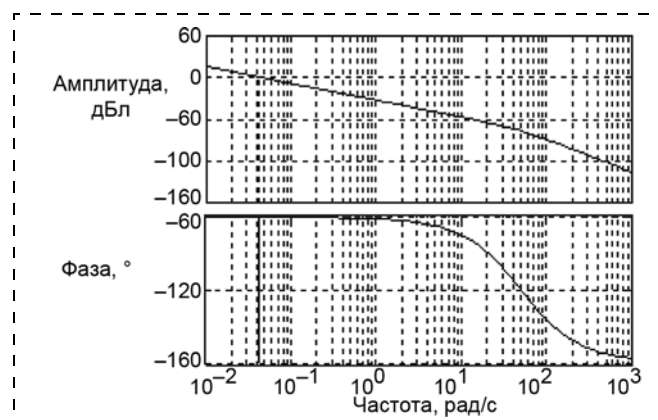


Рис. 9. Логарифмическая частотная характеристика разомкнутой системы

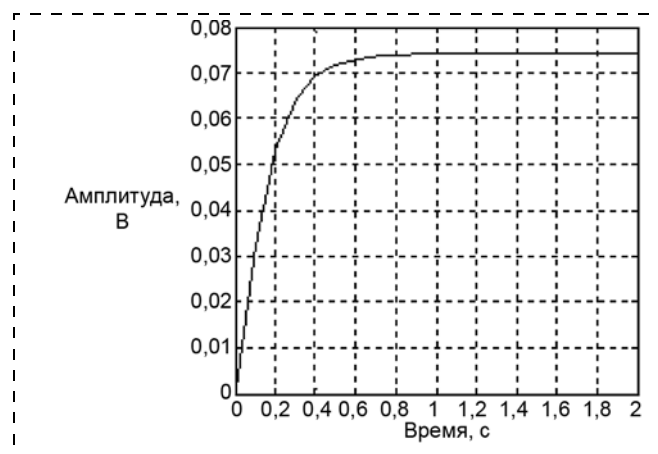


Рис. 10. Переходный процесс при единичном ступенчатом воздействии на систему

Передающую функцию разомкнутой системы и переходный процесс устройства управления (9)—(10) определяли с использованием программной среды MATLAB. Логарифмическая частотная характеристика (ЛЧХ) и переходный процесс замкнутой системы представлены на рис. 9 и 10.

Из приведенной зависимости ЛЧХ (рис. 9) и переходного процесса (рис. 10) электропривода со следящей системой видно, что рассматриваемый электрический привод устойчив, так как запас по фазе 90° , а по амплитуде — ∞ , что свидетельствует о нецелесообразности использования корректирующего устройства. Время переходного процесса составляет 1,0 с.

Таким образом, можно сделать вывод, что выбранное устройство управления обеспечивает устойчивую работу протезируемой системы за период времени, равный 1,0 с.

Заключение

Таким образом, в процессе решения поставленной задачи разработана конструкция и система управления электромеханического протеза бедра, позволяющие обеспечить плавность движения пользователя, использующего устройство.

Получена математическая модель движения электромеханического протеза бедра, которая позволяет изучить физические закономерности, возникающие при движении человека; исследовать

управление протезами и системами протезирования; создать опытные образцы устройств подобного класса. Таким образом, предложенная имитационная модель может быть использована для дальнейших исследований.

Кроме того, в работе исследовано движение систем протезирования на устойчивость. При этом установлено, что рассматриваемая система является устойчивой при выбранной элементной базе для электропривода со следящей системой контроля.

Список литературы

1. **Протезно-ортопедические** изделия. URL: <http://pozvonochnik.info/text/10/content/23/> (дата обращения 15.03.2013).
2. **Пат. 60344 РФ**, МПК⁷ A61 F2/64. Модуль коленный / Журавлев В. П.; заявитель и патентообладатель ООО нейроортопедический центр "ОртоС" — № 2006129523/22; заявл. 14.09.06; опубл. 27.01.07, Бюл. № 3 (II ч.). 3 с.
3. **Пат. 2266722 РФ**, МПК⁷ A61 F2/64, A61F2/68. Управляемый электроникой протезный коленный сустав, протезный узел и способ управления. № 2002118693/14; заявл. 22.01.01; опубл. 27.12.05; приоритет 20.01.00, № 60/177,108 (США).
4. **The Technology of the Power Knee**. URL: <http://ossur.com> (дата обращения 20.03.2013).
5. **Высокие технологии** для улучшения качества жизни. URL: http://ottobock.ru/cps/rde/xchg/ob_ru_ru/hs.xsl/850.html (дата обращения 20.03.2013).
6. **Глазков В. П., Непран Л. П., Кулик А. А., Фролов Н. И.** Система для разгрузки нижних конечностей человека // Вестник СГТУ. 2009. № 4 (43). Вып. 2. С. 170—173.
7. **Охотимский Д. Е., Голубев Ю. Ф.** Механика и управление движением автоматического шагающего аппарата. М.: Наука, 1984.
8. **Вукобратович М.** Шагающие роботы и антропоморфные механизмы. М.: Наука, 1976.
9. **Воронов А. А.** Основы теории автоматического управления. М.: Энергия, 1980.

V. P. Glazkov, Professor, **A. A. Bolshakov**, Professor,
A. A. Kulik, Postgraduate student, kulikalekse@yandex.ru,
Saratov state technical university named after Yuri Gagarin

Investigation the Motion of the Electromechanically Prosthesis for Human's Hip with Using Mathematic Model

In article considered the construct and control of the electromechanically prosthesis for human's hip. It has a low cost for the consumer and more simple control system compared with foreign devices. Particular attention is paid to investigation of electric drive of the control system on stability. This problem is the important engineering task, which allows evaluating the quality of choice prosthesis's elements.

Also in article considered the investigation the dynamic motion of the electromechanically prosthesis of human's hip, which includes definition of the low changes of the torques of mechanism's joints, calculation the efforts created by power elements (the linear actuator and the mainspring), definition the speed of moving the output rod of the drive. The results of modeling the motion of the prosthesis allow determine the technical specification his power elements and design the program for control of the linear drive.

Keywords: prosthesis for human's hip, mathematic model, stability

References

1. **Протезно-ортопедические** изделия. URL: <http://pozvonochnik.info/text/10/content/23/> (date of access 15.03.2013).
2. **Pat. 60344 RF**, МПК⁷ A61 F2/64. Modul' kolennyy. Zhuravlev V. P.; zayavitel' i patentoobladatel' OOO neyroortopedicheskiy tsentr "OrtoS" — № 2006129523/22 ; zayavl. 14.09.06; opubl. 27.01.07, Byul. № 3 (II ch.). 3 p.
3. **Pat. 2266722 RF**, МПК⁷ A61 F2/64, A61F2/68. Upravlyayemyy elektronikoy proteznyy kolennyy sustav, proteznyy uzel i sposob upravleniya vrashcheniem elektronnoy proteza kolennogo sustava. Deffenbaukh B. D. (SShA); zayavitel' i patentoobladatel' Massachusetts Institute of Technology; № 2002118693/14; zayavl. 22.01.01; opubl. 27.12.05; prioritet 20.01.00, № 60/177,108 (SShA).

4. **The Technology of the Power Knee**. URL: <http://ossur.com> (date of access 20.03.2013).
5. **Vysokie tekhnologii dlya uluchsheniya kachestva zhizni**. URL: http://ottobock.ru/cps/rde/xchg/ob_ru_ru/hs.xsl/850.html (date of access 20.03.2013).
6. **Glazkov V. P., Nepran L. P., Kulik A. A., Frolov N. I.** Sistema dlya razgruzki nizhnikh konechnostey cheloveka. *Vestnik SGTU*. 2009. N. 4 (43). Iss. 2. P. 170—173.
7. **Okhotsimskiy D. E., Golubev Yu. F.** Mekhanika i upravlenie dvizheniem avtomaticheskogo shagayushchego apparata. M.: Nauka, 1984.
8. **Vukobratovich M.** Shagayushchie roboty i antropomorfnye mekhanizmy. M.: Nauka, 1976.
9. **Voronov A. A.** Osnovy teorii avtomaticheskogo upravleniya. M.: Energiya, 1980.

УДК 629.113

Б. Н. Белоусов, д-р техн. наук, профессор, belousovbn@yandex.ru,

С. В. Наумов, вед. конструктор, servik1937@yandex.ru, **А. С. Климачкова**, аспирант, wolff_al@mail.ru,

Т. И. Ксенович, канд. физ.-мат. наук, вед. науч. сотр., taxen@mail.ru, МГТУ им. Н. Э. Баумана

Транспортная мехатроника — будущее автомобиля

Приводятся результаты анализа состояния и развития наземной мобильной техники (в частности, тягово-транспортных средств — автомобилей и тракторов) и прогноз направлений внедрения в их конструкцию мехатронных модулей.

Ключевые слова: автомобиль, мобильный робот, опорно-ходовой модуль, комплекс, следящая система, следящий привод, электрогидравлический привод, система рулевого управления, система поддрессирования колеса

Введение

В начале 2000-х гг. на страницах многих журналов развернулась дискуссия инженеров о том, с каким автомобилем мир войдет в XXII век. В ходе дискуссии были выделены три группы основных факторов, которые могут повлиять на конструкцию автомобилей в будущем, а именно:

- политические (координация законодательства, техрегулирование и создание единого экономического пространства и т. п.);
- экономические (топливный резерв и инфраструктура его использования, уровень и распределение благосостояния, степень урбанизации или субурбанизации; соотношение применимость/стоимость имеющихся технологий, включая технологии, связанные с безопасностью транспорта и т. п.);
- группа социальных факторов (модели поведения людей, способы проведения досуга, стоимость машин и топлива, проблемы окружающей среды (в той мере, как их воспринимает общество), общественные нормы, принятые по отношению к транспортным средствам и т. п.).

Однако дискуссия не затронула системные технические факторы возможного развития автомобиля. Глубокое изучение всех аспектов, высказанных в ходе дискуссии, и современных тенденций развития автомобилестроения позволили сформулировать главную проблему, имеющую свои внешние и внутренние противоречия, а именно: перед современным автостроением стоит глобальная проблема — создание автомобиля будущего. К внешним противоречиям относится необходимость выполнения требований, оформленных законодательно, к активной и экологической безопасности автомобиля как одного из самых массовых объектов, используемых обществом в настоящее время. Его способность обеспечивать существующие и перспективные требования по активной и экологической безопасности является главным условием, определяющим все

остальные потребительские свойства автомобиля и, тем самым, конкурентоспособность. Следует отметить, что эти требования имеют устойчивую тенденцию к ужесточению. Таким образом, перед машиностроением стоят задачи, которые традиционными для них методами и техническими решениями они выполнить не могут [1–13]. Нужны принципиально новые технические решения в конструкции транспортных средств (ТС), обеспечивающие выполнение текущих и перспективных запросов общества. Такие технические решения разработаны быть не могут, так как нет соответствующих научных положений, закономерностей и принципов прикладной науки — теории автомобиля. В этом заключаются внутренние противоречия обозначенной выше глобальной проблемы.

Главным направлением решения проблемы экологической и энергетической безопасности зарубежные и отечественные специалисты считают разработку и создание электромобильной техники. Это направление требует создания принципиально новой энергетической установки, например электрохимического генератора энергии транспортного типа на базе топливных элементов. Создание энергоустановок на базе топливных элементов имеет также огромное общемашиностроительное значение.

Первым шагом, общепризнанным в мире ученых, при переходе от двигателя внутреннего сгорания как источника энергии подвижных наземных комплексов транспортного и сельскохозяйственного значения (автомобиля, трактора, комбайна, далее — комплексов) к принципиально новой энергетической установке является создание гибридных машин-комплексов.

Постановка задачи

Основные технические тенденции развития автомобильной техники за рубежом можно свести к следующим положениям.

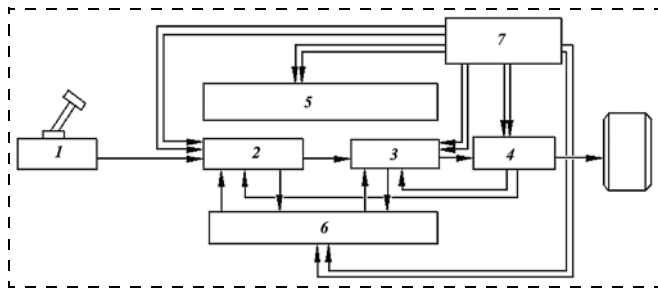


Рис. 4. Принципиальная схема САУ РУ:

1 — блок управления рулевой колонки с автоматами загрузки рулевого колеса; 2 — БУК; 3 — бортовой вычислитель; 4 — блок исполнительных механизмов; 5 — блок контрольно-измерительной аппаратуры; 6 — диагностическая система; 7 — система энергоснабжения

навигационным сигналам автоматизированного управления движением в колоннах (в частности, возможно автоматическое выполнение стандартных эксплуатационных маневров, внешнее радиотелеуправление автомобилем и др.).

Место привода РУ в принципиальной схеме автоматизированной бортовой системы РУ, разработанной и испытанной в МГТУ им. Н. Э. Баумана, в общем виде представлено на рис. 4.

Работа САУ РУ осуществляется в командном режиме (управление осуществляет водитель) или автоматическом (по программе или телерадиосигналам).

Информация об угле поворота рулевого колеса 1 (возможно поступление одновременно нескольких сигналов при изменяемой схеме поворота многоосного автомобиля) поступает в блок управления и контроля (БУК) 2, оценивающий внешние параметры автомобиля (скорость, ускорение и т. д.), и далее в бортовой вычислитель 3, который формирует управляющие сигналы на все исполнительные механизмы 4.

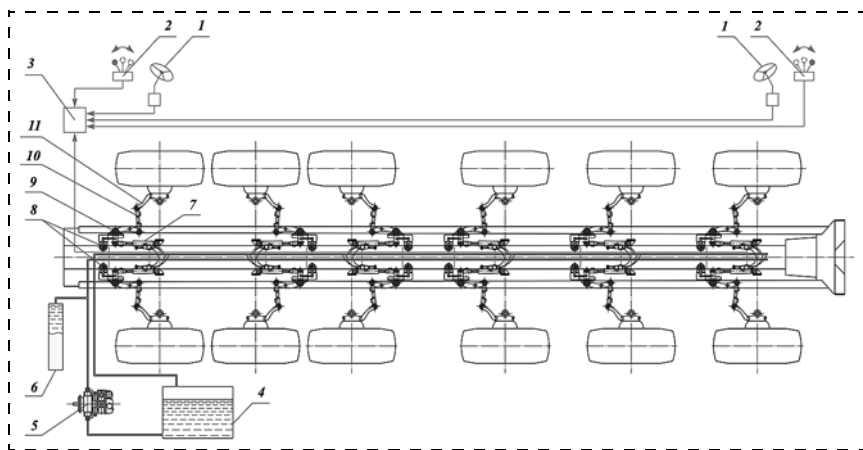


Рис. 5. Схема гидросистемы всеколесного РУ макетного образца с колесной формулой 12 × 12.1 с централизованным приводом:

1 — рулевые механизмы с датчиками угла поворота; 2 — датчики полюса поворота; 3 — бортовой вычислительный комплекс (БВК), гидравлическая система; 4 — масляный бак; 5 — насос; 6 — гидропневмоаккумулятор; 7 — бустер (предохранительный клапан, фильтр, контрольно-измерительная аппаратура на схеме не показаны); 8 — датчики обратной связи (ДОС) с приводом; 9 — кронштейны с рычагами; 10 — поперечные тяги; 11 — сошки

Основная программа работы вычислителя устанавливается водителем в соответствии с дорожной обстановкой. Дополнительная информация поступает на вычислитель от БУК 2.

Входная информация может иметь как цифровую, так и аналоговую форму. В последнем случае она предварительно подвергается аналого-цифровому преобразованию. Каналы связи могут быть электрическими и оптическими (оптоволоконными).

Управляющие сигналы поступают к исполнительным механизмам 4 через каналы управления БУК 2. В БУК происходит сравнение заданного сигнала с сигналом обратной связи, несущим информацию о фактическом состоянии исполнительного механизма.

Система диагностики 6 проверяет правильность функционирования отдельных узлов и агрегатов САУ РУ. В случае обнаружения отказа в системе или нештатного реагирования на управляющие сигналы система диагностики отключает неисправный блок (элемент), выполняет необходимые аварийные изменения в системе САУ РУ и выдает сигнал на систему навигации, находящуюся в кабине водителя.

Если восстановление работоспособности канала за счет внутреннего резервирования невозможно, то система диагностики приводит колеса поврежденных каналов в среднее положение, включая внешнее и внутреннее тревожное освещение или (при необходимости) систему аварийной остановки автомобиля.

Следящие электрогидравлические привода можно разделить на две большие группы — централизованный привод (рис. 5), в котором предполагается установка одной гидравлической системы питания на машину, и автономный привод (рис. 6), представляющий собой множество гидравлических систем, установленных на каждом колесе.

Основной недостаток централизованных приводов при их установке на многоосную колесную машину — необходимость применения гидравлических магистралей большой длины, что снижает жесткость привода, повышает инертность рабочего тела и, как следствие, приводит к фазовому сдвигу поворота колес.

Применение автономных приводов позволяет рассчитывать на целый ряд преимуществ, например, сокращение длины гидравлических магистралей.

На сегодняшний день опыт применения подобных систем в рулевом управлении колесных машин крайне мал, и можно говорить об отсутствии научно обоснованных принципов их построения, а также об отсутствии технических требований к ним и к объектам, в которых целесообразно

их применение. Кроме того, применение автономных приводов требует решения целого ряда технических проблем.

Подобное же заключение можно сделать и по приводам в других системах автомобиля/трактора.

Заключение

Таким образом, основное направление развития современной конструкции ТС как автомобиля будущего лежит в области широкого использования в конструкции мехатронных модулей и мехатронных систем. Их эффективное использование требует строго алгоритмического и программного обеспечения, построенного на базе прикладной механики — теории автомобиля (трактора). Создание подобной теории как уточнения существующей теории автомобиля и трактора является одной из главных задач прикладной механики.

Дальнейшее развитие автомобиля связано с созданием мехатронных систем, с использованием новых способов распределения и передачи мощности от двигателя внутреннего сгорания к колесу на их основе. Будущее автомобиля/трактора связано с созданием гибких моторно-трансмиссионных установок с электрическим или гидрообъемным приводом колес. При этом электротрансмиссия, как и гидрообъемный привод, с системой управления движением ТС представляет собой сложную мехатронную систему. Таким образом, проявляется процесс существенной трансформации конструкции ТС, качественного изменения их структуры и состава основных силовых устройств, интеграции электронных и механических элементов и повышения роли электроники (как силовой, так и управляющей) и систем управления, т. е. широкое внедрение мехатронных модулей в конструкцию автомобиля.

На протяжении ряда лет МГТУ им. Н. Э. Баумана успешно ведет фундаментальные и поисковые исследования в области развития теории и создания колесных транспортных систем на основе мехатронных систем и модулей, а также роботизированных платформ как роботов среднего класса.

Список литературы

1. Смирнов Г. А. Многоосные многоприводные автомобили с автоматизированными системами // Автомобильная промышленность. 1997. № 9. С. 9—10.
2. Динамика системы "Дорога—шина—автомобиль—водитель" / А. А. Хачатуров, В. Л. Афанасьев, В. С. Васильев и др.; Под общей редакцией А. А. Хачатурова. М.: Машиностроение, 1976. 554 с.
3. Брянский Ю. А. Управляемость большегрузных автомобилей. М.: Машиностроение, 1983. 176 с.

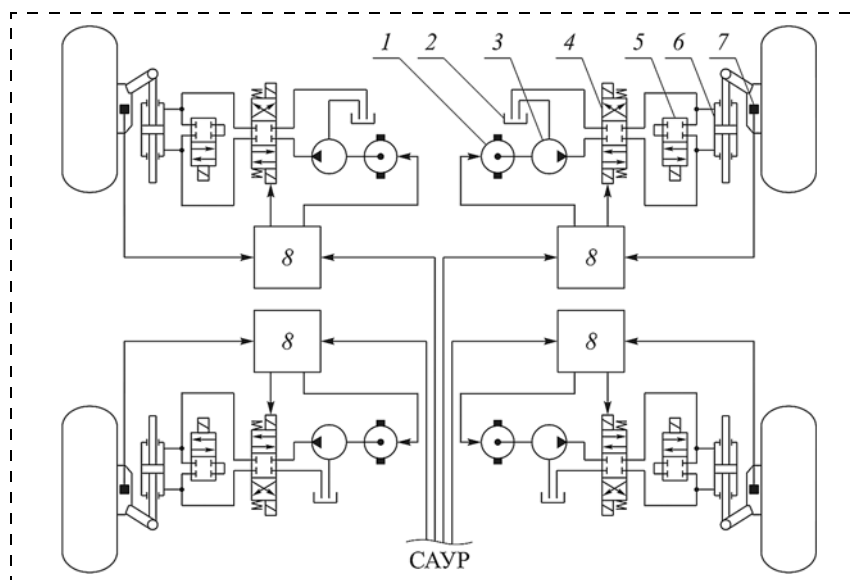


Рис. 6. Схема автономного привода поворота колеса (АП):

1 — электродвигатель; 2 — бак; 3 — гидронасос; 4 — гидрораспределитель; 5 — клапан кольцевания; 6 — гидроцилиндр поворота колеса; 7 — датчик обратной связи; 8 — блок управления поворотом колеса; САУР — система автоматического управления рулевым приводом

4. Шарапов В. Д. Активные подвески транспортных средств. Рига: РВВПКУ, 1980. 265 с.
5. Иродов В. В. Исследование влияния эксплуатационных свойств (плавности хода, тормозных свойств, устойчивости и управляемости) на производительность автопоездов: Дис. ... канд. техн. наук: 05.05.03. М., 1982. 230 с.
6. Ревин А. А. Повышение эффективности, устойчивости и управляемости при торможении автотранспортных средств: Дис. ... докт. техн. наук: 05.05.03. Волгоград, 1983. 516 с.
7. Антонов Д. А. Теория устойчивости движения многоосных автомобилей. М.: Машиностроение, 1978. 216 с.
8. Фаробин Я. Е. Теория поворота транспортных машин. М.: Машиностроение, 1970. 176 с.
9. Белоусов Б. Н., Попов С. Д. Колесные транспортные средства особо большой грузоподъемности. Конструкция. Теория. Расчет / Под общ. ред. Б. Н. Белоусова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. 728 с.
10. Белоусов Б. Н., Шушман С. Б. Прикладная механика наземных тягово-транспортных средств с мехатронными системами / Под общ. ред. Б. Н. Белоусова. М.: Агроконсалт, 2013. 612 с.
11. Болдоров А. Г., Наумов С. В. Метод расчета гидравлической системы многоосных машин с всеколесным рулевым управлением // Гидрогазодинамика, гидравлические машины и гидропневмосистемы: Тр. Междунар. науч.-техн. и науч.-метод. конф. М., 2006. С. 151—153.
12. Брянский Ю. А. Управляемость большегрузных автомобилей. М.: Машиностроение, 1983. 176 с.
13. Кулешов В. С., Лакота Н. А. Дистанционно управляемые роботы и манипуляторы. М.: Машиностроение, 1986. 328 с.
14. Егоров О. Д., Подураев Ю. В. Мехатронные модули. Расчет и конструирование: учебное пособие. М.: Изд. МГТУ "СТАНКИН", 2004. 360 с.
15. Подураев Ю. В. Мехатроника: основы, методы, применение: учеб. пособие для студентов вузов. М.: Машиностроение, 2006. 256 с.
16. Autonomous Mechatronics-Based Locomotion Module for Multi-Wheel Vehicle and Terrestrial Robot Applications / B. N. Belousov [и др.] // Commercial Vehicle Engineering Congress 2012 [Rosemont, Illinois USA]. URL: <http://papers.sae.org/2012-01-1913> (дата обращения 13.08.2014).

17. **Milliken W. F., Jr.** et al. Research in Automobile Stability and Control and in Tire Performance. Collection of papers. London: The Institution of Mechanical Engineers, 1956.
18. **Andreev A. F., Kabanau V. I., Vantsevich V. V.** Driveline Systems of Ground Vehicles: Theory and Design / V. V. Vantsevich, Scientific and Engineering Editor. Taylor & Francis Group/CRC Press, 2010. 792 p.
19. **Yokoyama M., Hedrick J. K., Toyama S.** A model Following Sliding Mode Controller for Semi-Active Suspension Systems with

- MR Dampers // Proc. of the American Control Conference. Arlington (VA). 2001. P. 53–58.
20. **Gordaninejad F., Kelso S. P.** Fail-Safe Magneto-Rheological Fluid Dampers for Off-Highway, High-Payload Vehicles // Journal of Intelligent Material System and Structures. 2000. V. 11, N. 5. P. 395–406.
21. **Reinelt W., Klier W., Reimann G., Schuster W., Grossheim R.** "Active Front Steering (Part 2): Safety and Functionality", SAE. 2004. Paper 2004-01-1101.

B. N. Belousov, Professor, belousovb@ya.ru, **S. V. Naumov**, Chief designer, servik1937@yandex.ru,
A. S. Klimachkova, Postgraduate student, wolff_al@mail.ru,
T. I. Ksenevich, Leading researcher, taxen@mail.ru,
 Bauman Moscow State Technical University, Scientific and production center "Special machinery"

Mechatronics — Future for Vehicles

The article describes analysis of land vehicles development (tractors, automobiles etc). There are three main branches (aims) of modern vehicles development. Firstly, application of mechatronics modules and systems for designing nowadays vehicles are believed to be an up-to date constructing method. Thus a vehicle for future will be consists of different modules. Secondly, a new theory should be developed. The theory should describe designing/control principles of the modules and their interaction as part of the main system. Thirdly, the main control system of all the mechatronics modules should be developed. Due to the control system autonomous driving can be designed. BMSTU has been studying the issues described. For example a mechatronics-based locomotion module for vehicle is being developed. All wheel steering as one of the main functions of the mechatronics-based locomotion module is considered. The steering drive place in conceptual scheme of automated steering system, developed and tested by researches in BMSTU, is shown. Comparison between all wheel steering with an independent drive and all wheel steering with centralized drive are proposed. Thus we can conclude that the main tendency of modern vehicle designing is application and development mechatronic modules and systems. The next articles will describes further BMSTU research connected with the mechatronics-based locomotion module, its designing and modeling approach.

Keywords: car, mobile robot, support-suspension module, a complex servo system, servo drive, electro-hydraulic, steering system, suspension system wheel

References

1. **Smirnov G. A.** Mnogoosnye mnogoprivodnye avtomobili s avtomatizirovannymi sistemami. *Avtomobil'naya promyshlennost'*. 1997. N. 9. P. 9–10.
2. **Dinamika** sistemy "Doroga—shina-avtomobil"—voditel". A. A. Khachaturov, V. L. Afanas'ev, B. C. Vasil'ev i dr.; Pod obshchey redaktsiey A. A. Khachaturova. M.: Mashinostroenie, 1976. 554 p.
3. **Bryanskiy Yu. A.** Upravlyaemost' bol'shegruznykh avtomobiley. M.: Mashinostroenie, 1983. 176 p.
4. **Sharapov V. D.** Aktivnye podveski transportnykh sredstv. Riga: RVVPKU, 1980. 265 p.
5. **Irodov V. V.** Issledovanie vliyaniya ekspluatatsionnykh svoystv (plavnosti khoda, tormoznykh svoystv, ustoychivosti i upravlyaemosti) na proizvoditel'nost' avtopoezdov: Dis. ... kand. tekhn. nauk: 05.05.03. M., 1982. 230 p.
6. **Revin A. A.** Povyshenie effektivnosti, ustoychivosti i upravlyaemosti pri tormozhenii avtotransportnykh sredstv: Dis. ... dokt. tekhn. nauk: 05.05.03. Volgograd, 1983. 516 p.
7. **Antonov D. A.** Teoriya ustoychivosti dvizheniya mnogoosnykh avtomobiley. M.: Mashinostroenie. 1978. 216 p.
8. **Farobin Ya. E.** Teoriya povorota transportnykh mashin. M.: Mashinostroenie, 1970. 176 p.
9. **Belousov B. N., Popov S. D.** Kolesnye transportnye sredstva osobo bol'shoi gruzopod'emnosti. Konstruktsiya. Teoriya. Raschet / Pod obshch. red. B. N. Belousova. M.: Izd-vo MGUTU im. N. E. Bauman, 2006. 728 p.
10. **Belousov B. N., Shushman S. B.** Prikladnaya mekhanika nazemnykh tyagovo-transportnykh sredstv s mekhatronnymi sistemami. Monografiya. Pod obshch. red. B. N. Belousova. M.: Agrokonsalt, 2013. 612 p.
11. **Boldorev A. G., Naumov S. V.** Metod rascheta gidravlicheskoy sistemy mnogoosnykh mashin s vsekolesnym rulevym upravleniem. *Gidrogazodinamika, gidravlicheskie mashiny i gidropnevmosistemy: Tr. Mezhdunar. nauch.-tekhn. i nauch.-metod. konf.* M., 2006. P. 151–153.
12. **Bryanskiy Yu. A.** Upravlyaemost' bol'shegruznykh avtomobiley. M.: Mashinostroenie. 1983. 176 p.
13. **Kuleshov V. S., Lakota N. A.** Distsantsionno upravlyaemye roboty i manipulyatory. M.: Mashinostroenie, 1986. 328 p.
14. **Egorov O. D., Poduraev Yu. V.** Mekhatronnye moduli. Raschet i konstruirovaniye. Uchebnoye posobie. M.: Izd. MGUTU "STANKIN", 2004. 360 p.
15. **Poduraev Yu. V.** Mekhatronika: osnovy, metody, primeneniye: ucheb. posobie dlya studentov vuzov. M.: Mashinostroenie, 2006. 256 p.
16. **Autonomous Mechatronics-Based Locomotion Module for Multi-Wheel Vehicle and Terrestrial Robot Applications** / B. N. Belousov [i dr.]. Commercial Vehicle Engineering Congress 2012 [Rosemont, Illinois USA]. URL: <http://papers.sae.org/2012-01-1913> (date access 13.08.2014).
17. **Milliken W. F., Jr.** et al. Research in Automobile Stability and Control and in Tire Performance. Collection of papers. London: The Institution of Mechanical Engineers, 1956.
18. **Andreev A. F., Kabanau V. I., Vantsevich V. V.** Driveline Systems of Ground Vehicles: Theory and Design. V. V. Vantsevich, Scientific and Engineering Editor. Taylor & Francis Group/CRC Press, 2010. 792 p.
19. **Yokoyama M., Hedrick J. K., Toyama S.** A model Following Sliding Mode Controller for Semi-Active Suspension Systems with MR Dampers. *Proc. of the American Control Conference*. Arlington (VA). 2001. P. 53–58.
20. **Gordaninejad F., Kelso S. P.** Fail-Safe Magneto-Rheological Fluid Dampers for Off-Highway, High-Payload Vehicles. *Journal of Intelligent Material System and Structures*. 2000. V. 11, N. 5. P. 395–406.
21. **Reinelt W., Klier W., Reimann G., Schuster W., Grossheim R.** Active Front Steering (Part 2): Safety and Functionality, SAE. 2004. Paper 2004-01-1101.

АВТОМАТИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ ПРОЦЕССАМИ

УДК 621.3049.77

В. И. Бусурин, д-р техн. наук, профессор, vibusurin@mega.ru, **Лю Чже**, аспирант,
П. С. Ахламов, инженер, pakhlamov@hotmail.com, **Н. А. Бердюгин**, инженер, ber.nikolaj2012@yandex.ru,
Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)

Исследование бесконтактного оптического преобразователя приближения мехатронной системы стабилизации зазора сканирующего профилометра

Рассмотрена структура системы стабилизации зазора сканирующего профилометра с бесконтактным оптическим преобразователем приближения на основе оптического туннелирования, который может быть дополнением к широко применяющимся сканирующим атомно-силовым и туннельным микроскопам, главным недостатком которых является малый рабочий зазор (расстояние от тела до сканирующей иглы), что может привести к повреждению поверхности тела или к поломке сканирующей иглы. Предложена математическая модель преобразователя приближения на основе оптического туннелирования с рабочим диапазоном в сотни нанометров и проведено исследование отражательной способности преобразователя при различных конструктивных параметрах.

Ключевые слова: первичный преобразователь, профилометр, система стабилизации, зазор, оптическое туннелирование, функция преобразования, фотоприемник

Введение

Сканирующие профилометры широко используются в технологических процессах изготовления прецизионных авиационных деталей сложной формы, оптических элементов систем технического зрения и т. п. Они предназначены для формирования модели профиля поверхности тел с помощью перемещаемой пробы и могут быть построены по методам контактного или бесконтактного измерения [1].

При контактном измерении проба сканирует по поверхности измеряемого тела по двум координатным осям, и определяется ее перемещение по третьей координатной оси, которое преобразуется в выходной электрический сигнал. Этот метод имеет ряд недостатков, а именно: нужно иметь высокочувствительные датчики; проба может оцарапать поверхность измеряемого тела; контактный метод не может быть использован для измерения профиля мягких и жидких тел.

Бесконтактные профилометры используют оптические или емкостные методы, а также методы сканирующей электронной микроскопии и сканирующей зондовой микроскопии. В процессе работы сканирующего зондового микроскопа проба движется вдоль тестируемой поверхности, и, например, туннельный ток поддерживается стабильным за счет действия обратной связи. При этом показания следящей системы меняются в зависимости от топографии поверхности. Такие изменения фиксиру-

ются, и на их основе строится карта высот. Одним из основных узлов мехатронной системы стабилизации зазора является бесконтактный преобразователь приближения.

В настоящее время широко используются так называемые сканирующие атомно-силовые микроскопы (САСМ). Главным недостатком САСМ является очень маленький рабочий зазор (около 10 нм) [1], что может привести к повреждению пробы, поломке сканирующей головки (иглы), а также к неточностям при построении модели. Зарубежными и отечественными учеными и исследователями предложены различные подходы для решения данной проблемы. В данной статье рассмотрен вариант построения модели с помощью сканирующего профилометра с увеличенным зазором за счет использования оптического туннелирования.

Структура системы стабилизации зазора бесконтактного оптического преобразователя приближения на основе оптического туннелирования

Обобщенная функциональная схема бесконтактного сканирующего профилометра содержит блок измерения, блок обработки и управления, датчик перемещения, исполнительные органы (рис. 1) [2].

Структурная схема мехатронной системы стабилизации зазора бесконтактного сканирующего профилометра приведена на рис. 2.

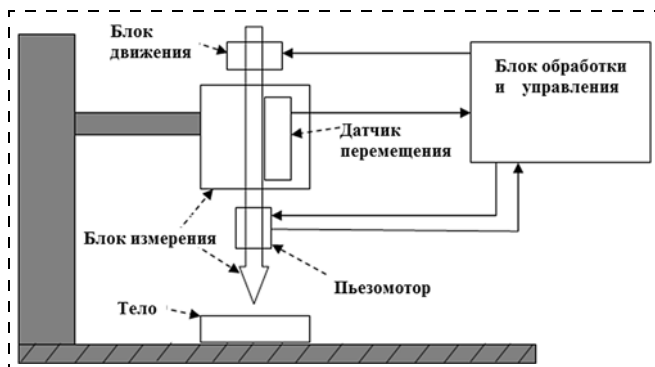


Рис. 1. Функциональная схема бесконтактного сканирующего профилометра

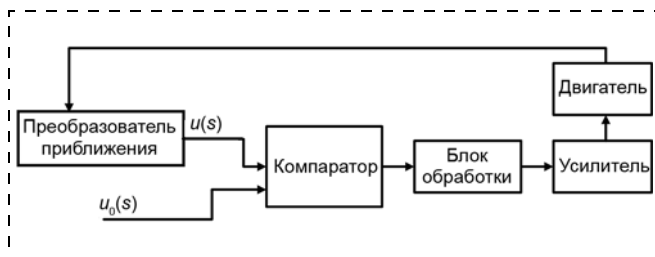


Рис. 2. Схема управления профилометра бесконтактного измерения

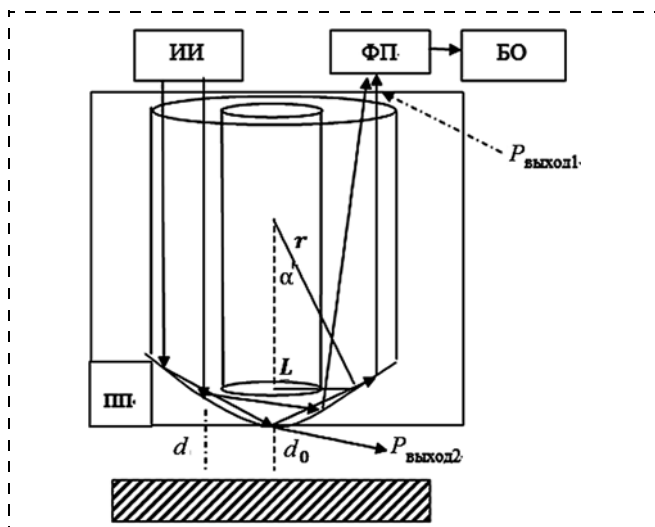


Рис. 3. Структура преобразователя приближения на основе оптического туннельного эффекта

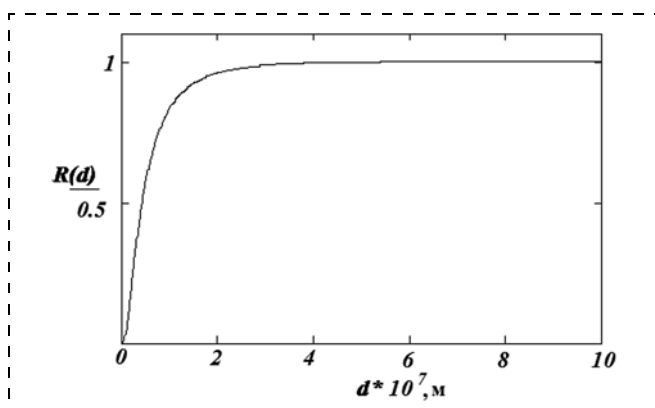


Рис. 4. Зависимость отражательной способности $R(d)$ от зазора d

Для бесконтактного измерения субмикронных зазоров можно использовать оптический туннельный эффект, который обеспечивает регистрацию изменения взаимного положения тел в диапазоне до сотен нанометров.

На рис. 3 показана структура бесконтактного оптического преобразователя приближения на основе оптического туннелирования. Он состоит из источника излучения (ИИ), первичного преобразователя (ПП), фотоприемника (ФП) и блока обработки (БО). Оптический туннельный эффект в волновой оптике заключается в проникновении световой волны внутрь отражающей среды (на расстояния порядка длины световой волны) в условиях, когда, с точки зрения геометрической оптики, происходит полное внутреннее отражение.

Первичный преобразователь использует кварцевый сферический элемент и метод измерения на основе оптического туннельного эффекта [3]. Расстояние между пробой и тестируемой поверхностью составляет менее длины волны используемого оптического излучения. Зазор между пробой и поверхностью тестируемого тела может меняться под действием перемещения тела, что приводит к изменению отраженной части оптического излучения. Уменьшение зазора d приводит ко все большему проникновению оптического излучения через оптический сферический элемент и поглощению оптической энергии тестируемым телом, т. е. к уменьшению выходного сигнала фотоприемника преобразователя приближения.

Математическая модель бесконтактного преобразователя приближения

Функция преобразования первичного преобразователя определяется зависимостью $P = f(d)$ мощности оптического излучения P от зазора d .

Изменение мощности выходного излучения можно оценить по отражательной способности модулируемой границы сред, т. е. по отношению мощности отраженного излучения к мощности падающего. На рис. 4 показана зависимость отражательной способности $R(d)$ одного оптического луча от зазора d .

Интегральные изменения отражательной способности с одним отражением от модулируемой границы для неполяризованной оптической волны могут быть определены с учетом формы чувствительного элемента первичного преобразователя. Схема бесконтактного первичного преобразователя на основе оптического туннельного эффекта со сферическим чувствительным элементом показана на рис. 5. Зазор d можно определить как

$$d = d_0 + \Delta d, \quad (1)$$

где $\Delta d = r - \sqrt{r^2 - \rho^2}$.

Изменения приращений зазора от координаты на чувствительном элементе показаны на рис. 6.

С учетом отражательной способности R , зависящей от зазора d , мощность оптического излучения $P_{\text{ФП}}$ на фотоприемнике определяется как

$$P_{\text{вых}} = \frac{P_{\text{ии}}}{S_{\text{сумм}}} \int_0^{2\pi} \int_0^L R(d_0 + \Delta d) \rho d\rho d\varphi. \quad (2)$$

С учетом уравнения (1) можно получить выражение для суммарной выходной мощности оптического излучения:

$$P_{\text{вых.сум1}} = \frac{P_{\text{ии}}}{S_{\text{сумм}}} \int_0^{2\pi} \int_0^L R(d_0 + r - \sqrt{r^2 - \rho^2}) \rho d\rho d\varphi, \quad (3)$$

где $P_{\text{ии}}$ — оптическая мощность источника излучения; $S_{\text{сумм}}$ — суммарная площадь поверхности тела, $S_{\text{сумм}} = \pi L^2$; r — радиус сферы, $r = \frac{L}{\sin \alpha}$; ρ, φ — полярные координаты; L — максимальный размер радиуса ρ ; d_0 — начальный зазор; Δd — приращение зазора; α — центральный угол сферы.

Поглощенную мощность оптического излучения $P_{\text{вых.сум2}}$ можно определить как

$$P_{\text{вых.сум2}} = P_{\text{ии}} - P_{\text{вых.сум1}}. \quad (4)$$

Результаты моделирования зависимости интегральной выходной и поглощенной оптической мощности от значения зазора показаны на рис. 7 и рис. 8 соответственно. Функции преобразования рассчитывали при следующих параметрах: $n_1 = 1,53$ (световод); $n_{11} = 1,45$ (оболочка); $n_2 = 1,0$ (воздушный зазор); $\lambda = 1,31 \cdot 10^{-6}$ м, $L = 1,2 \cdot 10^{-4}$ м (максимальный размер радиуса).

Исследование влияния конструктивных параметров преобразователя приближения на функцию преобразования

Изменяя значения конструктивных параметров преобразователя приближения, определим их влияние на функцию преобразования.

Уменьшение размера сегмента сферы L приводит к получению большей модуляции выходной оптического сигнала. Изменения интегральной выходной мощности оптического излучения $P_{\text{выход1}}$ при изменениях размера сегмента сферы L показаны на рис. 9.

Если неизменным оставить размер сегмента сферы L , то при увеличении радиуса сферы r интегральная выходная мощность оптического излучения падает, и коэффициент модуляции оптического излучения увеличивается (рис. 10).

Если изменять материал, из которого изготовлена сфера (например, использовать различные стекла), то интегральная выходная мощность оптического излучения $P_{\text{вых.сум13}}$ будет уменьшаться при увеличении показателя преломления материала сферы (рис. 11).

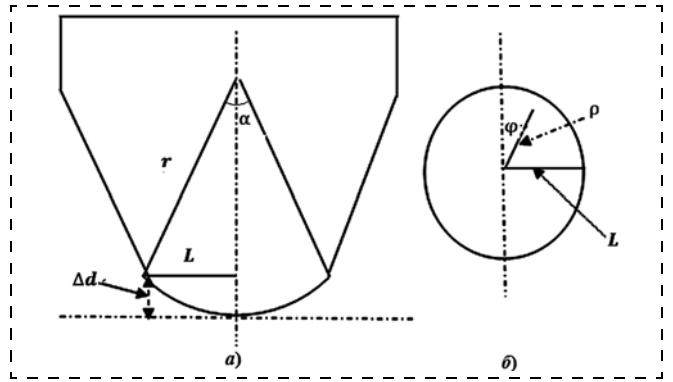


Рис. 5. Схема первичного преобразователя со сферическим чувствительным элементом: вид сбоку (а), вид сверху (б)

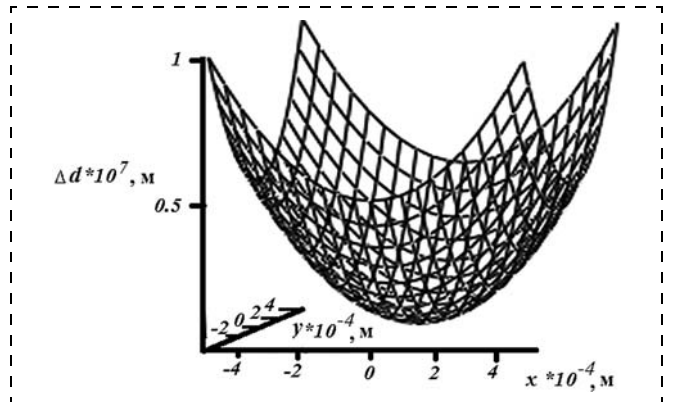


Рис. 6. Изменение приращения зазора d

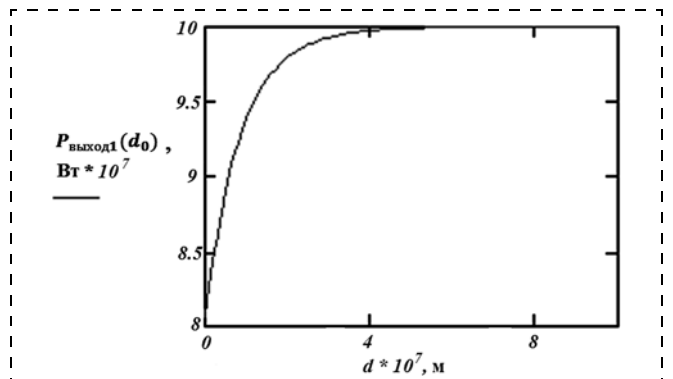


Рис. 7. Зависимость интегральной выходной мощности оптического излучения $P_{\text{вых.сум1}}$ от зазора d_0

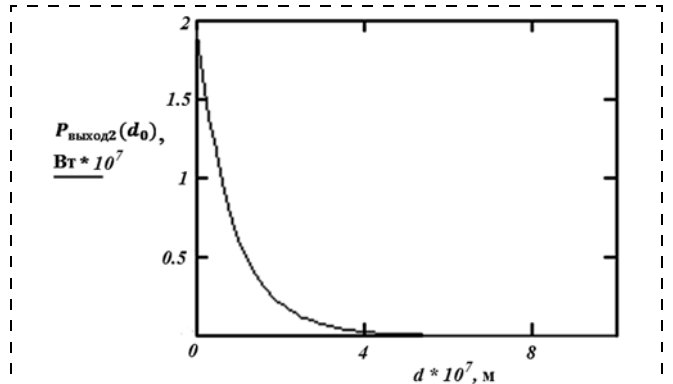


Рис. 8. Зависимость поглощенной мощности оптического излучения $P_{\text{вых.сум2}}$ от зазора d_0

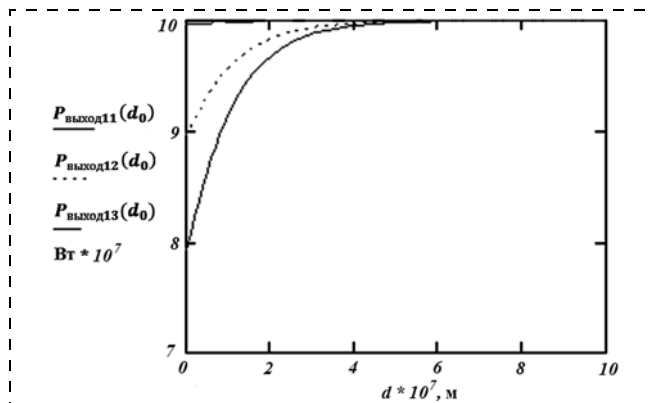


Рис. 9. Зависимость интегральной выходной мощности оптического излучения $P_{\text{выход1}}$ от зазора d_0 при различных размерах сегмента сферы:

$P_{\text{выход11}}(d_0)$ $L_1 = 1,5 \cdot 10^{-4}$ м, $P_{\text{выход12}}(d_0)$ при $L_2 = 3 \cdot 10^{-4}$ м и $P_{\text{выход13}}(d_0)$ при $L_3 = 9 \cdot 10^{-3}$ м

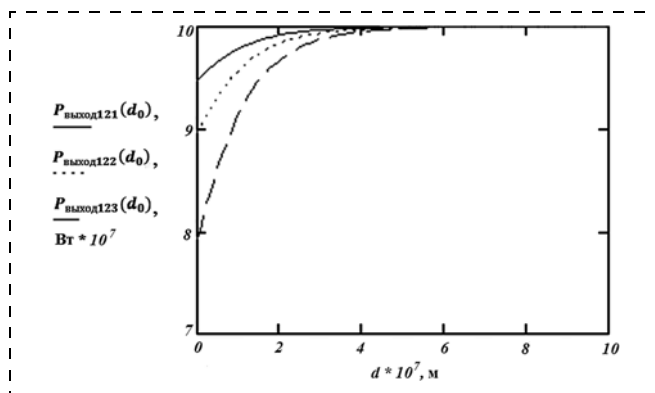


Рис. 10. Зависимость интегральной выходной мощности оптического излучения $P_{\text{выход1}}$ от зазора d_0 при различных радиусах сферы:

$P_{\text{выход121}}(d_0)$ при $r_{11} = 4,298 \cdot 10^{-3}$ м, $P_{\text{выход122}}(d_0)$ при $r_{12} = 8,595 \cdot 10^{-3}$ м и $P_{\text{выход123}}(d_0)$ при $r_{13} = 0,017$ м

Если изменяется числовая апертура, например, за счет изменения материала покрытия, то интегральная выходная мощность оптического излучения $P_{\text{вых.сум14}}$ будет уменьшаться при уменьшении числовой апертуры (рис. 12).

Рабочий диапазон преобразователя приближения на основе оптического туннелирования составляет несколько сотен нанометров и примерно на порядок больше, чем при использовании атомно-силового метода. Оценка сил межмолекулярного взаимодействия показывает, что они составляют порядка пиконьютонов, и вызываемые ими деформации преобразователя приближения могут не учитываться.

Заключение

В статье исследованы характеристики бесконтактного оптического преобразователя приближения системы стабилизации зазора сканирующего профилометра, оценено влияние конструктивных параметров на выходную мощность преобразователя. Показано, что при увеличении радиуса сферы,

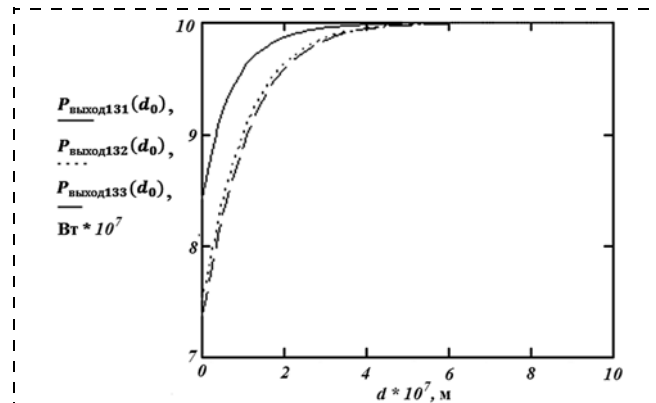


Рис. 11. Зависимость интегральной выходной мощности оптического излучения $P_{\text{выход13}}$ от зазора d_0 :

$P_{\text{выход131}}(d_0)$ при $n_{11} = 1,47$, $P_{\text{выход132}}(d_0)$ при $n_{12} = 1,53$ и $P_{\text{выход133}}(d_0)$ при $n_{13} = 1,55$

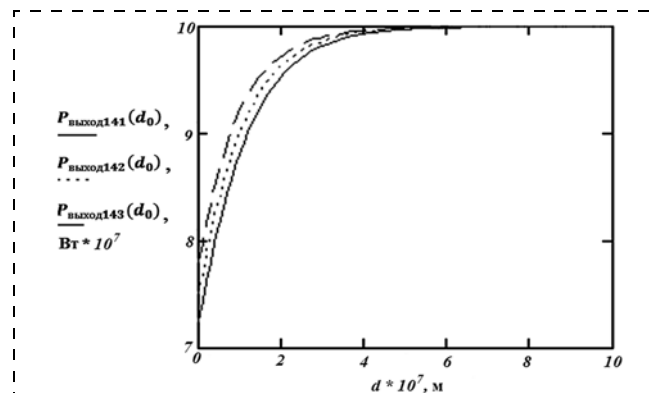


Рис. 12. Зависимость интегральной выходной мощности оптического излучения $P_{\text{выход14}}$ от зазора d_0 при разных числовых апертурах:

$P_{\text{выход141}}(d_0)$ при $n_{\text{покр1}} = 1,43$, $P_{\text{выход142}}(d_0)$ при $n_{\text{покр1}} = 1,45$ и $P_{\text{выход143}}(d_0)$ при $n_{\text{покр1}} = 1,47$

показателя преломления материала, из которого изготовлена сфера, при уменьшении размера сегмента сферы и числовых апертур уменьшается интегральная выходная мощность. Оценка сил межмолекулярного взаимодействия, возникающих при работе преобразователя приближения, показала, что их влиянием можно пренебречь. Предложенный преобразователь приближения может быть эффективно использован в тех случаях, где применение САСМ затруднено из-за их малого рабочего зазора, а также для измерения других механических величин, приводимых к наноперемещениям (ускорений, скоростей, сил и др.).

Список литературы

1. Gross L., Mohn F., Moll N., Liljeroth P., Meyer G. The Chemical Structure of a Molecule Resolved by Atomic Force Microscopy // Science. 2009. № 325 (5944). P. 1110–1114.
2. Бусурин В. И., Князь В. А., Ходин М. М., Скрипник Н. П. Сканирующий профилометр для измерения профиля цилиндрических тел. // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 2 (107). С. 36–42.
3. Бори М., Вольф Э. Основы оптики. 2-е изд. М.: Наука, 1972.

Research of Gap Mechatronic Stabilization System of Scanning Profilometer of Optical Non-contact Approximation Transducer

The article describes the structure of the mechatronic system stabilization gap and mathematical model of non-contact optical approximation transducer based on optical tunneling effect.

Today so-called scanning atomic force microscopes (AFM) are widely used. The main disadvantage of AFM is very small working gap (about 10 nm to several picometers), that could cause damage to the object of measurement, breakage of the scanning head (needle), but also to inaccuracies in the model. Foreign and domestic scientists and researchers have proposed different approaches to solve this problem. In this paper we considered the option of constructing a model with a scanning profilometer with a larger gap.

Reflectivity of the transducer depending upon various design factors such as initial gap, radius of the sphere, size of the sphere is calculated and described. It is shown, that the dependence increase the radius of the sphere and the refractive index of the material of it, in case of reducing the size of a segment of the sphere and numerical apertures, leads to reduction of integral output power. Estimation of intermolecular interaction forces occurred with inverter operation approximation showed that their influence effect can be neglected. The proposed approximation transducer can be effectively used for other measurement of mechanical values, driven to nanoparanoia, such as accelerations, speeds, forces etc.

Keywords: transducer, profilometer, mechatronic system, optical tunneling, conversion function

References

1. Gross L., Mohn F., Moll N., Liljeroth P., Meyer G. The Chemical Structure of a Molecule Resolved by Atomic Force Microscopy. *Science*. 2009. N. 325 (5944). P. 1110—1114.

2. Busurin V. I., Knjaz V. A., Hodin M. M., Skripnik N. P. Skanirujushij profilometr dlja izmerenija profilja cilindricheskih tel. *Mehatronika, avtomatizacija, upravlenie*. 2010. N. 2 (107). P. 36—42.
3. Born M., Volf E. *Osnovy optiki*. 2-e izd. M.: Nauka, 1972.

УДК 621.791; 519.6

А. И. Абрамов, канд. техн. наук, зав кафедрой, x1015@mail.ru,

Т. А. Мазитов, магистрант, gunit1991@yandex.ru,

Ижевский государственный технический университет им. М. Т. Калашникова

Сравнительный анализ эффективности методов поиска стыка деталей при автоматической сварке

Проведен сравнительный анализ эффективности методов поиска стыка деталей при автоматической сварке двух типов: труба — пластина и пластина — пластина. Предложено четыре метода: корреляционный метод; использование нейросетей; аппроксимация прямыми; аппроксимация прямыми и окружностями после сегментации. Отмечаются достоинства и недостатки каждого метода, условия их адекватной работы.

Ключевые слова: MIG/MAG сварка, система слежения, триангуляция, метод наименьших квадратов, аппроксимация, нейроны, RANSAC

Введение

Для автоматического управления положением сварочной горелки (электрода) относительно свариваемого изделия или наплавляемой поверхности предложено большое число разнообразных следящих систем, однако в промышленности они применяются недостаточно широко. Это объясняется главным образом отсутствием или малой надежностью датчиков, пригодных для условий сварочного производства. Автоматизация сварочных операций с помощью следящих систем связана с разработкой способов и средств измерения фактического положения стыка или наплавляемой поверхности для

каждого экземпляра изделия. Выбор метода и состава технических средств автоматизации перемещения сварочного инструмента по линии шва зависит, прежде всего, от характера и объема информации, которая должна обрабатываться при управлении. В последнее время большое распространение получили оптические системы слежения триангуляционного типа [1, 2]. Они характеризуются высокой точностью, информативностью и надежностью.

Для решения задач технологической и геометрической адаптации не существует универсальной модели, подходящей для всех видов свариваемых стыков. Для автоматизации процесса сварки в ка-

жом конкретном случае используются наиболее подходящие модели. В данной статье рассмотрены возможные алгоритмы для нахождения стыка свариваемых деталей.

Описание тестовой системы слежения

Основными элементами системы слежения триангуляционного типа являются видеокамера, линзы и линейная лазерная подсветка. Излучение лазера рассеивается на разделку кромок, отраженное излучение собирается объективом камеры и преобразовывается в цифровую информацию для дальнейшей обработки. Схема системы слежения триангуляционного типа представлена на рис. 1.

Тестирование работы алгоритмов проводилось на универсальном промышленном роботе KUKA 663, имеющем шесть степеней подвижности. На рабочем органе манипулятора была установлена система сле-

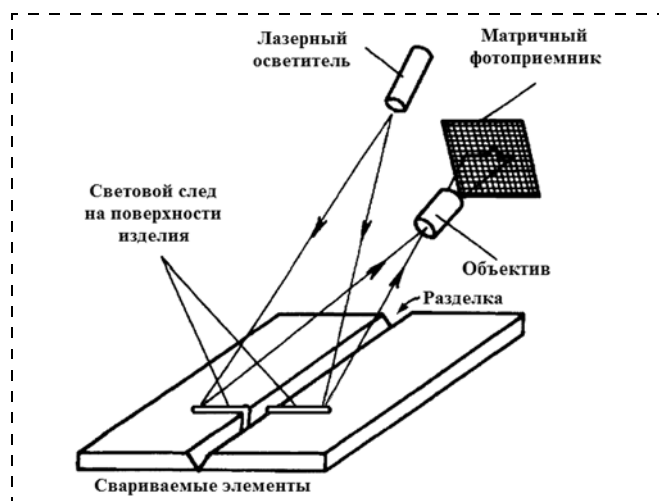


Рис. 1. Схема системы слежения триангуляционного типа

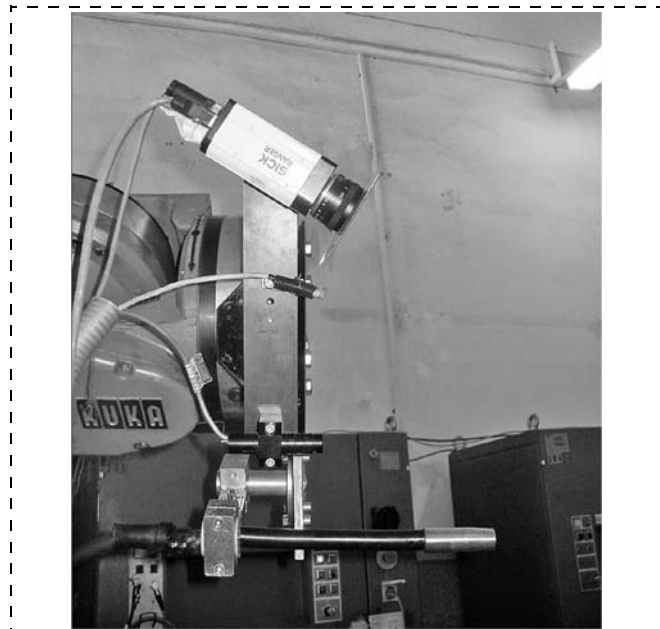


Рис. 2. Система слежения SICK RANGER 40D

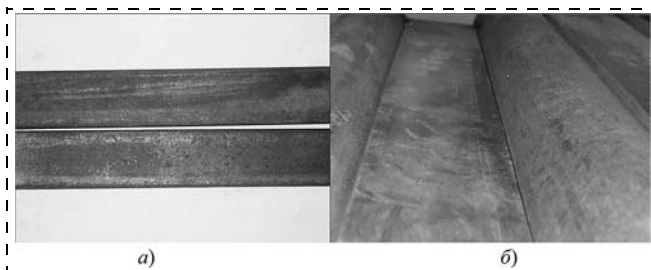


Рис. 3. Тестовые образцы

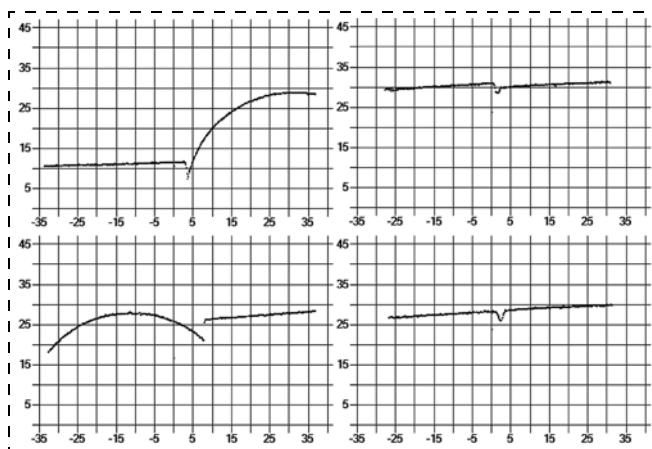


Рис. 4. Профили стыков, полученные системой слежения SICK RANGER 40D

жения триангуляционного типа SICK RANGER 40D. Камера позволяет получать до 1000 профилей в секунду, состоящих из 512 точек независимо от контрастности и цветности изображения. 3D-камера Ranger 40D легко интегрируется через интерфейс Gigabit Ethernet, отличается простотой калибровки, настройки и программирования. На рис. 2 изображено выходное звено манипулятора с закрепленной на нем системой технического зрения и сварочной горелкой.

Алгоритмы тестировали на двух видах стыка: 1) две металлические полосы толщиной 4 мм, соединенные встык (рис. 3, а); 2) стык, образованный соединением трубы и полосы (рис. 3, б).

На рис. 4 представлены профили стыков, полученные системой слежения SICK RANGER 40D. Каждый профиль состоит из 512 точек.

Исследуемые методы

Корреляционный метод. Корреляционный анализ — метод, позволяющий обнаружить зависимость между несколькими величинами. Коэффициент корреляции Пирсона позволяет установить тесноту связи двух переменных.

В общем виде формула для подсчета коэффициента корреляции r_{xy} [3] имеет вид

$$r_{xy} = \frac{\sum (x_i - \bar{x}) \cdot \sum (y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum (x_i - \bar{x})^2 \cdot \sum (y_i - \bar{y})^2}},$$

где x_i — значения, принимаемые переменной X ; y_i — значения, принимаемые переменной Y ; $\tilde{x}$ — средняя по X ; $\tilde{y}$ — средняя по Y .

Поскольку полученный профиль состоит из точек, коэффициент Пирсона возможно использовать для выделения кромок деталей. Для этого необходимо задать эталон — массив точек, определяющих кромку детали. Далее оконным преобразованием вычислить коэффициенты корреляции для всего исследуемого профиля. Максимальное значение коэффициента укажет на наиболее схожий с эталоном участок. Аналогично нужно поступить и для второй кромки. Далее, исходя из положения кромок, вычислить положение сварочной горелки.

Нейросетевой метод. Нейросеть — это обучаемая система. Она действует не только в соответствии с заданным алгоритмом и формулами, но и на основании прошлого опыта. Существует множество различных нейросетей, различающихся по типу организации слоев нейронов, видам и числу связей, алгоритмам обучения. Простейшим примером, применительно к исследуемой задаче — поиску стыка деталей, может служить однослойный перцептрон, разработанный Розенблаттом в 1959 г. Перцептрон состоит из трех типов элементов, а именно: поступающие от сенсоров сигналы с соответствующими весами передаются ассоциативным элементам (представляющим сумматор), а затем реагирующим элементам (активационная функция) [4].

Алгоритм обучения однослойного перцептрона:

1. Инициализация синаптических весов и порога (смещения): значения синаптических весов $w_j(0)$ ($0 \leq i \leq N-1$) и порог (смещение) нейрона b устанавливаются равными некоторым малым случайным числам. Обозначение: $w_j(t)$ — вес связи от j -го входа к нейрону в момент времени t .

2. Предъявление перцептрону образа обучающей последовательности $(x(t), y(t))$, где $x(t) = (x_1(t), x_2(t), \dots, x_N(t))'$ — вектор значений признаков образа, предъявляемого перцептрону на t -м шаге процесса обучения, $y(t)$ — решение учителя о принадлежности этого образа: $y(t) = 1$ для образов первого класса и $y(t) = -1$ — для образов второго класса.

3. Вычисление выхода нейрона:

$$y^*(t) = S \left(\sum_{i=0}^N w_i(t)x_i(t) - b \right).$$

4. Адаптация (настройка) значений весов:

$$w_i(t+1) = w_i(t) + \eta[y(t) - y^*(t)]x_i(t), \quad 1 \leq i \leq N,$$

где $y^*(t) = \begin{cases} +1, & \text{если } x(t) \in A; \\ -1, & \text{если } x(t) \in B, \end{cases}$ а η — коэффициент коррекции.

Если перцептрон принимает решение, совпадающее с решением учителя, то весовые коэффициенты не модифицируются.

Как и в случае с корреляционным анализом, анализ профиля проводится в окне, скользящем по массиву точек исследуемого профиля. Точки, попав-

шие в окно, подаются на входы нейросети, которая делает вывод о степени соответствия исследуемого образа и эталона.

Метод аппроксимации прямыми. Для аппроксимации точек прямыми существует несколько способов. Наиболее распространенными методами являются преобразование Хафа и аппроксимация методом наименьших квадратов [1, 5]. Преобразование Хафа — медленный метод, так как необходим перебор всех прямых на изображении, а для аппроксимации методом наименьших квадратов необходимо выделять точки, принадлежащие одной прямой. Для определения прямой можно использовать число точек, принадлежащих линии, и их расстояние до аппроксимированной прямой. Таким образом, задача аппроксимации заключается в нахождении коэффициентов линейной зависимости, при которых функция двух переменных a и b принимает наименьшее значение. Решение примера сводится к нахождению экстремума функции двух переменных. Составляется и решается система из двух уравнений с двумя неизвестными. Находим частные

производные функции $F(a, b) = \sum_{i=1}^n (y_i - (ax_i + b))^2$ по

переменным a и b , приравниваем эти производные к нулю:

$$\begin{cases} \frac{\partial F(a, b)}{\partial a} = 0; \\ \frac{\partial F(a, b)}{\partial b} = 0; \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} -2 \sum_{i=1}^n (y_i - (ax_i + b))x_i = 0; \\ -2 \sum_{i=1}^n (y_i - (ax_i + b)) = 0; \end{cases} \Leftrightarrow$$

$$\begin{cases} a \sum_{i=1}^n x_i^2 + b \sum_{i=1}^n x_i = \sum_{i=1}^n x_i y_i; \\ a \sum_{i=1}^n x_i + \sum_{i=1}^n b = \sum_{i=1}^n y_i; \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} a \sum_{i=1}^n x_i^2 + b \sum_{i=1}^n x_i = \sum_{i=1}^n x_i y_i; \\ a \sum_{i=1}^n x_i + nb = \sum_{i=1}^n y_i; \end{cases}$$

$$\begin{cases} a = \frac{n \sum_{i=1}^n x_i y_i - \sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n y_i}{n \sum_{i=1}^n x_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right)^2}; \\ b = \frac{\sum_{i=1}^n y_i - a \sum_{i=1}^n x_i}{n}, \end{cases}$$

где y_i, x_i — координаты точек аппроксимируемой кривой; n — число точек; a, b — коэффициенты уравнения полученной прямой.

Для определения стыка вычисляется расстояние между прямыми и угол между ними. Полученные значения сравниваются между собой и с определенными коэффициентами. Изменяя эти коэффициенты, можно настроить алгоритм для различных типов соединений. Положение сварочной горелки

определяется из положения прямых, определяющих стык.

Метод аппроксимации прямыми и окружностями.

Для поиска стыка геометрически сложных деталей необходимо аппроксимировать профиль не только прямыми, но и окружностями. Для этого необходимо предварительно выполнить сегментацию профиля — определить, какие участки принадлежат прямым, а какие — окружностям. Данную процедуру позволяет провести алгоритм RANSAC. Метод был предложен в 1981 г. Фишлером и Боллесом. Он представляет собой метод оценки параметров модели на основе случайных выборок [6]. Схема RANSAC устойчива к зашумленности исходных данных.

Описание алгоритма

Параметры алгоритма:

- 1) набор исходных данных X ;
- 2) функция M , позволяющая вычислить параметры q модели p по набору данных из n точек;
- 3) функция оценки соответствия точек полученной модели;
- 4) порог t для функции оценки;
- 5) число итераций метода k .

Весь алгоритм состоит из одного цикла, каждую итерацию которого можно логически разделить на два этапа.

➤ *Первый этап* — выбор точек и подсчет модели.

- Из множества исходных точек X случайным образом выбираются n различных точек.
- На основе выбранных точек вычисляются параметры θ модели P с помощью функции M , построенную модель принято называть гипотезой.

➤ *Второй этап* — проверка гипотезы.

- Для каждой точки проверяется ее соответствие данной гипотезе с помощью функции оценки E и порога t .
- Каждая точка помечается инлаером или выбросом.
- После проверки всех точек проверяется, является ли гипотеза лучшей на данный момент, и если является, то она замещает предыдущую лучшую гипотезу.

В конце работы цикла оставляется последняя лучшая гипотеза.

Результатом работы метода являются:

1. Параметры q модели p .
2. Точки исходных данных, помеченные инлаерами или выбросами.

Преимуществом алгоритма RANSAC является его способность дать надежную оценку параметров модели, т. е. возможность оценить параметры модели с высокой точностью, даже если в исходном наборе данных присутствует значительное число выбросов.

Применительно к исследуемой задаче сегментации моделями для поиска по алгоритму RANSAC являются уравнения прямой и окружности:

$$y = kx + b;$$

$$(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = R^2.$$

Параметры моделей M : для прямой — угловой коэффициент k , коэффициент b ; для окружности — координаты центра x_0 , y_0 и радиус окружности R . Функциями оценки соответствия являются суммы квадратов отклонений точек до прямой и окружности.

Оценка эффективности применения методов поиска стыка деталей

1. Корреляционный метод

В качестве эталонов были выбраны массивы из двадцати точек, описывающие кромки деталей. Результаты работы метода представлены на рис. 5.

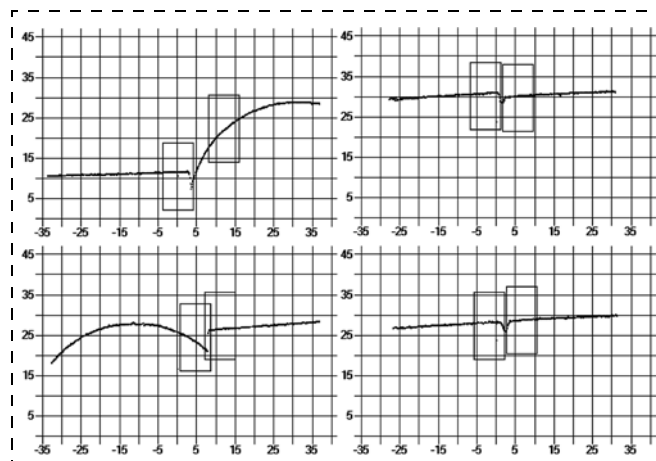


Рис. 5. Результаты работы корреляционного метода

На графиках прямоугольниками выделены точки, определенные корреляционным методом, — наборы точек, наиболее похожие на заданные эталоны.

Метод позволяет быстро выделить кромки деталей. Возможна обработка более 1000 профилей в секунду. Главным недостатком алгоритма является его чувствительность к повороту детали: при смещении детали вдоль осей коэффициент корреляции незначительно колеблется, а при повороте детали резко уменьшается. Также данную модель сложно использовать при наличии прихватки в зоне стыка. Алгоритм можно использовать, когда кромки деталей качественно выполнены, и присутствуют смещения только вдоль осей.

2. Нейросетевой метод

Результаты работы метода представлены на рис. 6.

На графиках прямоугольниками выделены области профилей со стыками, найденными нейросетью. Для обучения использовались стыки, описанные 50 точками.

Полученная модель очень похожа на корреляционный анализ, но менее чувствительна к выбросам. Возможна обработка около 1000 профилей в секунду. К недостаткам данной модели относится сложность

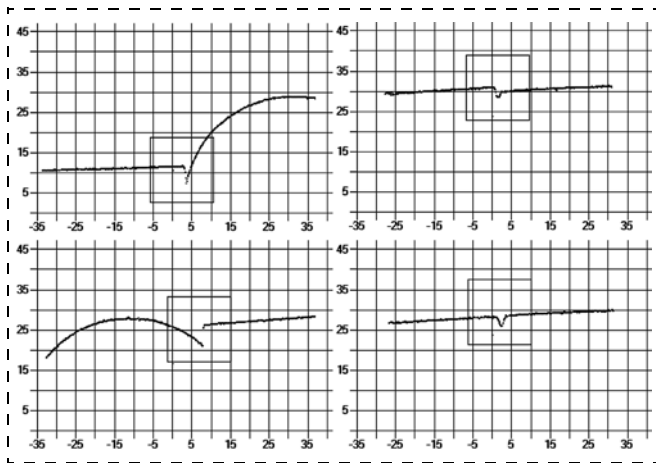


Рис. 6. Результаты работы нейросетевого метода

в правильном обучении, однако нейросети обладают большим потенциалом в задачах распознавания, обусловленным их сложностью и разнообразием.

3. Метод аппроксимации прямыми

Результаты работы метода представлены на рис. 7.

На графиках показаны прямые, полученные с помощью аппроксимирующего метода, ориентация и положение сварочного инструмента вычисляются на основе данных о полученных прямых.

Достоинствами данного метода являются относительно высокая скорость работы и простота. Возможна обработка около 200 профилей в секунду. Алгоритм менее чувствителен к выбросам, стабильнее работает при наличии прихваток.

4. Метод аппроксимации прямыми и окружностями

Результаты сегментации профиля с помощью алгоритма RANSAC представлены на рис. 8.

На рис. 8 графики 1 показывают степень принадлежности точек профиля к окружностям, а 2 — степень принадлежности точек к прямым. Представленные графики были получены за 10 000 итераций алгоритма RANSAC. Рис. 8 иллюстрирует тот факт, что полученные данные позволяют достаточно точно провести сегментацию профиля.

После сегментации была выполнена аппроксимация выделенных областей с помощью метода наименьших квадратов прямыми и окружностями соответственно.

Результаты работы метода представлены на рис. 9.

На графиках показаны прямые и окружности, полученные аппроксимацией соответствующих сегментов, найденных алгоритмом RANSAC.

Аппроксимация окружностями и линиями дает наилучшую точность — метод нечувствителен к выбросам и прихватам. Главным его недостатком является скорость работы: при 10 000 итераций RANSAC-алгоритма скорость обработки составила около 30 профилей в секунду.

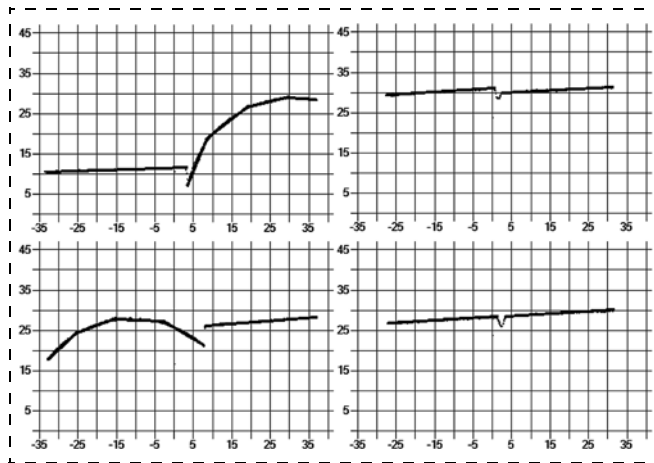


Рис. 7. Результаты работы метода аппроксимации прямыми

Вылет проволоки из сварочной горелки позволяет компенсировать малые отклонения по оси ординат, следовательно, адекватность метода определения положения горелки показывает погрешность измерения по оси абсцисс (рис. 10).

На оси абсцисс цифрами обозначены приведенные ранее методы. По оси ординат в миллиметрах показано среднее квадратическое отклонение измерения положений горелки, рассчитанное по 20 измерениям профиля В.

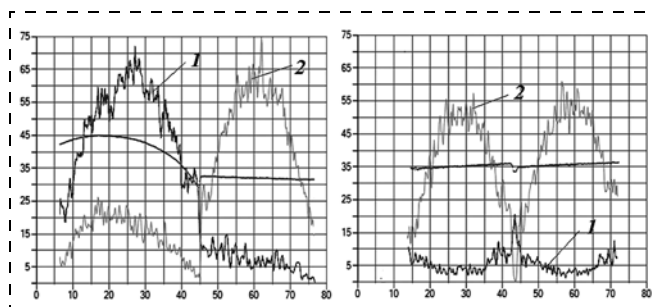


Рис. 8. Данные, полученные с помощью алгоритма RANSAC

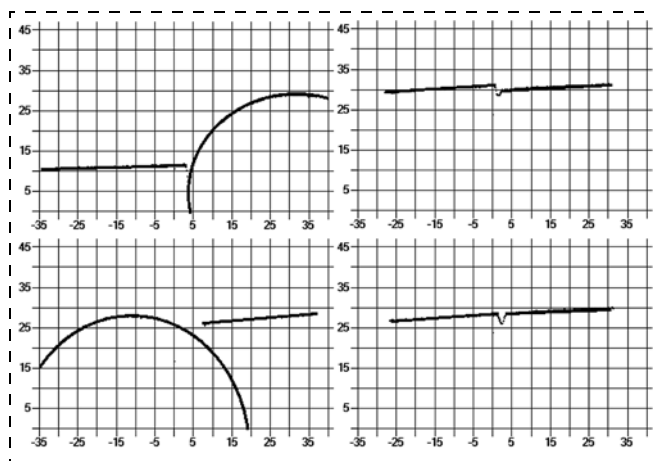


Рис. 9. Результаты работы метода аппроксимации прямыми и окружностями

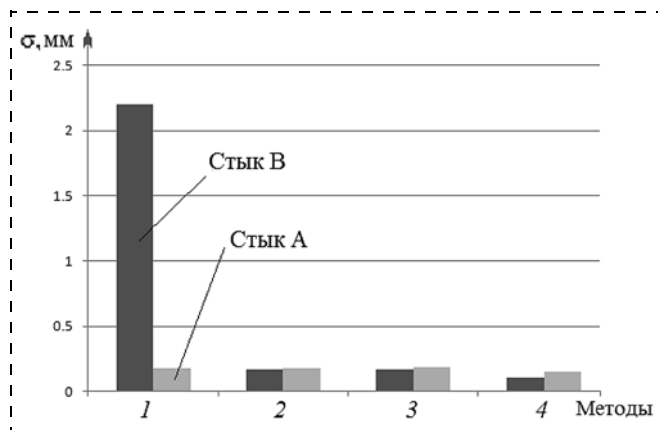


Рис. 10. Среднеквадратическое отклонение измерения положения горелки

График показывает, что все методы, кроме корреляционного анализа, при правильной настройке и приемлемых условиях могут быть применены для поиска положения сварочной горелки для рассмотренных типов соединений.

Заключение

В данной работе представлены возможные модели для поиска стыка свариваемых деталей. Предложено четыре алгоритма: корреляционный метод — самый быстрый способ, позволяет выделить кромки

деталей, чувствителен к поворотам деталей; использование нейросетей — при правильном обучении позволяет выделить стык деталей, сравним по скорости с корреляционным методом; аппроксимация прямыми — сравнительно быстрый метод, позволяющий найти стык деталей при наличии выбросов и других незначительных искажений; аппроксимация прямыми и окружностями — самый медленный, но нечувствительный к крупным и мелким искажениям и выбросам алгоритм. Рассмотренные алгоритмы имеют свои достоинства и недостатки, это говорит о том, что для каждой задачи необходимо использовать оптимальный метод.

Список литературы

1. Бабкин К. Д., Певзнер Я. Б., Осипов В. В., Кузнецов А. В. Триангуляционный датчик наведения для слежения за свариваемым стыком при гибридной лазерно-дуговой сварке сталей // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2013. № 4.
2. Демкин В. Н., Степанов В. А., Шадрин М. В. Системы быстрого прототипирования с лазерным сканированием // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2013. № 3.
3. Bruck H. A., McNeill S. R., Sutton M. A., Peters W. H. Digital image correlation using Newton-Raphson method of partial differential correction // Experimental Mechanics. 1989. N. 29. P. 261—267.
4. Хайкин С. Нейронные сети. Полный курс. М.: Вильямс, 2006. 1103 с.
5. Дудкин А. А., Вершок Д. А. Аппроксимация прямыми линиями контуров объектов на полутоновых изображениях // Известия южного федерального университета. Технические науки. 2004. № 9.
6. Nister D. Preemptive RANSAC for live structure and motion estimation // ICCV Proc. 2003. P. 199—206.

A. I. Abramov, Chief of department, x1015@mail.ru, T. A. Mazitov, Master student, rymit1991@yandex.ru, Kalashnikov Izhevsk State Technical University

Comparative Analysis of the Effectiveness of the Methods to Search the Joint Parts in Automatic Welding

This paper considers mathematical methods for finding welding point for two type of joint: pipe — plate and plate — plate. Four algorithms are offered: the correlation method — the fastest way, allows to allocate edges of details, but it is sensitive to rotations of the parts; the use of neural networks — with the right training, allows you to select the joint parts, comparable in speed to the correlation method; approximation by straight lines — fast method, allowing to find a joint of details in the presence of emissions and other insignificant distortions; approximation by straight lines and circles — the slowest algorithm, but it is insensitive to large and small distortions and emissions. The algorithms have their advantages and disadvantages, it is said that for each task, you must use the optimal method.

Keywords: MIG/MAG welding, the vision system, triangulation, the method of least squares, approximation, networks, RANSAC

References

1. Babkin K. D., Pevzner Ya. B., Osipov V. V., Kuznetsov A. V. Triangulyatsionnyy datchik navedeniya dlya slezheniya za svarivayemym stykom pri gibridnoy lazerno-dugovoy svarke staley. *Nauchno-tehnicheskie vedomosti SPbGPU*. 2013. N. 4.
2. Demkin V. N., Stepanov V. A., Shadrin M. V. Sistemy bystrogo prototipirovaniya s lazernym skanirovaniem. *Nauchno-tehnicheskie vedomosti SPbGPU*. 2013. N. 3.
3. Bruck H. A., McNeill S. R., Sutton M. A., Peters W. H. Digital image correlation using Newton-Raphson method of partial differential correction. *Experimental Mechanics*. 1989. N. 29. P. 261—267.
4. Khaykin S. Neyronnye seti. Polnyy kurs. M: Vil'yams, 2006. 1103 p.
5. Dudkin A. A., Vershok D. A. Approksimatsiya pryamymi liniyami konturov ob'ektov na polutonovykh izobrazheniyakh. *Izvestiya yuzhnogo federal'nogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*. 2004. N. 9.
6. Nister D. Preemptive RANSAC for live structure and motion estimation. *ICCV Proc*. 2003. P. 199—206.

ЖУРНАЛ В ЖУРНАЛЕ



Управление и информатика в авиакосмических и морских системах



Главный редактор:

ЛЕБЕДЕВ Г. Н.

Ответственный секретарь:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.

Редакционная коллегия:

АЛЕКСЕЕВ В. В.
БАРАНОВ Л. А.
БЕЛОКОНОВ И. В.
БУКОВ В. Н.
ВАСИЛЬЕВ В. И.
ГОДУНОВ В. А.
ГУРЕВИЧ О. С.
ГУРСКИЙ Б. Г.
ЕФИМОВ В. В.
ЗАЙЦЕВ А. В.
КРЫЖАНОВСКИЙ Г. А.
НЕСТЕРОВ В. А.
ОХТИЛЕВ М. Ю.
ПАНКРАТОВ В. М.
РАСПОПОВ В. Я.
САБО Ю. И.
СТЕПАНОВ О. А.
СОЛДАТКИН В. М.
ФИЛИМОНОВ Н. Б.
ХИМЕНКО В. И.
ЧЕБУРАХИН И. Ф.
ШИРЯЕВ В. И.
ШКОЛИН В. П.

Редакция:

ГРИГОРИН-РЯБОВА Е. В.

СОДЕРЖАНИЕ

Лобусов Е. С., Фомичев А. В.

Формирование алгоритмов бесплатформенной инерциальной системы навигации и основных режимов функционирования системы управления малогабаритного космического аппарата. Часть 2. 54

Кузнецов О. И., Солдаткин В. В.

Формирование сигналов информационной поддержки каналов системы предотвращения критических режимов вертолета с учетом критерия безопасности 60

Распопов В. Я.

Гиродины как объекты изучения по направлению высшего профессионального образования "Системы управления движением и навигация". Часть 2. Динамика. 67

Е. С. Лобусов, канд. техн. наук, доц., evgeny.lobusov@yandex.ru,

А. В. Фомичев, канд. техн. наук, доц., a.v.fomichev@bmstu.ru, МГТУ им. Н. Э. Баумана

Формирование алгоритмов бесплатформенной инерциальной системы навигации и основных режимов функционирования системы управления малогабаритного космического аппарата. Часть 2*

Рассмотрено формирование алгоритмов бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), на базе которой строится и система управления движением на участках управляемого полета малогабаритного космического аппарата (МКА). Для повышения точности БИНС приводятся возможные алгоритмы комплексной обработки информации с использованием бортовых источников информации.

Полученные результаты (подходы, модели и т. д.) могут быть использованы при разработке бесплатформенных систем ориентации и навигации МКА нового поколения, а также при разработке нового и модернизации имеющегося программно-математического обеспечения БИНС МКА.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, малый космический аппарат, система управления движением и навигации, схема коррекции, фильтр Калмана

Оценка точности функционирования алгоритмов ориентации

Операция интегрирования является основной в математическом обеспечении БИНС. По этой причине важными процедурами являются выбор, адаптация и сравнение различных методов интегрирования [3, 4].

Показателями при сравнении различных методов являются точность и время решения. Точность решения определяется не только принятым методом интегрирования, но в основном точностью аппроксимации входных воздействий. Время решения также зависит не только от метода интегрирования, но и от свойств и структуры интегрируемых уравнений БИНС.

Сравнение методов целесообразно провести, в первую очередь, для уравнений угловой ориентации, которые характеризуют быстрое движение. Оставшиеся уравнения БИНС, а также уравнения коррекции (или комплексирования), которые можно отнести к медленноменяющимся, интегрируются отдельно.

Подход к оценке точности. Оценка точности предполагает, что имеется модель внешней среды, обеспечивающая условия функционирования, соответствующие реальным для испытываемых алгоритмов, а также имеется эталонное решение для данных условий функционирования. Данное предположение позволяет реализовать сравнение результатов вычислений испытываемых алгоритмов с результатами эталона.

Приводимая на рис. 1 схема служит для оценки точности алгоритмов ориентации, реализуемых в БИНС.

Входная угловая скорость выбирается таким образом, чтобы можно было получить аналитическое решение для оператора ориентации КА (базис $\mathbf{B}$)

в навигационной системе координат (базис $\mathbf{S}$) $\mathbf{B}_S$. При отсутствии такой возможности эталон должен обладать точностью, превышающей ожидаемую точность от алгоритмов БИНС.

Точность получаемого решения оценивается в виде кватерниона с помощью следующего соотношения:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \tilde{\mathbf{B}}_S \circ \mathbf{B}_M,$$

где $\mathbf{B}_S$ — эталонное решение в виде кватерниона; $\mathbf{B}_M$ — решение в виде кватерниона, полученное с использованием оцениваемого алгоритма; $\sim$ — символ сопряжения.

Компоненты $\text{vect}(\boldsymbol{\varepsilon})$ векторной части кватерниона рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}$ определяют непосредственно углы пространственного рассогласования в предположении об их малости.

Проведем качественный анализ возникновения погрешностей в определении углового положения при использовании аппарата кватернионов.

Результат процесса обработки представим в виде

$$\hat{\Lambda} = \Lambda + \delta_{\Lambda},$$

где Λ — исходный нормированный кватернион; $\hat{\Lambda}$ — оценка кватерниона после обработки; δ_{Λ} — кватернионная погрешность обработки.

Преобразуем исходное выражение к виду

$$\hat{\Lambda} = \Lambda \circ (\mathbf{1} + \tilde{\Lambda} \circ \delta_{\Lambda}),$$

где $\mathbf{1}$ — единичный кватернион.

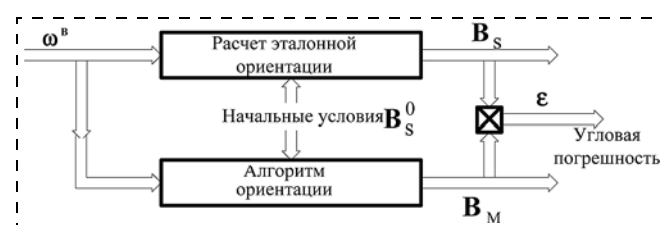


Рис. 1. Схема оценки точности алгоритмов ориентации

* Часть 1 опубликована в журнале "Мехатроника, автоматизация, управление" № 12, 2014.

Такая замена одного выражения другим вызвана тем, что при манипулировании с угловыми поворотами основной операцией является операция перемножения кватернионов.

В свою очередь,

$$\tilde{\Lambda} \circ \delta_{\Lambda} = \mathbf{P} = \langle p_0, \mathbf{p} \rangle = \mathbf{p}_0 + \mathbf{p},$$

где $\mathbf{p}_0 = \langle p_0, 0, 0, 0 \rangle$ — скалярная часть, $\mathbf{p}$ — векторная часть кватерниона $\mathbf{P}$, которым ставится в соответствие кватернионное представление.

Тогда

$$\tilde{\Lambda} = \Lambda \circ (\mathbf{1} + \mathbf{p}_0 + \mathbf{p}).$$

Рассмотрим следующие выражения:

$$\frac{1}{2}(\|\hat{\Lambda}\| - 1) = \frac{1}{2}(\tilde{\Lambda} \circ \hat{\Lambda} - 1) \text{ и } \frac{1}{2}(\tilde{\Lambda} \circ \hat{\Lambda} - \tilde{\Lambda} \circ \Lambda).$$

Непосредственной подстановкой можно показать, что они соответственно равны скалярной (приблизительно) p_0 и векторной $\mathbf{p}$ частям кватерниона $\mathbf{P}$.

Процесс обработки представим как процесс интегрирования сложного углового кинематического движения в кватернионной форме:

$$2\dot{\Lambda} = -\omega^S \circ \Lambda + \Lambda \circ \omega^B, \quad (1)$$

где ω^S, ω^B — угловые скорости переносного и абсолютного движений, выступающие в качестве входных переменных.

Существующие погрешности изменяют исходное уравнение (1), которое принимает вид

$$2\frac{d\hat{\Lambda}}{dt} = 2\dot{\hat{\Lambda}} = -\hat{\omega}^S \circ \hat{\Lambda} + \hat{\Lambda} \circ \hat{\omega}^B + \varepsilon, \quad (2)$$

где ε — кватернионная погрешность метода интегрирования; $\hat{\omega}^S, \hat{\omega}^B$ — входные (с погрешностями) угловые скорости.

Сформируем уравнение относительно нормы кватерниона:

$$\|\hat{\Lambda}\| = \hat{\Lambda} \circ \tilde{\Lambda} = \tilde{\Lambda} \circ \hat{\Lambda};$$

$$2\|\dot{\hat{\Lambda}}\| = -\hat{\omega}^S \circ \hat{\Lambda} \circ \tilde{\Lambda} + \hat{\Lambda} \circ \tilde{\Lambda} \circ \hat{\omega}^S + \varepsilon \circ \tilde{\Lambda} + \hat{\Lambda} \circ \hat{\omega}^B \circ \tilde{\Lambda} - \hat{\Lambda} \circ \hat{\omega}^B \circ \tilde{\Lambda} + \hat{\Lambda} \circ \tilde{\varepsilon}$$

или

$$2\frac{d(\|\hat{\Lambda}\| - 1)}{dt} = 2\|\dot{\hat{\Lambda}}\| = \varepsilon \circ \tilde{\Lambda} + \hat{\Lambda} \circ \tilde{\varepsilon}.$$

Таким образом, динамическая погрешность по норме определяется погрешностью задания начальной нормы, отличной от 1, погрешностями интегрирования и не зависит явно от погрешностей угловых скоростей. Тем самым, операция нормирования в процессе интегрирования является важной. Наличие нормирования означает устранение данного вида погрешности. Поэтому основной вклад в получаемую оценку кватерниона $\hat{\Lambda}$ вносит вектор-

ная часть $\mathbf{p}$ кватерниона $\mathbf{P}$, так как его скалярная часть p_0 практически устраняется.

Сформируем уравнение относительно векторной части $\mathbf{p}$ кватерниона $\mathbf{P}$:

$$\frac{d(\tilde{\Lambda} \circ \hat{\Lambda} - \tilde{\Lambda} \circ \Lambda)}{dt} = \dot{\tilde{\Lambda}} \circ \hat{\Lambda} + \tilde{\Lambda} \circ \dot{\hat{\Lambda}} - \dot{\tilde{\Lambda}} \circ \Lambda - \tilde{\Lambda} \circ \dot{\Lambda}.$$

После подстановки кинематических соотношений (1) и (2), преобразования и отбрасывания членов 2-го порядка малости имеем следующее уравнение для векторной части $\mathbf{p}$ кватерниона $\mathbf{P}$:

$$2\frac{d\mathbf{p}}{dt} = -\tilde{\Lambda} \circ \delta\omega^S \circ \Lambda \circ (\mathbf{1} + \mathbf{p}) - (\mathbf{1} - \mathbf{p}) \circ \tilde{\Lambda} \circ \delta\omega^S \circ \Lambda + \delta\omega^B \circ (\mathbf{1} - \mathbf{p}) + (\mathbf{1} + \mathbf{p}) \circ \delta\omega^B - 2\omega^B \circ \mathbf{p} + 2\mathbf{p} \circ \omega^B + (\tilde{\Lambda} \circ \varepsilon - \tilde{\varepsilon} \circ \Lambda).$$

После отбрасывания членов 2-го порядка малости имеем:

$$2\frac{d\mathbf{p}}{dt} = -2\tilde{\Lambda} \circ \delta\omega^S \circ \Lambda + 2\delta\omega^B - \omega^B \circ 2\mathbf{p} + 2\mathbf{p} \circ \omega^B + (\tilde{\Lambda} \circ \varepsilon - \tilde{\varepsilon} \circ \Lambda).$$

Таким образом, динамическая погрешность векторной части определяется погрешностью задания начального значения $\mathbf{p}(t_0)$, погрешностями интегрирования ε и явной зависимостью от погрешностей угловых скоростей $\delta\omega^S, \delta\omega^B$.

Динамическая погрешность векторной части является основной и характеризует уход вычисляемого кватерниона от его точного значения, т. е. теперь

$$\hat{\Lambda} \cong \Lambda \circ (\mathbf{1} + \mathbf{p}),$$

так как погрешность по норме устраняется периодической операцией нормирования.

Кватернион $(\mathbf{1} + \mathbf{p})$ с точностью до членов 2-го порядка малости равен вектору истинного поворота, что позволяет выразить его через соответствующие угол $\phi(\Phi)$ ухода и единичный вектор $\mathbf{u}_{\phi}(u_{\phi 1}\phi \cong 2p_1, u_{\phi 2}\phi \cong 2p_2, u_{\phi 3}\phi \cong 2p_3)$.

Алгоритмы интегрирования кинематических уравнений углового движения

При интегрировании кинематических соотношений углового движения важными, как было показано выше, являются два момента: аппроксимация входного воздействия и конкретный метод интегрирования.

В большинстве случаев выбор метода интегрирования ограничивается одношаговыми процедурами явного типа, которые используют простейшие способы аппроксимации входных воздействий, а повышение точности достигается использованием методов высокого порядка.

Использование неявных методов интегрирования. Неявные методы интегрирования обладают как устойчивостью к изменению шага интегрирования, так и высокой степенью точности.

Интегрирование кинематических уравнений углового движения в кватернионом виде оперирует со следующим дифференциальным уравнением относительно приращения кватерниона на шаге [3]:

$$\dot{\mathbf{N}} = \frac{1}{2} \mathbf{N} \circ \omega,$$

или в интегральной форме

$$\mathbf{N}(t) = \mathbf{N}_{i-1} + \frac{1}{2} \int_{t_{i-1}}^t \mathbf{N}(\tau) \circ \omega(\tau) d\tau, \mathbf{N}_{i-1} = \mathbf{1},$$

$$i = 1, 2, 3, \dots \quad (3)$$

В качестве аппроксимаций для угловой скорости чаще всего выступают кусочно-линейные:

$$\hat{\omega}(t) = \frac{1}{\Delta_t} \nabla \theta_i = \text{const} = \omega_i^c \quad (4)$$

и

$$\hat{\omega}(t) = \frac{1}{\Delta_t} \frac{\nabla \theta_i + \nabla \theta_{i-1}}{2} + \frac{1}{\Delta_t} \frac{\nabla \theta_i - \nabla \theta_{i-1}}{\Delta_t} (t - t_{i-1}), \quad (4')$$

или

$$\hat{\omega}(t) = \omega_{i-1} + \frac{\omega_i - \omega_{i-1}}{\Delta_t} (t - t_{i-1}) =$$

$$= \omega_{i-1} + \frac{\Delta \omega_i}{\Delta_t} (t - t_{i-1}),$$

где $\nabla \theta = \int_{t_{i-1}}^t \omega(\tau) d\tau$ — угол кажущегося поворота;

Δ_t — шаг интегрирования.

Одношаговые аппроксимации предпочтительнее многошаговых при наличии разрывов в исходной функции.

Рассмотрим самый простейший вариант неявного метода интегрирования для уравнения (3).

Перед запуском процесса интегрирования известны начальные значения кватерниона $\mathbf{N}_{i-1} = \mathbf{1}$, и начальные значения производной $\dot{\mathbf{N}}_{i-1} = \frac{1}{2} \hat{\omega}_{i-1}$.

Воспользуемся методом трапеций при вычислении интеграла (3). При кусочно-постоянной аппроксимации для угловой скорости (4)

$$\mathbf{N}_i = \mathbf{N}_{i-1} + \frac{1}{2} \int_{t_{i-1}}^{t_i} \mathbf{N}(\tau) \circ \omega_i^c(\tau) d\tau \cong \mathbf{1} + \frac{\Delta_t}{4} (\mathbf{1} + \mathbf{N}_i) \circ \omega_i^c \Rightarrow$$

$$\Rightarrow \hat{\mathbf{N}}_i = \left(\mathbf{1} + \frac{\Delta_t}{4} \omega_i^c \right) \circ \left(\mathbf{1} - \frac{\Delta_t}{4} \omega_i^c \right)^{-1},$$

$$\hat{\mathbf{N}}_i = \left(\mathbf{1} + \frac{\nabla \theta_i}{4} \right) \circ \left(\mathbf{1} - \frac{\nabla \theta_i}{4} \right)^{-1}. \quad (5)$$

Рассчитанный кватернион уже является нормированным, что непосредственно следует из полученного выражения (5).

Использование многошагового метода для интегрирования уравнений углового движения БИНС.

Если выбрать вектор истинного поворота $\Phi(t)$ в качестве основы, то соответствующее кинематическое уравнение углового движения имеет вид

$$\dot{\Phi} = \omega + \frac{1}{2} \Phi \times \omega + \frac{1}{\Phi^2} \left(1 - \frac{\Phi}{2} \text{ctg} \frac{\Phi}{2} \right) \Phi \times (\Phi \times \omega),$$

$$\Phi = |\Phi|,$$

или с точностью до третьего порядка

$$\dot{\Phi} \cong \omega + \frac{1}{2} \Phi \times \omega + \frac{1}{12} \Phi \times (\Phi \times \omega),$$

где $\omega(t)$ — вектор угловой скорости.

Отметим, что вектор угловой скорости $\omega(t)$ и вектор истинного поворота $\Phi(t)$, в общем случае, не совпадают.

Без потери точности полученное уравнение трансформируется в другое уравнение, дающее оценку истинного поворота $\hat{\Phi}(t)$ [12]:

$$\hat{\Phi}(t) \cong \theta(t) + \frac{1}{2} \int_{t_{m-1}}^t [\theta \times \omega] dt, \quad (6)$$

где $\theta(t) = \int_{t_{m-1}}^t \omega dt$ — вектор кажущегося поворота от

некоторого дискретного момента времени t_{m-1} (здесь $|\theta(t)|$ считается малой величиной, меньшей 0,01 рад:

$$|\theta(t)| < 0,01 \text{ рад}.$$

Как следует из выражения (6), во внимание принимается изменение положения вектора угловой скорости $\omega(t)$ (второе слагаемое) на выбранном промежутке времени $[t_{m-1}, t_m]$. Учет данного эффекта в зарубежной литературе получил название *coning* (конинг).

Дальнейший ход вычислений определяется многошаговым алгоритмом из работы [12], в котором темп поступления входных (индексная переменная k) и темп выдачи выходных данных (индексная переменная m) различные, т. е. на выходном интервале времени умещается K входных интервалов. По этой причине соотношение (6) реализуется двумя рекуррентными процедурами по индексным переменным k (внутренней) и m (внешней):

$$\theta(t) = \theta_k + \int_{t_k}^t \hat{\omega} dt, \theta_{k+1} = \theta_k + \int_{t_k}^{t_{k+1}} \hat{\omega} dt, \theta_0 = 0,$$

$$k = 0, 1, 2, \dots, K-1;$$

$$\delta \theta_{k+1} = \delta \theta_k + \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} [\theta(t) \times \hat{\omega}(t)] dt, \delta \theta_0 = 0;$$

$$\hat{\Phi}(t) \cong \theta(t) + \delta \theta.$$

В целях получения конкретного замкнутого алгоритма выполняется кусочно-линейная аппроксимация для угловой скорости на каждом внутреннем кванте времени:

$$\begin{aligned}\hat{\omega}(t) &\cong \omega_{k-1} + \frac{\omega_k - \omega_{k-1}}{\Delta_t} (t - t_{k-1}) = \\ &= \omega_{k-1} + \frac{\nabla \omega_k}{\Delta_t} (t - t_{k-1}) \rightarrow \\ \rightarrow \hat{\omega}(t) &\cong \frac{1}{\Delta_t} \frac{\nabla \theta_k + \nabla \theta_{k-1}}{2} + \frac{1}{\Delta_t} \frac{\nabla \theta_k - \nabla \theta_{k-1}}{\Delta_t} (t - t_{k-1}),\end{aligned}$$

где $\nabla \theta = \int_{t_{k-1}}^t \omega(\tau) d\tau$ — угол кажущегося поворота,

который измеряется векторным измерителем угловой скорости; Δ_t — шаг квантования (интегрирования). После подстановки аппроксимации для измеряемой угловой скорости возникает окончательная форма алгоритма:

$$\begin{aligned}\theta_{k+1} &= \theta_k + \int_{t_k}^{t_{k+1}} \hat{\omega} dt = \theta_k + \nabla \theta_{k+1}, \theta_0 = 0, \\ k &= 0, 1, 2, \dots, K-1;\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\delta \theta_{k+1} &= \delta \theta_k + \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} [\theta(t) \times \hat{\omega}(t)] dt = \\ &= \delta \theta_k + \frac{1}{2} \left(\theta_k + \frac{1}{2} \nabla \theta_k \right) \times \nabla \theta_{k+1}.\end{aligned}$$

Здесь $\delta \theta_0 = 0$, а $\nabla \theta_0$ берется из предыдущего интервала.

Окончательное выражение для оценки вектора истинного поворота на конец интервала t_m имеет вид

$$\begin{aligned}\hat{\Phi}_m &= \theta_K + \delta \theta_K, \hat{\Phi}_m = [\Phi_{m1}, \Phi_{m2}, \Phi_{m3}]^T, \\ \Phi_m &\equiv |\hat{\Phi}_m|.\end{aligned}\quad (7)$$

Знание вектора истинного поворота дает возможность записать соответствующее ему приращение кватерниона $\hat{N}|_m$ в виде

$$\begin{aligned}\hat{N}|_m &= \left\langle \cos \frac{\Phi_m}{2}, \frac{\Phi_{m1}}{\Phi_m} \sin \frac{\Phi_m}{2}, \frac{\Phi_{m2}}{\Phi_m} \sin \frac{\Phi_m}{2}, \frac{\Phi_{m3}}{\Phi_m} \sin \frac{\Phi_m}{2} \right\rangle, \\ \Phi_m &\equiv |\hat{\Phi}_m|.\end{aligned}$$

Для вычисления полученного приближения далее используются вспомогательные функции

$$\begin{aligned}\frac{1}{x} \sin \left(\frac{x}{2} \right) &\cong 0,5 - 0,020833333333333x^2 + \\ &+ 0,0002604166666666x^4; \\ \cos \left(\frac{x}{2} \right) &\cong 1 - 0,125x^2 + 0,002604166666667x^4,\end{aligned}$$

$$\text{где } x = \frac{1}{\Phi_m} \sin \frac{\Phi_m}{2}.$$

Вычисленный кватернион-приращение подвергается следующей процедуре нормирования:

$$\delta = 1 - \|\hat{N}|_m\|, \hat{N}|_m := \frac{\hat{N}|_m}{\sqrt{1-\delta}} \cong \hat{N}|_m \left(1 + \frac{\delta}{2} \right).$$

Далее окончательно вычисляется результирующий кватернион $\mathbf{B}_M|_{m-1} \circ \hat{N}|_m$ и осуществляется переход к следующему интервалу $[t_m, t_{m+1}]$ и т. д.

В ряде случаев в алгоритме отсутствует внутренний цикл.

Адаптация многошагового метода на одношаговый вариант. Представляет интерес получение выражения для вычисления приращения кватерниона $\hat{N}|_m$ для случая, когда возникает возможность непосредственного измерения вектора угловой скорости.

Если задать кусочно-линейную аппроксимацию для угловой скорости на выбранном промежутке времени $[t, t_k - 1]$ в варианте

$$\begin{aligned}\hat{\omega}(t) &= \hat{\omega}_{k-1} + \frac{1}{\Delta_k} (\hat{\omega}_k - \hat{\omega}_{k-1})(t - t_{k-1}) = \hat{\omega}(\tau); \\ \tau &= t - t_{k-1},\end{aligned}$$

то тогда согласно принятому уравнению для вектора истинного поворота после подстановки непрерывной кусочно-линейной аппроксимации для угловой скорости имеем для выбранного промежутка времени

$$\begin{aligned}\hat{\theta}(\tau) &= \int_{t_{k-1}}^t \hat{\omega} dt = \hat{\omega}_{k-1} \tau + \frac{\Delta \hat{\omega}_k}{\Delta_t} \frac{\tau^2}{2}, \tau = t - t_{k-1}, \Rightarrow \\ \Rightarrow \hat{\theta}_k &= \int_{t_{k-1}}^{t_k} \hat{\omega} dt = \hat{\omega}_{k-1} \Delta_t + \frac{\Delta \hat{\omega}_k}{\Delta_t} \Delta_t = \frac{\hat{\omega}_k + \hat{\omega}_{k-1}}{2} \Delta_t,\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\delta \hat{\theta}(t) &\cong \frac{1}{2} \int_{t_{k-1}}^t [\hat{\theta} \times \hat{\omega}] dt = \frac{1}{2} \int_{t_{k-1}}^t [\hat{\theta}(\tau) \times \hat{\omega}(\tau)] d\tau \Rightarrow \\ \Rightarrow \delta \hat{\theta}_k &= \frac{1}{12} [\hat{\omega}_{k-1} \times \hat{\omega}_k] \Delta_t^2,\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\hat{\Phi}(t) &\cong \hat{\theta}(t) + \frac{1}{2} \int_{t_{k-1}}^t [\hat{\theta} \times \hat{\omega}] dt \Rightarrow \hat{\Phi}_k \cong \hat{\theta}_k + \delta \hat{\theta}_k \Rightarrow \\ \Rightarrow \hat{\Phi}_k &\cong \frac{\hat{\omega}_k + \hat{\omega}_{k-1}}{2} \Delta_t + \frac{1}{12} [\hat{\omega}_{k-1} \times \hat{\omega}_k] \Delta_t^2.\end{aligned}\quad (8)$$

Полученный результат определяет приращение угла истинного поворота на выбранном промежутке времени через известные аппроксимации угловой скорости. Знание этого приращения $\hat{\Phi}_k = [\Phi_{1k}, \Phi_{2k}, \Phi_{3k}]^T$ дает возможность найти соответствующее ему приращение кватерниона $\hat{N}|_k$.

Как видно из окончательного выражения (8), в данном алгоритме используются непосредственно оценки угловой скорости, а не приращения кажущегося угла как в предыдущем алгоритме (7). Естественно, что можно получить форму решения, которая использует и приращения угла кажущегося поворота $\nabla\theta$.

Компьютерное исследование алгоритмов БИНС

Для исследования алгоритмов БИНС проводилось математическое моделирование в вычислительной среде MATLAB [6].

Принятая для моделирования модель векторного измерителя угловой скорости (ВИУС) (приведен скалярный вариант, который легко обобщается на векторный) соответствует схеме на рис. 2. В данной схеме отражены непосредственно только импульсная работа ВИУС и погрешность масштабного коэффициента. В действительности, помимо указанного существуют и другие виды погрешностей — дрейф, перекосы установки и т. д. Эти виды погрешностей легко могут быть учтены путем добавления их ко входному сигналу.

На рис. 2 $\omega(t)$ — измеряемая угловая скорость; $\theta(t)$ — кажущийся угол; k — реальное значение параметра ВИУС; k_0 — расчетное значение параметра; $1/k_0$ — расчетная цена импульса; $k \approx k_0$ и их различие определяет погрешность по масштабному коэффициенту; [имп] $\equiv$ [импульс]. Функция **entier**

вычисляет целую часть действительного числа. При равенстве $k = k_0$ модель ВИУС имитирует только импульсную работу.

Угловую скорость в модельных исследованиях можно представить в пространственном варианте на конечном промежутке времени в виде

$$\omega^B = \frac{d\theta}{dt} \mathbf{e},$$

где $\mathbf{e}$ — единичный вектор, фиксируемый на время поворота, например $\mathbf{e} = \frac{1}{\sqrt{3}} [1, 1, 1]^T$; θ — угол поворота относительно фиксируемой на время поворота оси $\mathbf{e}$.

Если принять на данном промежутке времени, например,

$$\frac{d\theta}{dt} = A_{\text{вр}}(\omega_{\text{вр}} t), \text{ то } \theta(t) = -A_{\text{вр}} \frac{\cos(\omega_{\text{вр}} t) - 1}{\omega_{\text{вр}}},$$

где $\omega_{\text{вр}}$ — угловая скорость вращения относительно фиксируемой оси $\mathbf{e}$; $A_{\text{вр}}$ — амплитуда.

Такое задание скорости, с одной стороны, учитывает пространственный характер движения, а с другой — позволяет вычислить точное эталонное решение.

Можно предложить и другие варианты задания эталонного сигнала.

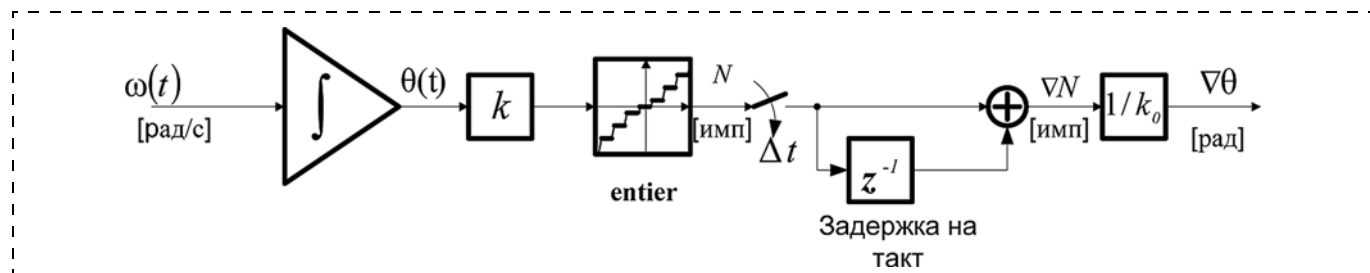


Рис. 2. Модель ВИУС

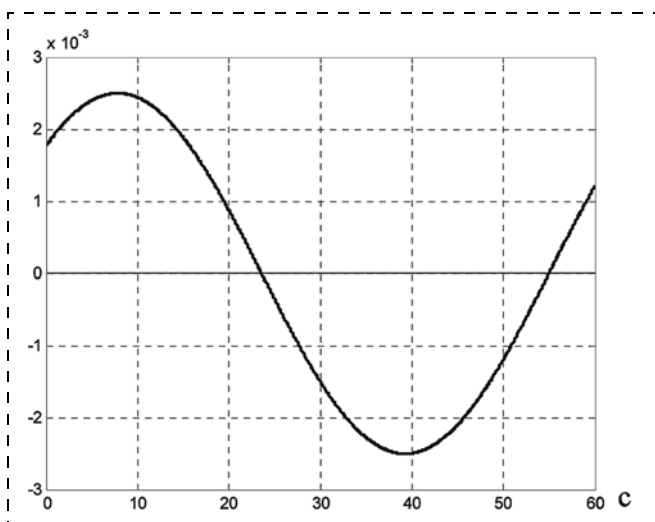


Рис. 3. Измеренная ВИУС угловая скорость

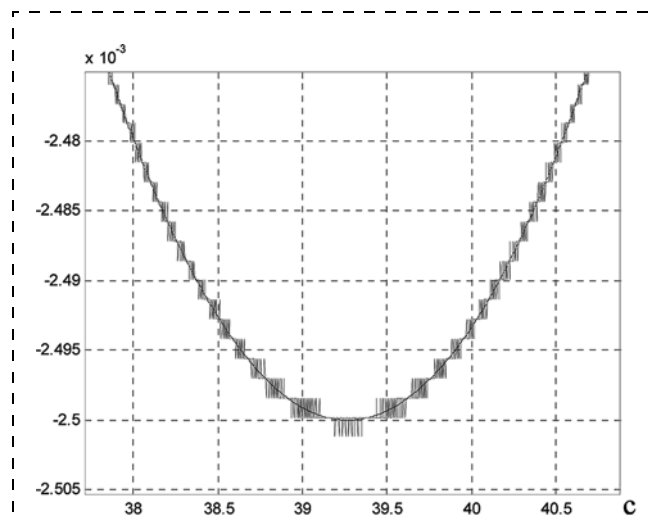


Рис. 4. Измеренная ВИУС угловая скорость (увеличенный масштаб)

На рис. 3, 4 приведены результаты моделирования модели ВИУС (скалярный вариант) при следующих исходных данных:

измеряемая угловая скорость $\omega(t) = \sin(0,1t + 45^\circ)$ рад/с; шаг квантования $dt = 0,0025$ с; цена импульса $0,29''/\text{имп.}$

Результаты моделирования при таком предположении являются начальными для последующего исследования. Они демонстрируют работоспособность предлагаемых алгоритмов и возможность их настройки на условия реального применения.

Исследование контура коррекции

Исследование контура коррекции реализовано в вычислительной среде MATLAB. На рис. 5 приведена схема отработки контура коррекции. По сравнению с рис. 3 (см. часть 1) здесь добавлена имитация внешнего движения КА (эталон) совместно с моделями измерителей звездных датчиков (ЗД) и ВИУС.

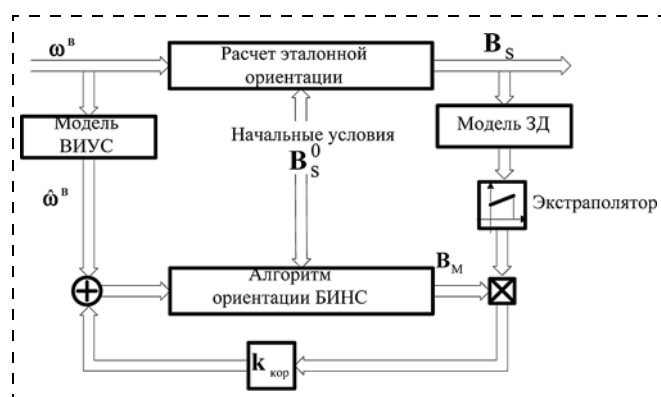


Рис. 5. Схема для исследования контура коррекции

Заключение

1. Предложена достаточно общая структура бесплатформенной системы ориентации и навигации МКА, в рамках которой можно сформировать различные варианты режимов управляемого углового движения и получить информацию о движении центра масс аппарата.

2. Проведено качественное исследование точности алгоритмов интегрирования в кватернионной форме и предложен ряд алгоритмов кинематики углового движения, используемых при построении виртуальной математической платформы БИНС.

3. Приведен подход к исследованию точности алгоритмов кинематики углового движения и контуров коррекции методами математического моде-

лирования с использованием вычислительной среды MATLAB.

4. Полученные результаты (методы, модели, программно-алгоритмическое обеспечение) могут быть использованы при разработке бесплатформенных систем ориентации и навигации МКА нового поколения, а также при разработке нового и модернизации имеющегося программно-математического обеспечения БИНС.

Список литературы

1. Анучин О. Н., Комарова И. Э., Порфирьев Л. Ф. Бортовые системы навигации и ориентации искусственных спутников Земли. СПб.: Изд. ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2004. 326 с.
2. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
3. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1991. 280 с.
4. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты. Киев: Наукова думка, 1991. 208 с.
5. Лобусов Е. С., Фомичев А. В. Дискретный фильтр Калмана и его практическое применение в задачах обработки информации и управления // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики. Матер. XXVIII академ. чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2004. С. 381—382.
6. Лобусов Е. С., Фомичев А. В. Моделирование режимов системы управления перспективного малогабаритного космического аппарата для фундаментальных научных исследований // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: Тр. XXXVI академ. чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2012. С. 471—472.
7. Lobusov E., Fomichev A., Parisi M. Kinematic approach implementation in developing of attitude control system for small-sized spacecraft // Intelligent Systems: Proceed, of the Tenth Internat. Symposium. Moscow: RUSAKI, 2012. P. 361—363.
8. Лобусов Е. С., Фомичев А. В. Разработка и исследование алгоритмического обеспечения БИНС для системы управления движением и навигации перспективного малогабаритного космического аппарата // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики. Тр. XXXVII академ. чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2013. С. 537—538.
9. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / Под ред. М. Н. Красильщикова и Г. Г. Себрякова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 562 с.
10. Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах / Под ред. К. Т. Леондеса. М.: Мир, 1980. 408 с.
11. Hughes P. C. Spacecraft Attitude Dynamics, John Wiley and Sons, New York, 2006.
12. Savage P. G. Strapdown Analytics / Published by: Strapdown Associates, Inc. Maple Plain, Minnesota. 2000. V. 1, 2.
13. Tuthill J. Design and Simulation of a Nano-Satellite Attitude Determination System. M. Sc. Thesis, Naval Postgraduate School, United States, 2009.
14. Titterton D. H., Weston J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology. The Institution of Electrical Engineers, 2004.

Forming of Strapdown Inertial Navigation System Algorithms and Main Control Modes for Small-Sized Spacecraft

It is considered the forming of Strapdown Inertial Navigation System (SINS) which is the base of spacecraft control system. The main problem is accuracy one so it is necessary to use and implement integrated navigation systems. During outer space flight onboard devices measurements and external navigation aids can be introduced.

It is shown how to organize software algorithms for orientation system relying on so called kinematic principle. Different control modes may be easily realized within the scope of suggested structure. Here the kinematic loop mainly kinematic equations is the subject of investigation. So a specific attention is given to integration methods examination for kinematic equations of angular motion and ways of improving it.

The results (methods, models, software and algorithmic support) can be used when developing strapdown systems orientation and navigation of a new generation of small-sized spacecraft, as well as the development of new and modifying of existing software of small-sized spacecraft SINS.

Keywords: onboard sensors, strapdown inertial navigation system, a small-sized spacecraft, navigation and orientation control system, integration methods, correction processing scheme, the Kalman filter

References

1. Anuchin O. N., Komarova I. E., Porfir'ev L. F. Bortovye sistemy navigatsii i orientatsii iskusstvennykh sputnikov Zemli. SPb.: Izd. GNTs RF TsNII "Elektropribor", 2004. 326 s.
2. Babich O. A. Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh. M.: Mashinostroenie, 1991. 512 p.
3. Branets V. N., Shmyglevskiy I. P. Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertsiyal'nykh navigatsionnykh sistem. M.: Nauka, 1991. 280 p.
4. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. Sistemy inertsiyal'nogo upravleniya. Algoritmiicheskie aspekty. Kiev: Naukova dumka, 1991. 208 p.
5. Lobusov E. S., Fomichev A. V. Diskretnyy fil'tr Kalmana i ego prakticheskoe primeneniye v zadachakh obrabotki informatsii i upravleniya. *Aktual'nye problemy razvitiya otechestvennoy kosmonavтики. Tr. XXXVII akadem. chteniy po kosmonavtike. M.: Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*, 2004. P. 381—382.
6. Lobusov E. S., Fomichev A. V. Modelirovaniye rezhimov sistemy upravleniya perspektivnogo malogabaritnogo kosmicheskogo apparata dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy. *Aktual'nye problemy razvitiya otechestvennoy kosmonavтики: Tr. XXXVI akadem. chteniy po kosmonavtike. M.: Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*, 2012. P. 471—472.
7. Lobusov E., Fomichev A., Parisi M. Kinematic approach implementation in developing of attitude control system for small-sized spacecraft. *Intelligent Systems: Proceed. of the Tenth Internal. Symposium*. Moscow: RUSAKI, 2012. P. 361—363.
8. Lobusov E. S., Fomichev A. V. Razrabotka i issledovanie algoritmiicheskogo obespecheniya BINS dlya sistemy upravleniya dvizheniem i navigatsii perspektivnogo malogabaritnogo kosmicheskogo apparata. *Aktual'nye problemy razvitiya otechestvennoy kosmonavтики. Tr. XXXVII akadem. chteniy po kosmonavtike. M.: Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*, 2013. P. 537—538.
9. *Sovremennyye informatsionnyye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov*. Pod red. M. N. Krasil'shchikova i G. G. Sebyakova. M.: FIZMATLIT, 2009. 562 p.
10. Fil'tratsiya i stokhasticheskoe upravleniye v dinamicheskikh sistemakh. Pod red. K. T. Leondeza. M.: Mir, 1980. 408 p.
11. Hughes P. C. Spacecraft Attitude Dynamics, John Wiley and Sons, New York, 2006.
12. Savage P. G. Strapdown Analytics. Published by: Strapdown Associates, Inc. Maple Plain, Minnesota. 2000. V. 1, 2.
13. Tuthill J. Design and Simulation of a Nano-Satellite Attitude Determination System. M. Sc. Thesis, Naval Postgraduate School, United States, 2009.
14. Titterton D. H., Weston J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology. The Institution of Electrical Engineers, 2004.

УДК 629.735.45

О. И. Кузнецов, аспирант, **В. М. Солдаткин**, д-р техн. наук, зав. кафедрой, haibulova.piis@kstu-kai.ru,
Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ

Формирование сигналов информационной поддержки каналов системы предотвращения критических режимов вертолета с учетом критерия безопасности

Рассматриваются причины возникновения критических режимов полета вертолета, методика оценки уровня безопасности режима полета с использованием информативных функций опасности. Раскрывается связь информативных функций опасности с динамикой движения вертолета и обсуждается их использование для информационной поддержки каналов системы предотвращения критических режимов.

Ключевые слова: вертолет, критические режимы, предотвращение, система, информационно-управляющая, информационная поддержка, каналы предупреждения, управления, принятия решений, индикации, формирование, методики

Введение

Расширение круга решаемых задач и интенсификация использования вертолетов, широкие диапазоны изменения параметров полета и условий эксплуатации неразрывно связаны с проблемой безопасности полетов, повышением требований к бортовому оборудованию, обеспечивающему безопасность пилотирования в инструментальном (ручном) и автоматическом режимах.

Особенности аэродинамической компоновки и динамики полета вертолета обуславливают специфику эксплуатационных ограничений, накладываемых на критические параметры различных этапов и режимов полета, в том числе при "подхвате" вертолета, при попадании в режим "вихревого кольца", при неуправляемом самовращении вертолета на режиме висения и на взлетно-посадочных режимах [1].

Для предупреждения экипажа и предотвращения критических режимов вертолета на указанных этапах и режимах полета на борту вертолета должны быть установлены соответствующие средства, которые должны не только обеспечивать контроль текущих значений параметров движения вертолета, но и формировать их допустимые значения с учетом эксплуатационных ограничений и метеорологических условий, выдавать предупреждающие сигналы и управляющие команды-подсказки экипажу, т. е. выполнять функции информационно-управляющей системы предотвращения критических режимов [2].

Модели уровня опасности критических режимов полета вертолета

Анализ предельных режимов, аэродинамики и динамики полета вертолета [3, 4] показывает, что основные критические режимы вертолета связаны с:

- прочностью элементов конструкции при превышении максимально допустимой приборной скорости;
- режимом обтекания несущего винта, при котором его коэффициент режима работы приближается к максимально допустимому значению;
- превышением максимально допустимого значения числа Маха на конце наступающей лопасти и возрастанием волнового сопротивления несущего винта;
- возникновением режима "вихревое кольцо", приводящим к пульсациям и срыву потока с лопасти;
- превышением летных ограничений по максимально допустимой несущей способности несущего винта, связанных с режимом обтекания и срывом потока с отступающей лопасти;
- возникновением недопустимого с точки зрения безопасности явления "подхвата" при маневрировании вертолета с большими вертикальными перегрузками.

Как показано в работе [5], летные ограничения на характерные для каждого критического режима параметры полета вертолета определяются граничными значениями характерных параметров $x_{\text{гpi}}$, превышение которых приводит к возникновению

одной из регламентируемых Нормами летной годности вертолетов (НЛГВ) особых (нештатных) ситуаций H_i [6]: усложнению условий полета (УУП), сложной (СС), аварийной (АС) и катастрофической (КС) ситуациям.

Определяющим признаком возникновения каждой из особых ситуаций H_k на всех этапах полета вертолета от взлета до посадки, на режимах снижения и висения является превышение характерными параметрами x_i известных для данного типа вертолета эксплуатационных ограничений $x_{\text{гpi}}$.

При построении систем предупреждения и предотвращения критических режимов самолетов и вертолетов принято выделять следующие характерные значения параметров x_i , определяющих уровень опасности штатных режимов полета [2]: $x_{\text{ин}}$ — номинальное значение параметра x_i , соответствующее нормальному (с точки зрения безопасности) эксплуатационному режиму полета; $x_{\text{ип}}$ — пороговое значение, соответствующее уровню срабатывания сигнализации и свидетельствующее о выходе параметра x_i в зону УУП; $x_{\text{идоп}}$ — допустимое значение параметра, соответствующее границе перехода от УУП к СС; $x_{\text{ипред}}$ — предельное (опасное) значение параметра, выход за границы которого является причиной возникновения АС; $x_{\text{икр}}$ — критическое значение параметра, превышение которого с вероятностью, близкой к единице, приводит к возникновению КС.

Тогда при полете вертолета каждая из особых ситуаций H_k , обусловленная изменением характерного параметра x_i , может быть идентифицирована следующими уравнениями [2]:

- КС: $x_i \geq x_{\text{икр}}$ и $P_{\text{оп}}^{x_i} = 1$;
- АС: $x_{\text{икр}} > x_i \geq x_{\text{ипред}}$ и $10^{-2} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 1$;
- СС: $x_{\text{ипред}} > x_i \geq x_{\text{идоп}}$ и $10^{-4} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 10^{-2}$;
- УУП: $x_{\text{идоп}} > x_i \geq x_{\text{ин}}$ и $10^{-6} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 10^{-4}$;
- нормальные эксплуатационные условия: $x_i < x_{\text{ин}}$ и $10^{-9} \leq P_{\text{оп}}^{x_i} < 10^{-6}$,

где $P_{\text{оп}}^{x_i}$ — вероятность возникновения КС при данном значении параметра x_i , характеризующая уровень опасности данного режима полета по параметру x_i .

Так как на границах особых ситуаций H_k связь значений $x_{\text{игр}}^{H_i}$ параметра x_i и вероятностного показателя $P_{\text{оп}}^{x_i}$ опасности режима полета вертолета однозначна, то по граничным точкам $x_{\text{игр}}^{H_k}$ может быть построена детерминированная для данного типа вертолета непрерывная информативная функция опасности [7]

$$F_{\text{оп}}^{x_i} = f(x_i), \quad (1)$$

которая однозначно характеризует изменение уровня безопасности полета вертолета при изменении параметра x_i .

При нормальных эксплуатационных условиях полета частная информативная функция опасности по параметру полета x_i будет изменяться в интервале $0 \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{УУП}}$.

При переходе особой ситуации H_i из зоны УУП до зоны СС, от СС до АС и от АС до КС информативная функция $F_{\text{оп}}$ будет соответственно изменяться в интервалах

$$F_{\text{оп}}^{x_k \text{УУП}} \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{СС}}; F_{\text{оп}}^{x_k \text{СС}} \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{АС}}; \\ F_{\text{оп}}^{x_k \text{АС}} \leq F_{\text{оп}}^{x_i} < F_{\text{оп}}^{x_k \text{КС}}.$$

При построении частной информативной функции $F_{\text{оп}}^{x_i}$ опасности полета вертолета, обусловленной изменением характерного параметра x_i , принималось допущение, что другие параметры движения вертолета находятся в пределах эксплуатационной области и не вносят заметного влияния на изменение вероятностного показателя опасности $P_{\text{оп}}^{x_i}$. При приближении к эксплуатационным ограничениям нескольких характерных параметров x_i ($i = 1, 2, \dots, n$) уровень опасности режима полета вертолета в целом может быть оценен условной вероятностью

$$P_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{\text{оп}}^{x_i}),$$

в соответствии с которой может быть построена интегральная информативная функция $F_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n)$, определяющая текущий уровень опасности режима полета вертолета в целом, вида

$$F_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n) = \\ = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - F_{\text{оп}}^{x_i}) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - f(x_i)].$$

Так как характерные параметры x_i на каждом режиме полета взаимосвязаны через динамику движения вертолета, то указанные связи учитываются и в полученных частных и интегральной информативных функциях опасности.

Связь информативных функций опасности с динамикой полета вертолета

Пусть уравнения управляемого движения вертолета на данном режиме полета известны и имеют вид [2]

$$\frac{dx_i}{dt} = \varphi_i(x_0, U_j, W_k, t), \quad i = \overline{1, n}, j = \overline{1, m}, k = \overline{1, l},$$

где x_i — фазовые координаты вектора состояния $\mathbf{X}$ вертолета; U_j — параметры вектора управления $\mathbf{U}$; W_k — параметры вектора внешнего воздействия $\mathbf{W}$; t — время. Принимая, что координаты x_i , а следовательно, и информативные функции опасности

$F_{\text{оп}}^{x_i}$ — непрерывно дифференцируемые функции времени, с учетом (1) будем иметь

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t), \\ i = \overline{1, n}; j = \overline{1, m}; k = \overline{1, l}. \quad (2)$$

Аналогично, для интегральной информативной функции опасности режима полета получим:

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k,i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \\ = \sum_{k,i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t). \quad (3)$$

Полученные уравнения (2), (3) устанавливают связь между динамикой движения вертолета и динамикой изменения уровня безопасности полета.

Элементы $\frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}}$ и $\frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k}$ квадратной матрицы Якоби в каждый момент времени характеризуют степень влияния изменений частных информативных функций опасности $F_{\text{оп}}^{x_i}$ и параметров траекторного движения x_i на изменение уровня безопасности режима полета в целом.

Уравнение (3) можно представить в виде

$$\frac{dF_{\text{оп}}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_k} \varphi_k(x_i, U_j, W_k, t) = \\ = \text{grad} F_{\text{оп}} \frac{d\mathbf{X}}{dt} = \text{grad} F_{\text{оп}} \mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t) = \\ = \text{grad} F_{\text{оп}} |\mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)| \cdot \cos \varphi,$$

где $\text{grad} F_{\text{оп}}$ — вектор градиента интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}$ текущего режима полета вертолета; $\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)$ — вектор обобщенной фазовой скорости вертолета как объекта управления; φ — угол между векторами $\text{grad} F_{\text{оп}}$ и $\mathbf{V}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t)$.

Если в момент времени $t \frac{dF_{\text{оп}}}{dt} > 0$, это означает, что информативная функция опасности $F_{\text{оп}}(t)$ возрастает (уровень безопасности полета снижается), вектор $\text{grad} F_{\text{оп}}$ направлен в сторону наибольшего роста функции $F_{\text{оп}}(t)$ и составляет с вектором фазовой скорости $\frac{d\mathbf{X}}{dt}$ угол φ , находящийся в пределах $0 < \varphi < \pi/2$. Отсюда вытекает естественная возможность учета характера изменения интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}(t)$ при обнаружении и прогнозирования особых ситуаций, при построении управления, обеспечивающего заданный уровень безопасности полета, которому будет соответствовать допустимое эксплуатационное значение $F_{\text{оп}}^{\Delta}$ информативной функции опасности $F_{\text{оп}}(t)$.

Методики формирования сигналов предупреждения, построения алгоритмов управления и принятия решений с учетом критерия безопасности

В общем случае интегральная информативная функция опасности текущего режима полета вертолета является функцией многих переменных, т. е. $F_{\text{оп}} = F_{\text{оп}}(x_1, x_2, \dots, x_n)$. Однако, как показано в работе [5], для большинства критических режимов полета вертолета их возникновение определяется лишь несколькими (в основном двумя, тремя) характерными параметрами движения вертолета.

Если информативная функция опасности режима полета $F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ зависит от трех параметров, то при построении поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ целесообразно задать ее в параметрической форме:

$$\begin{aligned} \text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3) &= \mathbf{r}(U, V) = \\ &= F_{\text{оп}}^{x_1}(U, V)\mathbf{i} + F_{\text{оп}}^{x_2}(U, V)\mathbf{j} + F_{\text{оп}}^{x_3}(U, V)\mathbf{k}, \end{aligned}$$

где $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ — единичные векторы.

Тогда, выбирая диапазон изменения новых переменных $0 \leq U \leq 1, 0 \leq V \leq 1$, можно получить уравнения граничных кривых, которые делят поверхность изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ на совокупности технологически прямоугольных частей, каждая из которых ограничена парой U -кривых и парой V -кривых:

$$\left. \begin{matrix} \mathbf{r}(0, V) \\ \mathbf{r}(1, V) \end{matrix} \right\} \text{— } V\text{-кривые; } \left. \begin{matrix} \mathbf{r}(U, 0) \\ \mathbf{r}(U, 1) \end{matrix} \right\} \text{— } U\text{-кривые.}$$

Так как переменные U и V изменяются в пределах от 0 до 1 вдоль соответствующих границ, то вектор $\mathbf{r}(U, V), 0 \leq U \leq 1, 0 \leq V \leq 1$ представляет собой внутреннюю часть поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$, а $\mathbf{r}(U, 0), \mathbf{r}(1, V), \mathbf{r}(0, V), \mathbf{r}(U, 1)$ — четыре известные граничные кривые этой поверхности. В этом случае формализация и построение поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ сводится к нахождению функции $\mathbf{r}(U, V)$, которая при $U=0, U=1, V=0, V=1$ представляет нужную граничную кривую этой поверхности. Для случая, если заданы только две границы $\mathbf{r}(1, V)$ и $\mathbf{r}(0, V)$, применяя линейную интерполяцию в U и V направлениях, можно получить линейную поверхность изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ вида

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_1(U, V) &= (1 - U)\mathbf{r}(0, V) + U\mathbf{r}(1, V); \\ \mathbf{r}_2(U, V) &= (1 - V)\mathbf{r}(U, 0) + V\mathbf{r}(U, 1). \end{aligned}$$

Вектор $\mathbf{r}_1 + \mathbf{r}_2$ представляет собой часть поверхности изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$, каждая из границ которой является суммой

$$\mathbf{r}(U, 0) + [(1 - U)\mathbf{r}(0, 0) + U\mathbf{r}(1, 0)].$$

Если далее найти часть поверхности $\mathbf{r}_3(U, V)$, границами которой служат прямоугольные отрезки $\mathbf{r}_3(U, V) = (1 - U)(1 - V)\mathbf{r}(0, 0) + U(1 - V)\mathbf{r}(1, 0) + (1 - U)V\mathbf{r}(0, 1) + UV\mathbf{r}(1, 1),$

то вектор $\mathbf{r} = \mathbf{r}_1 + \mathbf{r}_2 + \mathbf{r}_3$, определяющий поверхность изменения вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$, может быть представлен в следующей матричной форме:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}(U, V) &= [(1 - U)U] \begin{bmatrix} \mathbf{r}(0, V) \\ \mathbf{r}(1, V) \end{bmatrix} + \mathbf{r}(U, 0)\mathbf{r}(U, 1) \begin{bmatrix} 1 - V \\ V \end{bmatrix} - \\ &- [(1 - U)U] \begin{bmatrix} \mathbf{r}(0, 0) & \mathbf{r}(0, 1) \\ \mathbf{r}(1, 0) & \mathbf{r}(1, 1) \end{bmatrix} \frac{1 - V}{V}. \end{aligned}$$

Используя рассмотренную методику, вектор $\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3)$ можно представить в виде

$$\text{grad}F_{\text{оп}}(x_1, x_2, x_3) = \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_1}\mathbf{i} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_2}\mathbf{j} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_3}\mathbf{k}.$$

В качестве дополнительной информации можно получить выражение для полной производной интегральной информативной функции опасности режима полета вертолета в виде

$$\frac{dF_{\text{оп}}}{dt} = \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_1} \frac{dx_1}{dt} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_2} \frac{dx_2}{dt} + \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_3} \frac{dx_3}{dt}. \quad (4)$$

С учетом того, что в процессе вывода вертолета из зоны особых ситуаций можно принять, что значения

$\frac{dF_{\text{оп}}}{dx_1}, \frac{dF_{\text{оп}}}{dx_2}$ и $\frac{dF_{\text{оп}}}{dx_3}$ изменяются незначительно,

то из соотношения (4) можно определить требуемые

темпы изменения $\frac{dx_1}{dt}, \frac{dx_2}{dt}, \frac{dx_3}{dt}$ фазовых координат

x_1, x_2, x_3 вертолета, а следовательно, скорости изменения соответствующих органов управления по параметрам x_1, x_2, x_3 , необходимые для быстрого вывода вертолета из возникшей особой ситуации, понижения уровня ее опасности режима полета и

выполнении условия $\frac{dF_{\text{оп}}}{dt} < 0$.

Для иллюстрации возможности использования интегральной информативной функции опасности $F_{\text{оп}}(t)$ и вектора $\text{grad}F_{\text{оп}}$ в каналах информационно-управляющей системы предотвращения критических режимов вертолета рассмотрим режим вертикального снижения вертолета с малыми продольными и боковыми воздушными скоростями, при котором возможно возникновение режима "вихревое кольцо".

Границы летных ограничений на режиме "вихревое кольцо" определяются выражением вида [5]

$$V_{y\text{гр}} = V_{vy} + k_x \delta_x V_{vx} + k_z \delta_z V_{vz},$$

где V_{vx}, V_{vy}, V_{vz} — продольная, вертикальная и боковая составляющие вектора $\mathbf{V}_B$ истинной воздушной скорости вертолета; V_y — вертикальная скорость снижения вертолета; δ_x, δ_z — перемещения ручки циклического шага при продольном и боковом управлении; k_x, k_z — постоянные коэффициенты.

На рис. 1 в координатах вертикальной скорости V_y и горизонтальной воздушной скорости $V_{xz} =$

$= \sqrt{V_{Bx}^2 + V_{Bz}^2}$ для различных особых ситуаций H_i режима "вихревое кольцо" построены линии одинакового уровня информативной функции опасности $F_{оп}^{BK} = \text{const}$ и траектория изменения функции $F_{оп}^{BK}(t)$ при движении вертолета [7]. В каждой точке траектории изменения интегральной информативной функции опасности $F_{оп}^{BK}(t)$ можно построить вектор $\text{grad } F_{оп}^{BK}$ (линии нормали к соответствующей кривой равной опасности), который будет указывать направление наибольшего роста функции $F_{оп}^{BK}(V_y, V_{xz})$.

Как видно из рис. 1, в точке 1 направления вектора $\text{grad } F_{оп}^{BK}$ и производной $dF_{оп}/dt$ практически совпадают, что указывает на ожидаемое возрастание функции $F_{оп}^{BK}(t)$ и снижение уровня безопасности полета вертолета. В точке 2 обобщенная информативная функция опасности достигает своего наибольшего значения, при этом вектор $\text{grad } F_{оп}^{BK}$ ортогонален производной $dF_{оп}^{BK}/dt$. При дальнейшем движении вертолета производная $dF_{оп}^{BK}/dt$ становится отрицательной, что свидетельствует об уменьшении интегральной функции опасности $F_{оп}^{BK}(t)$ до значения, равного в точке 3 $F_{оп}^{BK} \approx 10^{-9}$ и соответствующего нормальным эксплуатационным условиям полета вертолета.

Таким образом, в каждый момент времени информация о значении интегральной информативной функции опасности $F_{оп}^{BK}(t)$ и его положении на соответствующей линии уровня равной опасности позволяет указать направление, противоположное значению вектора $\text{grad } F_{оп}^{BK}$ в данной точке, определяющее характер изменения параметров движения вертолета V_y и V_{xz} , при котором уменьшение

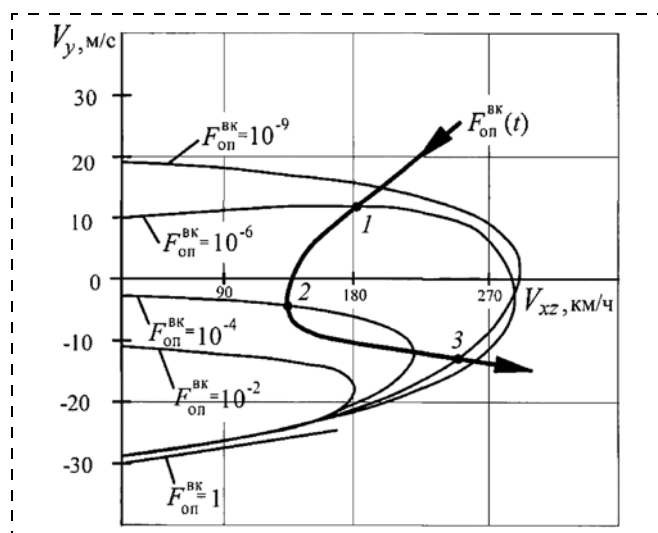


Рис. 1. Иллюстрация кривых равной опасности, траектория изменения и градиент интегральной информативной функции опасности режима "вихревое кольцо" (1, 2, 3 — характерные точки кривой применения интегральной функции опасности)

информативной функции $F_{оп}^{BK}(t)$ и повышение уровня безопасности критического режима, например "вихревое кольцо", будут происходить наиболее быстрым темпом, формировать эффективное управление по выводу вертолета из нештатной ситуации.

При построении алгоритма предупреждения о выходе на границы регламентируемого уровня безопасности полета по критическому параметру x_i воспользуемся подходом на основе построения упреждающей сигнализации [2]. Тогда порог срабатывания $F_{оп.пр}^{x_i}$ канала предупреждения будет определяться как

$$F_{оп.пр}^{x_i} = F_{оп}^{\varepsilon x_i} - \Delta F_{оп.ст}^{x_i} - Q_{оп}^{x_i} \frac{dF_{оп}^{x_i}}{dt},$$

где $F_{оп}^{\varepsilon x_i}$ — регламентируемое НЛГВ ограничение на допустимый уровень опасности полета по критическому параметру x_i ; $\Delta F_{оп.ст}^{x_i}$ — статический запас, учитывающий точность измерения критического параметра x_i и других фазовых координат x_j , используемых при построении функции опасности

$F_{оп}^{x_i}$; $Q_{оп}^{x_i}$ — динамическое упреждение, определяемое динамическими свойствами канала управления по параметру x_i .

Используя связь (1) частной информативной функции опасности режима полета вертолета с фазовыми координатами x_i и x_j вида $F_{оп}^{x_i} = f_i(x_i, x_j)$, получим соотношение для определения статического упреждения $F_{оп.ст}^{x_i} = f_i(\Delta x_i, \Delta x_j)$, где Δx_i и Δx_j — возможные суммарные погрешности измерения фазовых координат x_i и x_j . При известном времени T_{x_i} регулирования канала управления вертолета по критическому параметру x_i динамическое упреждение $Q_{оп}^{x_i}$ можно представить в виде

$$Q_{оп}^{x_i} = T_{x_i} \left(\frac{df_i}{dx_i} \right)_{\max x_i}.$$

Полученные значения $\Delta F_{оп.ст}^{x_i}$ и $Q_{оп}^{x_i}$ являются исходными для построения алгоритма работы канала предупреждения критических режимов вертолета на любом режиме:

$$F_{оп.пр} = F_{оп}^{\varepsilon} - \Delta F_{оп.ст} - Q \frac{dF_{оп}}{dt},$$

где $\Delta F_{оп.ст}$ и Q — соответственно статическое и динамическое упреждение.

Используя связи частных и интегральной информативных функций опасности критического режима полета и их производных вида

$$\frac{dF_{оп}}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{dF_{оп}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt} = \sum_{k,i=1}^n \frac{dF_{оп}}{dF_{оп}^{x_i}} \frac{dF_{оп}^{x_i}}{dx_k} \frac{dx_k}{dt},$$

получим соотношения для статического и динамического упреждений:

$$\Delta F_{\text{оп.ст}} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - \Delta F_{\text{оп.ст}}^{x_i}) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - f_i(\Delta x_i, \Delta x_j)];$$

$$Q = \sum_{k, i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} Q_{\text{оп}}^{x_k} =$$

$$= \sum_{k, i=1}^n \frac{dF_{\text{оп}}}{dF_{\text{оп}}^{x_i}} \frac{dF_{\text{оп}}^{x_i}}{dx_k} T_{x_k} \left(\frac{df_k}{dx_k} \right)_{\max},$$

где T_{x_i} — время переходного процесса канала управления вертолета по параметру x_k .

При выходе фазовой координаты x_n в момент времени t_j за пределы эксплуатационных ограничений частная информативная функция опасности режима полета вертолета $F_{\text{оп}}^{x_n}(x(t_j)) > F_{\text{оп}}^{\text{эк}}^{x_i}$ выходит за границы регламентируемого уровня опасности $F_{\text{оп}}$. При построении управления U по критерию безопасности в следующий момент времени t параметры полета $x_i(t)$, $i = \overline{1, n}$, должны изменяться таким образом, чтобы выполнялись условия

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_n}(x(t))}{dt} < 0, t_j < t < t_{j+1}; F_{\text{оп}}^{x_i}(x_i(t)) < F_{\text{оп}}^{\text{эк}}^{x_i}(x_i(t)),$$

$$i = \overline{1, n-1}; \frac{dF_{\text{оп}}}{dt} < 0.$$

Первое неравенство обеспечивает уменьшение во времени информативной функции $F_{\text{оп}}^{x_n}(x_i(t))$, значение которой вышло за эксплуатационное ограничение $F_{\text{оп}}^{\text{эк}}^{x_n}$. Второе неравенство означает условие невыхода остальных $n - 1$ информативных функций

$F_{\text{оп}}^{x_i}$, $i = \overline{1, n-1}$, за пределы эксплуатационных ограничений $F_{\text{оп}}^{\text{эк}}^{x_i}$ данного режима полета. Третье неравенство обеспечивает невозрастание интегральной функции опасности $F_{\text{оп}}$ критического режима

в целом. Поскольку функции $F_{\text{оп}}^{x_i}$ и $F_{\text{оп}}$ являются известными для конкретного критического режима полета вертолета, то полученная система алгебраических неравенств упрощает синтез управления вертолетом по выводу из возникшей нештатной ситуации в реальном масштабе времени.

Если в момент времени t за эксплуатационные ограничения вышли несколько, например r , информативных функций опасности $F_{\text{оп}}^{x_i}$, то дальнейшее управление движением вертолета должно происходить так, чтобы выполнялись условия

$$\frac{dF_{\text{оп}}^{x_{n-r+i}}}{dt} < 0, r \leq n; F_{\text{оп}}^{x_i} \leq F_{\text{оп}}^{\text{эк}}^{x_i}; i = \overline{1, n-r}, F_{\text{оп}} < F_{\text{оп}}^{\text{эк}},$$

где $F_{\text{оп}}^{\text{эк}}$ — допустимое эксплуатационное значение интегральной функции опасности критического режима вертолета, соответствующее регламентируемому НЛГВ уровню безопасности полета.

Информационная поддержка экипажа в нештатных ситуациях

Если линии уровня равной опасности $F_{\text{оп}}^{\text{БК}} = \text{const}$ и траекторию изменения функции $F_{\text{оп}}^{\text{БК}}(t)$ представить в качестве визуальной и директорной информации при пилотировании вертолета, то она может служить дополнительным и наглядным указанием пилоту — как управлять вертолетом в данный момент времени, возможно ли с учетом возможностей (запасов) управления по критическим параметрам x_i и x_j обеспечить заданный уровень безопасности полета в дальнейшем, как понизить уровень опасности возникающей особой ситуации.

Например, для информационной поддержки экипажа вертолета в возникающих нештатных ситуациях предлагается традиционную систему отображения информации дополнить кадром индикатора безопасности, который может быть реализован на информационном табло системы экранной индикации (СЭИ), например, в виде информационного поля с тремя зонами — зеленого, желтого и красного цветов (рис. 2).

В одной из зон силуэтом вертолета черного цвета непрерывно отображается относительное положение уровня опасности $F_{\text{оп}}$ текущего режима полета. Проблесковым (мигающим) световым силуэтом вертолета отображается изменение уровня опасности режима полета на прогнозируемом интервале времени. Зона 1 зеленого цвета соответствует уровню нормальных эксплуатационных условий (НЭУ) полета, зона 2 желтого цвета характеризует снижение уровня безопасности и возникновение усложненных условий полета (УУП), зона 3 красного цвета определяет попадание вертолета в сложную ситуацию (СС), когда уровень безопасности полета соответствует докритическому режиму полета. Границы зон указывают на попадание вертолета в особую (нштатную) ситуацию, соответствующую местоположению непрерывного и проблескового силуэтов вертолета. При приближении непрерывного высвечивания черного силуэта вертолета к границе особой ситуации (УУП или СС) дополнительно к информационному полю индикатора безопасности на экране СЭИ формируется дополнительная информа-

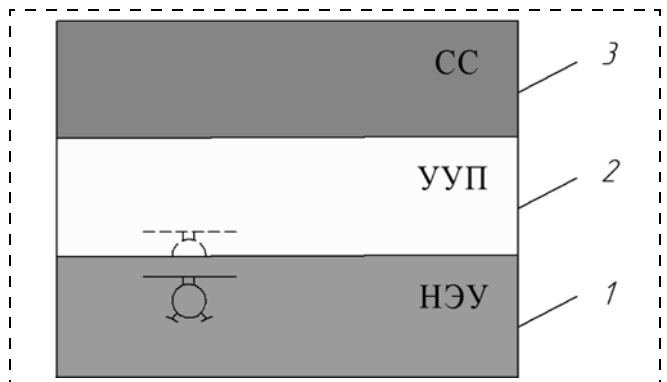


Рис. 2. Иллюстрация одного из вариантов реализации индикатора безопасности режима полета вертолета на информационном табло СЭИ (1, 2 и 3 — зоны зеленого, желтого и красного цвета)

ция о текущих и прогнозируемых значениях интегральной информативной функции опасности режима полета вертолета, а также целевые команды-подсказки о действиях экипажа по эффективному выводу вертолета из возникающей особой ситуации, например, "Уменьшить вертикальную скорость", "Увеличить продольную скорость" и т. п. Для большей достоверности предупреждения экипажа о приближении особой ситуации при пересечении проблесковыми силуэтами вертолета границ особых ситуаций автоматически срабатывает канал упреждающей сигнализации (звуковой, световой или тактильный), на который должна быть обеспечена соответствующая реакция экипажа при штурвальном управлении вертолетом.

Заключение

Рассмотренные частные и интегральная информативные функции опасности режима полета вертолета, полная производная и градиент изменения интегральной информативной функции опасности по характерным параметрам конкретного критического режима полета учитывают регламентируемые

НЛГВ уровни опасности и вероятности возникновения той или иной особой ситуации, отражают динамику полета вертолета и вызываемое ею изменение уровня опасности режима полета, позволяют решать задачи обнаружения, предупреждения и управления по предотвращению критических режимов полета вертолета, решать задачи информационной поддержки экипажа в особых ситуациях.

Список литературы

1. Володки А. М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 342 с.
2. Солдаткин В. М. Методы и средства построения бортовых информационно-управляющих систем обеспечения безопасности полета. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. 350 с.
3. Браверманн А. С., Вайнтриб А. П. Динамика вертолета: Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
4. Петросян Э. А. Аэродинамика соосного вертолета: балансировка, устойчивость, управление, маневрирование, автоматическая стабилизация и управление. М.: Полигон-Пресс, 2004. 816 с.
5. Деревянкин В. П., Кузнецов О. О., Солдаткин В. М. Особенности системы предупреждения критических режимов полета вертолета // Известия вузов. Авиационная техника. 2012. № 3. С. 51—55.
6. Нормы летной годности гражданских вертолетов. М.: ЦАГИ, 1987. 350 с.
7. Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Синтез информативных функций опасности критических режимов полета вертолета // Известия вузов. Авиационная техника. 2013. № 3. С. 50—56.

O. I. Kuznetsov, Postgraduate, **V. M. Soldatkin**, Professor, Head of department of "Devices and information-measuring system", haibylova.piis@kstu-kai.ru, Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev (KNRTU-KAI)

The Forming Signal of Information Support of Channels of System to Prevent Critical Modes of the Helicopter Taking into Account the Criteria of Safety

Operational restrictions imposed on the parameters of the flight of the helicopter on the modes "pickup", "vortex ring", when unmanaged autorotation of helicopter, on the modes of hovering and take-off and landing modes are considered. Requirements to channel of the information-management system to prevent critical modes of the helicopter are validate.

The reasons origin of critical modes of flight of helicopter, a method of assess their level of risk with the use of private (individual parameters of flight) and integral (mode of flight in general) functions of the danger are describes.

Connection of informative functions of danger with the dynamics of helicopter's action is shown. Formulas for determining the speed of change in time and the vector of gradient of the integral function of the danger of flight helicopter on the phase coordinates of the state vector of the helicopter, the parameters of the vector of control and vector of perturbations are shown.

Methods of forming alerts, building of control algorithms and decision-making on the criteria security with the use of vector of gradient integral function the danger of mode flight helicopter are disclosed. The methodology for describing the vector of gradient of integral function of danger of the mode flight helicopter in dimensionless parametric form convenient for practical implementation in the channels of the information-management system to prevent critical modes of the helicopter are shown.

It is shown that the investigation of the behavior of the full derivative on time of the integral function of danger of mode flight helicopter, enable to make informed decisions on constructing of algorithms wheel and automatic control, providing the quickest exit from arising emergency situations. The effectiveness of the used approach are illustrated by the example mode "vortex ring".

Method of constructing algorithm proactive alarm using the informative functions of danger of mode of flight of the helicopter is disclosed, correlations for the formation of static and dynamic feed forwards.

Using lines of level parity risk is disclosed version of the construction of the indicator of safety channel information support crew in emergency situations.

Keywords: helicopter, critical modes, prevention, system, information-management, information support, channels of warning, control, decision-making, indicating, formation, methods.

References

1. Volodko A. M. Bezopasnost' poletov vertoletov. M.: Transport, 1981. 342 p.
2. Soldatkin V. M. Metody i sredstva postroeniya bortovykh informatsionno-upravlyayushchikh sistem obespecheniya bezopasnosti poleta. Kazan': Izd-vo Kazan. gos. tekhn. un-ta, 2004. 350 p.
3. Bravermann A. S., Vayntrub A. P. Dinamika vertoletov: Predel'nye rezhimy poleta. M.: Mashinostroyeniye, 1988. 280 p.

4. Petrosyan E. A. Aerodinamika soosnogo vertoletov: balansirovka, ustoychivost', upravleniye, manevrirovaniye, avtomaticheskaya stabilizatsiya i upravleniye. M.: Poligon-Press, 2004. 816 p.
5. Derevyankin V. P., Kuznetsov O. O., Soldatkin V. M. Osobennosti sistemy preduprezhdeniya kriticheskikh rezhimov poleta vertoletov. Izvestiya vuzov. Aviatsonnaya tekhnika. 2012. N. 3. P. 51—55.
6. Normy letnoy godnosti grazhdanskikh vertoletov. M.: TsAGI, 1987. 350 p.
7. Kuznetsov O. I., Soldatkin V. M. Sintez informativnykh funktsiy opasnosti kriticheskikh rezhimov poleta vertoletov. Izvestiya vuzov. Aviatsonnaya tekhnika. 2013. N. 3. P. 50—56.

В. Я. Распопов, д-р техн. наук, зав. кафедрой, tguru@yandex.ru,
Тульский государственный университет

Гиродины как объекты изучения по направлению высшего профессионального образования "Системы управления движением и навигация". Часть 2*. Динамика

Рассмотрена динамика управляющего комплекса космического аппарата с использованием двухосного гиродин на трехстепенных гироскопах и одноосного гиродин на двухстепенном гироскопе.

Динамика гиродин и процесса управления космическим аппаратом рассмотрена на базе теории трехстепенного аста-тического гироскопа.

Ключевые слова: гиродин, гироскоп, подвес, жесткость, колебания, прецессия, нутация, момент, космический аппарат, стабилизация

Введение

Принцип работы гиродин, или иначе — управляющих комплексов (УК), независимо от их кинематических схем базируется на теореме об изменении момента количества движения, которая является базой для построения теории гироскопических систем [1—4]. Упомянутая теорема имеет геометрическую интерпретацию (вектор линейной скорости конца вектора момента количества движения системы равен вектору момента всех сил, действующих на систему), известную как теорема Резаля. Теорема Резаля легко трансформируется в метод составления уравнений движения гироскопических систем, известный как метод кинетостатики (метод Д'Аламбера). Этот метод обладает наглядностью и требует ясного представления о всех моментах сил, действующих в системе [5, 6]. Поэтому метод кинетостатики целесообразно применять при анализе предметной области изучаемых объектов — гиродин.

Содержание предметной области должно включать описание и исследование динамики системы "космический аппарат (КА) — УК" (полнота исследования зависит от объема учебных часов) и достаточно подробное изучение динамики гиродин с точки зрения обеспечения заданной скорости вращения подвеса гироскопа на заданный угол поворота — параметров, обеспечивающих точность стабилизации КА. При разработке предметной области использовались журнальные статьи и материалы конференций, некоторые из которых указаны ниже.

Постановка задач управления КА методом гиросиловой стабилизации содержится в работах [1, 2, 7]. Сопоставление проектных данных и полетных результатов работы гиросилового УК для одного из КА приведено в работе [8]. Формирование принципов управления движением КА, в том числе с помощью гироскопических УК, изложено в работах [9, 10].

* Часть 1 опубликована в журнале "Мехатроника, автоматизация, управление" № 12, 2014.

В работе [11] приведены описание конкретной гиросиловой системы ориентации КА, кинематическая схема, результаты моделирования работы УК.

Таким образом, статья содержит возможный вариант описания предметной области объектов изучения (гиродин), материал базируется на монографиях и учебных пособиях по теории гироскопических систем, а также на публикациях специалистов в области управления, в том числе гиросилового КА.

Динамика двухосного управляющего комплекса на трехстепенных гироскопах

Получим уравнения движения системы "УК — КА" для режима активной стабилизации. На рис. 1 в соответствии с рис. 10 (часть 1) введены системы координат (СК), определяющие положение КА и гироскопов для режима активной стабилизации относительно оси OY . Положение связанной с КА СК XYZ относительно опорной СК $\xi\eta\zeta$ определено углом γ . С гироскопом G_1 связана СК $x_1y_1z_1$, положение которой относительно СК XYZ определено углом β_1 . С гироскопом G_2 связана СК $x_2y_2z_2$, положение которой относительно СК XYZ определено углом β_2 . При стабилизации КА относительно оси OY оси кардановых подвесов гироскопов, соответствующих по направлению осям 0_1z_1 и 0_2z_2 , связаны кинематической спаркой C_β , которая обеспечивает равенство по модулю углов β_1 и β_2 при противоположном направлении угловых скоростей β_1 и β_2 их изменения.

На рис. 1 нанесены основные векторы моментов сил без учета перекрестных связей между каналами стабилизации, действующие относительно осей OY , 0_1z_1 и 0_2z_2 .

При отклонении КА на угол γ с угловой скоростью $\dot{\gamma}$ к оси подвеса гироскопа G_1 прецессионным двигателем прикладывается момент $M_{\text{пд}\beta}$, который разворачивает гироскоп G_1 на угол β_1 и через спарку — гироскоп G_2 на угол β_2 в противоположном направлении. В результате возникают гироскопические моменты $H_1\beta_1$ и $H_2\beta_2$, которые имеют одинаправленные проекции моментов $H_1\beta_1\cos\beta_1$

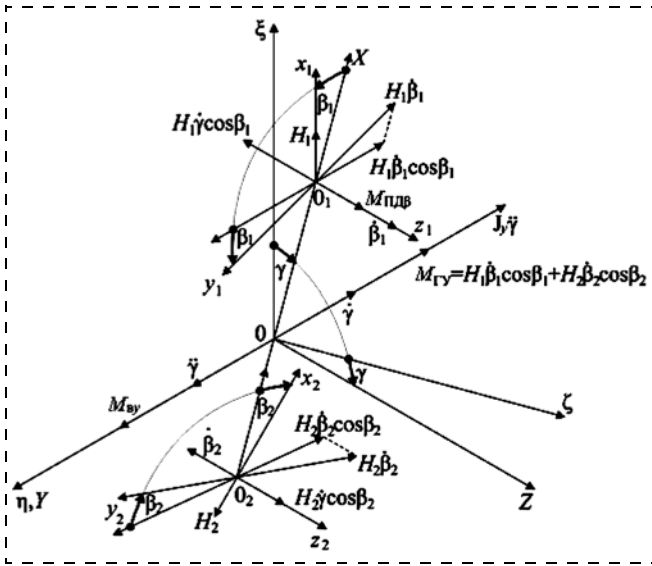


Рис. 1. К выводу уравнений движения системы "КА — УК" в режиме активной стабилизации относительно оси OY

и $H_2\beta_2\cos\beta_2$, в сумме образующие момент, который вызывает управляемое вращение КА в сторону уменьшения угла γ . Инерционный момент $J_y\ddot{\gamma}$ препятствует вынужденному вращению КА в направлении увеличения угла γ . Следствием угловой скорости $\dot{\gamma}$ являются противоположно направленные гироскопические моменты $H_1\dot{\gamma}\cos\beta_1$ и $H_2\dot{\gamma}\cos\beta_2$, которые уравнивают момент $M_{\text{пд}\beta}$ и обнуляют угловую скорость $\dot{\beta} = 0$.

Положим, что углы $\beta_1 = \beta_2 = \beta$ — величины малые, $H_1 = H_2 = H$, отсутствует демпфирование КА относительно оси OY гироскопов относительно осей подвеса, и в соответствии с методом кинетостатики получим уравнения движения системы "КА — УК" для активного режима стабилизации относительно оси OY :

$$\begin{cases} J_y\ddot{\gamma} + 2H\dot{\beta} = M_{\text{в}y}; \\ J_{\text{г}z}\ddot{\beta} - H\dot{\gamma} = M_{\text{пд}\beta}, \end{cases} \quad (1)$$

где J_y — момент инерции системы "КА — УК" относительно оси OY ; $J_{\text{г}z}$ — момент инерции гироскопического УК, включающего гироскопы Γ_1 и Γ_2 , относительно оси OZ ; $M_{\text{в}y}$ — возмущающий момент, действующий на КА относительно оси OY .

Аналогично изложенному, уравнения движения системы "КА — УК" для активного режима стабилизации относительно оси OZ при условии $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha$ имеют вид

$$\begin{cases} J_z\ddot{\alpha} + 2H\dot{\alpha} = M_{\text{в}z}; \\ J_{\text{г}y}\ddot{\alpha} - H\dot{\alpha} = M_{\text{пд}\alpha}, \end{cases} \quad (2)$$

где обозначения имеют тот же смысл, что и в уравнениях (1), но применительно к оси OZ (см. рис. 9, часть 1).

Структура уравнений (1) и (2) соответствует трех-степенному гироскопу, и решение системы (1) для нулевых начальных условий [4, 5, 6] имеет вид

$$\begin{cases} \gamma = \frac{M_{\text{в}y}}{J_y\mu^2} + A_\gamma\sin(\mu t - \varphi_\gamma) - \frac{M_{\text{пд}\beta}}{H}t; \\ \beta = \frac{M_{\text{пд}\beta}}{J_{\text{г}z}\mu^2} + A_\beta\sin(\mu t - \varphi_\beta) + \frac{M_{\text{в}y}}{2H}t, \end{cases} \quad (3)$$

где $\mu = \sqrt{2}H/J_yJ_{\text{г}z}$ — частота собственных (нута-ционных) колебаний системы "КА — УК";

$$\begin{cases} A_\gamma = \frac{1}{\mu} \sqrt{\left(\frac{M_{\text{пд}\beta}}{H}\right)^2 + \left(\frac{M_{\text{в}y}}{J_y\mu}\right)^2}; \quad \text{tg}\varphi_\gamma = \frac{M_{\text{в}y}H}{M_{\text{пд}\beta}J_y\mu}; \\ A_\beta = \frac{1}{\mu} \sqrt{\left(\frac{M_{\text{в}y}}{H}\right)^2 + \left(\frac{M_{\text{пд}\beta}}{J_{\text{г}z}\mu}\right)^2}; \quad \text{tg}\varphi_\beta = \frac{M_{\text{пд}\beta}H}{M_{\text{в}y}J_{\text{г}z}\mu}. \end{cases}$$

Из решений (3) следует, что при действии управляющего и возмущающего моментов имеют место угловые развороты космического аппарата и гироскопов, относительно которых система "КА — УК" и гироскопы совершают высокочастотные нута-ционные колебания, а также имеется прецессия гироскопов под влиянием возмущающего момента.

Если предположить, что $M_{\text{в}y} = 0$, то из (3) следует:

$$\begin{cases} \gamma(t) = \frac{M_{\text{пд}\beta}}{H} \left(t - \frac{1}{\mu} \sin\mu t \right); \\ \beta(t) = \frac{M_{\text{пд}\beta}}{J_{\text{г}z}\mu^2} (1 + \cos\mu t). \end{cases} \quad (4)$$

При $M_{\text{в}z} = 0$ могут быть получены решения системы (2), аналогичные (4):

$$\begin{cases} \alpha(t) = -\frac{M_{\text{пд}\alpha}}{H} \left(t - \frac{1}{\mu} \sin\mu t \right); \\ \alpha(t) = \frac{M_{\text{пд}\alpha}}{J_{\text{г}y}\mu^2} (1 + \cos\mu t). \end{cases} \quad (5)$$

Из решений (4), (5) следует, что система "КА — УК" имеет высокочастотные колебания относительно смещенных координат, а также управляемый разворот КА, устраняющий его отклонения по углам крена и тангажа.

Динамика одноосного управляющего комплекса на двухстепенном гироскопе с упругими элементами подвеса

Известно [1, 8—11], что увеличение маневренности КА при неизменном кинетическом моменте ротора может быть достигнуто увеличением скорости вращения подвеса, обеспечиваемого двигателями прецессии, что следует также из (3)—(5). На рис. 2 приведена кинематическая модель одноос-

Относительно оси OY_K к кожуху гироскопа приложены следующие моменты сил:

$J_{ку}\dot{\omega}_{уК}$ — инерционный момент ($J_{ку}$ — момент инерции кожуха гироскопа относительно оси OY_K);

$M_{ру}$ — упругий момент в редукторе, приведенный к оси OY_K ;

$M_{тр}$ — момент сил сухого трения в подшипниковых узлах ПУ_к;

$e_p\dot{\phi}$ — момент сил вязкого трения (e_p — абсолютный коэффициент вязкого трения);

$(c_{пр}\alpha)_p$ — реактивный момент, приложенный к кожуху со стороны упругой опоры ротора, по модулю равный моменту $c_{пр}\alpha$, но направленный в противоположную сторону;

$(e_{пр}\dot{\alpha})_p$ — реактивный момент скоростного (вязкого) трения, действующий со стороны упругой опоры ротора, по модулю равный моменту $e_{пр}\dot{\alpha}$, но направленный в противоположную сторону.

Относительно оси OZ_K к кожуху гироскопа приложены следующие моменты сил:

$J_{кз}\dot{\omega}_{зК}$ — инерционный момент ($J_{кз}$ — момент инерции кожуха гироскопа относительно оси OZ_K);

$c_{пр}\beta$, $e_{пр}\dot{\beta}$ — реактивные моменты упругих и вязких сил сопротивления, приложенные к кожуху со стороны ротора;

$c_{пк}v$ — момент упругих сил из-за жесткости $c_{пк}$ подшипниковых узлов подвеса кожуха;

$e_k\dot{v}$ — момент сил вязкого сопротивления подшипниковых узлов подвеса кожуха (e_k — абсолютный коэффициент демпфирования) подшипниковых узлов подвеса кожуха).

В соответствии с методом кинестатики и с учетом малости углов α , β , v равенства моментов сил относительно осей OY_K и OZ_K имеют вид

$$\begin{cases} J_{ку}\dot{\omega}_{уК} - c_{пр}\alpha - e_{пр}\dot{\alpha} - M_{ру} + e_p\dot{\phi} + M_{тр} = 0; \\ J_{кз}\dot{\omega}_{зК} - c_{пр}\beta - e_{пр}\dot{\beta} + c_{пк}v + e_k\dot{v} = 0. \end{cases} \quad (8)$$

Вращение гироскопа относительно оси его подвеса обеспечивает двигатель (ПД). Приведем систему известных уравнений, описывающих процессы в двухфазном двигателе переменного тока, позволяющую определить величину $\phi_{дв}$:

$$\begin{cases} J_{дв}\ddot{\phi}_{дв} = M - M_H; \\ M = \frac{3\sqrt{2}}{4} k\Phi_0 p i_q; \\ M_H = M_{ру}/i; \\ U_{дв} = Ri_\alpha + L \frac{di_\alpha}{dt} - \dot{\phi}_{дв} p Li_q; \\ U_q = Ri_q + L \frac{di_q}{dt} + \dot{\phi}_{дв} p (Li_\alpha + k_l \Phi_0), \end{cases} \quad (9)$$

где $J_{дв}$ — момент инерции ротора двигателя; M — момент, развиваемый двигателем; M_H — суммарный момент нагрузки на оси двигателя; Φ_0 , p — магнитный поток и число пар полюсов двигателя; $U_{дв}$, U_q — напряжения, подаваемые на обмотки двига-

теля по продольной и поперечной осям; i_α , i_q — токи в обмотках по продольной и поперечной осям; L — индуктивность статора двигателя; R — суммарное сопротивление фазы двигателя; k , k_l — коэффициенты конструктивный и противоЭДС.

Для того чтобы гироскопический управляющий комплекс при неизменном кинетическом моменте гироскопа в течение заданного, минимально возможного времени обеспечивал устранение угловой скорости вращения КА, вызванной внешними возмущающими моментами, двигатель прецессии (ПД) должен развернуть гироскоп на заданный угол ϕ_3 с максимально возможной угловой скоростью $\dot{\phi}$.

Покажем взаимосвязь уравнений (7)–(9) при упрощающем предположении $\alpha = \beta = 0$, но $v \neq 0$. Это означает рассмотрение случая гироскопа с абсолютно жесткими ПУ_р, но с упругим ПУ_к (см. рис. 2). В результате получим выражение для момента двигателя, обеспечивающего заданную скорость $\dot{\phi}_3$ вращения подвеса.

Для принятых условий равенства (7), (8) принимают вид:

$$A\ddot{\phi} + H(\omega_3 + \dot{v}) = 0; A\ddot{v} - H(\omega_2 + \dot{\phi}) = 0;$$

$$J_{ку}\ddot{\phi} + e_p\dot{\phi} + M_{тр} - M_{ру} = 0;$$

$$J_{кз}\ddot{v} + e_k\dot{v} + c_{пк}v = 0.$$

Первая пара уравнений относится к ротору, а вторая — к кожуху гироскопа. Складывая первое и третье, второе и четвертое равенства, получаем уравнения движения гироскопа:

$$\begin{cases} J_y\ddot{\phi} + e_p\dot{\phi} + H\dot{v} = M_{ру} - M_{тр} - H\omega_3; \\ J_z\ddot{v} + e_k\dot{v} + c_{пк}v - H\dot{\phi} = H\omega_2, \end{cases} \quad (10)$$

где $J_y = A + J_{ку}$, $J_z = A + J_{кз}$.

Будем полагать далее, что $M_{тр} = M_{тр}^0$, т. е. момент трения в подшипниковых узлах подвеса гироскопа предполагается постоянным и равным максимальному значению, соответствующему моменту трогания.

Примем, что $M_{ру} = c_1\phi_\Pi$ и, имея в виду, что $\phi_\Pi = \phi_{дв}/i - \phi$, получим $M_{ру} = c_1(\phi_{дв}/i - \phi)$. Далее, объединяя первое и третье уравнения системы (9), получаем:

$$J_{дв}\ddot{\phi}_{дв} = M - M_{ру}/i = M - \frac{c_1}{i}(\phi_{дв}/i - \phi),$$

или

$$J_{дв}\ddot{\phi}_{дв} + \frac{c_1}{i^2}\phi_{дв} = M + \frac{c_1}{i}\phi.$$

Положим для упрощения, что переходный процесс завершился и двигатель работает в установившемся режиме ($\ddot{\phi}_{дв} = 0$) и, следовательно, $\phi_{дв} = (i^2/c_1)M + i\phi$.

Таким образом, $M_{ру} = iM$, что, впрочем, при сделанных допущениях, вполне очевидно.

С учетом изложенного, уравнения системы (10) принимают следующий вид:

$$\begin{cases} J_y \ddot{\phi} + \epsilon_p \dot{\phi} + H \dot{\psi} = iM - H\omega_3 - M_{\text{тр}}^0; \\ J_z \ddot{\psi} + \epsilon_k \dot{\psi} + c_{\text{пк}} \psi - H \dot{\phi} = H\omega_2. \end{cases} \quad (11)$$

Можно предположить, что колебательный процесс по координате ψ завершился раньше, чем по координате ϕ , и при $\dot{\psi} = \ddot{\psi} = 0$ из второго уравнения системы (11) следует $\psi = H(\dot{\phi} + \omega_2)/c_{\text{пк}}$, откуда $\dot{\psi} = H\ddot{\phi}/c_{\text{пк}}$.

Таким образом, первое уравнение системы (11) принимает вид

$$(J_y + H^2/c_{\text{пк}})\ddot{\phi} + \epsilon_p \dot{\phi} = iM - H\omega_3 - M_{\text{тр}}^0,$$

которое относительно угловой скорости вращения подвеса имеет следующее решение:

$$\dot{\phi} = \frac{iM - H\omega_3 - M_{\text{тр}}^0}{\epsilon_p} \left[1 - \exp\left(-\frac{\epsilon_p c_{\text{пк}}}{H^2 + J_y c_{\text{пк}}} t\right) \right]. \quad (12)$$

В соответствии с соотношением (12) угловая скорость вращения гироскопа относительно оси его подвеса нарастает от нулевого значения при $t = 0$ по экспоненциальной зависимости до установившегося значения:

$$\dot{\phi}_{\text{уст}} = (iM - H\omega_3 - M_{\text{тр}}^0)/\epsilon_p. \quad (13)$$

Из равенства (13) следует значение момента двигателя, необходимое для обеспечения заданной скорости вращения гироскопа ($\dot{\phi}_{\text{уст}} = \dot{\phi}_3$):

$$M \geq (\epsilon_p \dot{\phi}_3 + H\omega_3 + M_{\text{тр}}^0)/i.$$

Полученное выражение показывает, какие моменты сопротивления преодолевает двигатель.

В действительности, имея в виду колебательность процессов изменения углов ϕ и ψ (11), можно отметить, что изменение величины $\dot{\phi}(t)$ носит качественный характер, показанный на рис. 4. При этом имеют место высокочастотные, с течением вре-

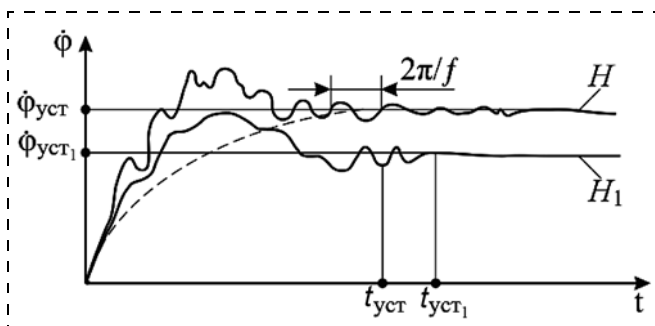


Рис. 4. Переходные процессы скорости вращения подвеса гироскопа ($H < H_1$)

мени затухающие колебания с частотой, характерной для гироскопов с упругим подвесом [1, 4, 12]:

$$f = \sqrt{\frac{c_{\text{пк}}}{J_y}} \sqrt{1 + \frac{H^2}{c_{\text{пк}} J_y}}. \quad (14)$$

В соответствии с формулой (13), чем меньше кинетический момент H гироскопа, тем большее значение $\dot{\phi}_{\text{уст}}$ может быть достигнуто при одном и том же моменте двигателя. Время переходного процесса $t_{\text{уст}}$ при увеличении H , как следует из (12), несколько увеличивается. Очевидно также, что частота f (14) при этом также увеличивается [11].

В дополнение к рис. 4 следует добавить, что для гироскопов УК малых КА с $H = 100 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$, допустимая минимальная скорость $\dot{\phi}_{\text{уст}}$ может достигать $20^\circ/\text{с}$, а для гироскопов с $H = 30 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ она увеличивается до $70^\circ/\text{с}$. Время переходного процесса при этом равно примерно $0,1 \text{ с}$ [8, 11].

Заключение

Предметная область объектов изучения (гиродинамов) демонстрирует единство методов исследования для различных объектов гироскопической техники и является научно-методической основой для разработки соответствующих разделов учебных курсов по направлению подготовки "Системы управления движением и навигация" по программам обучения академического и прикладного бакалавриата.

Список литературы

1. Ишлинский А. Ю. Механика гироскопических систем М.: Издательство АН СССР, 1963. 482 с.
2. Магнус К. Гироскоп. Теория и применение. М.: Мир, 1974. 526 с.
3. Ишлинский А. Ю., Борзов В. И., Степаненко Н. П. Лекции по теории гироскопов. М.: Изд-во Московского университета, 1983. 244 с.
4. Гироскопические системы. Гироскопические приборы и системы: учеб. для вузов / Под ред. Д. С. Пельпора. 2-е изд. М.: Высшая школа, 1988. 423 с.
5. Матвеев В. А. Гироскоп это просто: учеб. пособие. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 209 с.
6. Распопов В. Я. Теория гироскопических систем. Инерциальные датчики: учеб. пособие. Тула: Изд-во ТулГУ, 2012. 252 с.
7. Сомов Е. И. Динамика прецизионного гиросилового управления космическими аппаратами землеобзора // Гироскопия и навигация. 2002. № 4 (439). С. 123—124.
8. Раевский В. А., Сомов Е. И. Динамика гиросиловой системы управления ориентацией спутника связи SESAT: проектные данные и полетные результаты // Аэрокосмическое приборостроение. 2003. № 4. С. 21—26.
9. Управление силовыми гироскопическими комплексами космических аппаратов / Е. И. Сомов и др. // Матер. X Санкт-Петерб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. 2003. С. 278—292.
10. Аншаков Г. П., Мантуров А. И., Усталов Ю. М., Горелов Ю. Н. Управление угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования // Полет. 2006. № 6. С. 12—18.
11. Сорокин А. В., Башкеев Н. И., Яременко В. В. и др. Гиросиловая система ориентации космического аппарата "Ресурс — ДК" // Матер. IX Санкт-Петерб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург: ГНЦ РФ "ЦНИИ Электроприбор", 2002. С. 268—274.

Gyrodyn as Learning Subject of "Control Systems of Movement and Navigation" Discipline of Higher Professional Education Part 2. Dynamics

The dynamics of the spacecraft control with the biaxialgyrodyn on the base of the three-degree-of-freedom gyroscopes and the dynamics of the uniaxial gyrodyn on the base of the two-degree-of-freedom gyroscope is shown in the article. The dynamics of the gyrodyne and the process of the spacecraft controlling is described on the base of the theory of the three-degree-offreedom astatic gyroscope. The equations of the motion are made on the base of the kinetostatics method. The analysis of the gyrodyndynamics is carried out on the base of the solution of differential equations, describing the gyrodyn dynamics. It is shown, that if one uses the gyrodyne on the base of the two three-degree-offreedom gyroscopes, the system "spacecraft-gyrodyn" has the guided turn of the spacecraft which eliminates its angle of list and angle of pitch deviation. To carry out the spacecraft course angle control one needs for another biaxial gyrodyn. There is shown that the guided turn of the spacecraft is accompanied with the high-frequency oscillations of the system "spacecraft — gyrodyn" relatively the coordinates offset. The dynamics of the uniaxial gyrodyn based on the two-degree-of-freedom gyroscope is investigated subject to the elasticity of the bearing assemblies, backlash in the reducer of the gyroscope bracket drive, the dynamics of the drive electric motor. The analytical dependence for the calculation of the velocity of the gyrodyn turn through the given angle relatively the axis of its bracket was received.

The analysis of the dependence of the velocity of the bracket rotation on the gyrodyn parameters was carried out. It is shown, that the transient of the bracket rotation velocity is accompanied with the high-frequency damped oscillations with the minor amplitude. The article material could be used while the creation of the training courses in the academic subject "The systems of the movement control and navigation".

Keywords: gyrodyn, gyroscope, suspension, rigidity, vibration, precession, nutation, moment, spacecraft, stabilization

References

1. Ishlinskiy A. Yu. Mekhanika giroskopicheskikh sistem M.: Izdatel'stvo AN SSSR, 1963. 482 p.
2. Magnus K. Giroskop. Teoriya i primeneniye. M.: Mir, 1974. 526 p.
3. Ishlinskiy A. Yu., Borzov V. I., Stepanenko N. P. Lektsii po teorii giroskopov. M.: Izd-vo Moskovskogo universiteta, 1983. 244 p.
4. Giroskopicheskie sistemy. Giroskopicheskie pribory i sistemy. Ucheb. dlya vuzov. Pod red. D. S. Pel'pora. 2-e izd. M.: Vysshaya shkola, 1988. 423 p.
5. Matveev V. A. Giroskop eto prosto: ucheb. posobie. 2-e izd. M.: Izd-vo MGTU im. N. E. Bauman, 2012. 209 p.
6. Raspopov V. Ya. Teoriya giroskopicheskikh sistem. Inertsial'nye datchiki: ucheb. posobie. Tula: Izd-vo TulGU, 2012. 252 p.
7. Somov E. I. Dinamika pretseziionnogo girosilovogo upravleniya kosmicheskimi apparatami zemleobzora. *Giroskopiya i navigatsiya*. 2002. N. 4 (439). P. 123—124.
8. Raevskiy V. A., Somov E. I. Dinamika girosilovoy sistemy upravleniya orientatsiy sputnika svyazi SESAT: proektnye dannye i poletnye rezul'taty. *Aerokosmicheskoe priborostroenie*. 2003. N. 4. P. 21—26.
9. Upravleniye silovymi girokompleksami kosmicheskikh apparatov. E. I. Somov i dr. *Mater. X Sankt-Peterb. Mezhdunar. konf. po integriruyemyim navigatsionnym sistemam*. 2003. P. 278—292.
10. Anshakov G. P., Manturov A. I., Ustulov Yu. M., Gorelov Yu. N. Upravleniye uglovym dvizheniem kosmicheskogo apparata distantsionnogo zondirovaniya. *Polet*. 2006. N. 6. P. 12—18.
11. Sorokin A. V., Bashkeev N. I., Yaremenko V. V. i dr. Girosilovaya sistema orientatsii kosmicheskogo apparata "Resurs — DK". *Mater. IX Sankt-Peterb. mezhdunar. konf. po integriruyemyim navigatsionnym sistemam*. S.-Peterburg: GNTs RF "TsNII Elektropribor", 2002. P. 268—274.

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Стромынский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5397, тел./факс: (499) 269-5510

Дизайнер Т. Н. Погорелова.

Технический редактор Е. В. Конова. Корректор Е. В. Комиссарова.

Сдано в набор 29.10.2014. Подписано в печать 11.12.2014. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.

Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН115. 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 "Авансд солишнз". Отпечатано в ООО "Авансд солишнз".

119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1.