



ВЕСТНИК РОССИЙСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ДРУЖБЫ НАРОДОВ

СЕРИЯ: ИНЖЕНЕРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

2021 Том 22 № 1

DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1

<http://journals.rudn.ru/engineering-researches>

Научный журнал

Издается с 2000 г.

Издание зарегистрировано Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)
Свидетельство о регистрации ПИ № ФС 77-61174 от 30.03.2015 г.
Учредитель: Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Российский университет дружбы народов»

Главный редактор

Разумный Юрий Николаевич – доктор технических наук, профессор, директор инженерной академии, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия

Заместитель главного редактора

Резник Сергей Васильевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» факультета «Специальное машиностроение», Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Ответственный секретарь

Агасиева Светлана Викторовна – кандидат технических наук, доцент кафедры нанотехнологий и микросистемной техники инженерной академии, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия

Члены редакционной коллегии

Агравал Бридж – профессор, Военно-морская школа, Монтерей, США

Алифанов Олег Михайлович – академик РАН, доктор технических наук, профессор, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

Варатараджу Ренугант – профессор, Университет Путра Малайзия, Серданг, Малайзия

Василе Массимилиано Л. – профессор, Университет Стратклайда, Глазго, Великобритания

Вивьяни Антонио – профессор, Университет Кампани «Луиджи Ванвители», Неаполь, Италия

Гасбарри Паоло – профессор, Римский университет «Ла Сапиенца», Рим, Италия

Герман Анна – профессор, Университет Бейра Интериор, Ковильян, Португалия

Гитас Иоаннис Зоис – профессор, Университет Аристотеля в Салониках, Салоники, Греция

Грациани Филиппо – почетный профессор, Римский университет «Ла Сапиенца», Рим, Италия

Гурфил Пини – профессор, Израильский технологический институт, Хайфа, Израиль

Джа Мориба – доцент, Техасский университет в Остине, Остин, США

Джента Джанкарло – профессор, Туринский политехнический институт, Турин, Италия

Кавагути Дзюньитиро – профессор, Японское агентство аэрокосмических исследований, Токио, Япония

Калугин Владимир Тимофеевич – доктор технических наук, профессор, Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Капустин Владимир Михайлович – доктор технических наук, профессор, Российский государственный университет нефти и газа имени И.М. Губкина, Москва, Россия

Кузнецов Николай Борисович – профессор, Геологический институт РАН, Москва, Россия

Линарес Ричард – профессор, Массачусетский технологический институт, Кембридж, США

Матюшин Максим Михайлович – доктор технических наук, Центр управления полетами АО «ЦНИИмаш» ГК «Роскосмос», Королев, Россия

Медведев Андрей Всеволодович – доктор физико-математических наук, член-корреспондент СО РАН, Институт солнечно-земной физики СО РАН, Иркутск, Россия

Мисра Арун – профессор, Университет Макгилла, Монреаль, Канада

Мортари Даниэле – профессор, Техасский университет А&М, Колледж-Стейшн, США

Мохаммед Сейду О. – профессор, Национальное агентство по космическим исследованиям и развитию, Абуджа, Нигерия

Палмерини Джованни – профессор, Римский университет «Ла Сапиенца», Рим, Италия

Петухов Вячеслав Георгиевич – доктор технических наук, член-корреспондент РАН, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

Попков Юрий Соломонович – академик РАН, доктор технических наук, профессор, Институт системного анализа ФИЦ «Информатика и управление» РАН, Москва, Россия

Попов Гарри Алексеевич – академик РАН, доктор технических наук, профессор, директор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия

Прадо Антонио – профессор, Национальный институт космических исследований, Сан-Жозе-дус-Кампус, Бразилия

Редько Иван Яковлевич – доктор технических наук, профессор, АО «Энергетический институт имени Г.М. Кржижановского», Москва, Россия

Спенсер В. Дэвид – профессор, Университет штата Пенсильвания, Юниверсити-Парк, США

Фурфаро Роберто – профессор, Университет Аризоны, Тусон, США

Челани Фабио – профессор, Римский университет «Ла Сапиенца», Рим, Италия

Челлетти Алессандра – профессор, Римский университет «Тор Вергата», Рим, Италия

Черн Рок Ченг-Шинг – профессор, Университет Райерсона, Торонто, Канада

Ясака Тэцуо – почетный профессор, Университет Кюсю, Фукуока, Япония

**ВЕСТНИК РОССИЙСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ДРУЖБЫ НАРОДОВ.
СЕРИЯ: ИНЖЕНЕРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ**

ISSN 2312-8143 (Print); ISSN 2312-8151 (Online)

Периодичность 4 выпуска в год.

Сайт журнала: <http://journals.rudn.ru/engineering-researches> (открытый доступ).

Языки: русский, английский.

Журнал индексируют: РИНЦ, DOAJ, Ulrich's Periodicals Directory, Cyberleninka, Google Scholar, WorldCat, East View, Dimensions, EBSCOhost.

Цель и тематика

Журнал «Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования» – периодическое международное рецензируемое научное издание в области информатики, вычислительной техники и управления, авиационной и ракетно-космической техники, наук о земле. Журнал является международным по составу редакционной коллегии, авторам и тематике публикаций. В журнале публикуются результаты оригинальных научных исследований российских и зарубежных ученых.

Цели журнала:

- содействие развитию российских и зарубежных инженерных школ;
- продвижение и внедрение в практику современных перспективных разработок в указанных областях;
- научный обмен и сотрудничество между учеными.

Журнал адресован научным работникам, инженерам, аспирантам. Включен в Перечень ведущих научных журналов и изданий ВАК при Минобрнауки России.

Выпуски журнала в полнотекстовом виде, правила оформления статей и дополнительная информация размещены на сайте <http://journals.rudn.ru/engineering-researches>

Редактор *И.Л. Панкратова*
Компьютерная верстка *М.В. Роговой*

Адрес редакции:

Российская Федерация, 115419, Москва, ул. Орджоникидзе, д. 3
Тел.: +7 (495) 955-07-16; e-mail: publishing@rudn.ru

Адрес редакционной коллегии журнала «Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования»:

Российская Федерация, 115419, Москва, ул. Орджоникидзе, д. 3
Тел.: +7 (495) 955-07-92; e-mail: engj@rudn.ru

Подписано в печать 14.05.2021. Выход в свет 25.05.2021. Формат 60×84/8.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Гарнитура «Times».

Усл. печ. л. 14,18. Тираж 500 экз. Заказ № 1. Цена свободная.

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Российский университет дружбы народов»
Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6

Отпечатано в типографии ИПК РУДН
Российская Федерация, 115419, Москва, ул. Орджоникидзе, д. 3
Тел.: +7 (495) 952-04-41; e-mail: publishing@rudn.ru



RUDN JOURNAL OF ENGINEERING RESEARCHES

2021 Volume 22 Number 1

DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1

<http://journals.rudn.ru/engineering-researches>

Founded in 2000

Founder: Peoples' Friendship University of Russia

Editor-in-Chief

Yury N. Razumny – Professor, Director of the Academy of Engineering, Director of the Department of Mechanics and Mechatronics of the Academy of Engineering, Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University), Moscow, Russia

Associate Editor-in-Chief

Sergey V. Reznik – Professor, Head of the Department SM-13 “Composite Materials for Aerospace” of the Special Machinery Faculty, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Assistant to the Editor-in-Chief

Svetlana V. Agasieva – Associate Professor of the Department of Nanotechnology and Microsystem Engineering of the Academy of Engineering, Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University), Moscow, Russia

Editorial Board

Brij Agrawal – Professor, Naval Postgraduate School, Monterey, USA

Oleg M. Alifanov – Academician of the Russian Academy of Sciences, Professor, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Fabio Celani – Professor, Sapienza University of Rome, Rome, Italia

Alessandra Celletti – Professor, Tor Vergata University of Rome, Rome, Italia

Rock Jeng-Shing Chern – Professor, Ryerson University, Toronto, Canada

Roberto Furfaro – Professor, University of Arizona, Tucson, USA

Paolo Gasbarri – Professor, Sapienza University of Rome, Rome, Italia

Giancarlo Genta – Professor, Polytechnic University of Turin, Turin, Italia

Ioannis Zois Gitas – Professor, Aristotle University of Thessaloniki, Thessaloniki, Greece

Filippo Graziani – Full Professor, Sapienza University of Rome, Rome, Italia

Anna Guerman – Professor, University of Beira Interior, Covilhã, Portugal

Pini Gurfil – Full Professor, Israel Institute of Technology, Haifa, Israel

Moriba Jah – Associate Professor, University of Texas at Austin, Austin, USA

Vladimir T. Kalugin – Professor, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Vladimir M. Kapustin – Professor, National University of Oil and Gas “Gubkin University” (Gubkin University), Moscow, Russia

Junichiro Kawaguchi – Professor, Japan Aerospace Exploration Agency, Tokyo, Japan

Nikolay B. Kuznetsov – Professor, Geological Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

Richard Linares – Professor, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, USA

Maxim M. Matyushin – Dr. (Technical Sciences), JSC “Central Research Institute for Machine Building” (JSC “TsNIMash”), Korolev, Russia

Andrey V. Medvedev – Dr. (Physical and Mathematical Sciences), corresponding member of Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, Institute of Solar-Terrestrial Physics, Irkutsk, Russia

Arun Misra – Professor, McGill University, Montreal, Canada

Seidu O. Mohammed – Professor, National Space Research and Development Agency, Abuja, Nigeria

Daniele Mortari – Professor, Texas A&M University, College Station, USA

Giovanni Palmerini – Professor, Sapienza University of Rome, Rome, Italia

Vyacheslav G. Petukhov – Dr. (Technical Sciences), corresponding member of the Russian Academy of Sciences, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Yury S. Popkov – Academician of the Russian Academy of Sciences, Professor, Federal Research Center “Computer Science and Control” of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

Harri A. Popov – member of the Russian Academy of Sciences, Professor, Director of the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Antonio Prado – Professor, National Institute for Space Research, Sao Jose dos Campos, Brazil

Ivan Y. Redko – Professor, JSC “Krzhizhanovsky Energy Institute”, Moscow, Russia

David B. Spencer – Professor, Pennsylvania State University, University Park, USA

Renuganth Varatharajoo – Professor, University Putra Malaysia, Seri Kembangan, Malaysia

Massimiliano L. Vasile – Professor, University of Strathclyde, Glasgow, United Kingdom

Antonio Viviani – Professor, University of Campania Luigi Vanvitelli, Naples, Italy

Tetsuo Yasaka – Professor Emeritus, Kyushu University, Fukuoka, Japan

RUDN JOURNAL OF ENGINEERING RESEARCHES
Published by the Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University)

ISSN 2312-8143 (Print); ISSN 2312-8151 (Online)

Published 4 times a year.

Journal homepage: <http://journals.rudn.ru/engineering-researches> (Open Access).

Languages: Russian, English.

Indexed by Russian Index of Science Citation, DOAJ, Ulrich's Periodicals Directory, Cyberleninka, Google Scholar, WorldCat, East View, Dimensions, EBSCOhost.

Aims and Scope

The RUDN Journal of Engineering Researches – is a peer-reviewed international academic journal publishing research in the field of computer science, computer engineering and control, aviation and space technology, earth sciences. The journal is international in terms of the composition of the editorial board, authors and topics of publications. The journal publishes the results of original scientific research by Russian and foreign scientists.

The aims of the journal:

- assistance in the development of Russian and foreign engineering schools;
- promotion and implementation into practice of modern advanced technologies in these areas;
- scientific exchange and collaboration between scientists.

The journal is addressed to researchers, engineers, graduate students. Included in the List of the Leading Scientific Journals and Editions of the Highest Certification Committee of the Ministry of Education and Science of Russian Federation in which the basic results of PhD and Doctoral theses are to be published.

The journal website operates on the Portal of RUDN University scientific journals <http://journals.rudn.ru/engineering-researches> and contains full information about the journal, editorial policy and ethics, requirements for the preparation and publication of the articles, as well as full-text issues of the journal since 2008 (Open Access).

Copy Editor *I.L. Pankratova*
Layout Designer *M.V. Rogova*

Address of the editorial board:

3 Ordzhonikidze St, Moscow, 115419, Russian Federation
Ph.: +7 (495) 955-07-16; e-mail: publishing@rudn.ru

Address of the editorial board of RUDN Journal of Engineering Researches:

3 Ordzhonikidze St, Moscow, 115419, Russian Federation
Ph.: +7 (495) 955-07-92; e-mail: engj@rudn.ru

Printing run 500 copies. Open price.

Peoples' Friendship University of Russia
6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation

Printed at RUDN Publishing House:

3 Ordzhonikidze St, Moscow, 115419, Russian Federation
Ph.: +7 (495) 952-04-41; e-mail: publishing@rudn.ru

СОДЕРЖАНИЕ

Жуков А.Е. Обратимость одномерных клеточных автоматов	7
Федоренко Ю.С. Анализ применимости методов прогнозирования в системе выбора персонализированных предложений путем аналитического моделирования.....	16
Ван Юй, Денисов О.В., Денисова Л.В. Моделирование системы терморегулирования наноспутника с помощью контурных тепловых труб в условиях орбитального полета.....	23
Чистяков А.А., Тимошенко В.П. Анализ напряженно-деформированного состояния конструкции цельноповоротного вертикального оперения аэрокосмического летательного аппарата.....	36
Назарова Ю.А., Тихонов В.А. Сравнительный анализ экономической целесообразности применения ракет-носителей сверхлегкого класса	43
Старков А.В., Емельянов А.А., Гришанцева Л.А., Жуковская К.И., Морозов А.А., Тришин А.А. Методология управления потоками целевой информации в космической системе дистанционного зондирования Земли. Часть 1. Формализация задачи.....	54
Агапов В.П., Айдемиров К.Р. Проектирование лопастей воздушных винтов самолетов методом конечных элементов с учетом прочности конструкций	65
Белоусов Ю.В. Методика определения оптимальных параметров цепной передачи с учетом конструкции приводной цепи	72
Gil-oulbé M., Ndomilep I.J.A., Ngandu P. Pseudospheric shells in the construction (Псевдосферические оболочки в строительстве)	84
Юшин Е.С. Аналитический обзор подземного оборудования гидроударного принципа действия для освоения скважин.....	100
Мордвинцев К.П., Гогин А.Г., Корнеева Е.М. Устойчивость подводного трубопровода при воздействии течения и волн.....	113

CONTENTS

Zhukov A.E. The reversibility of one-dimensional cellular automata	7
Fedorenko Yu.S. Applicability analysis of prediction methods in the system for selection personalized offers by analytical modeling.....	16
Wang Yu, Denisov O.V., Denisova L.V. Simulation of the thermal control system of nanosatellite using the loop heat pipes under the orbital flight conditions.....	23
Chistyakov A.A., Timoshenko V.P. Stress-strain state analysis of the design of full-turning vertical empennage for aero-spacecraft	36
Nazarova Y.A., Tikhonov V.A. Comparative analysis of the economic feasibility of using ultra-small spacecrafts..	43
Starkov A.V., Emelianov A.A., Grishantseva L.A., Zhukovskaya K.I., Morozov A.A., Trishin A.A. Methodology for managing the flows of target information in the remote sensing space system. Part 1. Task formalization.....	54
Agapov V.P., Aidemirov K.R. Designing of the blades of aircraft propellers by the finite element method, taking into account the strength of structure.....	65
Belousov Yu.V. Method for determining the optimal parameters of the chain transmission, taking into account the design of the drive chain	72
Gil-oulbé M., Ndomilep I.J.A., Ngandu P. Pseudospheric shells in the construction	84
Yushin E.S. Analytical review of underground equipment of water impact operation for well development.....	100
Mordvintsev K.P., Gogin A.G., Korneeva E.M. Submarine pipeline stability under currents and waves action.....	113



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-7-15
УДК 519.713

Научная статья / Research article

Обратимость одномерных клеточных автоматов

А.Е. Жуков^{a, b}

^aМосковский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

^bАссоциация «РусКрипто»,
Российская Федерация, 111123, Москва, ул. Плеханова, д. 4А
E-mail: aez_iu8@rambler.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 14 апреля 2021 г.

Доработана: 20 мая 2021 г.

Принята к публикации: 25 мая 2021 г.

Аннотация.

В последнее время обратимые клеточные автоматы все чаще применяются для построения высокопроизводительных криптографических алгоритмов. Устанавливается связь обратимости однородных одномерных бинарных клеточных автоматов конечного размера со свойствами конструкции, называемой нелинейный фильтр с входной памятью и такими свойствами конечных автоматов, как наличие запретов и потеря информации. В работе показано, что нахождение прообраза для произвольной конфигурации одномерного клеточного автомата длины L с локальной функцией связи f связано с нахождением прообраза (а по сути с обратимостью) нелинейного фильтра с входной памятью с регистром длины R (где R – размер окрестности соответствующего одномерного клеточного автомата) и функцией выхода, совпадающей с локальной функцией связи клеточного автомата. При этом нелинейный фильтр с входной памятью, соответствующий клеточному автомату, не зависит от числа ячеек памяти клеточного автомата. Полученные результаты позволяют снизить сложность решения массовых задач переборного типа, связанных с вопросами обратимости клеточных автоматов. Все полученные результаты можно перенести на клеточные автоматы с небинарным заполнением ячеек и на клеточные автоматы размерности большей 1.

Ключевые слова: обратимость клеточного автомата, нелинейный фильтр с входной памятью, автомат с запретами, автомат без запретов, автомат с потерей информации, автомат без потери информации, граф запретов

Для цитирования

Жуков А.Е. Обратимость одномерных клеточных автоматов // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 7–15. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-7-15>

© Жуков А.Е., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

The reversibility of one-dimensional cellular automata

Alexey E. Zhukov^{a, b}

^aBauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya St, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation

^b«RusCrypto» Association,
4A Plekhanov St, Moscow, 111123, Russian Federation
E-mail: aez_iu8@rambler.ru

Article history

Received: April 14, 2021

Revised: May 20, 2021

Accepted: May 25, 2021

Keywords: reversible cellular automaton, binary filter with input memory, an automaton with prohibitions, an automaton without prohibitions, information lossless automaton, information lossy automaton, a graph of automaton prohibitions

Abstract. Recently the reversible cellular automata are increasingly used to build high-performance cryptographic algorithms. The paper establishes a connection between the reversibility of homogeneous one-dimensional binary cellular automata of a finite size and the properties of a structure called «binary filter with input memory» and such finite automata properties as the prohibitions in automata output and loss of information. We show that finding the preimage for an arbitrary configuration of a one-dimensional cellular automaton of length L with a local transition function f is associated with reversibility of a binary filter with input memory. As a fact, the nonlinear filter with an input memory corresponding to our cellular automaton does not depend on the number of memory cells of the cellular automaton. The results obtained make it possible to reduce the complexity of solving massive enumeration problems related to the issues of reversibility of cellular automata. All the results obtained can be transferred to cellular automata with non-binary cell filling and to cellular automata of dimension greater than 1.

For citation

Zhukov AE. The reversibility of one-dimensional cellular automata. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):7–15. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-7-15>

Введение

Клеточные автоматы (КЛА) как вычислительные структуры известны уже более 70 лет [1]. Теория КЛА является установившейся научной дисциплиной с многочисленными приложениями в очень многих областях науки. КЛА играют важную роль в качестве моделей пространственно-распределенных динамических систем, поскольку изначально обладают рядом фундаментальных свойств, присущих физическому миру: параллелизмом, однородностью, локальностью взаимодействия. Другие свойства, такие как обратимость и законы сохранения, могут быть обеспечены надлежащим выбором локальных функций связи. КЛА успешно применяются при моделировании физических и химических процессов, сложных систем в биохимии и генетике, в компьютерных технологиях и информатике, экономике и социологии. Применяются они и в криптографии. Так, в последнее время клеточные автоматы (в особенности обратимые) активно применяются в качестве криптографических примитивов для построения высокопроизводительных криптографических алгоритмов [2].

Вообще вопросы обратимости КЛА исследованы достаточно подробно, но, как это ни парадоксально, исследования в основном касались КЛА на бесконечных решетках. В криптографии же, как и в большинстве приложений, используются КЛА на решетках конечного размера. Вопросы обратимости для таких КЛА в принципе всегда разрешимы, и основная задача состоит в нахождении приемлемых критериев для проверки обратимости, построении алгоритмов для реализации обратного преобразования и оценки сложности этих алгоритмов. И здесь результатов существенно меньше.

В настоящей работе устанавливается связь обратимости однородных одномерных бинарных клеточных автоматов с автоматами без потери информации и запретами для конечных автоматов. Эта связь позволяет решать вопрос обратимости КЛА с большей эффективностью. Полученные результаты легко переносятся на КЛА с небинарным множеством состояний ячеек памяти, а также на КЛА с решеткой размерности больше 1.

1. Конкретный тип автоматов, рассматриваемых в данной работе

Объектом изучения в настоящей работе является однородный одномерный бинарный клеточный автомат.

Однородный одномерный (1D) бинарный клеточный автомат (КЛА) длины L с локальной функцией связи f определяется следующим образом.

Пусть имеется линейно упорядоченный (1D) массив из L двоичных ячеек памяти (клеток). Время для клеточного автомата изменяется дискретными шагами (тактами). Пусть $m_i(t)$ — булева величина, являющаяся заполнением i -й ячейки памяти в момент времени t . Внутренним состоянием (или *конфигурацией*) КЛА в момент времени t называется заполнение всего массива ячеек: $(m_1(t), m_2(t), \dots, m_L(t))$. Число различных конфигураций 1D бинарного КЛА длины L равно 2^L .

Изменение заполнений ячеек происходит синхронно и одновременно при увеличении номера такта в соответствии с правилами перехода, определяющими новое заполнение каждой ячейки памяти как функцию от текущих заполнений соседних ячеек, т. е. ячеек, входящих в ее окрестность.

В рассматриваемом ниже примере окрестностью i -й ячейки будем называть ячейки с номерами $i - 1, i, i + 1$.

Тогда заполнение i -й ячейки в момент времени t определяется формулой

$$m_i(t) = f(m_{i-1}(t-1), m_i(t-1), m_{i+1}(t-1)).$$

Функция $f(z_1, z_2, z_3)$ называется *локальной функцией связи*.

2. Задача нахождения прообраза заданной конфигурации одномерного клеточного автомата

Пусть (x_1, x_2, \dots, x_L) — конфигурация 1D КЛА в момент времени t , а (y_1, y_2, \dots, y_L) — конфигурация КЛА в следующий момент времени (рис. 1).

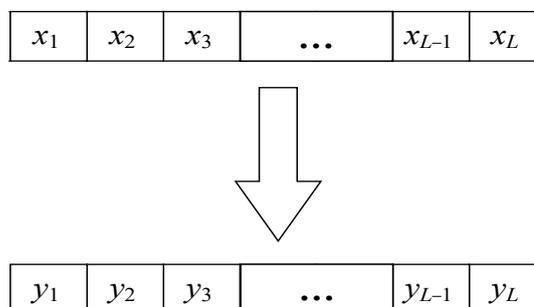


Рис. 1. Две последовательные конфигурации КЛА

Figure 1. Two sequential CA configurations

Поскольку решетка нашего клеточного автомата имеет конечные размеры, возникает так называемая «проблема краевых клеток» — как задавать значения аргументов локальной функции связи для ячеек, у которых отсутствует часть соседей. Для этого вводятся граничные условия:

- Чаще всего в соответствии со свойством однородности для разрешения проблемы краевых клеток противоположные края решетки клеточного автомата отождествляются — это так называемая *периодическая граница* (PB – periodic boundary).

- Другой тип граничных условий — *нулевая граница* (NB – null boundary): значения для отсутствующих соседей полагаются равными нулю.

- Еще один тип граничных условий — *отражающая граница* (RB – reflective boundary).

Таким образом, для вычисления следующей конфигурации КЛА помимо текущего заполнения L ячеек (x_1, x_2, \dots, x_L) требуется знать значения в виртуальных ячейках (в нашем случае это x_0 и x_{L+1} — см. рис. 2).

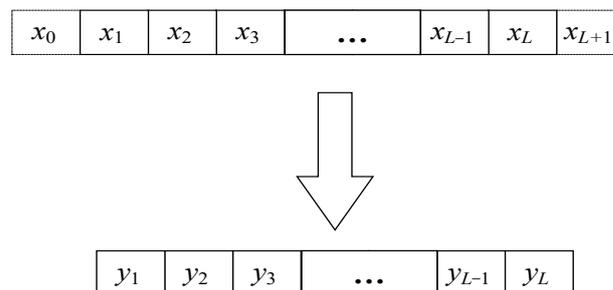


Рис. 2. Виртуальные ячейки, используемые для вычисления следующей конфигурации

Figure 2. Virtual cells used to compute next configuration

Набор $(x_0, x_1, x_2, \dots, x_L, x_{L+1})$ назовем виртуальным прообразом конфигурации (y_1, y_2, \dots, y_L) .

На рис. 3 приведена схема вычисления следующей конфигурации 1D КЛА:

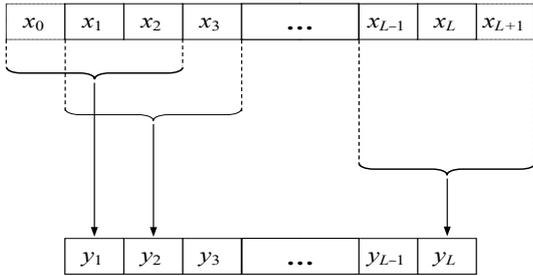


Рис. 3. Схема вычисления следующей конфигурации
Figure 3. Calculation of next configuration

Следующую конфигурацию для данного КЛА можно вычислить с помощью конструкции (рис. 4), называемой *нелинейным фильтром с входной памятью (НФВП)* [3] или *кодирующим устройством с конечной памятью и без обратной связи* [4; 5].

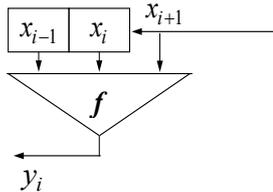


Рис. 4. Нелинейный фильтр с входной памятью, реализующий вычисления, приведенные на рис. 3

Figure 4. Binary filter with input memory that implements the calculations shown in Fig. 3

Задавая (x_0, x_1) в качестве начального состояния (начального заполнения регистра) и подавая на вход последовательность $x_2, x_3, \dots, x_L, x_{L+1}$, на выходе мы получим последовательность y_1, y_2, \dots, y_L , т.е. конфигурацию нашего КЛА в следующий момент времени.

Тогда нахождение прообраза для конфигурации КЛА (y_1, y_2, \dots, y_L) эквивалентно нахождению прообраза для выходной последовательности НФВП y_1, y_2, \dots, y_L , т.е. нахождению такого начального состояния (x_0, x_1) и входной последовательности $x_2, x_3, \dots, x_L, x_{L+1}$, чтобы на выходе НФВП мы по-

лучили последовательность y_1, y_2, \dots, y_L . Последовательность $x_0, x_1, x_2, x_3, \dots, x_L, x_{L+1}$, образованную начальным заполнением регистра НФВП и входной последовательностью, назовем *виртуальным прообразом* последовательности y_1, y_2, \dots, y_L .

При этом наличие граничных условий налагает ограничения на значения x_0 и x_{L+1} (значения в виртуальных ячейках). В случае нулевой границы (NB) это $x_0 = x_{L+1} = 0$.

Задачи нахождения прообраза выходной последовательности конечного автомата достаточно хорошо изучены в таких разделах теории конечных автоматов, как «Конечные автоматы без потери информации (БПИ)» и «Запреты конечных автоматов».

3. Автоматы без запретов и автоматы без потери информации

Для дальнейшего изложения нам понадобятся понятия автомата с запретами, автомата без запретов, автомата с потерей информации и автомата без потери информации. Приведем основные определения и результаты, связанные с этими понятиями. Читатель, для которого эти понятия известны, может пропустить настоящий раздел.

Рассмотрим конечный автомат $A = \{X, Q, Y, f, g\}$, где X и Y — входной и, соответственно, выходной алфавиты, Q — множество внутренних состояний автомата, f и g — функции выхода и, соответственно, перехода в следующее состояние.

Автомат A называется *автоматом без запретов* (БЗ), если для любой последовательности $\mathbf{y}^{(T)} = y_1, y_2, \dots, y_T, y_t \in Y$, найдутся такое внутреннее состояние q_0 и последовательность $\mathbf{x}^{(T)} = x_1, x_2, \dots, x_T, x_t \in X$, что автомат A , находясь в начальном состоянии q_0 и получив на вход последовательность $\mathbf{x}^{(T)}$, даст на выходе последовательность $\mathbf{y}^{(T)}$. Если же для некоторой последовательности $\mathbf{y}^{(T)}$ такие q_0 и $\mathbf{x}^{(T)}$ не существуют, то автомат A называется *автоматом с запретами*, соответствующая последовательность $\mathbf{y}^{(T)}$ называется *запретом* автомата A , а T — длиной этого запрета.

Незаменимым инструментом для исследований запретов является так называемый *граф запретов*. Формального описания графа запретов в опубликованной литературе, насколько это известно автору, не су-

существует, в то же время эта конструкция (возможно под другими названиями) на протяжении нескольких последних десятилетий использовалась для анализа свойств конечных автоматов. В этой связи приведем в достаточной для понимания подробности эту конструкцию, которая, по сути, является «графом преемников по выходу» (схожая, но в некотором смысле «избыточная» конструкция приведена в [6]).

Граф запретов G автомата A определяется следующим образом.

Вершинами графа являются $V \subseteq Q$ — подмножества множества внутренних состояний автомата, включая, возможно, вершину $V = \emptyset$.

Построение графа начинается с вершины V_0 — начальной вершины графа запретов. Ее образует множество возможных начальных состояний автомата. При отсутствии каких-либо ограничений V_0 совпадает с множеством Q всех внутренних состояний автомата.

Далее алгоритм построения графа запретов таков. Выбирается необработанная вершина $V = \{q_{i_1}, \dots, q_{i_k}\}$. Выбирается символ выходного алфавита: $u \in Y$. Для каждого состояния $q \in V$ определяются его преемники по выходу u (u -преемники) — это состояния, в которые можно за один такт перейти из состояния q с выходом u . Объединение преемников по выходу u для всех состояний $q \in V$ образует подмножество V' . Заметим, что V' может совпадать с V или быть пустым множеством: $V' = \emptyset$. Если вершина, соответствующая подмножеству V' , была получена ранее, то в графе добавляется дуга, помеченная символом u , которая ведет из V в V' . Если вершины, соответствующей подмножеству V' , в графе нет, то такая вершина добавляется в граф вместе с дугой, помеченной символом u , которая ведет из V в V' . После этого процедура повторяется для следующего символа выходного алфавита.

Для вершины $V_\emptyset = \emptyset$ все дуги с пометками $u \in Y$ ведут в нее же, т.е. являются петлями.

После обработки всех вершин (а эта процедура конечна, поскольку число вершин не превосходит числа всех подмножеств конечного множества Q) получаем связный ориентированный граф G с одной выделенной вершиной, называемой начальной. Вершинами графа являются подмножества (как правило — не все) множества внутренних состояний автомата. Из каждой вершины выходит $|Y|$ дуг, помеченных символами $u \in Y$. Дуга, помеченная символом $u \in Y$, соединяет вершину

$V = \{q_{i_1}, \dots, q_{i_k}\}$ с вершиной, образованной u -преемниками всех состояний, входящих в V . По построению любая вершина построенного графа достижима из начальной вершины V_0 . Тогда, если из начальной вершины V_0 в вершину $V = \{q_{i_1}, \dots, q_{i_k}\}$ ведет путь длины T , пометки которого образуют последовательность $\mathbf{y}^{(T)} = y_1, y_2, \dots, y_T$, то $V = \{q_{i_1}, \dots, q_{i_k}\}$ — это множество возможных состояний, в которые может перейти наш автомат, начавший работу в одном из состояний из множества V_0 и выработавший при этом выходную последовательность $\mathbf{y}^{(T)}$. Если конечная вершина, соответствующая пути $\mathbf{y}^{(T)}$, является пустой ($V_\emptyset = \emptyset$), это означает, что выходная последовательность $\mathbf{y}^{(T)}$ не может быть выработана нашим автоматом с множеством начальных состояний из V_0 . Если при этом $V_0 = Q$, то последовательность $\mathbf{y}^{(T)}$ является запретом нашего автомата.

Таким образом, запретами (или запретными комбинациями) автомата A являются все последовательности знаков выходного алфавита, соответствующие путям в графе G , ведущим из начальной вершины $V_0 = Q$ в вершину V_\emptyset .

В свою очередь, если для любого $T > 0$, любой последовательности $\mathbf{y}^{(T)} = y_1, y_2, \dots, y_T$, $y_t \in Y$, в графе запретов G существует путь длины T , помеченный знаками последовательности $\mathbf{y}^{(T)}$, начинающийся в V_0 и заканчивающийся в вершине $V \neq \emptyset$, автомат A является автоматом без запретов. Иными словами, отсутствие запретов у автомата A означает, что граф запретов G не содержит вершину $V_\emptyset = \emptyset$.

Сложность построения графа запретов можно оценить как $O(2^{|Q|})$, Q — множество внутренних состояний автомата A .

В статье [5] вводится понятие запрета булевой функции: если НФВП с функцией выхода f является автоматом без запретов, то функция f называется *функцией без запретов*, в противном случае f называется *функцией с запретами*, а последовательность, являющаяся запретной для НФВП, называется *запретом функции f* .

В работах [5; 7] было показано, что для НФВП, рассматриваемого как конечный автомат, отсутствие запретов эквивалентно свойству отсутствия потери информации. Конечный автомат A называется *автоматом без потери информации* — БПИ (*information lossless*), если знание начального состояния, выходной последовательности и конечного состояния достаточно

для однозначного определения входной последовательности [8]. Конечный автомат, который не является автоматом без потери информации, называется *автоматом с потерей информации* — ПИ (*lossy*).

Для проверки, является ли данный автомат автоматом без потери информации, имеется эффективный алгоритм, сложность которого оценивается как $O(|Q|^2)$ [9].

4. Обратимость одномерных клеточных автоматов конечного размера

Возвращаясь к одномерным клеточным автоматам, рассмотрим 1D КЛА длины L с произвольной окрестностью. В общем случае окрестностью i -й ячейки 1D КЛА будем называть ячейки с номерами $i+j$, где $-r_1 \leq j \leq r_2$. Назовем *размером окрестности* величину $R = r_1 + r_2$.

Тогда заполнение i -й ячейки в момент времени t определяется формулой

$$m_i(t) = f(m_{i-r_1}(t-1), \dots, m_{i-1}(t-1),$$

$$m_i(t-1), m_{i+1}(t-1), \dots, m_{i+r_2}(t-1)),$$

где функция $f(z_{-r_1}, \dots, z_{-1}, z_0, z_1, \dots, z_{r_2})$ — локальная функция связи.

Мы будем исследовать КЛА с нулевой границей (NB): $m_i(t) = 0$ для всех $i < 1$ или $i > L$ и всех t .

Клеточный автомат называется *обратимым*, если для каждой конфигурации КЛА существует только одна предшествующая конфигурация. В силу конечности числа конфигураций у рассматриваемых КЛА для доказательства обратимости достаточно показать, что для каждой конфигурации существует хотя бы одна предшествующая конфигурация.

Обратимость 1D КЛА длины L с локальной функцией связи f может быть проверена непосредственным вычислением конфигурации, в которую переходит автомат, находящийся в конфигурации (x_1, x_2, \dots, x_L) . Проделав эти вычисления для всех 2^L конфигураций КЛА, мы можем легко определить обратимость КЛА, проверив, что в списке конфигураций, полученных в результате таких вычислений, нет совпадающих конфигураций. Сложность такого алгоритма оценивается как $O(L \cdot 2^L)$, требуемая память — как $O(2^L)$.

В то же время, если использовать подход, описанный в начале данной работы, нахождение прообраза для состояния КЛА (y_1, y_2, \dots, y_L) эквивалентно нахождению прообраза выходной последовательности y_1, y_2, \dots, y_L для НФВП, приведенного на рис. 5, т.е. нахождению такого начального состояния $(x_{1-r_1}, \dots, x_0, x_1, x_2, \dots, x_{r_2})$ и входной последовательности $x_{r_2+1}, x_{r_2+2}, \dots, x_{r_2+L}$, чтобы на выходе НФВП получилась последовательность y_1, y_2, \dots, y_L . При этом нулевая граница (NB) накладывает дополнительные условия: $x_{1-r_1} = \dots = x_0 = x_{L+1} = \dots = x_{L+r_2} = 0$.

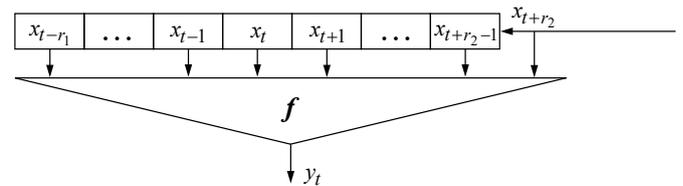


Рис. 5. Нелинейный фильтр с входной памятью для 1D КЛА с окрестностью общего вида

Figure 5. Binary filter with input memory for 1D CA with an arbitrary type of neighborhood

Таким образом, обратимость 1D КЛА длины L с локальной функцией f связи эквивалентна тому, что НФВП с регистром длины R (R – размер окрестности КЛА) и функцией выхода f порождает все возможные выходные последовательности длины L .

Для проверки этого свойства построим *ограниченный граф запретов* \tilde{G} . Строится он по тем же правилам, что и обычный граф запретов G , но в качестве V_0 — начальной вершины графа запретов — берется множество состояний НФВП, удовлетворяющих граничным условиям $x_{1-r_1} = \dots = x_0 = 0$. Обратимость 1D КЛА длины L эквивалентна тому, что в ограниченном графе запретов любой путь длины L , начинающийся в вершине V_0 , должен заканчиваться в вершине, содержащей хотя бы одно состояние НФВП, удовлетворяющее граничным условиям $x_{L+1} = \dots = x_{L+r_2} = 0$.

Заметим, что граф \tilde{G} , как и граф G , зависит только от f — локальной функции связи; сложность его построения зависит от числа внутренних состояний НФВП, равного 2^R , где R — размер окрестности 1D КЛА, и не зависит от L — длины 1D КЛА. Таким об-

разом, исследование 1D КЛА с локальной функцией связи f можно проводить независимо от размера КЛА.

Для этого исследуется ограниченный граф запретов \tilde{G} .

- Если каждая вершина, принадлежащая графу \tilde{G} , содержит хотя бы одно состояние НФВП, удовлетворяющее граничным условиям $x_{L+1} = \dots = x_{L+r_2} = 0$, то все 1D КЛА с локальной функцией связи f являются обратимыми, независимо от длины КЛА.

- Если граф \tilde{G} содержит вершину V , не содержащую ни одного состояния НФВП, удовлетворяющего граничным условиям $x_{L+1} = \dots = x_{L+r_2} = 0$, и имеется путь длины L из V_0 в V , то 1D КЛА длины L с локальной функцией связи f необратим.

Заметим, что если ограниченный граф запретов \tilde{G} содержит вершину $V_\emptyset = \emptyset$ и l_0 — длина кратчайшего пути из V_0 в V_\emptyset , то все 1D КЛА длины $L \geq l_0$ с локальной функцией связи f не являются обратимыми. Для $L < l_0$ потребуется провести исследование, аналогичное описанному выше.

Заметим также, что если НФВП с функцией выхода f является автоматом с запретом G , его граф запретов содержит вершину $V_\emptyset = \emptyset$. Из построения ограниченного графа запретов \tilde{G} следует, что граф \tilde{G} также содержит вершину V_\emptyset , причем длина кратчайшего пути из V_0 в V_\emptyset в графе \tilde{G} не превосходит длину кратчайшего пути из V_0 в V_\emptyset в графе \tilde{G} . Однако в силу того, что для НФВП, рассматриваемого как конечный автомат, наличие запретов эквивалентно наличию потери информации, проверить факт наличия запрета легче с помощью эффективного алгоритма проверки автомата на наличие потери информации. Сложность этой проверки можно оценить как $O(2^{2R})$.

В заключение следует отметить, что все приведенные выше рассуждения можно перенести на 1D КЛА с небинарным заполнением клеток.

5. Применение к двумерным клеточным автоматам

Рассмотренный выше подход можно применить для исследования двумерных клеточных автоматов (2D КЛА), если свести их к одномерным.

Рассмотрим 2D КЛА размера $k \times L$, заполнение каждой ячейки которого является булевой величиной (бинарный 2D КЛА) — рис. 6.

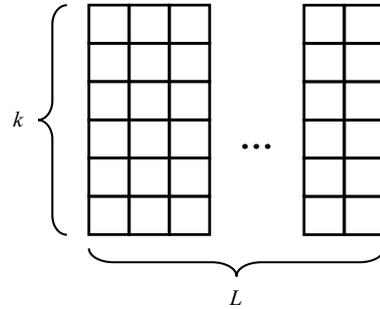


Рис. 6. Двумерный клеточный автомат (2D КЛА)
Figure 6. Two-dimensional cellular automaton (2D CA)

Клетки, лежащие в одном столбце, можно считать одной ячейкой, содержимое которой принимает 2^k значений и является элементом \mathbb{Z}_2^k или \mathbb{Z}_{2^k} (рис. 7). Теперь бинарный 2D КЛА размера $k \times L$ можно рассматривать как 1D КЛА размера L над алфавитом мощности 2^k (рис. 8).

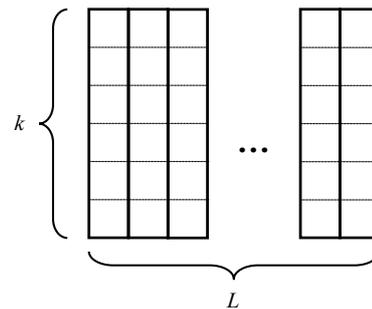


Рис. 7. Клеточный автомат с объединенными ячейками памяти
Figure 7. Cellular automaton with combined memory cells

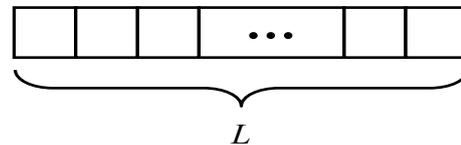


Рис. 8. 1D КЛА, соответствующий исходному 2D КЛА
Figure 8. 1D CA corresponding to the original 2D CA

Заметим, что в двумерном случае окрестность ячейки можно выбирать различным образом. На рис. 9

приведены наиболее часто используемые двумерные окрестности радиуса $r = 1$.

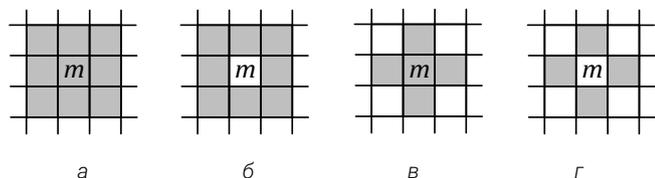


Рис. 9. Некоторые типы окрестности радиуса $r = 1$

для ячейки двумерного КЛА: а – полная окрестность (окрестность Мура); б – квазиполная окрестность Мура; в – окрестность фон Неймана; г – неполная окрестность фон Неймана

Figure 9. Some types of radius $r = 1$ neighborhood for cell of 2D CA:

а – complete neighborhood (Moore neighborhood);

б – quasi-complete Moore neighborhood; в – von Neumann

neighborhood; г – incomplete von Neumann neighborhood

Тогда для применения описанного выше подхода надо предварительно решить следующую задачу: по окрестности и локальной функцией связи f для 2D КЛА построить окрестность и локальную функцию связи f_1 для соответствующего 1D КЛА.

Выводы

В работе показано, что 1D КЛА с локальной функцией связи f можно сопоставить НФВП с регистром длины R (где R — размер окрестности КЛА) и функцией выхода, совпадающей с локальной функцией связи 1D КЛА. Определение обратимости 1D КЛА связано с нахождением прообраза (а по сути с обратимостью) НФВП. При этом от L (размера 1D КЛА) НФВП не зависит. Полученные результаты позволяют снизить сложность решения массовых задач переборного типа, связанных с вопросами обратимости КЛА. Все полученные результаты можно перенести на КЛА с небинарным заполнением ячеек и на КЛА размерности, большей 1.

Список литературы

1. Жуков А.Е. Клеточные автоматы в криптографии. Часть 1 // Вопросы кибербезопасности. 2017. № 3 (21). С. 70—76. <https://doi.org/10.21581/2311-3456-2017-3-70-76>

2. Жуков А.Е. Клеточные автоматы в криптографии. Часть 2 // Вопросы кибербезопасности. 2017. № 4 (22). С. 47—66. <https://doi.org/10.21581/2311-3456-2017-4-47-66>

3. Lai X., Massey J.L. Some connections between scramblers and invertible automata // Proc. 1988 Beijing Int. Workshop on Info. Theory. Beijing, China, July 4-7, 1988. P. DI-5.1—DI-5.5.

4. Preparata F.P. Convolutional transformations of binary sequences: Boolean functions and their resynchronizing properties // IEEE Trans. Electron. Comput. 1966. Vol. 15. No. 6. P. 898—909.

5. Сумароков С.Н. Запреты двоичных функций и обратимость для одного класса кодирующих устройств // Обзорение прикладной и промышленной математики. 1994. Т. 1. Вып. 1. С. 33—55.

6. Бабаши А.В. Запреты автоматов и двоичных функций // Труды по дискретной математике. 2006. Т. 9. С. 7—20.

7. Olson R.R. On the invertibility of finite state machines. Ph.D. diss., Department of Electrical Engineering, University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana, USA, 1970.

8. Huffman D.A. Canonical forms for information loss less finite state logical machines // IRE Trans. Circuit Theory, 1959. Vol. 6, spec. suppl. P. 41—59.

9. Kohavi Z, Niraj K. Jha. Switching and Finite Automata Theory. Cambridge University Press, Cambridge, UK, 2009. <https://doi.org/10.1017/CBO9780511816239>

References

1. Zhukov A. Cellular automata in cryptography. Part 1. *Voprosy kiberbezopasnosti [Cybersecurity issues]*. 2017;3(21):70—76. (In Russ.) <https://doi.org/10.21581/2311-3456-2017-3-70-76>

2. Zhukov A. Cellular automata in cryptography. Part 2. *Voprosy kiberbezopasnosti [Cybersecurity issues]*. 2017;4(22):47—66. (In Russ.) <https://doi.org/10.21681/2311-3456-2017-4-47-66>

3. Lai X, Massey JL. Some connections between scramblers and invertible automata. In: *Proc. 1988 Beijing Int. Workshop on Info. Theory*, Beijing, China, July 4-7;1988:DI-5.1 — DI-5.5.

4. Preparata FP. Convolutional transformations of binary sequences: Boolean functions and their resynchronizing properties. *IEEE Trans. Electron. Comput.* 1966;15(6):898—909.

5. Sumarokov SN. Zaprety dvoichnyh funkcij i obratimost' dlya odnogo klassa kodiruyushchih ustrojstv [Prohibitions of binary functions and reversibility for one class of coding devices]. *Obozrenie prikladnoj i promyshlennoj matematiki, ser. diskretn. matem. [Obozrenie prikladnoj i promyshlennoj matematiki]*. 1994;1(1):33—55.

6. Babash AV. Zaprety avtomatov i dvoichnyh funkcij [Prohibitions of automata and binary functions]. *Trudy po*

diskretnoj matematike [Proceedings of Discrete] Mathematics. 2006;9:7—20. (In Russ.)

7. Olson RR. *On the invertibility of finite state machines.* Ph.D. diss. Notre Dame, Indiana, USA: Department of Electrical Engineering, University of Notre Dame; 1970.

8. Huffman DA. Canonical forms for information loss less finite state logical machines. *IRE Trans. Circuit Theory.* 1959;6(spec. suppl.):41—59.

9. Kohavi Z, Niraj K. Jha. *Switching and Finite Automata Theory.* Cambridge, UK: Cambridge University Press; 2009. <https://doi.org/10.1017/CBO9780511816239>

Сведения об авторе

Жуков Алексей Евгеньевич, доцент кафедры информационной безопасности МГТУ им. Н.Э. Баумана, директор ассоциации «РусКрипто», кандидат физико-математических наук; ORCID: 0000-0002-1663-7773; eLIBRARY AuthorID: 117317; e-mail: aez_iu8@rambler.ru

About the author

Alexey E. Zhukov, Associate Professor of the Department of Information Security, BMSTU, Director of the «RusCrypto» Association, Ph.D. (Math.); ORCID: 0000-0002-1663-7773; eLIBRARY AuthorID: 117317; e-mil: aez_iu8@rambler.rum



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-16-22
УДК 004.942

Научная статья / Research article

Анализ применимости методов прогнозирования в системе выбора персонализированных предложений путем аналитического моделирования

Ю.С. Федоренко

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
E-mail: fedyura11235@mail.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 12 февраля 2021 г.
Доработана: 24 апреля 2021 г.
Принята к публикации: 11 мая 2021 г.

Ключевые слова: рекомендательная система, аналитическая модель, система массового обслуживания, время пребывания заявки, функция распределения, переопределение

Аннотация. Актуальность исследования обоснована частым возникновением необходимости решения задач выбора персонализированных предложений в информационных системах и множеством возможных методов машинного обучения, среди которых необходимо выбрать наиболее подходящий. Цель данного исследования — моделирование системы выбора персонализированных предложений как системы массового обслуживания для оценки затрат на оборудование при использовании каждого из методов, необходимых для обслуживания требуемой доли заявок за заданный лимит времени. При этом решается задача оценки минимального количества обслуживающих устройств (серверов подбора), необходимых для обеспечения работы системы на заданном уровне. В работе показано, что систему можно описать многоканальной системой массового обслуживания без отказов. Произведен расчет функции распределения времени пребывания заявки в системе (время обслуживания плюс время ожидания в очереди), так как в литературе для подобных систем описана только функция распределения времени ожидания в очереди. Приведены преобразования выражения вероятности ожидания в системе, решающие проблему переопределения при программной реализации вычисления данного выражения. В заключительной части в качестве примера произведено моделирование системы по заданным параметрам, сделана оценка минимального количества обслуживающих устройств для обеспечения заданного времени ответа системы. По полученным данным можно принять решение о целесообразности применения того или иного метода прогнозирования частоты кликов пользователя или ранжирования.

Для цитирования

Федоренко Ю.С. Анализ применимости методов прогнозирования в системе выбора персонализированных предложений путем аналитического моделирования // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 16–22. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-16-22>

© Федоренко Ю.С., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Applicability analysis of prediction methods in the system for selection personalized offers by analytical modeling

Yuriy S. Fedorenko

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya St, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation
E-mail: fedyura11235@mail.ru

Article history

Received: February 12, 2021

Revised: April 24, 2021

Accepted: May 11, 2021

Abstract. The relevance of the work is justified by the frequent occurrence of the need to solve the problems of choosing personalized offers in information systems and the many possible methods of machine learning, among which it is necessary to choose the most suitable one. The purpose of this study is to simulate a system for selecting personalized offers as a queuing system for estimating equipment costs when using each of the methods necessary to service the required part of requests for a given time limit. This solves the problem of assessing the minimum number of servicing devices (backend servers) required to ensure the operation of the system at a given level. The paper shows that the system can be described by a multichannel queuing system without losses. The distribution function of the spent time of the request in the system (the service time plus the waiting time in the queue) is calculated, since in the literature for such systems only the distribution function of the waiting time in the queue is described. Transformations of the expression for the probability of waiting are given, which solve the overflow problem in the software implementation. In the final part, as an example, the system was modeled according to the given parameters, and the minimum number of servicing devices was estimated to ensure a given system response time. Based on the data obtained, it is possible to make a decision on the advisability of using one or another method for predicting the frequency of user clicks or ranking.

Keywords: recommender system, analytical model, queueing system, mean waiting time, distribution function, overflow

For citation

Fedorenko YuS. Applicability analysis of prediction methods in the system for selection personalized offers by analytical modeling. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):16–22. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-16-22>

Введение

В современных информационных системах все чаще возникает задача построения систем выбора персонализированных предложений. Это во многом связано с реализацией через интернет ряда товаров и услуг, откуда вытекает применение персонализации предложений для каждого пользователя в таргетированной рекламе и рекомендательных системах. Для решения подобных задач потенциально может быть применен целый спектр методов машинного обучения, таких как деревья решений, глубокие нейросети, метод опорных векторов, а также более специфичные под-

ходы, такие как логистическая регрессия с вручную конструируемыми признаками или специализированными модификациями нейросетей [1]. Однако далеко не все вышеперечисленные методы могут быть применены в конкретных системах с учетом их специфики. Одна из существенных проблем — это ограничение на время ответа системы, которое напрямую зависит от времени получения прогноза.

В качестве примера рассмотрим системы таргетированного показа рекламы. Среднее время ответа сервера по данным сервиса измерения скорости загрузки сайтов <https://webo.in/> составляет 0,1 с у mail.ru и 0,15 с у yandex.ru. За ещё меньшее время должен

быть обработан запрос на подбор рекламы, но будем считать, что это тоже 0,1 с. Предположим, на разные этапы обработки запроса (за исключением получения прогноза) уходит около 0,01 с. Остальное может быть расходувано на получение прогноза частоты кликов (будем считать, что это 0,1 — 0,01 = 0,09 с). Допустим, что в среднем приходится осуществить выбор из 50 баннеров (т.е. получить 50 оценок). Тогда время прогнозирования частоты кликов для каждой пары пользователь–баннер должно составлять не более $0,09/50 = 1,8 \cdot 10^{-3}$ с (параллельно рассчитывать оценки для каждой пары пользователь–баннер нецелесообразно, поскольку потоки сервера обычно заняты обработкой других запросов). Это накладывает ограничения на используемые методы прогнозирования.

В данной работе предложено моделировать систему выбора персонализированных предложений как систему массового обслуживания (СМО) для оценки применимости различных методов машинного обучения с точки зрения временных требований к системе.

1. Постановка задачи

Будем считать, что запросы на показ рекламы (заявки) поступают с одинаковой интенсивностью λ . В таком случае поток заявок можно считать стационарным (вероятность появления определенного числа заявок на заданном интервале зависит только от продолжительности данного интервала), а сами заявки независимыми друг от друга (пользователи открывают страницы в интернете независимо друг от друга). Также будем предполагать, что на временном интервале достаточно малой длительности δt приходит только 1 заявка. Следовательно, в рассматриваемой системе поток заявок является простейшим, а промежуток времени между двумя заявками имеет экспоненциальное распределение с параметром λ .

Таким образом, систему выбора персонализированных предложений можно рассматривать как многоканальную СМО без отказов (заявки не покидают очередь) с количеством обслуживающих устройств m . При этом имеется желательный лимит на суммарное время ожидания и обслуживания T (время пребывания заявки в системе). При функционировании системы требуется,

чтобы доля необработанных за данное время запросов не превышала γ от общего числа запросов. Требуется оценить минимальное количество обслуживающих устройств m (серверов подбора рекламы), необходимых для обеспечения работы системы на заданном уровне.

2. Аналитическая модель рекламной системы как системы массового обслуживания

Описанная выше СМО традиционно обозначается как $M/M/m$, время обслуживания заявки считаем распределенным по экспоненциальному закону с интенсивностью μ (среднее время обслуживания равняется $1/\mu$). Схема такой СМО представлена на рис. 1. Математическая модель данной СМО описана в литературе¹. Воспользуемся данными результатами для анализа системы выбора персонализированных предложений. Будем рассматривать стационарный режим работы системы. Обозначим приведенную плотность потока заявок через $\alpha = \frac{\lambda}{m\mu}$. Будем считать, что $\frac{\alpha}{m} < 1$, так как в противном случае рассматривать систему смысла не имеет.

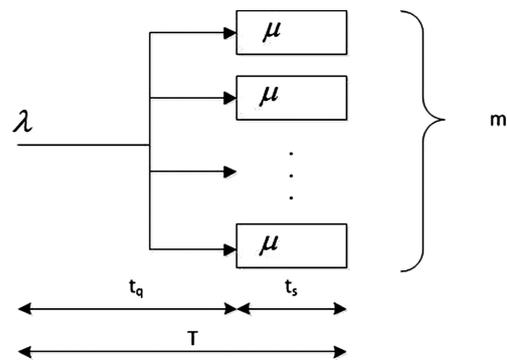


Рис. 1. Схема СМО $M/M/m$

Figure 1. $M/M/m$ QS scheme

Вероятность того, что в системе нет ни одного запроса, равняется:

$$p_0 = \left(\sum_{i=0}^{m-1} \frac{\alpha^i}{i!} + \frac{\alpha^m}{m! (1 - \alpha)} \right)^{-1}. \quad (1)$$

¹ Каштанов В.А., Ивченко Г.И., Коваленко И.Н. Теория массового обслуживания: учебное пособие. Изд. 2-е, испр. и доп. М.: Книжный дом ЛИБРОКОМ, 2012. 304 с.

Вероятность ожидания в системе p_w равняется:

$$p_w = \frac{p_0 \cdot \alpha^m}{(m-1)!(m-\alpha)}. \quad (2)$$

Плотность распределения времени ожидания в такой системе равняется [3]:

$$f_q(t) = \begin{cases} (1-p_w) \cdot u_0(t) + p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) e^{-t(m \cdot \mu - \lambda)}, & t > 0; \\ 0, & t < 0, \end{cases} \quad (3)$$

где $u_0(t)$ — импульсная функция в начале координат (она появляется для нормировки плотности распределения вероятности).

Плотность распределения для времени обслуживания традиционно равняется:

$$f_{q+s}(t) = \begin{cases} \mu \cdot e^{-\mu t}, & t > 0; \\ 0, & t < 0. \end{cases} \quad (4)$$

Требуется найти плотность распределения f_{q+s} .

Плотность распределения случайной величины, равной сумме двух независимых случайных величин, рассчитывается по правилу свертки²:

$$f_{q+s}(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} f_q(u) \cdot f_s(t-u) du. \quad (5)$$

Возьмем данный интеграл для заданных плотностей распределения. Поскольку плотности распределения f_s и f_q имеют ненулевое значение только при положительных значениях аргумента (см. (3) и (4)), в выражении (5) ненулевое значение получается при $u > 0$ и $t - u > 0$. Следовательно, пределы интегрирования по u следует изменить от 0 до t . Тогда получаем:

$$\begin{aligned} f_{q+s}(t) &= \int_0^t \left((1-p_w) \cdot u_0(u) + \right. \\ &+ \left. p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) e^{-u(m \cdot \mu - \lambda)} \right) \cdot \mu \cdot e^{-\mu(t-u)} du = \\ &= \int_0^t ((1-p_w) \cdot u_0(u) \cdot \mu \cdot e^{-\mu(t-u)} du + \\ &+ \int_0^t p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) e^{-u(m \cdot \mu - \lambda)} \cdot \mu \cdot e^{-\mu(t-u)} du. \end{aligned}$$

Рассмотрим каждый интеграл в отдельности.

$$\begin{aligned} &\int_0^t ((1-p_w) \cdot u_0(u) \cdot \mu \cdot e^{-\mu(t-u)} du = \\ &= \mu \cdot (1-p_w) \int_0^t u_0(u) e^{-\mu(t-u)} du = \\ &= \mu \cdot (1-p_w) \int_0^t (e^{-\mu \cdot u} \cdot u_0(t-u) du). \end{aligned}$$

Последнее равенство верно в силу симметричности свертки функций. Согласно фильтрующему свойству дельта функции [3], $\int_a^b f(t) u_0(t_0 - t) dt = f(t_0)$ при $a < t_0 < b$. Следовательно:

$$\begin{aligned} &\mu \cdot (1-p_w) \cdot \int_0^t (e^{-\mu \cdot u} \cdot u_0(t-u) du) = \\ &= \mu \cdot (1-p_w) \cdot e^{-\mu t}, \end{aligned}$$

поскольку $0 < u < t$.

Рассмотрим второе слагаемое:

$$\begin{aligned} &\int_0^t p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) e^{-u(m \cdot \mu - \lambda)} \cdot \mu \cdot e^{-\mu(t-u)} du = \\ &= p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) \cdot \mu \int_0^t e^{-(m \cdot \mu - \lambda)u - \mu(t-u)} du = \\ &= p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) \cdot \mu e^{-\mu t} \int_0^t e^{-u((m-1) \cdot \mu - \lambda)} du = \\ &= \frac{p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) \cdot \mu e^{-\mu t}}{(m-1) \cdot \mu - \lambda} \cdot (1 - e^{-t((m-1) \cdot \mu - \lambda)}). \end{aligned}$$

Складывая оба полученных слагаемых, получаем, что плотность распределения времени пребывания заявки в системе равняется:

$$\begin{aligned} f_{q+s}(t) &= \mu \cdot (1-p_w) \cdot e^{-\mu t} + \\ &+ \frac{p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) \cdot \mu e^{-\mu t}}{(m-1) \cdot \mu - \lambda} \cdot (1 - e^{-t((m-1) \cdot \mu - \lambda)}) = \\ &= \mu \cdot e^{-\mu t} \left(1 + \frac{p_w \cdot \mu}{(m-1) \cdot \mu - \lambda} \right) - \\ &- \frac{p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) \cdot \mu}{(m-1) \cdot \mu - \lambda} e^{-t(m \cdot \mu - \lambda)}. \end{aligned}$$

² Печинкин А.В., Тескин О.И., Цветкова Г.М. Теория вероятностей: учеб. для вузов. 3-е изд., испр. / под ред. Зарубина В.С., Крищенко А.П. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 456 с.

Итого получаем, что плотность распределения времени ожидания и обслуживания равняется:

$$f_{q+s}(t) = \begin{cases} \mu \cdot e^{-\mu t} \left(1 + \frac{p_w \cdot \mu}{(m-1) \cdot \mu - \lambda} \right) - \frac{p_w \cdot (m \cdot \mu - \lambda) \cdot \mu}{(m-1) \cdot \mu - \lambda} e^{-t(m \cdot \mu - \lambda)}, & t > 0 \\ 0, & t < 0 \end{cases}$$

Нетрудно проверить, что интеграл от данной функции по всем значениям t равняется 1. Для получения функции распределения данной случайной величины необходимо проинтегрировать ее плотность распределения:

$$F_{q+s}(t) = \int_{-\infty}^t f_{q+s}(u) du.$$

Поскольку плотность распределения f_{q+s} имеет ненулевое значение при положительном значении аргумента, получаем, что пределы интегрирования следует изменить от 0 до t . Кроме того, для краткости записи, обозначим $\frac{p_w \cdot \mu}{(m-1) \cdot \mu - \lambda}$ через c . Тогда можно записать

$$\begin{aligned} F_{q+s}(t) &= \int_0^t f_{q+s}(u) du = \int_0^t (\mu \cdot e^{-\mu \cdot u} \cdot (1 + c) - \\ &\quad - c \cdot (m \cdot \mu - \lambda) \cdot e^{-u(m \cdot \mu - \lambda)}) du = \\ &= (1 + c) \int_0^t \mu \cdot e^{-\mu \cdot u} du - \\ &\quad - c \cdot \int_0^t (m \cdot \mu - \lambda) \cdot e^{-u(m \cdot \mu - \lambda)} du = \\ &= 1 - e^{-\mu \cdot t} \cdot (1 + c) + c \cdot e^{-(m \cdot \mu - \lambda) \cdot t}. \end{aligned}$$

Согласно требованиям модели, за заданный лимит времени T должно быть обработано $1 - \gamma$ запросов. Отсюда можно записать

$$F_{q+s}(T) > 1 - \gamma \rightarrow 1 - \gamma < 1 - e^{-\mu \cdot T} \cdot (1 + c) + c \cdot e^{-(m \cdot \mu - \lambda) \cdot T}.$$

После небольших преобразований получаем

$$e^{-T \cdot \mu} \cdot (1 + c) - c \cdot e^{-T(m \cdot \mu - \lambda)} < \gamma.$$

Соответственно, требуется определить, при каком минимальном значении m выполняется данное неравенство. Ясно, что получить аналитическое выражение для m через известные параметры не удастся, однако на основании полученных выражений можно составить график доли запросов γ , которые не успели обработаться за заданное время, от количества серверов m . Затем с его помощью можно оценить

необходимое число серверов для разной сложности модели прогнозирования.

Однако следует отметить, что при моделировании системы выбора персонализированных предложений параметры m и α принимают большие значения в несколько сотен, а то и тысяч (так как имеется минимум несколько десятков серверов, каждый из которых обрабатывает по паре десятков запросов). В результате вычисление α^m и $m!$ приводит к переполнению. Например, в языке python при использовании экспоненциальной формы представления чисел максимальное значение порядка степени составляет 307–308, т.е. максимально возможное представимое число имеет порядок $10^{307-308}$. Однако, к примеру, даже $200^{200} = 10^{\log 200 \cdot 200} \approx 10^{460}$, т.е. наступает переполнение. Решение этой проблемы с помощью специализированных библиотек для работы с большими числами также не есть хороший путь, поскольку будут возрастать погрешности, тем более при реальном моделировании системы выбора персонализированных предложений числа получаются ещё значительно больше и можно все равно получить значение, большее, чем максимально допустимое в библиотеке. По этой причине предлагается провести определенное преобразование формул (1) и (2). Изначально имеем:

$$p_w = \frac{\alpha^m}{(m-1)!(m-\alpha)} \cdot p_0 = \frac{\alpha^m}{\left(\sum_{i=0}^m \frac{\alpha^i}{i!} + \frac{\alpha^{m+1}}{m!(m-\alpha)} \right)}.$$

Разделив числитель и знаменатель на α^m , получим

$$p_w = \frac{1}{\left(\sum_{i=0}^m \frac{1}{i! \cdot \alpha^{m-i}} + \frac{\alpha}{m!(m-\alpha)} \right)}.$$

Домножив числитель и знаменатель на $m!$, получим

$$p_w = \frac{m!}{\left(\sum_{i=0}^m \frac{m!}{i! \cdot \alpha^{m-i}} + \frac{\alpha}{(m-\alpha)} \right)}. \quad (6)$$

Слагаемое в сумме можно вычислить следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{m!}{i! \cdot \alpha^{m-i}} &= \frac{m \cdot (m-1) \cdot \dots \cdot (i+1)}{\alpha^{m-i}} = \\ &= \frac{\overbrace{m \cdot m-1 \cdot \dots \cdot i+1}^{m-i \text{ множителей}}}{\alpha}. \end{aligned} \quad (7)$$

При программной реализации модели такое выражение легко вычисляется в обычном цикле. Для суммирования достаточно написать еще один цикл. Таким образом, значение вероятности ожидания в системе p_w предлагается вычислять по формулам (6) и (7).

3. Пример моделирования рекламной системы как системы массового обслуживания

В качестве примера оценим количество обслуживающих устройств (серверов подбора рекламы), необходимых для удовлетворительной работы системы. Будем рассматривать 3 модели прогнозирования [4]:

1. Логистическая регрессия с хешированием комбинаций признаков (lr);
2. Нейросеть, перебирающая пары признаков (nn2) [3];
3. Нейросеть, перебирающая тройки признаков (nn3) [3].

Зададим следующие значения параметров:

- $\lambda = 40000$ запросов/с;
- $t_{other} = 0,01$ с;
- $t_{lr} = 0,0002 \times 50 = 0,01$ с;
- $t_{nn2} = 0,00022 \times 50 = 0,011$ с;
- $t_{nn3} = 0,0003 \times 50 = 0,015$ с;
- $\mu = 1 / (t_{other} + (t_{lr} | t_{nn2} | t_{nn3}))$ 1/с;
- $T = 0,1$ с.

Параметр λ был рассчитан на основании данных из открытых источников [4] по аудитории крупнейших сайтов в РФ и по среднему количеству просматриваемых баннеров (для крупных проектов в интернете с миллионами пользователей эта цифра может достигать и сотен тысяч запросов в секунду).

Время, затрачиваемое на работу моделей t_{lr} , t_{nn2} , t_{nn3} , складывается из времени прогнозирования одного примера, умноженного на примерное число баннеров, из которых производится выбор (при моделировании будем считать, что это 50 баннеров). Время обслуживания складывается из времени, затрачиваемого на получение оценок для баннеров и прочие служебные операции t_{other} . Интенсивность обслуживания μ обратно пропорциональна среднему времени обслуживания (обработки запроса). Будем считать, что для удовлетворительной работы системы выбора персонализированных пред-

ложений необходимо, чтобы не более 1 % запросов обрабатывались более времени $T = 0,1$ с.

При моделировании изменялось количество обслуживающих устройств m и измерялось значение γ — доли запросов, которые обрабатывались более времени T . Результаты моделирования приведены на рис. 2.



Рис. 2. Результаты моделирования системы выбора персонализированных предложений как СМО

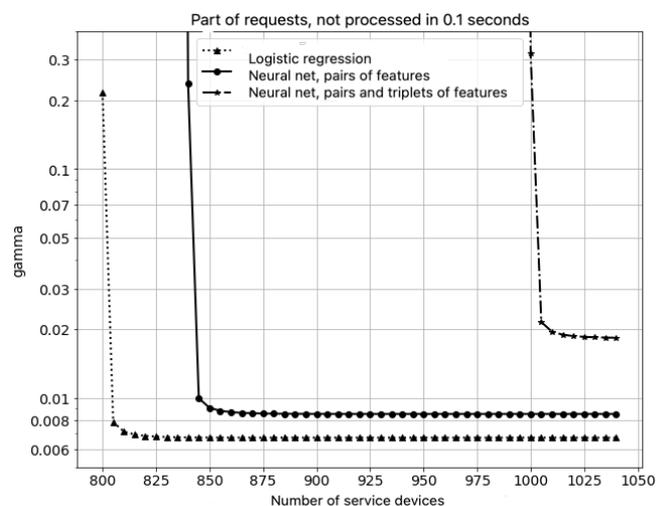


Figure 2. Results of modeling the system for selecting personalized offers as a QS

По результатам моделирования видно, что 810—815 обслуживающих устройств (около 82 серверов, обрабатывающих по 10 запросов одновременно) доста-

точно для обеспечения работы системы при использовании модели логистической регрессии (доля запросов, не успевших обработаться за 0,1 с, составляет около 0,7 %). При использовании нейросети с перебором пар признаков требуется 850—855 обслуживающих устройств (доля запросов, не успевших обработаться за 0,1 с, составляет около 0,9 %). При использовании модели нейросети с перебором троек признаков для стабильной работы требуется около 1020 обслуживающих устройств, но при этом доля запросов, не успевших обработаться за 0,1 с, все равно превышает лимит, составляя около 1,9 %). С учетом получаемой прибыли от работы каждой модели можно сделать вывод о целесообразности ее применения.

Заключение

Таким образом, предложенная в работе аналитическая модель системы выбора персонализированных предложений как СМО позволяет принимать решения относительно целесообразности использования того или иного алгоритма прогнозирования в системе. По результатам моделирования формируется картина затрат на оборудование при использовании каждой из моделей, необходимых для достижения целевого времени обработки заявок в системе (чтобы требуемая доля заявок была обслужена за заданный лимит времени). С учетом данных о прибыли системы при работе с каждой из моделей можно принять решение о том, какую модель стоит использовать на практике.

Сведения об авторе

Федоренко Юрий Сергеевич, соискатель, кафедра систем обработки информации и управления, факультет информатики и системы управления, МГТУ им. Н.Э. Баумана; eLIBRARY SPIN-код: 1755-4017, Scopus Id: 57192874789; e-mail: fedyura11235@mail.ru

About the author

Yuriy S. Fedorenko, Degree Seeker at the Department of Informatics and Control Systems, Faculty of Computer Science and Management Systems, BMSTU; eLIBRARY SPIN-code: 1755-4017, Scopus Id: 57192874789; e-mail: fedyura11235@mail.ru

Список литературы

1. Fedorenko Y.S., Chernenkiy V.M., Gapanyuk Y.E. The Neural Network for Online Learning Task Without Manual Feature Extraction // *Advances in Neural Networks*. Cham: Springer, 2019. Vol. 11554. P. 67—77. http://dx.doi.org/10.1007/978-3-030-22796-8_8
2. Тихонов В.И., Миронов М.А. Марковские процессы. М.: Сов. Радио, 1977. 485 с.
3. Федоренко Ю.С. Проектирование быстрой программной реализации специализированной нейросетевой архитектуры с разреженными связями // Программные продукты и системы. 2019. № 4. С. 639—649. <http://dx.doi.org/10.15827/0236-235X.128.639-649>
4. Xinran H., Junfeng P., Ou J., Tianbing X., Bo L., Tao H. et al. Practical Lessons from Predicting Clicks on Ads at Facebook // *Proceedings of the Eighth International Workshop on Data Mining for Online Advertising*. New York, USA: ACM. 2014. P. 1—9. <http://dx.doi.org/10.1145/2648584.2648589>

References

1. Fedorenko YS, Chernenkiy VM, Gapanyuk YE. The Neural Network for Online Learning Task Without Manual Feature Extraction. *Advances in Neural Networks*. 2019; 11554:67—77. http://dx.doi.org/10.1007/978-3-030-22796-8_8
2. Tihonov VI, Mironov MA. *Markovskie processy [Markov processes]*. Moscow: Sovetskoe radio Publ.; 1977. (In Russ.)
3. Fedorenko YS. The development of fast software implementation of specialized neural network architecture with sparse connections. *Software & Systems*. 2019;32(4):639—649. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.15827/0236-235X.128.639-649>
4. Xinran H, Junfeng P, Ou J, Tianbing X, Bo L, Tao H et al. Practical Lessons from Predicting Clicks on Ads at Facebook. In: *Proceedings of the Eighth International Workshop on Data Mining for Online Advertising*. New York, USA: ACM Publ.; 2014. p. 1—9. <http://dx.doi.org/10.1145/2648584.2648589>



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35
УДК 629.7:620.22:536.2

Научная статья / Research article

Моделирование системы терморегулирования наноспутника с помощью контурных тепловых труб в условиях орбитального полета

Ю. Ван, О.В. Денисов*, Л.В. Денисова

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

* E-mail: denisov.sm13@mail.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 14 апреля 2020 г.

Доработана: 25 ноября 2020 г.

Принята к публикации: 15 января 2021 г.

Благодарности

Авторы благодарят д.т.н., профессора Просунцова П.В. за советы и ценные замечания при работе над данным исследованием.

Ключевые слова: наноспутники, контурные тепловые трубы, композиционные материалы, углепластик, анизотропия коэффициента теплопроводности, математическое моделирование, метод конечных элементов

Аннотация. При проектировании наноспутников очень важно обеспечить заданный тепловой режим работы бортового компьютера. Постоянно возрастающий объем обрабатываемой информации вызывает необходимость использовать более совершенные процессоры с высокой тепловой мощностью. Для поддержания рабочей температуры процессора весьма перспективны системы с удаленным стоком теплоты на углепластиковый корпус наноспутника. На примере модельного наноспутника рассмотрена система терморегулирования с использованием миниатюрных контурных тепловых труб. В программе Siemens NX проведено моделирование температурного состояния модельного наноспутника на эллиптической и геостационарной орбите Земли. Рассмотрены схемы охлаждения процессора тепловой мощностью 15 Вт при помощи одной и двух контурных тепловых труб. Показано, что использование контурных тепловых труб позволит снизить температуру процессора до допустимых значений. Подтверждено существенное влияние анизотропии коэффициента теплопроводности в различных направлениях плоскости армирования углепластикового корпуса наноспутника на температуру процессора и элементов памяти бортового компьютера при орбитальном полете. Это открывает перспективы проектирования системы терморегулирования с учетом рационального применения анизотропных композиционных материалов для корпуса наноспутника.

Для цитирования

Ван Юй, Денисов О.В., Денисова Л.В. Моделирование системы терморегулирования наноспутника с помощью контурных тепловых труб в условиях орбитального полета // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 23–35. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35>

© Ван Юй, Денисов О.В., Денисова Л.В., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Simulation of the thermal control system of nanosatellite using the loop heat pipes under the orbital flight conditions

Yu Wang, Oleg V. Denisov*, Liliana V. Denisova

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya St, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation
*E-mail: denisov.sm13@mail.ru

Article history

Received: April 14, 2020

Revised: November 25, 2020

Accepted: January 15, 2021

Acknowledgments

The writers would like to express their gratitude the Doctor of Engineering Sciences, Professor P.V. Prosuntsov for advice and valuable comments when working on this article.

Keywords: nanosatellite, loop heat pipes, composite materials, carbon fiber reinforced plastic, anisotropy of thermal conductivity coefficient, math modeling, finite element method

For citation

Wang Yu, Denisov OV, Denisova LV. Simulation of the thermal control system of nanosatellite using the loop heat pipes under the orbital flight conditions. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):23–35. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35>

Введение

В последнее десятилетие наблюдается резкий рост популярности малых космических аппаратов — микро- и наноспутников [1—6]. Это связано с тенденцией к миниатюризации бортовых систем, низкой стоимостью запуска и эксплуатации, а также расширением круга участников космической деятельности. Такие аппараты используются в прикладных, научных, учебных и технологических целях. К январю 2020 г. было запущено 1307 наноспутников, из них 1200 было

Abstract. One of the key problems in the development of nanosatellites is to provide a given temperature range for the operation of the on-board computer. The constantly increasing information load leads to the need to use more advanced processors with high thermal design power (TDP). The indicated thermal regime of processors can be achieved using remote heat removal systems — miniature loop heat pipes. Using a model of nanosatellite as an example, a thermal control system with miniature loop heat pipes is designed. The simulation was carried out in the Siemens NX program in the elliptical and geostationary orbits of the Earth. The cooling schemes of the processor with a thermal power of 15 W using one and two loop heat pipes are considered. Calculations showed that the use of loop heat pipes can reduce the processor temperature to acceptable values. The anisotropy of the thermal conductivity coefficient in the reinforcement plane of the composite material of the nanosatellite case can have a significant effect on the temperature of the processor. This opens up prospects for the use of anisotropic composite materials to ensure the thermal regime of the nanosatellite.

разработано на основе стандарта Cubesat [7]. Таким образом, более 90 % всех наноспутников приходится на Cubesat [8—10], что делает его основным стандартом для разработки наноспутников. По прогнозам, к 2023 г. должно запускаться более 400 аппаратов в год, в результате чего на орбите Земли окажется порядка 3000 микро- и наноспутников [11].

В настоящее время ведется активный поиск конструкторско-технологических решений создания наноспутников с корпусом из высокотеплопроводных композиционных материалов. В частности, углепла-

стики могут иметь коэффициент теплопроводности, соизмеримый с алюминием [12].

Бортовой компьютер является «сердцем» спутника (рис. 1). Одна из ключевых проблем при проектировании наноспутников заключается в обеспечении заданного температурного диапазона работы тепловыделяющих частей бортового компьютера: модуля центрального процессора и элементов памяти [13; 14]. Решение задач, связанных с обработкой большого количества информации, вызывает необходимость применения в бортовых компьютерах наноспутников современных процессоров с тепловой мощностью (TDP) в десятки ватт. Для нормального функционирования большинство процессоров не должны нагреваться выше 80...90 °C [15].

В условиях космического пространства невозможно применение стандартных способов охлаждения процессора с помощью конвективного теплообмена. Малые габаритные размеры и плотная компоновка затрудняют сброс тепла излучением во внутренний объем наноспутников. Перегрев процессора может привести к выходу из строя бортового компьютера и провалу миссии наноспутника.



Рис. 1. Бортовой компьютер ROC в корпусе наноспутника GRESAT
Figure 1. On-board computer ROC in the body of nanosatellite GRESAT

Для решения данной проблемы необходимо обеспечить отведение избыточной теплоты от процессора бортового компьютера на углепластиковый корпус наноспутника и сброс ее в космическое пространство. Это может быть реализовано при помощи систем с удаленным стоком теплоты — миниатюрных контурных тепловых труб (КТТ), которые имеют высокую эффективную теплопроводность, малую массу и могут работать в условиях невесомости [9—11]. Они отличаются относительной простотой конструкции, полной автономностью и способны передавать

большое количество теплоты на необходимое расстояние. К настоящему времени в России существует пять предприятий, которые занимаются разработкой и производством тепловых труб [20].

Цель настоящей работы — теоретическое обоснование обеспечения теплового режима процессора бортового компьютера наноспутника в условиях орбитального полета с помощью тепловых труб, размещенных в корпусе из композиционного материала.

1. Постановка задачи

Данная статья является дальнейшим развитием работы [21], в которой была обоснована возможность применения в наноспутниках контурных тепловых труб для охлаждения процессора с тепловой мощностью 15 Вт (класс легких ноутбуков). Для стационарных условий теплообмена были выбраны параметры тепловой трубы и исследовано влияние анизотропии коэффициента теплопроводности в плоскости армирования углепластикового корпуса наноспутника.

Однако в реальных условиях эксплуатации наноспутник подвергается воздействию нестационарных тепловых нагрузок от Солнца и Земли. Нагревание корпуса внешними тепловыми потоками может ухудшить отведение избыточной теплоты конденсатором КТТ. Это может привести к перегреву процессора и элементов памяти бортового компьютера.

Для моделирования была выбрана такая же конструктивная схема наноспутника, как и в [21]. Наноспутник представляет собой негерметичную бескаркасную конструкцию в виде тонкостенного параллелепипеда, в центре которого установлена материнская плата 6 с процессором 3 и шестью устройствами памяти 12 (рис. 2). Для улучшения теплового контакта между процессором 3 и крышкой 4 нанесен тонкий слой термопасты типа Evercool Nano Diamond толщиной 0,1 мм.

Корпус наноспутника изготовлен из ортотропного углепластика толщиной 1 мм. Принято, что λ_y и λ_z — коэффициенты теплопроводности соответственно в направлениях Y и Z плоскости армирования каждой грани корпуса наноспутника, а λ_x — коэффициент теплопроводности в направлении нормали X каждой грани корпуса наноспутника (табл. 1).

Контурная тепловая труба состоит из испарителя 1 с капиллярно-пористой структурой и конденсатора 7.

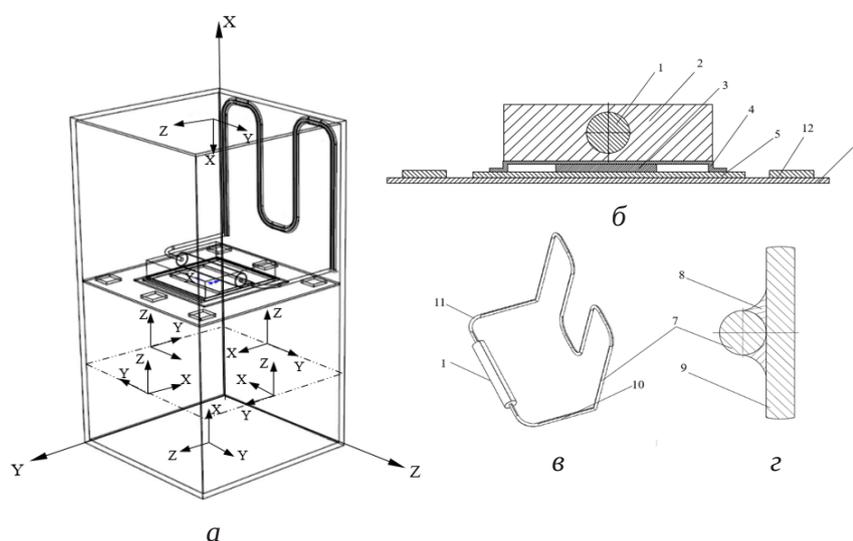


Рис. 2. Конструкция наноспутника с одной КТТ: а – общий вид; б – сборка интерфейса испарителя; в – элементы КТТ; г – схема контакта конденсатора с поверхностью корпуса наноспутника: 1 – испаритель; 2 – интерфейс испарителя; 3 – процессор; 4 – крышка процессора; 5 – плата процессора; 6 – материнская плата; 7 – конденсатор; 8 – термопаста; 9 – корпус наноспутника; 10, 11 – трубопроводы (паропровод и конденсаторопровод); 12 – память

Figure 2. The structural diagram of the nanosatellite with one LHP: а – general view; б – assembly of the evaporator interface; в – loop heat pipe elements; г – contact diagram of the condenser with the surface of the nanosatellite case: 1 – evaporator; 2 – evaporator interface; 3 – processor; 4 – processor cover; 5 – processor board; 6 – motherboard; 7 – condenser; 8 – thermal grease; 9 – nanosatellite case; 10, 11 – pipelines (varopline and liquidline); 12 – RAM

Они связаны между собой паропроводом и конденсаторопроводом (табл. 2). Испаритель 1 находится внутри медного интерфейса 2, который снимает теплоту от процессора 3 через крышку 4. Увеличение площади контакта между конденсатором 7 тепловой трубы и внутренней поверхностью стенки корпуса наноспутника 9 достигается с помощью такой же термопасты 8.

Все конструктивные элементы наноспутника диффузно отражают и испускают излучение во внутреннее

пространство, заполненное диатермической средой. Тепловые контакты между ними считаются идеальными. Наноспутник нагревается потоками солнечного излучения, отраженного и собственного излучения Земли. Наружная поверхность корпуса сбрасывает теплоту в космическое пространство. Оптические свойства всех поверхностей не зависят от температуры и постоянны во всем спектральном диапазоне.

Геометрические размеры и характеристики материалов наноспутника

Таблица 1

Geometrical dimensions and characteristics of nanosatellite materials

Table 1

Название Name	Размеры, мм Dimensions, mm	Материал Material	Коэффициент теплопроводности λ , Вт/(м·К) Heat conductivity coefficient λ , W/(m·K)	Степень черноты Emissivity ϵ
Материнская плата Motherboard	100x100x1	Стеклотекстолит Fiberglass	0,244	0,9
Плата процессора Processor board	60x60x0,8	Стеклотекстолит Fiberglass	0,244	0,9
Процессор Processor	24x42x1,3	Кремний Silicon	148,0	–

Название Name	Размеры, мм Dimensions, mm	Материал Material	Коэффициент теплопроводности λ , Вт/(м·К) Heat conductivity coefficient λ , W/(m·K)	Степень черноты Emissivity ϵ
Память (6 штук) RAM (6 pcs.)	10x10x1,5	Кремний Silicon	148,0	0,9
Термопаста Evercool Nano Diamond Thermal grease Evercool Nano Diamond	24x42x0,1	Алмазные микрочастицы Diamond microparticles	8,0	–
Крышка процессора Processor cover	53x53x0,5	Алюминиевый сплав Aluminium alloy	144,0	0,7
Корпус наноспутника Nanosatellite case	100x100x200 с толщиной листа 1 мм with a sheet thickness of 1 mm	Углепластик Carbon fiber reinforced plastic	$\lambda_x = 0,5; \lambda_y = \text{var}; \lambda_z = \text{var}$	0,8

Таблица 2

Основные конструктивные параметры контурной тепловой трубы

Table 2

Structural parameters of the loop heat pipe

Компонент Component	Характеристика Characteristic	Значение, мм [Value, mm]
Испаритель Evaporator	Диаметр / Diameter	8,0
	Длина / Length	50,0
Конденсаторопровод Liquidline	Диаметр / Diameter	3,0
	Длина / Length	68,5
Паропровод Vapourline	Диаметр / Diameter	3,0
	Длина / Length	68,5
Конденсатор Condenser	Диаметр / Diameter	3,0
	Длина / Length	400,0
Интерфейс испарителя Evaporator interface	Длина / Length	50,0
	Ширина / Width	50,0
	Толщина / Thickness	10,0

2. Расчет на эллиптической орбите Земли

Полагалось, что наноспутник в период осеннего равноденствия находится на эллиптической орбите Земли с максимальной высотой 900 км и минимальной — 600 км. Угол наклона орбиты равен 95° и период обращения — 5980 с. Наноспутник ориентирован следующим образом: $-Y$ — направление на Землю, $+X$ — направление вектора скорости (рис. 3).

Исходными данными служили следующие величины: коэффициенты теплопроводности в направлениях Y и Z плоскости армирования корпуса наноспутника (см. рис. 2), $\lambda_y = 6$ Вт/(м·К) и $\lambda_z = 4$ Вт/(м·К) соответственно; степень черноты поверхности корпуса

$\epsilon = 0,8$; коэффициент поглощения солнечного излучения $A_s = 0,3$. Считалось, что КТТ — монолитное тело с коэффициентом эффективной теплопроводности $\lambda_{ef} = 20000$ Вт/(м·К). Геометрические размеры элементов наноспутника и характеристики материалов заимствовались из табл. 1, 2.

Моделирование проводилось в программе Siemens NX. Установлено, что температура процессора на освещенной стороне орбиты (точка А) не превышает допустимую и составляет $72,6^\circ\text{C}$, а на теневой (точка Б) — $64,6^\circ\text{C}$ (рис. 4, 5). При этом температура корпуса наноспутника изменяется от минус 30°C до плюс 60°C . Элементы памяти нагреваются неравномерно. Максимальную температуру $98,8^\circ\text{C}$ имеет элемент памяти, расположенный между интерфейсом

и конденсатором возле освещенной грани корпуса нано спутника. Такая температура памяти близка к допустимой и это может негативно отразиться на работоспособности бортового компьютера.

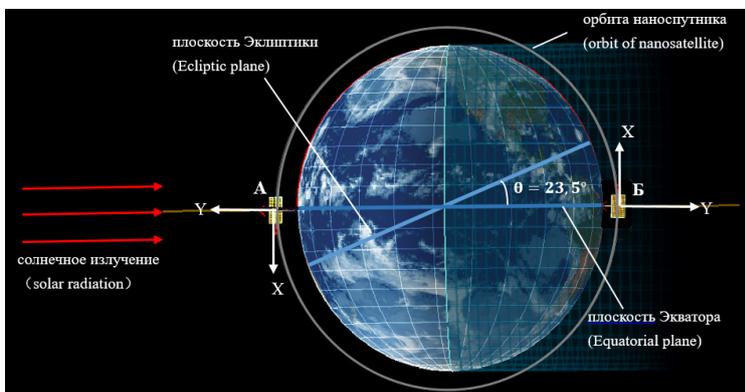


Рис. 3. Положение наноспутника на эллиптической орбите Земли
Figure 3. The position of the nanosatellite in the elliptical orbit of the Earth

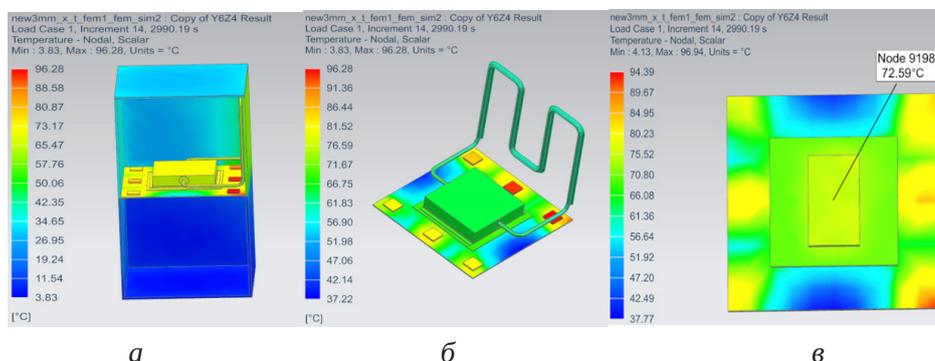


Рис. 4. Температурное состояние наноспутника с одной КТТ на освещенной стороне орбиты при $\tau = 2990$ с (точка А):
а – общий вид; б – элементы внутренней компоновки; в – процессор
Figure 4. Temperature state of the nanosatellite with one LHP on the illuminated side of the orbit for $\tau = 2990$ s (point A):
а – general view; б – interior fittings; в – processor

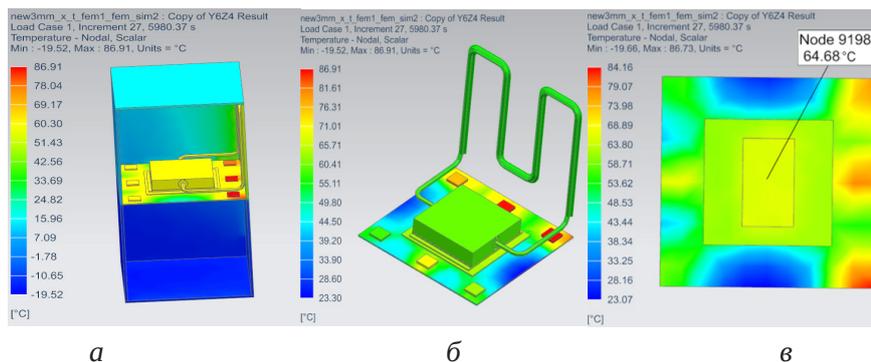


Рис. 5. Температурное состояние наноспутника с одной КТТ на теневой стороне орбиты при $\tau = 5980$ с (точка Б):
а – общий вид; б – элементы внутренней компоновки; в – процессора
Figure 5. Temperature state of the nanosatellite with one LHP on the shadow side of the orbit for $\tau = 5980$ s (point B):
а – general view; б – interior fittings; в – processor

Более интенсивный теплоотвод можно обеспечить с помощью двух КТТ, имеющих общий интерфейс 2 (рис. 6). В интерфейсе расположены два испарителя 1, а конденсаторы 7 выведены на противоположные грани корпуса наноспутника. При этом остальная конструкция наноспутника сохранилась неизменной.

При моделировании полагалось, что КТТ одинаковые, а коэффициент эффективной теплопроводности λ_{ef} каждой из них равен 20000 Вт/(м·К). Остальные

исходные данные такие же, как в предыдущем примере. Расчеты показали, что температура наиболее нагретого элемента памяти на освещенной стороне орбиты (точка А) уменьшилась до 67,1 °С, а процессора — до 46,2 °С. Распределение температуры по корпусу наноспутника находится в менее широких пределах, чем в предыдущем примере: от минус 21 °С до плюс 37 °С (рис. 7—9).

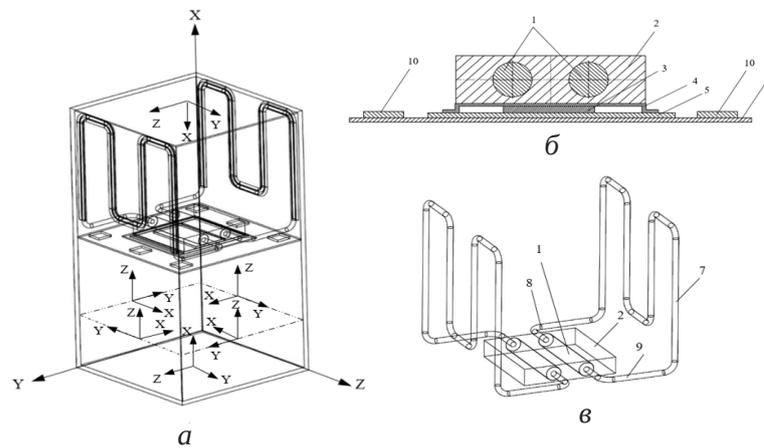


Рис. 6. Конструкция наноспутника с двумя КТТ: а — общий вид; б — сборка интерфейса испарителя; в — элементы КТТ; 1 — испаритель; 2 — интерфейс испарителя; 3 — процессор; 4 — крышка процессора; 5 — плата процессора; 6 — материнская плата; 7 — конденсатор; 8, 9 — трубопроводы; 10 — память

Figure 6. The structural diagram of the nanosatellite with two LHP: а — general view; б — assembly of the evaporator interface; в — loop heat pipe elements; 1 — evaporator; 2 — evaporator interface; 3 — processor; 4 — processor cover; 5 — processor board; 6 — motherboard; 7 — condenser; 8, 9 — pipelines; 10 — RAM

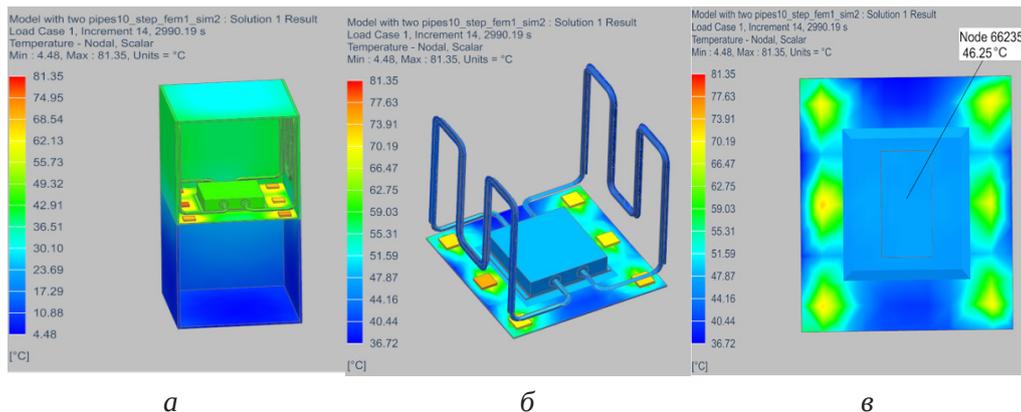


Рис. 7. Температурное состояние наноспутника с двумя КТТ на освещенной стороне орбиты при $\tau = 2990$ с (точка А): а — общий вид; б — элементы внутренней компоновки; в — процессор

Figure 7. Temperature state of the nanosatellite with two LHP on the illuminated side of the orbit for $\tau = 2990$ s (point A): а — general view; б — interior fittings; в — processor

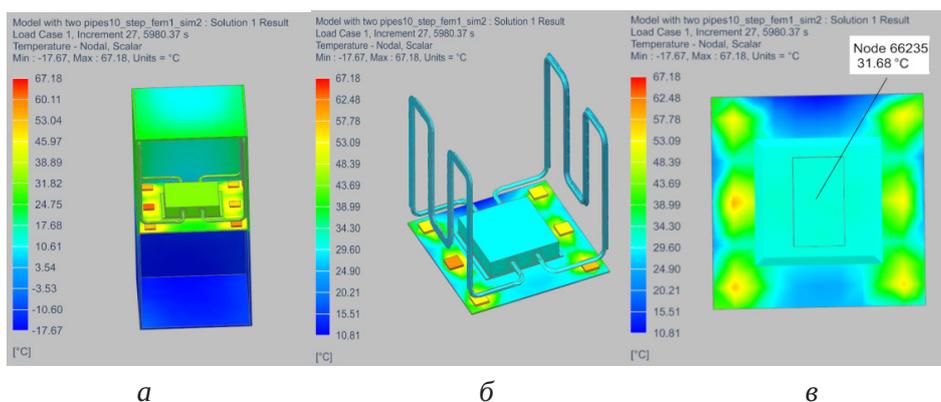


Рис. 8. Температурное состояние наноспутника с двумя КТТ на теневой стороне орбиты при $\tau = 5980$ с (точка Б): а – общий вид; б – элементы внутренней компоновки; в – процессор

Figure 8. Temperature state of the nanosatellite with two LHP on the shadow side of the orbit for $\tau = 5980$ s (point B): а – general view; б – interior fittings; в – processor

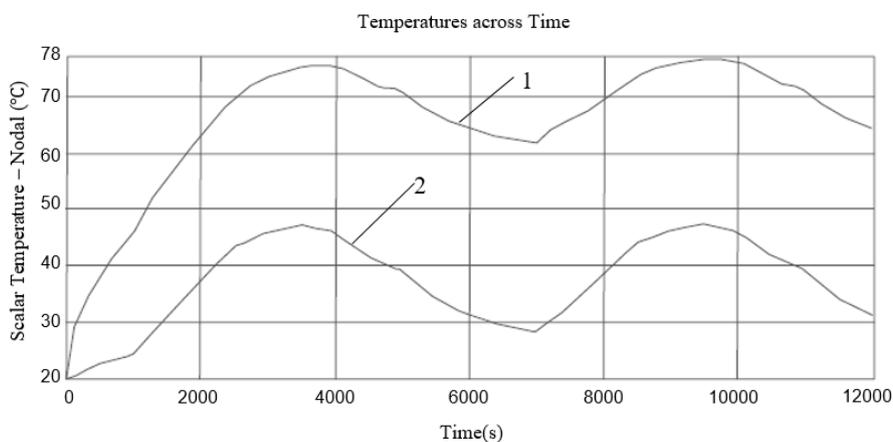


Рис. 9. Зависимость температуры процессора от времени на эллиптической орбите Земли: 1 – с одной КТТ; 2 – с двумя КТТ
Figure 9. The dependence of the processor temperature on time in elliptical orbit of the Earth: 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

3. Расчет на геостационарной орбите Земли

Для эллиптической орбиты характерна высокая суточная частота тепловых смен, вызванных заходами в тень Земли. На геостационарной же орбите период полного оборота вокруг Земли составляет одни сутки, в течение которых наноспутник в зависимости от времени года большую часть времени находится под воздействием солнечного излучения.

В работе рассмотрен случай движения наноспутника в период весеннего равноденствия, который сопровождается заходом в тень Земли. Исходные данные для моделирования принимались такие же, как в пре-

дыдущем примере. Результаты расчета показали, что максимальные температуры процессора и наиболее нагретого элемента памяти ниже, чем на эллиптической орбите (рис. 10, табл. 3). Это может быть связано с тем, что на геостационарной орбите плотность потоков собственного и отраженного от Земли излучения существенно ниже, чем на эллиптической орбите. Конструкция наноспутника с двумя тепловыми трубами позволяет снизить максимальную температуру процессора и памяти примерно на $30...35$ °С и $15...25$ °С соответственно.

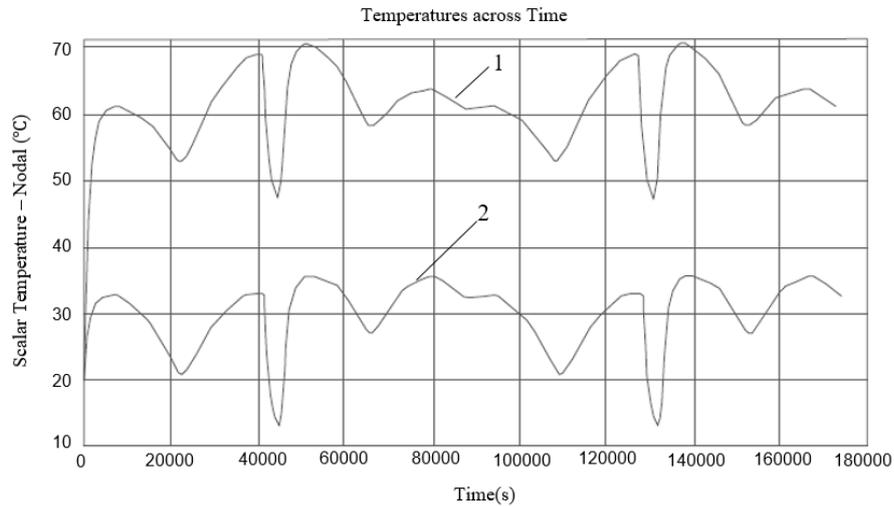


Рис. 10. Зависимость температуры процессора от времени на геостационарной орбите Земли: 1 – с одной КТТ; 2 – с двумя КТТ
Figure 10. The dependence of the processor temperature on time in geostationary orbit of the Earth: 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

Температура процессора и наиболее нагретого элемента памяти на земных орбитах

Таблица 3

Table 3

Temperature of the processor and the warmest RAM in Earth orbits

Тип конструкции Type of structure	Эллиптическая орбита Elliptical orbit				Геостационарная орбита Geostationary orbit			
	Процессор Processor T_{pro} °C		Память RAM T_{RAM} °C		Процессор Processor T_{pro} °C		Память RAM T_{RAM} °C	
	max	min	max	min	max	min	max	min
С одной КТТ with one LHP	75,5	61,8	98,8	84,7	70,0	46,7	91,5	71,0
С двумя КТТ with two LHP	47,7	31,7	82,8	66,9	35,8	13,5	66,3	46,9

4. Влияние анизотропии коэффициента теплопроводности

Анизотропия коэффициента теплопроводности в плоскости армирования [22; 23] вдоль осей Y и Z каждой грани углепластикового корпуса (см. рис. 2, б) имеет разную степень влияния на температурное состояние процессора наноспутника. Моделирование проводилось для условий эллиптической орбиты. Увеличение коэффициента теплопроводности в направлении Y каждой грани корпуса с 6 Вт/(м·К) до 100 Вт/(м·К) уменьшает температуру процессора на 8 °C и 5 °C при охлаждении процессора с помощью

соответственно одной и двух КТТ (рис. 11). Увеличение коэффициента теплопроводности в направлении Z каждой грани корпуса с 6 Вт/(м·К) до 100 Вт/(м·К) позволяет более интенсивно отводить избыточную теплоту. Температура процессора при этом уменьшается на 14 °C и 12 °C для соответственно схем с одной и двумя КТТ (рис. 12).

Таким образом, корпус рассмотренного модельного наноспутника целесообразно изготавливать из углепластика с более высоким коэффициентом теплопроводности в направлении Z каждой его грани, чем соответственно в направлении Y .

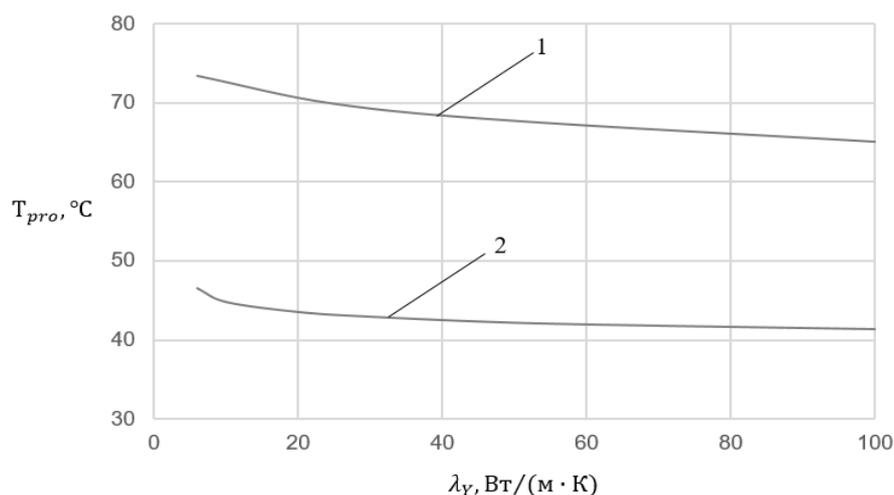


Рис. 11. Зависимость температуры процессора от коэффициента теплопроводности λ_y : 1 – с одной КТТ, 2 – с двумя КТТ
Figure 11. The dependence of the processor temperature on the thermal conductivity coefficient λ_y : 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

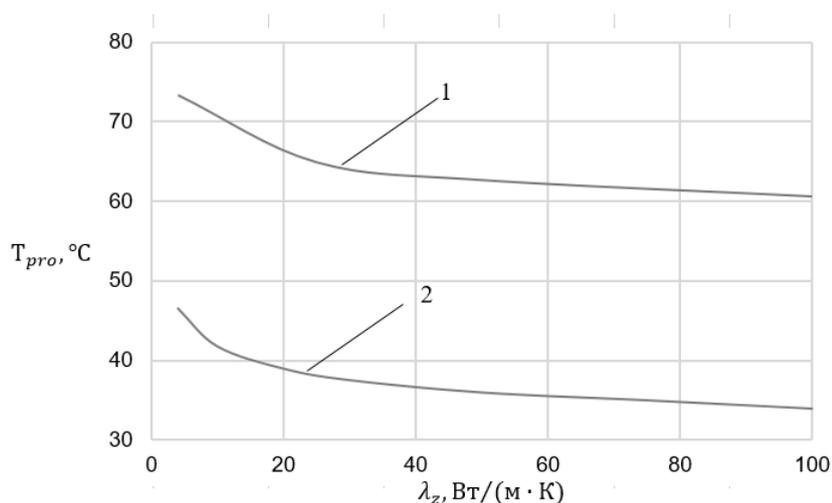


Рис. 12. Зависимость температуры процессора от коэффициента теплопроводности λ_z : 1 – с одной КТТ, 2 – с двумя КТТ
Figure 12. The dependence of the processor temperature on the thermal conductivity coefficient λ_z : 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

Закключение

Проведено теоретическое обоснование обеспечения теплового режима процессора мощностью 15 Вт бортового компьютера в условиях орбитального полета наноспутника с помощью контурных тепловых труб. Установлено, что при увеличении коэффициентов теплопроводности в плоскости армирования углепластикового корпуса от 4 Вт/(м·К) до 20...40 Вт/(м·К) происходит наиболее заметное снижение температуры

процессора. Использование более высокотеплопроводных углепластиков будет влиять на температуру процессора менее активно. На примере модельного наноспутника показано, что эффективность охлаждения процессора зависит от анизотропии коэффициента теплопроводности материала в различных направлениях каждой грани корпуса. Это открывает новые возможности проектирования наноспутников с учетом

взаимосвязи их внутренней компоновки с конструкцией углепластикового корпуса.

Список литературы

1. Данилкин А.П., Козлов В.А. Мировые тенденции развития малых спутников // Экономические стратегии. 2016. № 6. С. 136—149.
2. Исследование рынка малых космических аппаратов в ретроспективе 2002–2013 гг. и с прогнозом до 2020 г. O2Consulting. 2014. URL: <http://o2consulting.ru/news/issledovanie-rynka-malyx-kosmicheskix-apparatov-v-retrospektive-2002-2013gg-i-s-prognozom-do-2020-g.html> (дата обращения: 15.03.2020).
3. Анализ рынка наноспутников и микроспутников на 2019–2025 гг. Сан-Франциско: Официальный сайт GrandViewResearch, 2019. URL: <https://www.grandviewresearch.com/industry-analysis/nanosatellite-microsatellite-market> (дата обращения: 15.03.2020).
4. Петрукович А.А., Никифоров О.В. Малые спутники для космических исследований // Ракетно-космические приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 3. № 4. С. 22—31.
5. Каширин А.В., Глебанова И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой ученый. 2016. № 7. С. 855—867.
6. Макриденко Л.А., Боярчук К.А. Микроспутники. Тенденция развития. Особенности рынка и социальное значение // Вопросы электромеханики. 2005. Т. 102. С. 12—27.
7. World's largest data base of nanosatellites, currently more than 2500 nanosats. URL: <http://nanosats.eu/> (accessed: 15.03.2020)
8. Puig-Suari J., Turner C., Twigg R.J. Cubesat: the development and launch support infrastructure for eighteen different satellite customers on one launch // 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August 13–16, 2001. Logan, 2001. SSC01 VIIIb-5.
9. Храмов Д.А. Миниатюрные спутники стандарта «Cubesat» // Космическая наука и техника. 2009. Т. 15. № 3. С. 20—31.
10. Спутники стандарта Cubesat. URL: <https://cubesatkit.ru/ru/cubesats.html> (дата обращения: 15.03.2020).
11. Рыночный прогноз по эксплуатации микроспутников. Атланта: Официальный сайт SpaceWorks., 2017. URL: https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Forecast_2017.pdf (дата обращения: 15.03.2020)
12. Михайловский К.В., Просунцов П.В., Резник С.В. Разработка высокотеплопроводных полимерных композиционных материалов для космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2012. № 9. С. 98—106.
13. Никольский В.В. Проектирование сверхмалых космических аппаратов: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т. 2012. 59 с.
14. Чеботарев В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко; Сиб. гос. Аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
15. Современные мобильные технологии. URL: https://www.notebook-center.ru/processor_tdp.html (дата обращения: 15.03.2020).
16. Дан П., Рей Д. Тепловые трубы. М.: Энергия, 1979. 272 с.
17. Майданик Ю.Ф. Достижения и перспективы развития контурных тепловых труб // Труды 4-й конф. по теплообмену. М.: МЭИ, 2006. С. 84—92.
18. Майданик Ю.Ф. Контурные тепловые трубы – высокоэффективные теплопередающие устройства для охлаждения электроники // Электроника: НТБ. 2017. № 6. С. 122—130.
19. Майданик Ю.Ф., Вершинин С.В., Чернышева М.А. Разработка и исследование аммиачной миниатюрной контурной тепловой трубы при различных внешних условиях // Тепловые процессы в технике. 2016. № 7. С. 312—320.
20. Гончаров К.А., Двирный В.В. Опыт разработки и применения тепловых труб для космических аппаратов в научно-производственном объединении имени С.А. Лавочкина // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2018. № 1 (18). С. 123—127.
21. Ван Юй, Денисов О.В., Денисова Л.В. Моделирование охлаждения процессора в наноспутнике с помощью контурных тепловых труб // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2019. Т. 20. № 3. С. 211—219. URL: <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-3-211-219> (дата обращения: 15.03.2020).
22. Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Шуляковский А.В., Денисова Л.В. Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности углепластика в плоскости армирования на основе бесконтактного измерения температуры // Тепловые процессы в технике. 2016. Т. 8. № 12. С. 557—563.

23. Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Ли Вонхеонг. Расчетно-экспериментальная методика определения теплопроводности композиционного материала корпуса наноспутника // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2017. Т. 18. № 3. С. 345–352 <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352>

References

1. Danilkin AP, Kozlov VA. World trends in the development of small satellites. *Economic Strategies*. 2016;6:136–149. (In Russ.)

2. Small spacecraft market research in retrospect 2002–2013 and with a forecast until 2020. *Technologies and facilities of communication*. Available from: www.o2consulting.ru (accessed: 15.03.2020).

3. San Francisco: Nanosatellite and Microsatellite Market Analysis Report By Mass, By End Use (Defense & Security), By Application (Communication & Navigation, Scientific Research), And Segment Forecasts, 2019–2025. *Grand View Research*. URL: www.grandviewresearch.com/industry-analysis/nanosatellite-microsatellitemarket (accessed: 15.03.2020).

4. Petrukovich AA, Nikiforov OV. Small satellites for scientific research. *Rocket and space instrumentation and information systems*. 2016;3(4): 22–31. (In Russ.)

5. Kashirin AV, Glebanova I I. Analysis of the current state of the market of nanosatellites as a disruptive innovation and the possibilities of its development in Russia. *Young Scientist*. 2016;7:855–867. (In Russ.)

6. Makridenko LA, Boyarchuk KA. Microsatellites. Development trend. Market features and social significance. *Electromechanics*. 2005;102:12–27. (In Russ.)

7. World's largest data base of nanosatellites, currently more than 2500 nanosats. URL: <http://nanosats.eu/> (accessed: 15.03.2020).

8. Puig-Suari J, Turner C, Twiggs RJ. Cubesat: the development and launch support infrastructure for eighteen different satellite customers on one launch. *15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, August 13–16, 2001. SSC01 – VIIIb-5.

9. Khramov DA. Miniaturized satellites of Cubesat standard. *Space science and technology*. 2009;15(3):20–31. (In Russ.)

10. Satellites of Cubesat standard. URL: <https://cubesatkit.ru/en/cubesats.html> (accessed: 15.03.2020).

11. Market forecast for the operation of microsatellites [Electronic resource]. Atlanta: The official website of Space Works., 2017. URL: https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Forecast_2017.pdf (accessed: 15.03.2020).

12. Mikhailovskii KV, Prosuntsov PV, Reznik SV. Razrabotka visokoteploprovodnih polimernih kompozitsionnih materialov dlya kosmicheskikh konstruksii [Development of high-conductivity polymer composite materials for space structures]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2012;9:98–106. (In Russ.)

13. Nikolskii VV. *Proektirovanie sverhmalih kosmicheskikh apparatov [Designing of ultra-small spacecrafts]: training manual*. Saint Petersburg: Baltic State Technical University; 2012. (In Russ.)

14. Chebotarev VE, Kosenko VE. *Osnovi proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [The basics of designing a spacecraft information support]: tutorial*. Krasnoyarsk; 2011. (In Russ.)

15. Modern mobile technology. URL: https://www.notebook-center.ru/processor_tdp.html (accessed: 15.03.2020).

16. Dunn PD, Reay DA. *Heat Pipes*. Pergamon Press, Oxford – New York – Toronto – Sydney – Paris – Braunschweig; 1976.

17. Maydanik YuF. Dostizheniya i perspektivi razvitiya konturnih teplovih trub [Achievements and development prospects of loop heat pipes]. *Proc. of 4-th Conf. on Heat Mass Transfer*, Moscow; 2006. p. 84–92. (In Russ.)

18. Maydanik YuF. Konturnie teplovie trubi – visokoeffektivnye teploperedayshie ustroystva dlya ohlazhdeniya elektroniki [Loop Heat Pipes: highlyefficient heat transfer devices for cooling systems of electronics]. *Journal «Electronics: Science, Technology, Business»*. 2017;6:122–130. (In Russ.)

19. Maydanik YuF, Vershinin SV, Chernysheva MA. Razrabotka i issledovanie ammiachnoi miniaturnoi konturnoi teplovoi trubi pri razlichnih vneshnih usloviyah [Development and Research of Ammonia Miniature Loop Heat Pipe under Various External Conditions]. *Journal of Thermal Processes in Engineering*. 2016;7:312–320. (In Russ.)

20. Goncharov KA, Dvirnyi VV. Experience of development and application of heat pipes for space vehicles at S.A. Lavochkin's scientific-industrial enterprise. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018;1(18):123–127. (In Russ.)

21. Wang Yu, Denisov OV, Denisova LV. Simulation of cooling of a processor in nanosatellite using the loop heat pipes. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2019;20(3):211–219. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-3-211-219>. (In Russ.)

22. Reznik SV, Prosuntsov PV, Denisov OV, Petrov NM, Shulyakovskiy AV, Denisova LV. Raschetno-eksperimental'noe opredelenie teploprovodnosti ugleplastika v ploskosti armirovaniya na osnove beskontaktnogo izmereniya temperature [Numerical and experimental estimation of heat conductivity of carbon plastic in a reinforcement plane on the basis of contactless

measurement of temperature]. *Journal of Thermal Processes in Engineering*. 2016;12:557—563. (In Russ.)

23. Reznik SV, Prosuntsov PV, Denisov OV, Petrov NM, Vonheong Lee. Nano-satellite body composite material thermal conductivity determination computational and theoretical method. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2017;18(3):345—352. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352>. (In Russ.)

Сведения об авторах

Ван Юй, магистрант кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; e-mail: 1363355962@qq.com

Денисов Олег Валерьевич, доцент кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат технических наук; ORCID: 0000-0002-7320-0201, eLIBRARY SPIN-код: 6884-6227; e-mail: denisov.sm13@mail.ru

Денисова Лилиана Валентиновна, доцент кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат технических наук; ORCID: 0000-0003-4748-5351, eLIBRARY SPIN-код: 3508-7617; e-mail: u.pasika@yandex.ru

About the authors

Wang Yu, Master Student of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU; e-mail: 1363355962@qq.com

Oleg V. Denisov, Associate Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU, Candidate of Technical Sciences; ORCID: 0000-0002-7320-0201, AuthorID: 176625, eLIBRARY SPIN-code: 6884-6227; e-mail: denisov.sm13@mail.ru

Liliana V. Denisova, Associate Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU, Candidate of Technical Sciences; ORCID: 0000-0003-4748-5351, eLIBRARY SPIN-code: 3508-7617; e-mail: u.pasika@yandex.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-36-42
УДК 629.782

Научная статья / Research article

Анализ напряженно-деформированного состояния конструкции цельноповоротного вертикального оперения малогабаритного аэрокосмического летательного аппарата

А.А. Чистяков*, В.П. Тимошенко

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
*E-mail: chistyakov_andrew@outlook.com

История статьи

Поступила в редакцию: 15 июля 2020 г.
Доработана: 04 сентября 2020 г.
Принята к публикации: 12 октября 2020 г.

Аннотация. В представленной работе были рассмотрены наиболее рациональные схемы конструирования обшивки цельноповоротного вертикального оперения (киля). Критерии, в соответствии с которыми выбирались схемы конструирования обшивок, соответствуют условиям функционирования аэрокосмического летательного аппарата на траектории спуска в атмосфере. В процессе конструирования силовой схемы киля (каркаса) учитывались требования, предъявляемые к многообразным конструкциям аппаратов туристического класса, такие как максимальная простота и выносимость изделия. Для определения механических нагрузок, действующих на киль в процессе его движения в воздушной среде, проводилось численное моделирование аэродинамического обтекания профиля киля в 5 произвольных точках траектории полета. Параметрами, по которым проводился анализ, являются скорость полета, плотность и вязкость среды. Из 5 полученных полей динамического давления, действующего на киль, в качестве граничных условий для анализа напряженно-деформированного состояния конструкции использовалось поле, создающее наибольшую распределенную нагрузку. Решалась задача механического нагружения конструкции киля отдельно для каждой из рассмотренных ранее конструктивных схем обшивок. На основании полученных результатов расчетов, путем сравнения прогибов на линии, соединяющей поперечные силовые элементы каркаса, была выбрана оптимальная схема конструирования обшивки.

Ключевые слова: аэрокосмический летательный аппарат, аэродинамическое обтекание, цельноповоротное вертикальное оперение, обшивка киля

Для цитирования

Чистяков А.А., Тимошенко В.П. Анализ напряженно-деформированного состояния конструкции цельноповоротного вертикального оперения аэрокосмического летательного аппарата // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 36–42. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-36-42>

© Чистяков А.А., Тимошенко В.П., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Stress-strain state analysis of the design of full-turning vertical empennage for aero-spacecraft

Andrey A. Chistyakov*, Valery P. Timoshenko

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya St, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation

*E-mail: chistyakov_andrew@outlook.com

Article history

Received: July 15, 2020

Revised: September 04, 2020

Accepted: October 12, 2020

Keywords: aero-spacecraft, aerodynamic flow-around, full-turning vertical empennage, stabilator skin

Abstract. In this work, the most rational schemes to designing the skin of a full-turning vertical empennage element (stabilator) have been studied. Skin designing schemes were chosen according to aero-spacecraft operating conditions in the re-entry trajectory. During designing process, the requirements for reusable structures of tourist-class aero-spacecrafts were taken into account, such as: maximum simplicity and endurance of the product. To determine the mechanical loads acting on the keel during its movement in the air, a numerical simulation of the aerodynamic flow-around the stabilator profile at 5 arbitrary points on the flight path was carried out. The parameters used for the analysis are: flight velocity, density and viscosity of the air. Of the 5 obtained fields of dynamic pressure acting on the stabilator, the field that creates the largest distributed load was used as the boundary condition for the analysis of the stress-strain state of the structure. The problem of mechanical loading of the stabilator was solved separately for each of the previously studied structural schemes of the skin. Based on the obtained calculation results the optimal skin structural scheme was chosen by comparing the displacements on the line connecting ribs.

For citation

Chistyakov AA, Timoshenko VP. Stress-strain state analysis of the design of full-turning vertical empennage for aero-spacecraft. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):36–42. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-36-42>

Введение

Известны разработки аэрокосмических летательных аппаратов, главной отличительной особенностью которых является способность многократно отправляться на орбиту и возвращаться обратно с полезным грузом на борту [1]. В качестве метода возврата такие аппараты используют аэродинамическое планирование [2]. Наиболее известными являются американский «Space Shuttle» и советский «Буран» [34]. Изначальная идея, предшествующая созданию этих аппаратов, предполагала снижение стоимости вывода килограмма полезного груза за счет существенной экономии, обеспечиваемой использованием единожды созданного аппарата многократно для различных миссий. При этом экономия могла быть возможна только при условии удовлетворительного спроса на реализацию пусков.

Однако нехватка спроса на подобные услуги и, в случае со «Space Shuttle», катастрофы челноков «Challenger» и «Columbia», а также многочисленные технические проблемы свели изначально идею на нет [5].

По некоторым причинам разработка аппаратов такого типа актуальна и сейчас. Одна из наиболее важных причин — вероятное возникновение в будущем высокого спроса на доставку полезных ископаемых и научных образцов с других планет [6]. Другая существенная причина — уже сейчас бурно развивающийся суборбитальный, орбитальный и лунный туризм.

В настоящее время разработки космических аппаратов туристического класса ведут несколько компаний, конкурирующих в каждом из типов туризма. Virgin Galactic (аэрокосмический аппарат Space Ship Two) и Blue Origin (капсула New Shepard) — представители суборбитального туризма. Boeing (капсула

CST-100 Starliner), Bigelow Aerospace (орбитальный модуль В330), Orion Span (орбитальная станция Aurora) и Axiom Space (орбитальная станция Axiom) занимаются развитием орбитального туризма [9—12]. SpaceX (аэрокосмический аппарат Starship) предлагает туризм за пределами околоземного пространства — к Луне и Марсу [13].

Кроме того, в течение нескольких лет в МГТУ им. Н.Э. Баумана ведется разработка суборбитального космического аппарата «Одуванчик» (рис. 1), выполненного по самолетной схеме [14].

В качестве органов управления в аппаратах самолетного типа, использующих для возврата метод аэродинамического планирования, применяются элементы вертикального оперения (кили). Наибольшая эффективность кия достигается путем проектирования его конструкции по цельноповоротной схеме. Преимущество цельноповоротной схемы перед классической схемой, включающей статичный профиль с подвижным рулем направления в его задней части, заключается в возможности поворота всей конструкции аэродинамического профиля вокруг центральной оси, что позволяет генерировать боковую аэродинамиче-

скую силу одинаково эффективно в большом диапазоне скоростей [15]. Важной задачей при проектировании кия является выбор конструкционных материалов, учитывающих разнородные условия функционирования изделия, а также определение облика силовой схемы и внешней обшивки. Силовой набор и обшивка должны обеспечивать жесткость конструкции, поскольку аэродинамический профиль в процессе обтекания должен строго сохранять форму, что позволит избежать возникновения нерасчетных возмущенных потоков, завихрений и вредоносных вибраций.

Цель данной работы заключается в определении наиболее эффективной схемы конструирования обшивки профиля кия и анализе подходящих материалов.

1. Определение конструктивно-компоновочной схемы

Условия работы кия предполагают высокие тепловые нагрузки при планировании на больших высотах [16]. На низких высотах на киль действует динамический скоростной напор, обусловленный высокой скоростью полета V и плотностью воздуха ρ [17].



Рис. 1. Суборбитальный аэрокосмический аппарат «Одуванчик», МГТУ им. Н.Э. Баумана
Figure 1. Suborbital aero-spacecraft «Oduvanchik», Bauman Moscow State Technical University

Возможность создания теплозащитных покрытий из керамоматричных композиционных материалов рассматривается в работах [18—21]. Однако, поскольку аппарат многоразового типа максимально эффективен при минимальном количестве межполетных операций, было принято решение упростить конструкцию кия путем отказа от использования теплозащиты. Причиной этого стал факт необходимости межполетного тестирования существующих сегодня теплозащитных покрытий или даже полной их замены [22].

На участке плазмообразования тепловые нагрузки на киль гораздо меньше, нежели на днище или крылья, поскольку киль находится в теневой зоне летательного аппарата, планирующего под углом атаки $\alpha = 40^\circ$ [23]. В качестве критерия выбора материалов, подходящих для изготовления изделия без применения теплозащиты, использовалось известное распределение температур по профилю (рис. 2). В соответствии с информацией о величинах нагрева были выбраны композиционные керамические материалы, армированные углеродными волокнами и титановые сплавы [24].

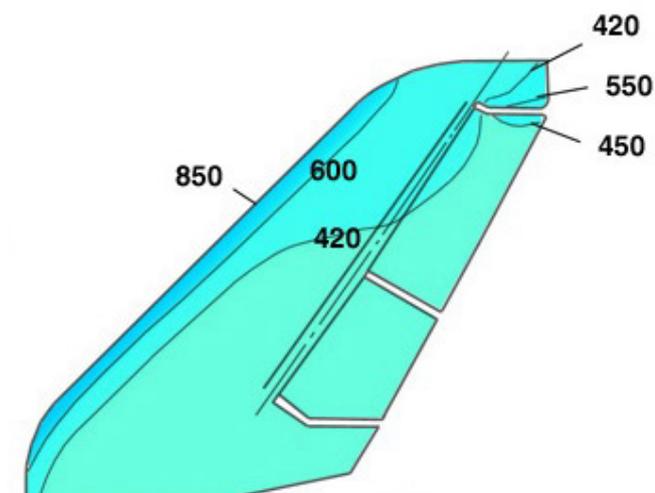


Рис. 2. Распределение температур, °С, по поверхности кия [4]

Figure 2. Temperature values, °С, on the airfoil surface [4]

Температура на линии растекания достигает 850°C . Следовательно, единственный материал, рациональный для изготовления носка, — углерод-керамический композит. В остальных зонах температура значительно ниже, что дает возможность использовать титан для всех элементов силового каркаса. Предметом

наибольшего интереса являются обшивки изделия, так как существует несколько схем их конструирования, в отличие от силового каркаса кия, конструкция которого стандартна и включает в себя набор лонжеронов и нервюр [25]. Силовой каркас цельноповоротного кия представлен на рис. 3.

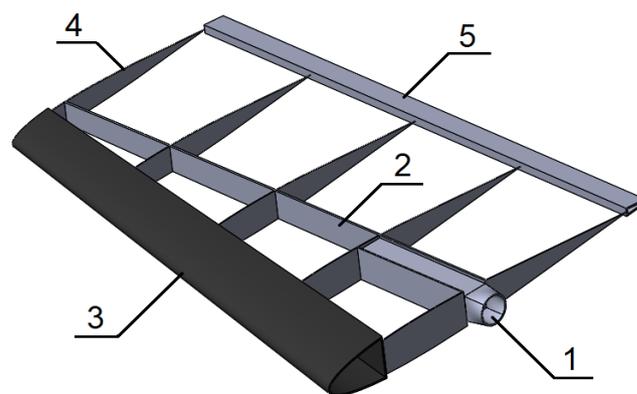


Рис. 3. Силовой каркас кия:

1 — ось; 2 — лонжерон; 3 — носок; 4 — нервюра; 5 — стержень

Figure 3. The stabilator carcass:

1 — axis; 2 — spar; 3 — leading edge; 4 — rib; 5 — back edge

Обшивки могут быть представлены как в виде листа из титанового сплава или углерод-керамических композиционных материалов, так и в виде более сложной трехслойной конструкции с сотовым наполнителем.

2. Определение действующих механических нагрузок

Для определения силовых нагрузок, возникающих при движении профиля кия в воздушной среде, использовался модуль для решения задач гидрогазодинамики Fluent, включенный в программный пакет для численного моделирования ANSYS.

На основании данных о параметрах типичной траектории спуска аэрокосмического летательного аппарата, были выбраны 5 расчетных точек (табл. 1) [26].

Для этих точек решалась задача внешнего обтекания профиля кия набегающим потоком под углом 15° к плоскости симметрии. Такое направление потока создает наиболее опасные асимметричные нагрузки. Для анализа использовалась модель объема воздушной среды с размерами, обеспечивающими

получение достоверных результатов в пристеночном слое обтекаемого тела. Размеры определялись так, чтобы расчетная область позволяла полноценно моделировать все огибающие потоки. Геометрическая модель расчетной области изображена на рис. 4.

Таблица 1
Точки траектории, выбранные для анализа внешнего обтекания кия

№	Высота полета, м Flight altitude, m	Скорость полета, м/с Flight velocity, m/s
1	11560	274
2	8970	237
3	6790	209
4	4850	189
5	380	156

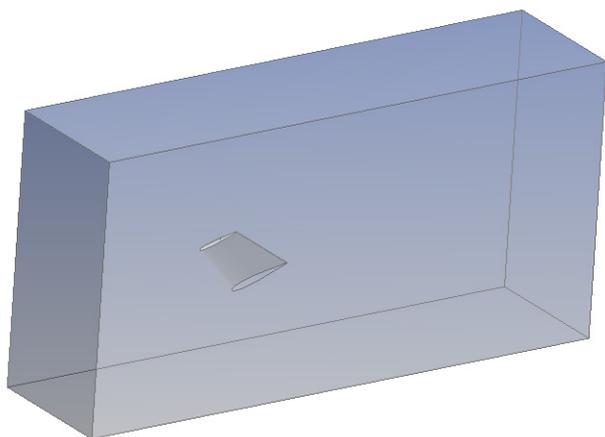


Рис. 4. Геометрическая модель расчетной области
Figure 4. Geometric model of the calculation domain

3. Анализ напряженно-деформированного состояния обшивок кия

Для расчета напряженно-деформированного состояния использовался модуль Static Structural пакета ANSYS. Геометрическая модель, использовавшаяся в расчете, представлена на рис. 5.

За основу была взята трехслойная конструкция из титанового сплава с сотовым наполнителем толщиной 10 мм. Толщины двух других обшивок определялись таким образом, чтобы их масса соответствовала массе трехслойной конструкции. Так, толщина ли-

ста из титанового сплава — 0,54 мм, толщина листа из углерод-керамического композита — 1,16 мм. Внешние нагрузки задавались в соответствии с максимальным действующим на киль динамическим давлением, определенным в анализе внешнего обтекания.

Оценка эффективности обшивок проводилась путем сравнения прогиба обшивки на линии А (см. рис. 4), расположенной между продольными силовыми элементами (см. рис. 3). Прогиб рассматривался в направлении по нормали к поверхности.

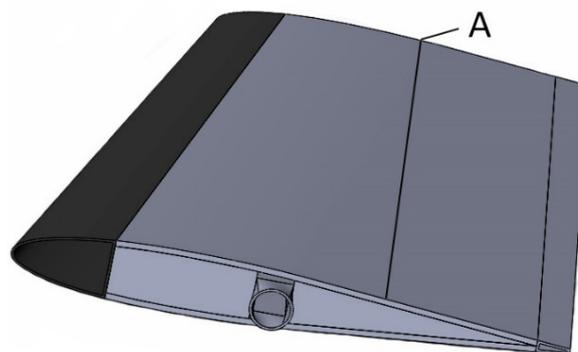


Рис. 5. Геометрическая модель кия
Figure 5. Stabilator geometric model

4. Результаты и обсуждение

В результате анализа внешнего обтекания было получено действующее на киль динамическое давление в каждой из расчетных точек. Зависимость динамического давления от высоты полета представлена на графике рис. 6, на котором отчетливо видно, что максимальная нагрузка, действующая на киль, формируется на высоте 380 м, достигая значения 14520 Па.

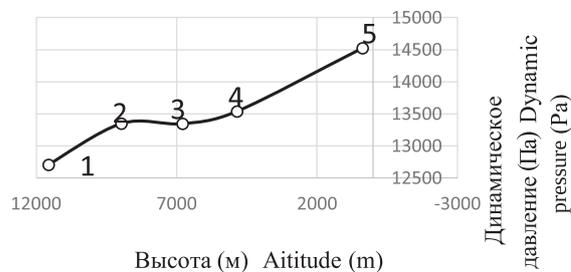


Рис. 6. Действующее на киль динамическое давление набегающего потока по высоте полета

Figure 6. Dynamic pressure, acting on stabilator, by flight altitude

Распределение динамического давления, действующего на наветренной и подветренной сторонах кия в наиболее нагруженной точке траектории полета 5 показано на рис. 7.

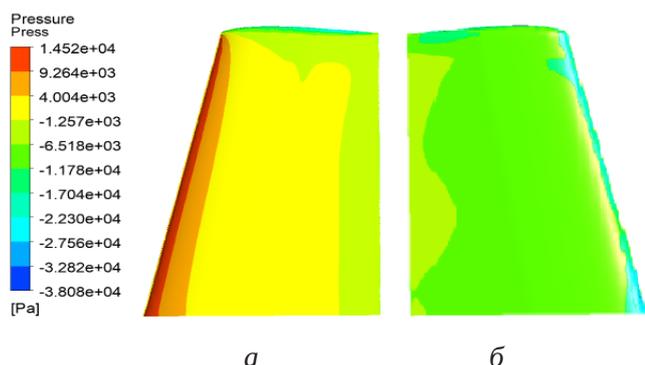


Рис. 7. Распределение динамического давления на поверхности кия: а – наветренная сторона; б – подветренная сторона

Figure 7. Dynamic pressure distribution on stabilator surface: а – windward side, б – lee side

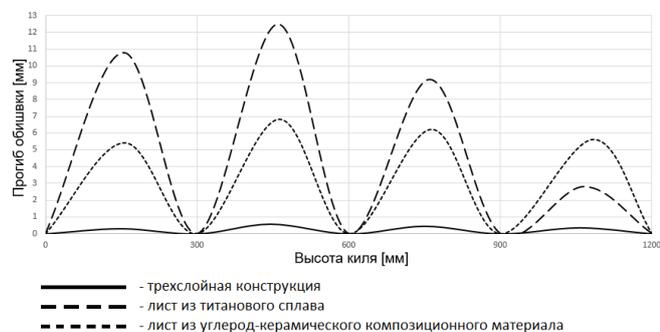


Рис. 8. Прогибы обшивки по высоте кия (ось абсцисс – линия, соединяющая точки касания нервюр с обшивками)

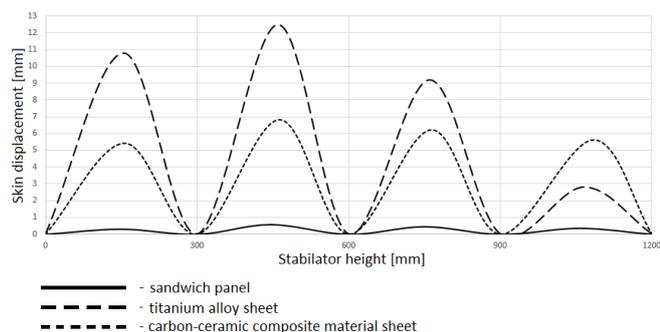


Figure 8. Skin displacements by stabilator height (absciss axis – the line, connecting places, where skin touches the ribs)

По результатам анализа напряженно-деформированного состояния обшивок, представленным на рис. 8, можно судить о том, что трехслойная конструкция является оптимальной, поскольку имеет наименьший прогиб при заданных нагрузках. Помимо этого расчет показал, что листы из титанового сплава и углерод-керамического композита, эквивалентные по массе трехслойной конструкции, не выдерживают действующих нагрузок, испытывая напряжения, превышающие предел прочности материалов.

Несмотря на доказанную расчетом эффективность трехслойной конструкции в качестве обшивки, не стоит забывать об экономических аспектах, а именно о степени сложности технологии ее изготовления и сборки с остальными узлами конструкции кия. Монолитный лист титана легко изготавливается прокаткой, принимает любую форму штамповкой и может быть закреплен на несущем каркасе при помощи клепки. Трехслойная конструкция намного сложнее в изготовлении, поскольку подразумевает операции пайки в вакууме, а также при сборке, так как требует дополнительных переходных элементов для крепления к каркасу.

Таким образом, выбор между той или иной схемой конструирования обшивки может во многом зависеть не столько от конкретных показателей эффективности «в числах», сколько от стоимости изготовления.

Список литературы / References

1. *Shuttle technical facts*. Available from: http://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Space_Shuttle/Shuttle_technical_facts (accessed: 16.02.2020).
2. *Advanced Aerospace Medicine On-line*. Section 4.1.7: Returning from space: Reentry. Available from: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/aam/cami/library/online_libraries/aerospace_medicine/tutorial/media/iii.4.1.7_returning_from_space.pdf (accessed: 16.02.2020).
3. *Space shuttle*. Available from: https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/main/index.html (accessed: 16.02.2020).
4. *Энциклопедия крылатого космоса*. Available from: <http://www.buran.ru/htm/homepage.htm> (дата обращения: 19.02.2020).
5. *Space shuttle. Issues associated with the Vandenberg launch site*. U.S. GAO Briefing Report no. NSIAD-87-32BR, 1986.
6. *ESA space resources strategy*. Available from: https://sci.esa.int/documents/34161/35992/1567260390250-ESA_Space_Resources_Strategy.pdf (accessed: 15.02.2020).
7. *Virgin Galactic*. Available from: <https://www.virgingalactic.com/learn/> (accessed: 22.02.2020).

8. *Blue Origin*. Available from: <https://www.blueorigin.com/new-shepard/> (accessed: 22.02.2020).
9. *Boeing*. Available from: <https://www.boeing.com/space/starliner/> (accessed: 22.02.2020).
10. *Bigelow Aerospace*. Available from: <https://bigelow-aerospace.com/pages/b330/> (accessed: 22.02.2020).
11. *Orion Span*. Available from: <https://www.orionspan.com/> (accessed: 22.02.2020).
12. *Axiom Space*. Available from: <https://www.axiom-space.com/axiom-station> (accessed: 22.02.2020).
13. *SpaceX*. Available from: <https://www.spacex.com/starship> (accessed: 22.02.2020).
14. Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата // *Авиакосмическая техника и технология*, 2010. № 2. С. 3–8.
- Ageeva TG, Dudar EN, Reznik SV. Kompleksnaya metodika proektirovaniya konstrukcii kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata [Complex methodology for designing the wing structure of a reusable spacecraft] *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya [Aerospace Engineering and Technology]*. 2010;2:3–8.
15. Abzug MJ, Larrabee EE. *Airplane stability and control*. Second edition. A history of the technologies that made aviation possible. Cambridge university press; 2002.
16. Ko WL, Quinn RD, Gong L. Finite-element reentry heat-transfer analysis of space shuttle orbiter. *NASA technical*. 1986;paper 2657:56.
17. Lyndon B. Space shuttle technical conference. *NASA conference*, 1983; Publication 2342, Part 1: 597.
18. Reznik SV, Prosuntsov PV, Mikhailovskii KV. Prediction of thermophysical and thermomechanical characteristics of porous carbon–ceramic composite materials of the heat shield of aerospace craft. *J. Eng. Phys. Thermophy*. 2015;88(3):594–601. <http://dx.doi.org/10.1007/s10891-015-1227-1>
19. Reznik SV, Mikhailovskii KV, Prosuntsov P.V. Heat and mass transfer in the chemical vapor deposition of silicon carbide in a porous carbon–carbon composite material for a heat shield. *J. Eng. Phys. Thermophy*. 2017;90(2):291-300. <http://dx.doi.org/10.1007/s10891-017-1567-0>
20. Reznik SV, Prosuntsov PV, Mikhaylovskii KV. Development of elements of reusable heat shields from a carbon–ceramic composite material 1. Theoretical forecast. *J. Eng. Phys. Thermophy*. 2019;92(1):89-94. <http://dx.doi.org/10.1007/s10891-019-01910-0>
21. Reznik S, Prosuntsov P, Mikhaylovskiy K. Development verification of coatings made from porous ceramic-matrix composite materials. *MATEC Web of Conferences*. 2018; 224: 03019. <http://dx.doi.org/10.1051/mateconf/201822403019>.
22. *The space shuttle and its operations. Processing the shuttle for flight*. Available from: https://www.nasa.gov/centers/johnson/pdf/584723main_Wings-ch3b-pgs74-93.pdf (accessed: 25.02.2020).
23. Zakkay V, Miyazawa M, Wang C. *Lee surface flow phenomena over Space Shuttle at large angles of attack at M infinity* = 6. 1975.
24. Prosuntsov PV, Taraskin NY. Theoretical and numerical characterization of the thermal physical properties of carbon ceramic materials. *MATEC Web of Conferences*, 2016;72: 1–7.
25. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. М.: Изд-во Машиностроение, 1995. 415 с.
- Zhitomirskij GI. *Konstrukciya samoletov [Aircraft design]*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1995. (In Russ.)
26. Агеева Т.Г. Разработка методики проектирования теплонагруженных элементов конструкций крыльев суборбитальных многоразовых космических аппаратов: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.03: защищена 06.04.17. М., 2017. 183 с.
- Ageeva TG. *Razrabotka metodiki proektirovaniya teplonagruzhennykh elementov konstrukcij kryl'ev suborbital'nykh mnogorazovykh kosmicheskikh apparatov [Development of methods for designing heat-loaded structural elements of wings of suborbital reusable spacecraft]*: dis. ... candidate of technical sciences: 05.07.03: defended 06.04.17. Moscow, 2017.

Сведения об авторах

Чистяков Андрей Андреевич, магистрант кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; e-mail: chistyakov_andrew@outlook.com.

Тимошенко Валерий Павлович, профессор кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; д-р техн. наук; Scopus ID: 55808962800, eLIBRARY Author ID: 176624; e-mail: moltim@yandex.ru

About the authors

Andrey A. Chistyakov, Master Student of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU; e-mail: chistyakov_andrew@outlook.com

Valery P. Timoshenko, Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU; Dr. Sc.; Scopus ID: 55808962800, eLIBRARY Author ID: 176624; e-mail: moltim@yandex.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-43-53
УДК 629.764

Научная статья / Research article

Сравнительный анализ экономической целесообразности применения ракет-носителей сверхлегкого класса

Ю.А. Назарова*, В.А. Тихонов

Российский университет дружбы народов,
Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6
*E-mail: nazarova-yua@rudn.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 19 ноября 2020 г.
Доработана: 09 февраля 2021 г.
Принята к публикации: 27 февраля 2021 г.

Аннотация. Актуальность рассматриваемого вопроса связана с эволюцией существующих технологий, благодаря которым увеличивается функционал и снижается масса полезной нагрузки, вследствие чего поднимается вопрос об использовании экономически выгодных средств выведения. Цель работы заключается в проведении сравнительного анализа целесообразности применения ракет-носителей сверхлегкого класса для оказания услуг по доставке малоразмерных космических аппаратов на низкую околоземную орбиту. Статья выдержана в рамках социально-экономических методов исследования. Ретроспективный анализ и сравнительный подход сочетаются с применением количественных методов. Теоретическая значимость исследования состоит в анализе современной эксплуатации малоразмерных космических аппаратов и состояния мировой ракетно-космической сферы, разбора существующей стратегии Госкорпорации «Роскосмос» в рамках разработки новой линейки многоразовых ракет-носителей и рассмотрении перспективных проектов отечественных частных компаний, занимающихся созданием ракет-носителей сверхлегкого класса. Практическая значимость заключается в возможности применения результатов изучения интенсивности космических запусков при принятии стратегических решений о применении ракет-носителей сверхлегкого класса. На основе оценки существующих прогнозов по разработке и созданию малоразмерных космических аппаратов сделан вывод о заинтересованности мирового космического рынка к видам спутников и классам ракет-носителей для их выведения.

Ключевые слова: ракета-носитель сверхлегкого класса, малоразмерный космический аппарат, перспективы создания, актуальность разработки, инвестиции

Для цитирования

Назарова Ю.А., Тихонов В.А. Сравнительный анализ экономической целесообразности применения ракет-носителей сверхлегкого класса // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 43–53. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-43-53>

© Назарова Ю.А., Тихонов В.А., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Comparative analysis of the economic feasibility of using ultra-small spacecrafts

Yulia A. Nazarova*, Vladimir A. Tikhonov

Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University),
6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation
*E-mail: nazarova-yua@rudn.ru

Article history

Received: November 19, 2020

Revised: February 09, 2021

Accepted: February 27, 2021

Abstract. The relevance of the issue under consideration is associated with the evolution of existing technologies, due to which the functionality increases and the mass of the payload decreases, as a result of which the question of the use of cost-effective launch vehicles is raised. The purpose of this work is to carry out a comparative analysis of the feasibility of using ultra-light launch vehicles to provide services for the delivery of small spacecraft to low-earth orbit. The article is written within the framework of socio-economic research methods. Retrospective analysis and comparative approach are combined with the use of quantitative methods. The theoretical significance of the study consists in the analysis of the modern operation of small spacecraft and the state of the world rocket and space industry, analysis of the existing strategy of the State Corporation «Roscosmos» in the development of a new line of reusable launch vehicles and consideration of promising projects of domestic private companies involved in the creation of ultra-light launch vehicles. The practical significance lies in the possibility of using the results of studying the intensity of space launches when making strategic decisions on the use of ultra-light launch vehicles. Based on the assessment of existing forecasts for the development and creation of small-sized spacecraft, it is concluded that the world space market is interested in the types of satellites and classes of launch vehicles for their launch.

Keywords: ultralight launch vehicle, small-sized spacecraft, prospects for creation, relevance of development, investment

For citation

Nazarova YA, Tikhonov VA. Comparative analysis of the economic feasibility of using ultra-small spacecrafts. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):43–53. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-43-53>

Введение

Ракетно-космическая отрасль предопределяет инновационное развитие технологий в стране, позволяет решать научно-технологические задачи и успешно взаимодействовать с зарубежными странами. Сверхмалые и малые космические аппараты — одно из актуальных инновационных направлений в развитии ракетно-космической промышленности.

К сверхмалым и малым спутникам можно отнести космические аппараты, вес которых колеблется в диапазоне от 10 г до 500 кг. Одним из важных вопросов

при создании подобных космических аппаратов является выбор материалов и методов повышения весовой эффективности конструкций с учетом их назначения, силовой работы и условий эксплуатации. Авторами [1] даны рекомендации по выбору материалов комплектующих и технологии изготовления, приведены примеры создания сверхлегких конструкций и их свойств. В статье [2] рассматриваются вопросы совершенствования системы электропитания сверхмалых космических аппаратов. С развитием технологий функциональные возможности малых космических

аппаратов увеличиваются, и они находят широкое применение в различных сферах: дистанционное зондирование Земли и исследование других планет [3; 4]; космические наблюдения [5]; экологический мониторинг [6]; образование, технологическое и программно-аппаратное развитие [7]; измерение плотности термосферы и скорости ветра [8]; исследование астероидов [9; 10] и т. д.

Разработка технологий для создания стандартов сверхмалых космических аппаратов (СМКА) позволяет некоторым странам (США, Россия, Китай, Германия, Индия, Япония и др.) и частным компаниям (PlanetLabs, Hera Systems, Karten Space, Спутник, Даурия и др.) выходить на серийное производство, открывая возможности в удовлетворении потребностей заказчиков не только в штучном варианте какого-либо аппарата, но и в обеспечении развертывания орбитальной группировки за небольшое время.

По сравнению с крупногабаритными космическими аппаратами у малых космических аппаратов (МКА) и СМКА можно выделить как преимущества, так и недостатки [11; 12]. Среди недостатков можно отметить:

- небольшой срок использования;
- функциональные ограничения;
- слабая защита от воздействия внешнего фактора.

Отмеченные недостатки компенсируются преимуществами:

- массовость;
- возможность перераспределения ролей в миссиях [13].

С одной стороны, массовый запуск СМКА на низкую околоземную орбиту (НОО) обуславливает повышение уровня загрязнения космического пространства, что приводит к недовольству мировой общественности, которая разрабатывает различные рекомендационные меры для сохранения космического пространства будущим поколениям¹. Проблеме космического мусора также посвящены многочисленные исследования, что указывает на важность данного вопроса [14; 15]. С другой стороны, для применения средств и отработки технологий по очистке орбиты необходима ракета-носитель (РН), которая будет осуществлять попутную доставку или с возможностью ее отдельного использования [12; 16; 17].

Для решения задач подобного рода целесообразнее будет разрабатывать СМКА с корректирующей двигательной установкой (КДУ), которая позволит не только выводить и поддерживать аппарат на целевой орбите, но и уводить его с орбиты в случае завершения эксплуатации [18]. Применение КДУ серьезным образом повлияет на стоимость аппаратов и их тактико-технические характеристики, однако позволит отработать технологии, которые в дальнейшем будут совершенствоваться и применяться не только для МКА, но и более крупных КА.

Другой же вариант — это использование космического буксира для тех СМКА (МКА), которые не могут выйти на необходимую орбиту самостоятельно (примером может выступать космический тягач «Vigoride» от компании Momentus Space или «Strannik» от компании Success Rockets). Для определения рентабельности каждого варианта следует проводить отдельное сравнение, но однозначно можно сказать одно — каждому аппарату необходима такая РН, которая способна вывести на целевую орбиту с минимальным расходом и высоким коэффициентом надежности, показывающим отношение числа аварийных запусков к общему их числу, осуществленному РН определенного класса.

1. Цель

В данной статье рассматривается целесообразность использования РН сверхлегкого класса (СЛК) на фоне других классов по оказанию услуг в выведении МКА на НОО с учетом тенденции использования СМКА, а также на основе анализа динамики выведения СМКА и информации по запускам РН СЛК, представленного на международной конференции «Инженерные системы — 2020» [19], делаются собственные прогнозы на будущий период (до 2023 г.).

2. Методы

В рамках работы над настоящей статьей была собрана и проанализирована информация из открытых баз данных по выведенным наноспутникам, а также отчеты о космических запусках.

¹ Руководящие принципы Комитета по использованию космического пространства в мирных целях по предупреждению образования космического мусора. URL: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml (дата обращения 23.09.2020).

На основе ретроспективного анализа сопоставляются данные по динамике выведенных КА и запусков РН за период 2017—2020 гг., что позволило оценить заинтересованность мирового космического сообщества в видах КА для решения определенного круга задач (дистанционное зондирование Земли, навигация, связь и др.) и РН, осуществляющих их выведение.

Для отображения результатов проведенного сравнительного анализа используются графические методы с комментариями.

На основе проведенного исследования выполнены собственные прогнозы дальнейшего использования мировым сообществом СМКА, а также сделаны выводы о возможных перспективных тенденциях использования РН СЛК и динамике космических запусков для трех ведущих держав (РФ, США и КНР).

3. Результаты

Исходя из существующих прогнозов интерес в использовании СМКА (с размерностью нано 10—1 кг и менее) будет увеличиваться. На рис. 1 представлены фактические показатели успешно выведенных КА, отдельно выделено количество запущенных СМКА за период с 2017 по 2020 г. и прогнозы SpaceWorks до 2023 г.

Как видно из графиков рис. 1 с 2017 г. происходит увеличение общего числа запущенных наноспутников

(в данной статистике приведены как удачные запуски, так и аварийные), однако их запуски с РН стали сокращаться — это связано с тем, что часть подобных аппаратов выводится на орбиту с борта международной космической станции (МКС), следовательно, их доставка осуществляется на борту космических кораблей (КК) [7; 16; 17; 20].

В целом наблюдается мировой рост запусков аппаратов различного типа за исключением кризисного периода в 2020 г., когда из-за эпидемиологической обстановки произошел заметный спад. Общее количество запущенных объектов с РН за 2020 г. (по состоянию на октябрь) составляет 1037 аппаратов, 780 из которых являются аппаратами Starlink (массой равной 227—260 кг) компании SpaceX (США), предназначенными для формирования глобальной спутниковой системы, для обеспечения высокоскоростным интернетом на большей части земной поверхности. По некоторым оценкам, за 2019 г. выведение КА в 2020 г. мировым сообществом (без учета США) сократилось на 22 %.

Основная доля СМКА, запущенных с поверхности Земли, осуществлялась в виде попутного запуска с более крупными аппаратами на РН средних или тяжелых классов (СК и ТК). Лишь малая часть была доставлена НОО на РН СЛК кластерным видом, вывод которых можно выделить в основном как успешные. Практически 85 % выведенных СМКА научно-технологические

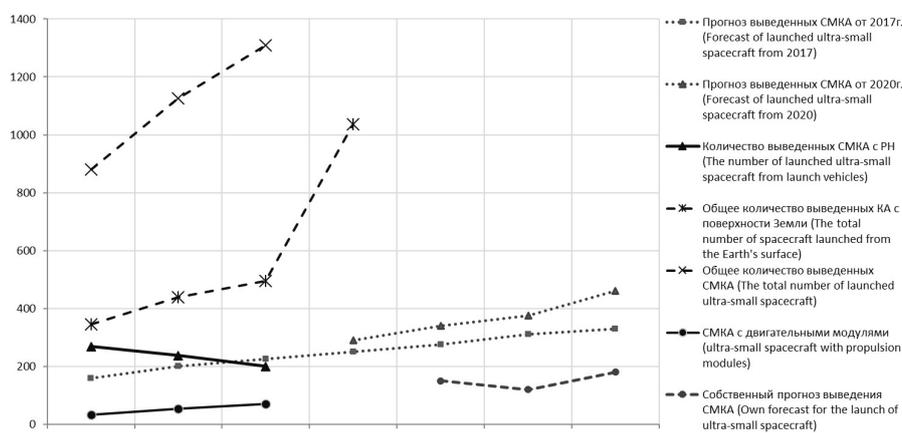


Рис. 1. Запуски КА и СМКА за период 2017—2020 гг. с прогнозами до 2023 г.

Figure 1. Launches of spacecraft and ultra-small spacecraft for the period from 2017—2020 with forecasts up to 2023¹

¹ Nanosats Database. URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения 06.10.2020).

и исследовательско-образовательные, разработанные и созданные в основном компаниями (50 %) и университетами (35 %). Данные цифры показывают, что в мире активно привлекаются учебные заведения для реализации программ, позволяющих решать вопросы по разработке, созданию и запуску КА различного типа. Так, например, российские университеты (МГУ им. М.В. Ломоносова, МАИ и др.) принимают участие в программах бесплатного запуска собственных аппаратов на отечественных РН.

Рассматривая прогнозы, составленные SpaceWorks и представленные Nanosats Database (рис. 1), можно заметить корректировку статистики общего количества запусков СМКА, что повлияло на актуализацию прогноза в 2020 г. по сравнению с прогнозом 2017 г. Учитывая чувствительность рынка и экономик мира к кризисным потрясениям, мы сделали предположение с собственным прогнозом на три года. По причине серьезных ограничений, связанных с эпидемиологической обстановкой 2020 г., будет происходить спад запусков СМКА. Восстановление показателей запусков на уровне 2019 г. можно ожидать через 2—3 года при условии улучшения эпидемиологической обстановки и спада ограничительных мер. Это связано с откликом проблем, которые отразятся в будущем на финансовом состоянии многих коммерческих и учебных заведений, заставляя их сокращать свой бюджет и избегать излишних затрат.

За период с 2017 по 2020 г. мировым сообществом было осуществлено 392 запуска, из которых

доля аварийных составляет 5,8 %. Лидерами по запускам являются три государства: КНР, США и РФ, на которые приходится 76 % всех осуществленных запусков (рис. 2).

Основным средством выведения полезной нагрузки (ПН) на орбиту является СК (рис. 2). В зависимости от поставленных задач, целью которых является выведение груза на определенные орбиты, приоритеты в основном ставятся на дорогостоящие аппараты, масса которых превышает 500 кг. Кроме того, это основной класс, который осуществляет вывод КК как для РФ, так и КНР. Для РН ТК основной задачей является выведение полезной нагрузки на высокую орбиту или кластерный запуск массивных аппаратов, а также данный класс будет использоваться при выведении перспективных частично многоразовых КК, которые находятся на проектной стадии разработки у некоторых стран.

С недавнего времени можно наблюдать тенденцию использования РН СЛК (рис. 3), однако в основном это исходит со стороны американской частной компании, которая имеет свое дочернее подразделение и реализует пуски в Новой Зеландии. Некоторые страны, например такие, как КНР и Япония, также используют РН данного класса, но на текущий момент без коммерческой составляющей. Для РН легкого класса (ЛК) забронирована своя ниша по выведению аппаратов массой 500—1500 кг на НОО или солнечно-синхронную орбиту (ССО).

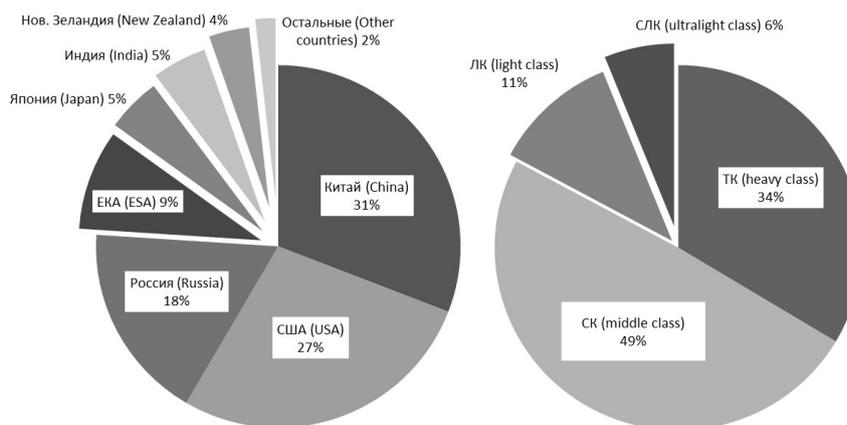


Рис. 2. Доля космических запусков мировым сообществом и средств выведения за период 2017–2020 гг. [19]

Figure 2. Share of space launches by the world community and launch vehicles for the period 2017–2020 [19]

Исходя из условий, сложившихся в 2020 г., прогнозируем увеличение кластерных запусков на фоне общего снижения количества запусков, что связано со стремлением заказчика сохранить финансовые ресурсы до нор-

мализации состояния мировой экономики и выведения КА экономически целесообразными способами.

Рассматривая динамику запусков за 10 лет, можно отметить сохранение позиции РФ в тройке лидеров космических держав (рис. 4).

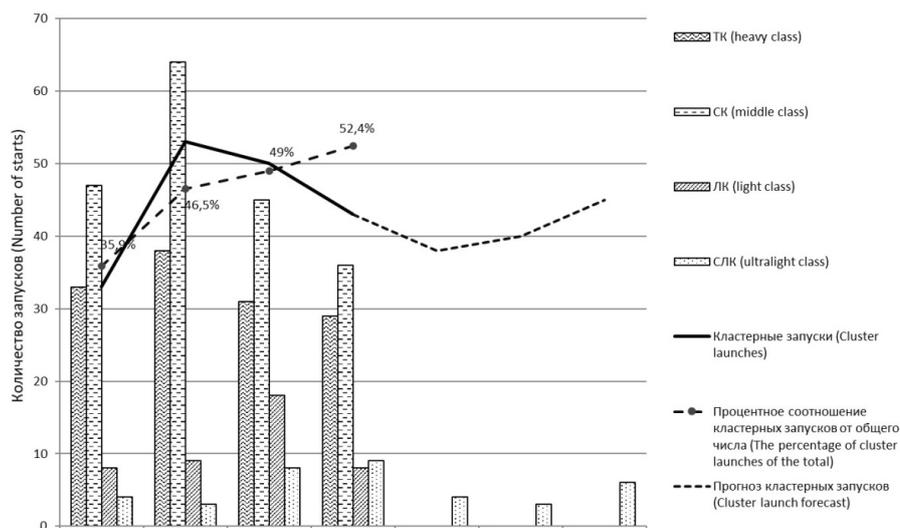


Рис. 3. Тенденция использования РН СЛК в 2018-2023 гг.
 Figure 3. Trend in the use of ultralight launch vehicles, 2018-2023

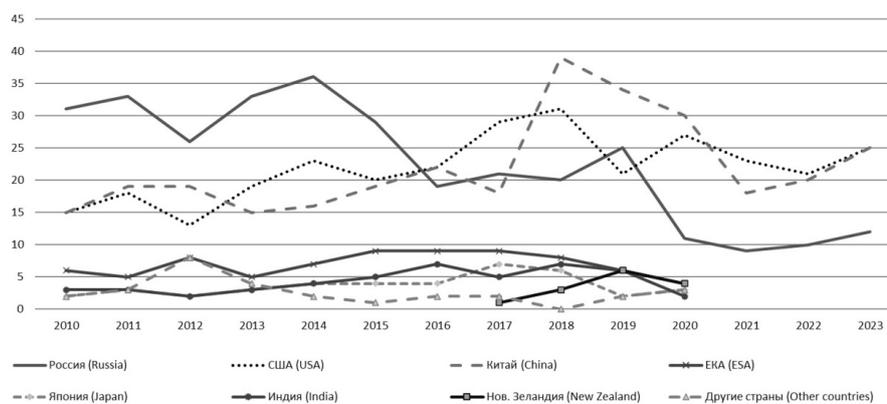


Рис. 4. Динамика космических запусков за 10 лет с прогнозом на период до 2023 г.
 Figure 4. Dynamics of space launches over 10 years with a forecast for the period up to 2023

Также наблюдается чувствительность мирового космического рынка к карантинным и ограничительным мерам перед угрозой COVID-19. На графике (см. рис. 4) с 2016 г. видно появление нового игрока — компания SpaceX (США), которая активно конкурирует с существующими компаниями, что отразилось в том

числе на коммерческих запусках в РФ. По нашим предположениям, динамика запусков снизится в 2021 г., с последующим медленным ростом, однако стоит обратить внимание на два факта:

1. На данный момент у компании SpaceX действует программа по выведению группировки Starlink,

находящейся на первой фазе, из этого следует, что динамика запусков может сохраниться в целях выполнения программы.

2. КНР имеет большую экономическую силу, с помощью которой способна держать количество запусков на уровне 2019 г., но, учитывая мировое состояние из-за ограничительных мер и в связи с этим их влияние на мировую торговлю, будут проявляться действия с целью экономии бюджета.

Отдельно следует проанализировать долю запусков стран-лидеров, проведенных за счет зарубежных заказчиков или совместно с ними. Так, за период 2017-2020 гг. доля запусков за счет зарубежных заказчиков составляет: в РФ — 31 %, США — 36 %, КНР — 11 %. Если разобрать отдельно общее число запусков РФ, то только 33 % были осуществлены с целью доставки космонавтов и грузов на МКС, государственные и коммерческие заказы — 20 % и заказы министерства обороны РФ — 16 %.

Помимо конкурентов в лице США существуют и другие: Европейское космическое агентство (ЕКА) с их РН ТК «Ариан-5» и ЛК «Вега», Индия с РН «PSLV» (класс в зависимости от модификации) и Япония с РН СК «Н-11» и ЛК «Epsilon». Свою нишу стала занимать компания Rocket Lab, используя РН СЛК «Electron», кото-

рая с 2017 года не имеет конкуренции в доставке ПН сверхлегким классом. Со стороны РФ открывается возможность в обновлении существующих КК «Союз» и «Прогресс» новым перспективным транспортным кораблем «Орел» с возможностью в дальнейшем использовать его к полетам на Луну, а для его выведения будет использоваться РН «Ангара» версии «А5П» [21].

Однако для оценки серьезности представленной конкуренции для отечественной космической деятельности, а именно Госкорпорации Роскосмос, проведен сравнительный анализ рентабельности различных классов РН, которые используются мировым сообществом. Выборка осуществлялась на основе частоты применения РН страной, с приоритетом выделения РН СЛК для выявления их рентабельности [22]. На рис. 5 представлен график, на котором оценивается четыре класса по минимальным затратам на стоимость запуска и выведения 1 кг ПН на НОО. Следует учитывать, что в данный анализ не входят РН СЛК, запуск которых не выполняется с поверхности Земли (морские, авиационные и аэростатные запуски).

Для РН «Шавит-2» и «SS-520—4» стоимость выведения 1 кг ПН на НОО составляет 57 142 долл. США и 875 000 долл. соответственно. Основная проблема в рентабельности РН СЛК заключается в высокой

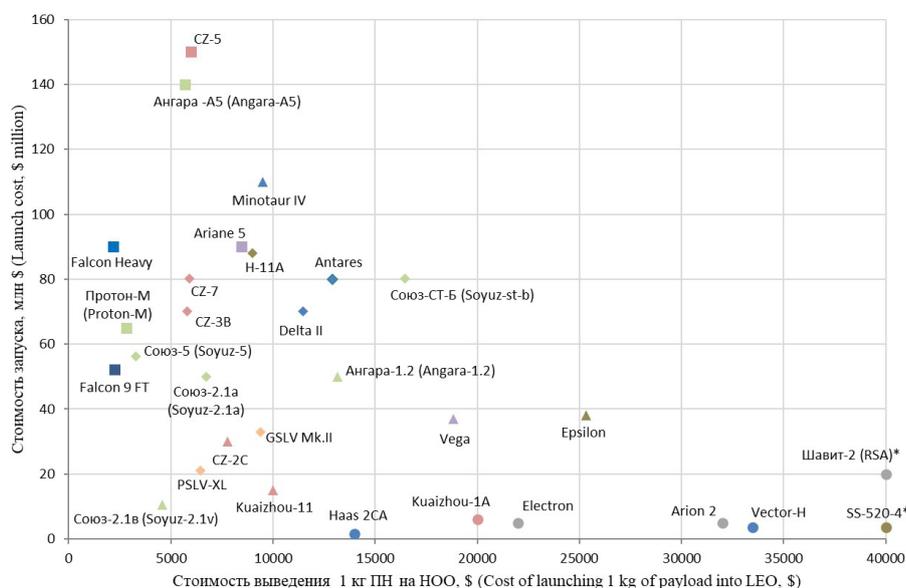


Рис. 5. Показатель минимальной стоимости для четырех классов РН

Figure 5. Minimum cost indicator for four classes of launch vehicles

цене выведения 1 кг ПН на НОО, однако показатель стоимости запуска выглядит достаточно привлекательным. Для данного класса нет повышенных требований в организации запуска в сравнении с более тяжелыми классами, благодаря габаритам и относительной простоте в производстве.

Выделяются основные преимущественные показатели в оперативности и мобильности запусков. Так например, для РН СЛК можно создать передвижной мобильный стартовый комплекс, в расчет которого будет входить вся обслуживающая и управляющая техника [23]. Формирование подобных комплексов применяется в ракетных вооруженных силах некоторых стран.

Появление новых игроков со своими предложениями по современным видам РН заставляет РФ принимать форсированную политику по удержанию лидирующих позиций на космической арене. Конечно, опираясь на колоссальный научно-технический опыт РФ, можно с уверенностью говорить о больших возможностях, которые ограничены только недостатком инвестиций. Однако механизмы привлечения сторонних инвестиций в ракетно-космическую промышленность существуют и вполне возможны для реализации [24; 25]. Это приведет к появлению эффектов значимых для отрасли:

- приток новых кадров (технических, научных, управленческих);
- оптимизация производственных процессов в отрасли;
- повышение производительности труда;
- реализация инновационно-инвестиционных проектов коммерческой направленности;
- привлечение внешнего финансирования, позволяющего снизить бюджетную нагрузку;
- расширение сфер деятельности корпорации;
- распределение рисков и угроз при разработке и выводе на рынок новых продуктов и услуг.

В настоящее время в России существует три частные компании, которые занимаются разработкой и созданием РН СЛК. Организации в основном используют частные инвестиции и на данный момент находятся на проектном этапе разработок.

Компания ООО «Лин Индастриал» совместно с «КБ ЛАРОС» ведут работы по созданию орбитальной ракеты «Таймыр». Предполагаемая удельная

стоимость доставки 1 кг ПН — 25 000 долл. США. Другая российская частная компания ООО «НСТР Ракетные Технологии» провела успешные испытания жидкостного реактивного двигателя (ЖРД) малой тяги на закиси азота и керосине. Компания Success Rockets предлагает проект трехступенчатой твердотопливной РН «Stalker», которая способна вывести на ССО до 150 кг ПН с предполагаемой стоимостью в 18 000 долл. США за 1 кг ПН.

4. Обсуждение

Для расширения понимания перспективности разработки и эксплуатации РН СЛК необходимо углубленное изучение потребностей международного космического рынка и прогноз относительно динамики выведения СМКА. При получении дополнительной информации, позволяющей оценить в полной мере востребованность данного класса, следует акцентировать внимание на изучении международного опыта, анализе существующей научной литературы и на основе имеющихся данных сделать прогноз по рентабельности РН СЛК.

Подробного изучения требуют и другие темы, затронутые в настоящей статье. Например, проблема финансирования проектов в РКК и вопросы повышения конкурентоспособности России на мировом космическом рынке.

Заключение

Увеличение заинтересованности в использовании мировым сообществом СМКА говорит об их доступности и простоте в разработке, позволяющих компаниям и учебным заведениям выполнять локально-демонстративные работы, с целью отработки технологий использования данных аппаратов или выполнения краткосрочных целевых задач на НОО. Ограничительные технические и функциональные возможности СМКА не позволяют в полной мере удовлетворить потребности заказчика в сравнении с более крупными КА, однако их ценовая категория открывает возможность выполнения НИОКР для привлечения инвесторов на более важные проекты. Для заказчиков, которые уже имеют в своем распоряжении орбитальную группировку, открывается возможность бюджетного варианта

экстренного решения проблемы аварийности одного или нескольких спутников с использованием СМКА, которые хотя и будут функционировать с ограниченными возможностями, но позволят сохранить связь группировки. Оперативность запуска таких аппаратов способен обеспечить РН СЛК.

Экономическую эффективность использования РН СЛК для выведения МКА и СМКА можно считать сомнительной по сравнению с более тяжелыми классами, так как доставка 1 кг ПН на НОО будет варьироваться в пределах 15 000—35 000 долл. США, а у некоторых зарубежных представителей она достигает 875 000 долл. Конечно, следует принимать во внимание период экспериментальной отработки для РН с подобной стоимостью, которые позиционируют себя как демонстрант новых технологий. Следует также отметить, что средняя стоимость запуска РН СЛК на порядок ниже, чем у ЛК, СК и ТК (15 000—110 000 долл. США, 25 000—90 000 долл., 50 000—150 000 долл. соответственно, в зависимости от модификации и поставленных задач), и составляет примерно 6 млн долл. Благодаря низким требованиям к наземной инфраструктуре, которая позволит обеспечить малое время подготовки к пуску, данный класс может осуществлять оперативное выведение КА, что для некоторых заказчиков может быть важным в случае необходимости. Ко всему прочему данный класс идеально подходит в роли демонстранта новых технологий, которые в дальнейшем могут использоваться в разработках и созданиях более крупных и дорогих РН.

Список литературы

1. Kamaliev R.N., Charkviani R.V. Creation of ultralight spacecraft structures from composite materials // *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 185. P. 90—197.
2. Santoni F., Piergentili F., Candini G.P., Perelli M., Negri A., Marino M. An orientable solar panel system for nanospacecraft // *Acta Astronautica*. 2014. Vol. 101. P. 120—128.
3. Notaro V., Benedetto M., Colasurdo G. et al. A small spacecraft to probe the interior of the Jovian moon Europa: Europa Tomography Probe (ETP) system design // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 166. P. 137—146.
4. Salmin V.V., Tkachenko S.I., Volocuev V. V., Kaurov I.V. Improving the efficiency of Earth monitoring missions by equipping small Aist-2 spacecraft with an electric motor // *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 185. P. 198—204.
5. Kang J, Zhu Z.H. Dynamics and control of de-spinning giant asteroids by small tethered spacecraft // *Aerospace Science and Technology*. 2019. Vol. 94. 105394. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105394>
6. Kozlov D.I., Anshakov G.P., Antonov Y.G., Makarov V.P., Somov D.I. Precision Control Systems of Motion on Russian Spacecraft for Ecological Remote Sensing // *IFAC Proceedings Volumes*. 1999. Vol. 31. P. 27—38.
7. Гансвинд И.Н. Малые космические аппараты – новое направление космической деятельности // *Международный научно-исследовательский журнал*. 2018. № 12-2(78). С. 84—91.
8. Felicetti L., Piergentili F., Santoni F. Thermosphere density and wind measurements in the equatorial region using a constellation of drag balance nanospacecraft // *Advances in Space Research*. 2014. Vol. 54. P. 546—553.
9. Iakubivskiy I., Mačiulis L., Janhunen P., Dalbins J., Noorma M., Slavinskis A. Aspects of nanospacecraft design for main-belt sailing voyage // *Advances in Space Research*. 2020. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.07.023>
10. Grundmann J.T., Bauer W., Biele J. et al. Capabilities of Gossamer-1 derived small spacecraft solar sails carrying Mascot-derived nanolandings for in-situ surveying of NEAs // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 156. P. 330—362. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.03.019>
11. Skvortsov Yu.V., Glushkov S.V., Chernyakin S.A. Space Factors Influence on the Size Stability of Small Spacecraft Structure Elements // *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 185. P. 105—109.
12. Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Методы обеспечения отказоустойчивости малых космических аппаратов и сверхлегких средств выведения их на орбиту // 2-я научно-техническая конференции с международным участием «Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Проблемы создания служебных и научных систем». 2017. С. 317—328.
13. Badawy A., McInnes C.R. Small spacecraft formation using potential functions // *Acta Astronautica*. 2009. Vol. 65. P. 1783—1788.
14. Rhatigan J.L., Lan W. Drag-enhancing deorbit devices for spacecraft self-disposal: A review of progress and opportunities // *Journal of Space Safety Engineering*. 2020. Vol. 7. P. 340—344.
15. Baranov A.A., Grishko D.A., Shcheglov G.A., Sholmin A.S., Stognii M.V., Kamenev N.D. Feasibility analysis of LEO and GEO large space debris de/re-orbiting taking into account launch mass of spacecraft-collector and its configuration layout // *Advances in Space Research*. 2021. Vol. 67. P. 371—383.
16. Шамардина О.В., Лысков К.В., Глушко В.О., Разумова Ю.В., Виштак К.О., Закирничная Е.Е. Развитие малых космических аппаратов и систем деорбитинга: обзор исслед-

дований в области формирования рынка // Вестник Евразийской науки. 2019. Т. 11, № 1. С. 45.

17. Студников П.Е. Особенности развертывания орбитальной группировки малых космических аппаратов // Инновации и инвестиции. 2020. № 3. С. 240—242.

18. Левандович А.В., Мосин Д.А., Северенко А.В., Уртминцев И.А. Методика определения параметров корректирующей двигательной установки для малого космического аппарата // Труды Военно-космической академии А.Ф. Можайского. 2018. № 661. С.176—184.

19. Назарова Ю.А., Тихонов В.А. Перспективы разработки и создания ракет-носителей сверхлегкого класса // Инженерные исследования: труды научно-практической конференции с международным участием. 2020. С. 42—50.

20. Наумочкин Д.В., Петухов А.И., Полуян М.М. Анализ тенденций развития сверхмалых космических аппаратов // Вооружение и экономика. 2019. № 4 (50). С. 37–43.

21. Микрин Е.А. Отечественная космонавтика: впереди Луна? // Русский космос. 2019. № 2. С. 3–7.

22. Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 3 (100). С. 58—71.

23. Космодемьянский Е.В., Нагиев А.В., Изратов Д.Ю., Кирпичев В.А., Давыдов П.А. и др. Проект космического ракетного комплекса на базе ракеты-носителя сверхлегкого класса // Онтология проектирования. 2018. Т. 8. № 4 (30). С. 523—539.

24. Бауэр В.П., Ковков Дж.В., Московский А.М., Сенчагов В.К. Состояние и механизмы развития ракетно-космической промышленности России / Аналитический доклад Институт экономики Российской академии наук. Сер. Научные доклады Института экономики РАН. 2012.

25. Сопилко Н.Ю., Навроцкая Н.А., Мясникова О.Ю. Тенденции развития мировых производственных связей в технологичных секторах экономики // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2017. Т.13. № 8 (353). С. 1532—1544.

References

1. Kamaliev RN, Charkviani RV. Creation of ultralight spacecraft structures from composite materials. *Procedia Engineering*. 2017;185:90—197.

2. Santoni F, Piergentili F, Candini GP, Perelli M, Negri A, Marino M. An orientable solar panel system for nanospacecraft. *Acta Astronautica*. 2014;101:120—128.

3. Notaro V, Benedetto M, Colasurdo G, et al. A small spacecraft to probe the interior of the Jovian moon Europa:

Europa Tomography Probe (ETP) system design. *Acta Astronautica*. 2020;166:137—146.

4. Salmin VV, Tkachenko SI, Volocuev VV, Kaurov IV. Improving the efficiency of Earth monitoring missions by equipping small Aist-2 spacecraft with an electric motor. *Procedia Engineering*. 2017;185:198—204.

5. Kang J, Zhu ZH. Dynamics and control of de-spinning giant asteroids by small tethered spacecraft. *Aerospace Science and Technology*. 2019; 94: 105394. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105394>

6. Kozlov DI, Anshakov GP, Antonov Y G, Makarov VP, Somov DI. Precision Control Systems of Motion on Russian Spacecraft for Ecological Remote Sensing. *IFAC Proceedings Volumes*. 1998;31:27—38.

7. Gadsvind IN. Small spacecraft – a new area of space activity. *International research journal*. 2018;12–2(78):84—91. (In Russ.)

8. Felicetti L, Piergentili F, Santoni F. Thermosphere density and wind measurements in the equatorial region using a constellation of drag balance nanospacecraft. *Advances in Space Research*. 2014;54:546—553.

9. Iakubivskiy I, Mačiulis L, Janhunen P, Dalbins J, Noorma M, Slavinskis A. Aspects of nanospacecraft design for main-belt sailing voyage. *Advances in Space Research*. 2020. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.07.023>

10. Grundmann JT, Bauer W, Biele J, et al. Capabilities of Gossamer-1 derived small spacecraft solar sails carrying Mascot-derived nanolandings for in-situ surveying of NEAs. *Acta Astronautica*. 2019;156:330—362.

11. Skvortsov YuV, Glushkov SV, Chernyakin SA. Space Factors Influence on the Size Stability of Small Spacecraft Structure Elements. *Procedia Engineering*. 2017;185:105—109.

12. Klyushnikov VY, Kuznetsov II, Osadchenko AS. Methods for ensuring the fault tolerance of small spacecraft and ultralight means of launching them into orbit. *2nd scientific and technical conference with international participation “Innovative automatic spacecraft for fundamental and applied scientific research. Problems of creating service and scientific systems”*. 2017:317—328. (In Russ.)

13. Badawy A, McInnes CR. Small spacecraft formation using potential functions. *Acta Astronautica*. 2009;65:1783—1788.

14. Rhatigan JL, Lan W. Drag-enhancing deorbit devices for spacecraft self-disposal: A review of progress and opportunities. *Journal of Space Safety Engineering*. 2020;7:340—344.

15. Baranov AA, Grishko DA, Shcheglov GA, Sholmin AS, Stognii MV, Kamenev ND. Feasibility analysis of LEO and GEO large space debris de/re-orbiting taking into account launch mass of spacecraft-collector and its configuration layout. *Advances in Space Research*. 2021;67:371—383.

16. Shamardina OV, Liskov KV, Glushko VO, Razumova YV, Vishtak KO, Zakirnichnaia EE. Development of small spacecraft and deorbiting systems: a review of market formation research. *Bulletin of Eurasian science*. 2019;1:45. (In Russ.)
17. Studnikov PE. Features of deployment of an orbital grouping of small spacecraft. *Innovation and investment*. 2020;3:240—242. (In Russ.)
18. Levandovich AV, Mosin DA, Severenko AV, Ertminceev IA. Method for determining the parameters of the corrective propulsion system for a small spacecraft. *Proceedings of the military space Academy of A. F. Mozhaisky*. 2018;611:176—184. (In Russ.)
19. Nazarova YuA, Tikhonov VA. Prospects for the development and creation of ultralight launch vehicles. *International Conference Engineering Systems – 2020*. 2020:42—50. (In Russ.)
20. Naumochkin DV, Petuhov AI, Poluian MM. Analysis of trends in the development of ultra-small spacecraft. *Armament and economy*. 2019;4(50):37—43. (In Russ.)
21. Mikrin EA. Domestic cosmonautics: is the Moon ahead? *Russian space*. 2019;2:3—7. (In Russ.)
22. Kliushnikov VY. Ultralight launch vehicles: a niche in the launch services market and promising projects. *Aerospace sphere*. 2019;3(100):58—71. (In Russ.)
23. Kosmodemianskii EV, Nagiev AV, Izratov DY, Kirpichev VA, Davidov PA, et al. Space rocket complex project on the basis of a super-light class rocket-carrier. *Ontology of designing*. 2018; 4 (30):523—539. (In Russ.) <https://doi.org/10.18287/2223-9537-2018-8-4-523-539>
24. Bauer VP, Kovkov DV, Moskovskii AM, Senchagov VK. *State and mechanisms of development of the Russian rocket and space industry*. Institute of Economics RAS. 2012:29—49. (In Russ.)
25. Sopilko NY, Navrotskaia NA, Miasnikova OY. Development trend of global production ties in technological sectors of the economy. *National interests: priorities and security*. 2017;13, Is. 8(353):1532—1544. (In Russ.) <https://doi.org/10.24891/ni.13.8.1532>

Сведения об авторах

Назарова Юлия Александровна, доцент департамента инновационного менеджмента в отраслях промышленности инженерной академии РУДН, кандидат экономических наук; ORCID: 0000-0002-5017-0281, eLIBRARY SPIN-код 8702-4283; e-mail: nazarova-yua@rudn.ru

Тихонов Владимир Андреевич, магистрант департамента инновационного менеджмента в отраслях промышленности инженерной академии РУДН; e-mail: tihon_94@mail.ru.

About the authors

Yulia A. Nazarova, Associate Professor of the Department of Management of Innovation in the Engineering Business, Engineering Academy, RUDN University, Cand. of Sci. (Economic); ORCID: 0000-0002-5017-0281, eLIBRARY SPIN-code 8702-4283; e-mail: nazarova-yua@rudn.ru

Vladimir A. Tikhonov, Student of the Department of Management of Innovation in the Engineering Business, Engineering Academy, RUDN University; e-mail: tihon_94@mail.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-54-64
УДК 629.78

Научная статья / Research article

Методология управления потоками целевой информации в космической системе дистанционного зондирования Земли

Часть 1. Формализация задачи

А.В. Старков^{а*}, А.А. Емельянов^б, Л.А. Гришанцева^б, К.И. Жуковская^б, А.А. Морозов^б, А.А. Тришин^а

^аМосковский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4

^бАкционерное общество «Российские космические системы», Научный центр оперативного мониторинга Земли,
Российская Федерация, 127490, Москва, ул. Декабристов, влад. 51, стр. 25

*E-mail: starkov@goldstar.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 22 января 2021 г.

Доработана: 19 февраля 2021 г.

Принята к публикации: 05 марта 2021 г.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, обработка данных, распределение информационных ресурсов, оптимизация, эффективность, пункты приема информации, наземный комплекс приема обработки и распределения информации

Аннотация. Статья посвящена вопросам формализации задачи распределения потоков целевой информации при функционировании космической системы ДЗЗ. Систему предложено рассматривать как сложную, территориально-распределенную информационную систему, основной задачей которой является реализация полного цикла обслуживания, начиная с формирования заявки и заканчивая предоставлением готового тематического продукта. Проведена декомпозиция космической системы ДЗЗ как сложной информационной организационно-технической системы, определены системные и потребительские характеристики ее элементов. Обоснована возможность провести объективное свертывание системных показателей эффективности и перейти к двум частным, которые характеризуют эффективность целевого функционирования системы в целом: оперативность (времени) выполнения заявок потребителя на получение готового тематического продукта и стоимость готового тематического продукта. Предложен общий методический подход к решению поставленной технической задачи. Результатом является формальное представление задачи распределения потоков целевой информации при функционировании космической системы ДЗЗ как последовательности следующих операций: формирование заявки; определение перечня запросов к системе, необходимых для выполнения заявки; определение процессов и последовательности их выполнения, которые будут обрабатывать соответствующие запросы оптимизации временного распределения процессов по элементам системы, с учетом выбранных показателей эффективности и имеющих ограничения.



Для цитирования

Старков А.В., Емельянов А.А., Гришанцева Л.А., Жуковская К.И., Морозов А.А., Тришин А.А. Методология управления потоками целевой информации в космической системе дистанционного зондирования Земли. Часть 1. Формализация задачи // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 54–64. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-54-64>

Methodology for managing the flows of target information in the remote sensing space system

Part 1. Task formalization

A.V. Starkov^a, A.A. Emelianov^b, L.A. Grishantseva^b, K.I. Zhukovskaya^b, A.A. Morozov^b, A.A. Trishin^a

^aMoscow Aviation Institute (National Research University)

4 Volokolamskoe Shosse, Moscow, 125993, Russian Federation

^bRussian Space Systems, Research Center for Earth Operative Monitoring

51, h.25 Decabristov St, Moscow, 127490, Russian Federation

*E-mail: starkov@goldstar.ru

Article history

Received: January 22, 2020

Revised: February 19, 2021

Accepted: March 05, 2021

Abstract. The article is devoted to the formalization of the problem of distribution of target information flows during the operation of the ERS space system. It is proposed to consider the system as a complex, geographically-distributed information system, the main task of which is to implement a full service cycle, starting with the formation of an application and ending with the provision of a finished thematic product. The decomposition of the ERS space system as a complex information organizational and technical system was carried out, the system and consumer characteristics of its elements were determined. The possibility is substantiated to carry out an objective curtailment of system performance indicators and go to two particular ones that characterize the effectiveness of the target functioning of the system as a whole: the promptness (time) of fulfilling consumer requests for a finished thematic product and the cost of the finished thematic product. A general methodological approach to solving the technical problem is proposed. The result is a formal presentation of the task of distributing the streams of target information during the operation of the ERS space system as a sequence of the following operations: formation of an application; determination of the list of requests to the system required to complete the application; determining the processes and the sequence of their execution that will process the corresponding requests; optimization of the time distribution of processes among the elements of the system, taking into account the selected performance indicators and existing limitations.

Keywords: remote sensing of the Earth, data processing, distribution of information resources, optimization, efficiency, information reception points, ground-based information reception and distribution complex

For citation

Starkov AV, Emelianov AA, Grishantseva LA, Zhukovskaya KI, Morozov AA, Trishin AA. Methodology for managing the flows of target information in the remote sensing space system. Part 1. Task formalization. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):54–64. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-54-64>

Введение

Одним из ключевых элементов космической системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ)

является единая территориально-распределенная информационная система (ЕТРИС), предназначенная для создания и распространения по заявкам потребителей

информационных продуктов, которые производятся на базе информации дистанционного зондирования, получаемой с помощью целевой аппаратуры космических аппаратов (КА), входящих в различные орбитальные группировки (ОГ). Она представляет собой сложную организационно-техническую систему, в которой функционирует множество объектов. Упорядоченные процессы взаимодействия объектов друг с другом образуют автоматизированный технологический процесс создания космических снимков, их многоступенчатой обработки, хранения и распространения [1].

Под потоком целевой информации при функционировании космической системы ДЗЗ понимается последовательное выполнение этапов приема, передачи и обработки информации, с учетом специальных правил и перенос их результатов от источника к потребителю, конечной целью которого является создание готового тематического продукта.

Наращивание орбитальной группировки КА ДЗЗ и увеличение ее производительности обуславливает значительное увеличение объемов принимаемых и обрабатываемых в системе данных [2]. В этой связи возникает необходимость построения оптимальной наземной космической инфраструктуры (НКИ) в части приема, обработки, хранения и распространения данных ДЗЗ. Важнейшим условием при этом становится создание современных комплексов приема данных с КА ДЗЗ на основе разработки совместимых между собой семейств унифицированных компонентов, а также создание комплексов обработки и хранения информации с использованием современных технологий вычислений [1]. Очевидно, что в отмеченных условиях существующий традиционный путь создания и использования наземных средств по отдельности в рамках каждой разрабатываемой космической системы приведет к нерациональному расходованию ресурсов, дублированию при создании аппаратно-программных средств, отсутствию технической, информационной и организационной совместимости.

Кроме того, возможности наземных центров обработки информации при существующем подходе к организации технологических процессов с учетом сложившегося к настоящему времени разрозненного порядка создания наземных комплексов ДЗЗ и состояния инфраструктуры приема, обработки и доведения данных ДЗЗ до потребителей показывают

исчерпанность применяющихся научных подходов к обеспечению конкурентоспособных уровней производительности и оперативности технологических процессов ДЗЗ [1]. Данное обстоятельство требует выработки новых системных и прикладных решений.

Таким образом, вопрос создания методологии решения важной научной проблемы управления потоками целевой информации при функционировании космической системы ДЗЗ как единой информационной системы является актуальной и практически важной задачей.

В рамках данной статьи представлены результаты системного анализа и формализации задачи управления потоками целевой информации при функционировании космической системы ДЗЗ как сложной информационной системы. С этой целью проводится формализация задачи и определяется методика ее решения.

1. Формализация задачи распределения потоков целевой информации при функционировании космической системы дистанционного зондирования Земли

Современное состояние космических систем ДЗЗ характеризуется следующими факторами. Во-первых, происходит существенное наращивание орбитальной группировки и объемов данных ДЗЗ. Так, в Российской Федерации в период до 2025 года планируется обеспечение круглосуточного и всепогодного наблюдения территории России, при пространственном разрешении наблюдения в видимом диапазоне от 1 до 0,4 метра, что будет соответствовать современному мировому уровню. За рубежом численность ОГ ДЗЗ растет еще более высокими темпами. Намечен переход к группировкам (кластерам) космических аппаратов, насчитывающих десятки и даже сотни космических аппаратов (КА). Как следствие — экспоненциальный рост объемов передаваемой и обрабатываемой информации в системе ДЗЗ в целом. При этом отмечается проблема несвоевременного предоставления готового продукта или отказа в обслуживании. Это говорит о том, что текущее планирование распределения потоков целевой информации при функционировании космической системы ДЗЗ требует значительного

улучшения. Для того чтобы определить, за счет чего может произойти это улучшение, был рассмотрен алгоритм обработки заявки потребителя, при котором обработка снимка до готового тематического продукта требует выполнения определенной последовательности действий, которые могут быть выполнены на разных наземных пунктах приема и обработки информации (ППИ) с разной степенью производительности и разными затратами. Выявлено, что недостатком существующей системы планирования является то, что, как правило, обработка снимков до готового тематического продукта проводится в рамках одного ППИ, без учета текущих возможностей других, с учетом разницы во времени. Учет степени текущей загруженности ППИ в системе осуществляется в «ручном» режиме, да и само понятие «степень загруженности» на данный момент носит скорее чисто интуитивный характер. Предполагаемое увеличение числа заявок и ввод новых КА в орбитальную группировку (ОГ) приведет к неравномерной нагрузке КА и наземного комплекса приема, обработки и распределения информации (НКПОР) и, как следствие, к отказам в обслуживании.

Другой проблемой является наличие нерешенной задачи Оператора системы, связанной с оптимизацией маршрута передачи обрабатываемого снимка между всеми узлами системы, который обеспечит выполнение нужной последовательности технологических операций. Кроме того, при наращивании ОГ КА ДЗЗ возникнет ситуация с избыточностью источников космической информации. В связи с этим целесообразно рассмотреть вариант объединения информационных потоков космического и наземного сегмента в один общий поток и рассматривать оптимизацию его распределения с точки зрения общесистемных показателей эффективности.

Сложность задачи оптимизации заключается здесь в наличии большого числа показателей, используемых на разных этапах планирования. Условно их можно систематизировать по следующим группам [3]:

1. Технические показатели эффективности целевого функционирования, отражающие оценки отдельных свойств системы: разрешение обработанных снимков; точность плановой привязки обработанных снимков; суммарный объем полученной в НКПОР информации; суммарная отснятая площадь (производительность системы) и др.

2. Функциональные показатели эффективности системы, отражающие оценки свойств подсистем: вероятности обслуживания заявок в зависимости от приоритета; вероятности отказа в обслуживании заявок в зависимости от приоритета; оперативность исполнения заявок в зависимости от приоритета; глубина обработки отснятых маршрутов в зависимости от приоритета; суммарная относительная площадь, выданная потребителям, в зависимости от приоритета и др.

3. Показатели эффективности системы в целом, отражающие интегральные оценки свойств системы: суммарное время обслуживания заявок; эффективная производительность системы (суммарная относительная площадь, выданная потребителям); совокупная ценность продуктов обработки отснятых маршрутов; осредненная оперативность исполнения заявок; суммарный объем архивов НКПОР и др.

Все показатели эффективности зависят от баллистической структуры, характеристик целевой аппаратуры и наземного комплекса приема, обработки и распределения информации. При этом оптимизация целевых параметров функционирования представляет собой два основных блока: оптимизация работы бортовой целевой аппаратуры КА и наземного комплекса.

В нашем случае, когда в состав системы входят компоненты космического и наземного сегмента, предлагается использовать метод объективного свертывания и перейти к частным показателям, характеризующим эффективность целевого функционирования, которыми являются оперативность (время) выполнения заявок на получение готового тематического продукта и стоимость готового тематического продукта (рис. 1) [4].

Оперативность выполнения заявок зависит от оперативности приема-передачи информации с борта КА на ППИ и времени, необходимого для проведения съемки. Данный показатель напрямую зависит от параметров заявки потребителя (географического положения, наблюдаемой площади, спектральных диапазонов, требований к тематическому продукту), географического расположения ППИ, их возможностей по получению готового тематического продукта, баллистического построения орбитальной группировки КА ДЗЗ и поэтому может использоваться как комплексный (интегральный) показатель эффективности космической системы ДЗЗ как информационной системы.



Рис. 1. Объективное свертывание показателей эффективности

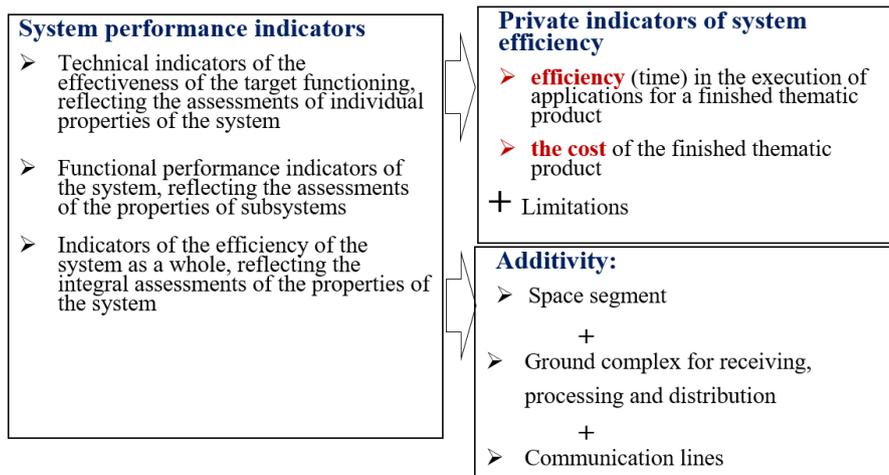


Figure 1. Objective curtailment of performance indicators

Стоимость готового тематического продукта также характеризует эффективность целевого функционирования. Если рассматривать систему в целом, то, конечно, в качестве показателя необходимо выбирать доход или прибыль. Но формализовать модель расчета такого рода показателей не представляется возможным, поэтому стоимость готового продукта, как определяющая часть при расчете дохода или прибыли, и выбрана в качестве показателя эффективности. Он может быть рассчитан на основе моделирования процесса обработки информации с момента подачи заявки до момента передачи требуемого тематического продукта потребителю и, таким образом, характеризует эффективность целевого функционирования системы с учетом параметров бортовой целевой аппаратуры КА, баллистического построения орбиталь-

ной группировки, факторов внешней среды, режимов съемки, передачи и дальнейшей наземной обработки информации. Таким образом, этот показатель также является комплексным (интегральным).

Как видно из характеристик упомянутых выше показателей, каждый из них зависит от орбитального построения КСН и параметров бортовой целевой аппаратуры КА, характеристик НКПОР и в целом характеризует степень достижения целей космической системы ДЗЗ — получение потребителем информации с заданными требованиями по спектральному разрешению, периодичности наблюдений и оперативности передачи информации.

При этом оперативность (время) выполнения и стоимость обслуживания единичной j -й заявки на получение q -го тематического продукта включают

в себя соответствующие показатели для космического сегмента (КА), наземной космической инфраструктуры (НКИ) и линий связи (ЛС), и равны

$$T_{\text{обсл } jq} = T_{jq \text{ КА}} + T_{jq \text{ НКИ}} + T_{jq \text{ ЛС}},$$

$$C_{jq} = C_{jq \text{ КА}} + C_{jq \text{ НКИ}} + C_{jq \text{ ЛС}}.$$

Решение задачи оптимизации выбранных показателей эффективности требует наличие вектора независимых переменных. Независимая переменная должна быть относительно самостоятельным фактором, который оказывает свойственное именно ему воздействие на систему. Для космической системы ДЗЗ, рассматривая ее как информационную систему, в качестве таких независимых переменных в работе предложено использовать *системное время* и *объем* (или условный объем, или трафик) перемещаемой в системе информации [4]. Действительно, зная время и объем информации, можно прямо или косвенно рассчитать как время, так и стоимость необходимые для обработки заявки при выбранном маршруте ее прохождения по узлам системы.

В качестве общих ограничений в каждом узле системы выступают:

- ограничение на максимальное количество одновременно выполняемых процессов: $N_{\text{проц}} \leq N_{\text{проц max}}$;
- ограничение на максимальный объем информации: $V_{\text{вх}} + V_{\text{вых}} < V_{\text{своб}}$.

Таким образом, в результате объективного свертывания показателей эффективности и выборе време-

ни и объема перемещаемой информации в качестве независимых переменных удалось:

- уменьшить размерность вектора показателей эффективности до двух, что позволяет в дальнейшем использовать эффективные методы многокритериальной оптимизации;
- выявить аддитивность показателей эффективности, что в дальнейшем позволит существенно упростить математическое описание и расчет их составных частей.

С системной точки зрения, независимо от того, на каком этапе решается задача распределения целевой информации с разнотипных КА по составным частям системы она сводится к оптимизации информационного маршрута, включающего:

- выбор нужного кластера КА, который обеспечит съемку с требуемым качеством;
- выбор наземных ППИ для передачи снятых данных с КА-исполнителя(ей);
- выбор наземных ППИ для проведения полного цикла обработки данных;
- выбор ППИ для передачи тематического продукта потребителю.

Формально распределение целевой информации по составным частям космической системы ДЗЗ можно представить в виде (рис. 2).

На входе имеется следующая информация:

- 1) информация о совокупности всех космических аппаратов и ППИ, которые определяют узлы нашей

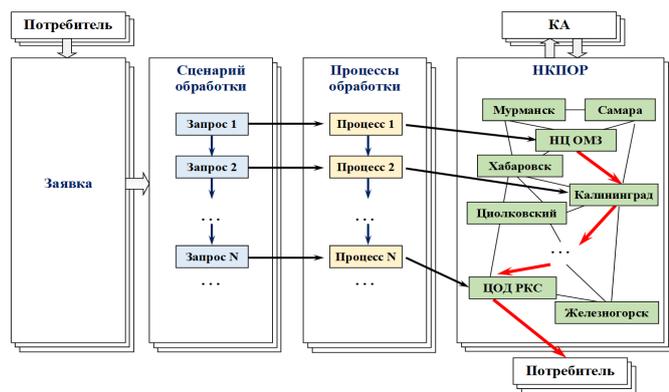


Рис. 2. Последовательность решения задачи [4]

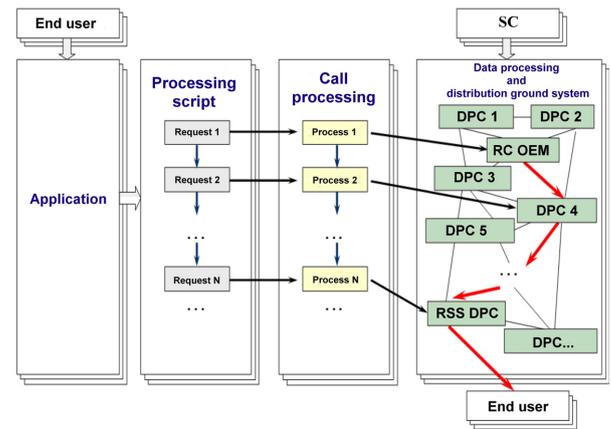


Figure 2. Problem solving sequence [4]

информационной системы, о которых нам известно: в части ОГ КА ДЗЗ — перечень и технические характеристики всех КА;

2) в части НКИ — перечень и характеристики (возможность хранения данных, степень обработки информации, подлежащей хранению, объем хранилища, тип выходной продукции, скорость передачи информации потребителям) пунктов приема информации;

3) политика распределения вычислительных ресурсов (совокупность запретов и приоритетов на получение, обработку, хранение и выдачу информации потребителям);

4) перечень потребителей (географическое расположение, приоритет, заявки);

5) количество и пропускная способность каналов передачи информации между узлами, перечень абонентов каждого канала;

6) время выполнения и условная стоимость каждой операции.

Потребители формируют заявки к системе, каждый со своими требованиями и частотой. Заявка, поступившая от потребителя, требует реакции информационной системы, которая заключается в формировании последовательности запросов на выполнение операций. Последовательность запросов определяется сценарием обработки. Каждому запросу из сценария может быть поставлен в соответствие один из типовых процессов. Каждый из процессов может быть выполнен только в заранее определенных узлах системы.

Таким образом, может быть сформулирована техническая постановка задачи, которая заключается в следующем.

Дано:

- информация о совокупности всех космических аппаратов и ППИ, которые определяют узлы нашей информационной системы;

- политика распределения вычислительных ресурсов (совокупность запретов и приоритетов на получение, обработку, хранение и выдачу информации потребителям);

- перечень потребителей (географическое расположение, приоритет, заявки);

- количество и пропускная способность каналов передачи информации между узлами, перечень абонентов каждого канала;

- математические модели для расчета времени выполнения и условной стоимости каждой операции.

Необходимо определить: распределение процессов обработки заявки пользователей по элементам инфраструктуры системы ДЗЗ (маршрут прохождения заявки) с целью повышения эффективности работы системы в целом с учетом выбранных показателей.

Выходом является технологическая карта, которая представляет собой совокупность:

- распределения процессов обработки информации ДЗЗ по узлам системы и архивам объектов НКИ;

- времени обеспечения потребителей заказанной информацией (с момента приема данных средствами НКИ или запроса архивных данных);

- оценки стоимости обработки информации;

- загруженности узлов и заполняемости их хранилищ информации.

2. Методический подход для решения задачи оптимизации распределения потоков целевой информации при функционировании космической системы дистанционного зондирования Земли

Введем следующие допущения:

- сценарий обработки заявки выполняется последовательно, недопустим возврат или откат на предыдущие этапы;

- отдельно взятый процесс не может быть распараллелен;

- параметры заявки не изменяются на всем интервале планирования;

- выполнение сценария по заявке не может быть прервано, результаты доступны потребителю только после окончания обработки и формирования технологической карты;

- информационная система функционирует идеально, без искажения информации и возможных технических неполадок;

- при невозможности немедленно отправить заявку на обслуживание по причине полной загруженности необходимых КА или ППИ она ставится в очередь;

- при обнаружении в процессе обработки заявки того факта, что в последующем узле ресурсов для ее обработки недостаточно, после завершения процесса обработки она остается в режиме ожидания до высвобождения соответствующих ресурсов.

В этом случае представление решения задачи как последовательности выполнения процессов обработки возможно при наличии взаимосвязанных математических моделей:

- единой модели процесса обработки информации космическим сегментом;
- единой модели обработки информации наземным сегментом (НКПОР);
- модели передачи данных.

Каждая из этих моделей должна получать на вход некий объем информации, преобразовывать его (уменьшать или увеличивать), вычислять системные показатели эффективности — время, требуемое для реализации процесса и его условную стоимость.

Для того чтобы методы и алгоритмы имели одинаковые схемы реализации, а модели процессов целевого функционирования имели общность в способах формирования и представления информации, необходимо все расчеты осуществлять на одинаковом множестве независимых параметров при наличии общесистемных ограничений.

Единая модель процесса обработки информации элементом космического сегмента (КС) может быть представлена в виде функции генерации трафика, входом которой являются параметры заявки, такие как география района съемки и его площадь,

требования к качеству снимков и типам съемочной аппаратуры, а также приоритетность выполнения заявки (рис. 3).

Входные данные определяются потребителем и включают в себя географические данные по району(нам) наблюдения; тип используемой аппаратуры наблюдения; приоритет заявки (обычная или важная).

Ограничения: при расчете частных показателей эффективности являются: максимальное количество одновременно выполняемых процессов — 1; ограничение на максимальный объем информации, связанное с возможностями БЗУ; возможность выполнения маневра по крену для увеличения полосы обзора.

Допущения: возможно одновременное включение аппаратуры разного типа; во время включения возможно проведение наблюдений в интересах других заявок, если это не связано с переориентацией линии визирования; после передачи информации на наземный сегмент происходит ее удаление из БЗУ.

Выходом является созданный объем первичной информации, получаемой с КА. Для расчета оперативности обработки и стоимости района наблюдения, представленного в заявке, для каждого КА необходимо уметь вычислять:

- множество возможных моментов времени начала и продолжительность съемки;
- множество возможных моментов времени начала и продолжительность сеансов связи.

Укрупненно единую модель процесса обработки информации в узле НКПОР можно представить



Рис. 3. Модель процесса обработки информации (космический сегмент)

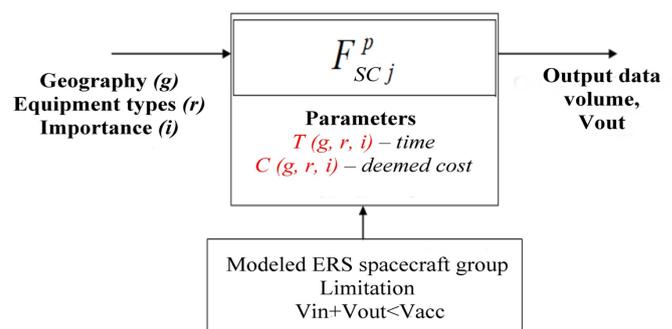


Figure 3. Information processing, space segment



Рис. 4. Модель процесса обработки информации (наземный сегмент)

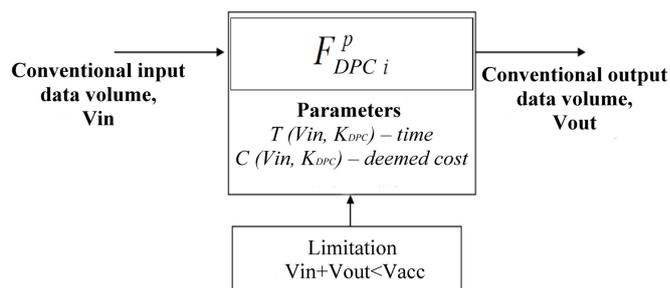


Figure 4. Space data processing by ground segment

как взаимосвязанную последовательность функций изменения условного объема информации при применении к ней соответствующего процесса обработки (используя функцию изменения трафика, рис. 4) [5].

Функция зависит от объема входной информации и производительности наземного ППИ. В простейшем случае производительность может быть задана в виде повышающего или понижающего коэффициентов. Ограничениями при расчете частных показателей эффективности здесь являются максимальное количество одновременно выполняемых процессов; ограничение на максимальный объем информации.

Таким образом, если имеется сформированная заявка, для выполнения которой выбран соответствующий кластер КА и математически описаны все процессы ее обработки, то все возможные варианты расчета показателей эффективности выполнения заявки образуют направленный граф (рис. 5) [5].

Вершиной графа является заявка. Формализованные данные заявки передаются на элементы космического сегмента для расчета возможных вариантов проведения съемки и передачи информации на ППИ. Далее представлены процессы обработки в НКПОР, каждый уровень соответствует процессу, который может быть выполнен на том или ином ППИ. На нижнем уровне находится потребитель. Предполагается, что он для конкретной заявки единственный и все заключительные процессы обработки завязаны на нем. Характеристики каналов связи между узлами считаются известными, по ним мы можем определить время и стоимость передачи информации. Прохождение трафика по графу приведет к вычислению системных показателей.

Таким образом, математическая постановка задачи заключается в оптимизации маршрута прохождения заявки по узлам графа с учетом возможности вычис-

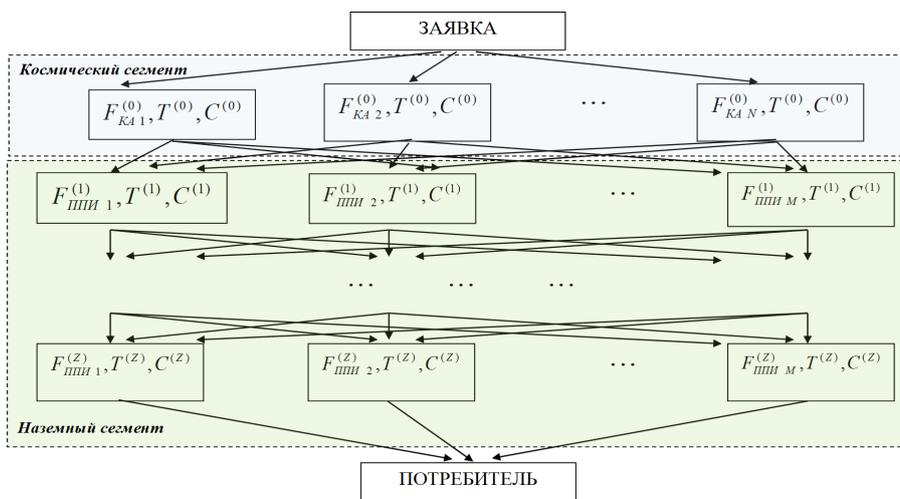


Рис. 5. Граф возможных вариантов выполнения заявки

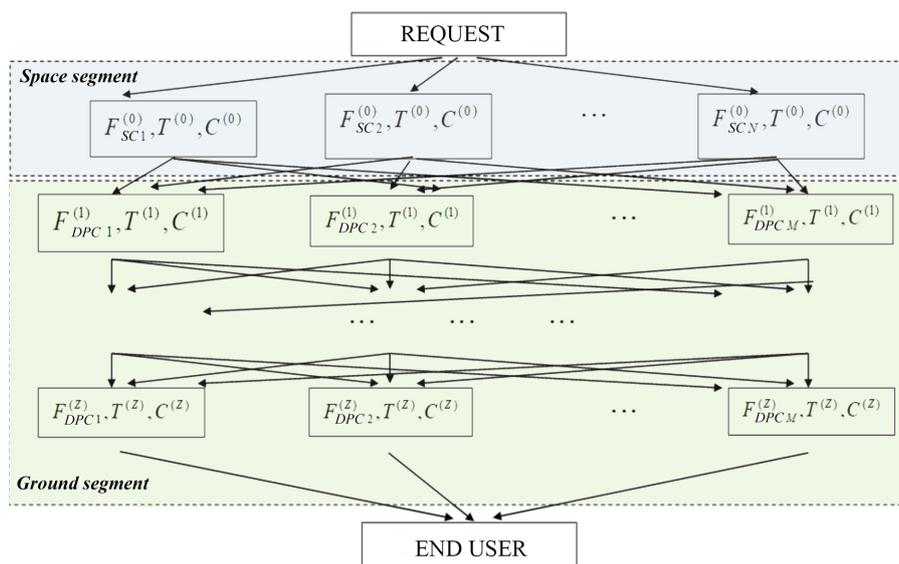


Figure 5. Request distribution graph

ления представленных выше системных показателей или их свертки, при наличии текущих ограничений.

Заключение

В статье предложена методология разрешения проблемы управления потоками целевой информации при функционировании космической системы дистанционного зондирования Земли в части формализации самой задачи. Для этого проведена декомпозиция космической системы ДЗЗ как сложной информационной организационно-технической системы, по результатам которой:

- определены системные и потребительские характеристики ее элементов;
- определены основные рабочие процессы в системе;
- сформированы показатели эффективности системы, которые были разделены на группы: технические, функциональные и интегральные;

Обоснована возможность объективного свертывания показателей эффективности и перехода к двум частным, характеризующих целевое функционирование системы в целом: оперативности (времени) выполнения заявок потребителя на получение готового тематического продукта и стоимости готового тематического продукта. Обоснован выбор незави-

симых переменных — системного времени и объема информации.

Результатом стало формальное представление задачи распределения потоков целевой информации при функционировании космической системы ДЗЗ как последовательности операций, связанных:

- с формированием заявки;
- определением перечня запросов к системе, необходимых для выполнения заявки;
- определением процессов и последовательности их выполнения, которые будут обрабатывать соответствующие запросы;
- оптимизацией временного распределения процессов по элементам системы, с учетом выбранных показателей эффективности и имеющихся ограничений.

Список литературы

1. Борисов А.В., Емельянов А.А., Емельянов К.С. Подходы к формированию обобщенных критериев эффективности космических систем ДЗЗ с учетом требований потребителей // Системный анализ, управление и навигация. Тезисы докладов XXII Международной научной конференции. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2017. С. 79—80.
2. Занин К.А. Выбор орбитального построения космической системы дистанционного зондирования Земли по критериям качества информации // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 3 (56). С. 152—161.

3. Емельянов А.А., Малышев В.В., Смольянинов Ю.А., Старков А.В. Формализация задачи оперативного планирования целевого функционирования разнотипных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2017. № 96. С. 1—11.

4. Емельянов А.А., Малышев В.В., Старков А.В., Гришанцева Л.А., Зубкова К.И., Зай Яр Вин. Анализ и формирование показателей эффективности в задаче распределения потоков целевой информации при функционировании космических систем ДЗЗ // Научно-технический вестник Поволжья. 2019. № 8. С. 28—31.

5. Emelianov A.A., Grishantseva L.A., Zubkova K.I., Malyshev V.V., Nguyen Viet Hoai Nam, Starkov A.V., Zay Yar Win. Mathematical model of ERS data processing ground segment operation in terms of processing distribution // Advances in the Astronautical Sciences. CA, USA: Univelt Inc., 2020. Vol. 170. P. 495—504.

References

1. Borisov AV, Emelianov AA, Emelianov KS. Podhody k formirovaniyu obobshchennykh kriteriev effektivnosti kosmicheskikh sistem DZZ s uchetom trebovanij potrebitelej [Approaches to the formation of generalized criteria for the effectiveness of remote sensing space systems taking into account

the requirements of consumers]. *Sistemnyj analiz, upravlenie i navigaciya. Tezisy dokladov XXII mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii [System analysis, management, and navigation. Abstracts of the XXII International Scientific Conference.]*, Moscow: MAI-PRINT Publ.; 2017. p. 79—80. (In Russ.)

2. Zanin KA. Development of methods for identifying orbital configuration of space earth remote sensing system applying information quality criteria. *Cosmonautics and rocket engineering*. 2009;3(56):152—161. (In Russ.)

3. Emelianov AA, Malyshev B, Smolyaninov YuA, Starkov AV. Formalization of the problem of operative target functioning of diverse spacecraft for remote Earth probing. *TRUDY MAI*. 2017;96:1—11. (In Russ.)

4. Emelianov AA, Malyshev VV, Starkov AV, Grishantseva LA, Zubkova KI, Zay Yar Win. Analysis and generation of performance indicators in the problem of flow distribution target information in the operation of ERS data processing. *Scientific and technical Volga region bulletin*. 2019;8:28—31. (In Russ.)

5. Emelianov AA, Grishantseva LA, Zubkova KI, Malyshev VV, Nguyen Viet Hoai Nam, Starkov AV, Zay Yar Win. Mathematical model of ERS data processing ground segment operation in terms of processing distribution. In: *Advances in the Astronautical Sciences* (vol. 170). CA, USA: Univelt Inc.; 2020. p. 495—504.

Сведения об авторах

Старков Александр Владимирович, профессор кафедры системного анализа и управления МАИ, доктор технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 5242-3413; e-mail: starkov@goldstar.ru

Емельянов Андрей Александрович, начальник Научного центра оперативного мониторинга Земли — заместитель директора проектов по созданию систем дистанционного зондирования Земли акционерного общества «Российские космические системы», кандидат технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 4484-1479; e-mail: ntsomz@ntsomz.ru

Гришанцева Любовь Александровна, начальник сектора Научного центра оперативного мониторинга Земли акционерного общества «Российские космические системы», кандидат физико-математических наук; eLIBRARY SPIN-код: 9940-8756; e-mail: grishantseva_la@ntsomz.ru

Жуковская Ксения Ивановна, инженер-исследователь 1 категории Научного центра оперативного мониторинга Земли акционерного общества «Российские космические системы»; eLIBRARY SPIN-код: 4805-5960; e-mail: zubkova.k@ntsomz.ru

Морозов Александр Андреевич, инженер-исследователь 3 категории Научного центра оперативного мониторинга Земли акционерного общества «Российские космические системы»; e-mail: aamorozko@mail.ru

Тришин Алексей Александрович, студент кафедры информационно-управляющих комплексов летательных аппаратов МАИ; e-mail: trishin0202@mail.ru

About the authors

Alexander V. Starkov, Professor of the Department of System Analysis and Management, MAI, Doctor of Technical Sciences; eLIBRARY SPIN-code: 5242-3413; e-mail: starkov@goldstar.ru

Andrey A. Emelyanov, Head of the Scientific Center for Operational Monitoring of the Earth, Candidate of Technical Sciences of the joint-stock company «Russian Space Systems»; eLIBRARY SPIN-code: 4484-1479; e-mail: ntsomz@ntsomz.ru

Lyubov A. Grishantseva, Head of the Sector of the Scientific Center for Operational Monitoring of the Earth of the joint-stock company «Russian Space Systems», Candidate of Physical and Mathematical Sciences; eLIBRARY SPIN-code: 9940-8756; e-mail: grishantseva_la@ntsomz.ru

Ksenia I. Zhukovskaya, Research Engineer of the 1st Category of the Scientific Center for Operational Monitoring of the Earth of the Joint-Stock Company «Russian Space Systems»; eLIBRARY SPIN-code: 4805-5960; e-mail: zubkova.k@ntsomz.ru

Alexander A. Morozov, Research Engineer of the 3rd category of the Scientific Center for Operational Monitoring of the Earth of the Joint-Stock Company «Russian Space Systems»; e-mail: aamorozko@mail.ru

Alexey A. Trishin, Student of the Department of Information and Control Systems of Aircraft, MAI; e-mail: trishin0202@mail.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-65-71
УДК 539.3

Научная статья / Research article

Проектирование лопастей воздушных винтов самолетов методом конечных элементов с учетом прочности конструкций

В.П. Агапов^{а*}, К.Р. Айдемиров^б

^аНациональный исследовательский Московский государственный строительный университет
Российская Федерация, 129337, Москва, Ярославское шоссе, д. 26

^бДагестанский государственный технический университет,
Российская Федерация, 367026, Махачкала, пр. И. Шамиля, д. 70

*E-mail: agapovpb@mail.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 12 декабря 2020 г.

Доработана: 17 февраля 2021 г.

Принята к публикации: 27 февраля 2021 г.

Аннотация. Лопастей современных турбовинтовых двигателей имеют сложную пространственную конфигурацию. Их можно отнести к классу оболочек. Методы расчета оболочек хорошо известны. На их основе создан ряд компьютерных программ. Однако в этих программах не учитываются особенности, связанные с взаимным влиянием деформаций лопасти и действующих на нее аэродинамических и инерционных нагрузок. Целью исследования являются разработка методики конечно-элементного расчета лопастей воздушных винтов самолетов с учетом аэроупругих эффектов и создание на ее основе компьютерной программы, доступной широкому кругу конструкторов и расчетчиков. Используется метод конечных элементов в геометрически нелинейной постановке. В качестве исходного используется уравнение равновесия, включающее полную нелинейную матрицу жесткости и учитывающее как консервативные, так и неконсервативные нагрузки. Задача решается способом последовательного нагружения, при этом исходное уравнение на каждом шаге нагружения линеаризуется, а частота вращения и геометрия лопасти считаются неизменными. Результаты шаговых расчетов суммируются. Рассчитана лопасть одного из серийных воздушных винтов на прочность. Обнаружено и проанализировано влияние деформаций на величину аэродинамической нагрузки и вследствие этого на напряжения в расчетных сечениях. Результаты расчета сопоставлены с экспериментальными данными. Предложенная методика и составленная на ее основе программа могут быть использованы при проектировании лопастей воздушных винтов самолетов.

Ключевые слова: турбовинтовые двигатели, лопасти воздушных винтов самолетов, метод конечных элементов

Для цитирования

Агапов В.П., Айдемиров К.Р. Проектирование лопастей воздушных винтов самолетов методом конечных элементов с учетом прочности конструкций // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 65–71. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-65-71>

© Агапов В.П., Айдемиров К.Р., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Designing of the blades of aircraft propellers by the finite element method, taking into account the strength of structure

Vladimir P. Agapov^{**}, Kurban R. Aidemirov^b

^{**}National Research University (Moscow State University of Civil Engineering),
26 Yaroslavskoe Shosse, Moscow, 129337, Russian Federation

^bDaghestan State Technical University,
70 I Shamilya Ave., Makhachkala 367026, Russian Federation

*E-mail. agapovpb@mail.ru

Article history

Received: December 12, 2020

Revised: February 17, 2021

Accepted: February 27, 2021

Keywords: turboprop engines, blades, multiblade propeller, finite element method

Abstract. The blades of contemporary turboprop engines have a complex spatial configuration. They can be classified as shells. Methods for the shells calculation are well known. A number of computer programs have been created on their basis. However, these programs do not take into account the peculiarities associated with the mutual influence of deformations of the blade and the aerodynamic and inertial loads acting on it. The aim of this work is to develop a method of finite element calculation of aircraft propeller blades taking into account aeroelastic effects and to create a computer program on its basis that is available to a wide range of designers and engineers. The finite element method is used in a geometrically nonlinear formulation. As the initial one, the equilibrium equation is used, which includes a complete nonlinear stiffness matrix and takes into account both conservative and non-conservative loads. The blade of one of the serial propellers was calculated. The effect of deformations on the magnitude of the aerodynamic load and, as a result, on the stresses in the design sections was found and analyzed. The proposed technique and the program compiled on its basis can be used in the design of aircraft propeller blades.

For citation

Agapov VP, Aidemirov KR. Designing of the blades of aircraft propellers by the finite element method, taking into account the strength of structure. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):65–71. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-65-71>

Введение

Первые поколения самолетов, создававшиеся в начале двадцатого века, имели поршневые двигатели с пропеллерами, геометрическая форма которых позволяла рассматривать их как естественно закрученные стержни [1]. Расчет таких пропеллеров на прочность проводился по балочной теории, в которой к тому времени сформировался раздел, посвященный расчету естественно закрученных стержней на прочность и колебания [2–7]. В дальнейшем на смену поршневым двигателям пришли двигатели с газотурбинными установками [8]. В сороковые и пятидесятые годы XX в. в разных странах были созданы самолеты как военного, так и гражданского

назначения с турбореактивными двигателями, а к началу 1980-х гг. появились самолеты с турбовинтовыми двигателями, в том числе с двигателями, оборудованными многолопастными винтами, называемыми винтовентиляторами [8]. Форма лопастей таких двигателей, определяемая требованиями аэродинамики и акустики, существенно отличается от традиционной. Она может быть классифицирована как оболочка двоякой кривизны, что вынуждает расчетчиков при исследовании напряженно-деформированного состояния лопастей отказаться от применения балочной теории. Ситуация осложняется еще и тем, что срединная поверхность лопасти не может быть описана аналитически, поэтому расчет можно вести только

численными методами. В настоящее время для расчета несущих конструкций, используемых в различных областях техники, широко применяется метод конечных элементов (МКЭ). Теоретические аспекты МКЭ статей и монографиях [9—12]. На основе хорошо разработанной теории составлены универсальные программные комплексы МКЭ [13—16], которые позволяют рассчитывать, в частности, оболочечные конструкции различной конфигурации.

Эти программы находят все более широкое применение для расчета лопастей турбовинтовых двигателей. Например, в работах [17] и [18] программы ANSYS и NASTRAN используются для исследования напряженно-деформированного состояния и аэродинамических характеристик лопастей воздушных винтов. В то же время отсутствуют методики, которые позволяли бы исследовать взаимное влияние деформаций и нагрузок на лопасти на всем пути от старта до достижения крейсерского режима полета. Решению этой задачи и посвящена настоящая работа.

1. Методы

Для решения задачи используется методика статического расчета геометрически нелинейных конструкций, описанная в работе [19] и реализованная в программе ПРИНС. Расчет ведется методом конечных элементов в приращениях и сводится к составлению и решению на каждом шаге нагружения системы нелинейных алгебраических уравнений

$$K_{NL} \Delta u = \Delta P + \Delta Q, \quad (1)$$

где K_{NL} — полная нелинейная матрица жесткости (МЖ) конструкции; Δu — вектор узловых перемещений; ΔP и ΔQ — векторы консервативных и неконсервативных узловых нагрузок соответственно.

Полная нелинейная МЖ определяется выражением [19] $K_{NL} = K + K_{\sigma} + K_u + K_{NL1} + K_{NL2}$.

Линеаризованная МЖ конструкции, связывающая бесконечно малые приращения нагрузок и перемещений, находится по формуле

$$K_L = K + K_{\sigma} + K_u - \frac{\partial(\Delta Q_k)}{\partial(\Delta u_k)}, \quad 1, k=1, 2, \dots, n, \quad (2)$$

где n — порядок системы уравнений.

Используем линеаризованную МЖ для приближенного решения задачи способом последовательных нагружений. При этом на каждом шаге нагружения будем решать систему линейных алгебраических уравнений:

$$\left[K + K_{\sigma} + K_u - \frac{\partial(\Delta Q_i)}{\partial(\Delta u_j)} \right] \Delta u = \Delta P + \Delta Q, \quad (3)$$

в которой все компоненты МЖ и нагрузок находятся в зависимости от параметров напряженно-деформированного состояния в начале шага. Полные значения перемещений и напряжений находятся суммированием результатов, полученных на шагах нагружения по формулам

$$U = \sum_{i=1}^n \Delta u_i; \quad \sigma = \sum_{i=1}^n \Delta \sigma_i.$$

В данной работе метод последовательных нагружений принимается за основу для геометрически нелинейного статического расчета лопасти турбовинтового двигателя при следующих предположениях.

Считается, что частота вращения лопасти возрастает скачкообразно от нуля до максимального значения ω_m . При этом одному шагу нагружения лопасти соответствует приращение частоты $\Delta \omega = \omega_m / n$. Центробежные и аэродинамические нагрузки на шаге нагружения считаются постоянными и зависящими от геометрии лопасти лишь в начале шага нагружения. Координаты узловых точек перевычисляются суммированием узловых перемещений от предыдущего нагружения с координатами узлов в начале данного шага.

При введенных предположениях уравнение (3) преобразуется к виду

$$[K + K_{\sigma}] \Delta u = \Delta Q^a + \Delta Q^y,$$

где ΔQ^a и ΔQ^y — векторы приращений аэродинамических и центробежных нагрузок соответственно.

Приращения аэродинамических и центробежных нагрузок находятся по формуле

$$\begin{Bmatrix} \Delta Q^a \\ \Delta Q^y \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Q^a \\ Q^y \end{Bmatrix}_i - \begin{Bmatrix} Q^a \\ Q^y \end{Bmatrix}_{i-1},$$

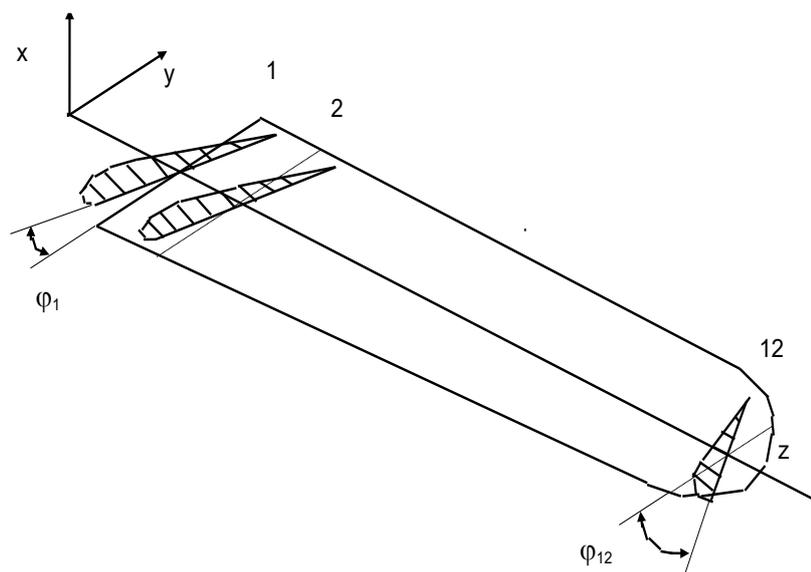


Рис. 1. Схема лопасти; 1,2,...,12 – расчетные сечения
 Figure 1. Blade diagram; 1,2, ..., 12 – design sections

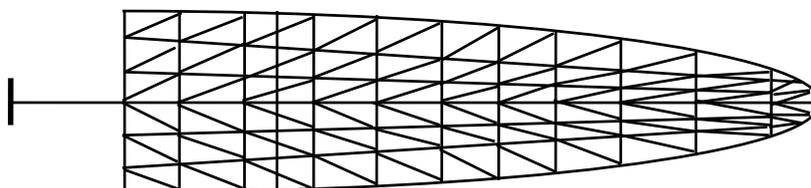


Рис. 2. Сетка конечных элементов
 Figure 2. Finite element mesh

где $Q_i^y, Q_i^a, Q_{i-1}^y, Q_{i-1}^a$ — полные значения центробежных и аэродинамических нагрузок для i -го и $(i-1)$ -го шагов соответственно (подсчитываются при частоте вращения и топологии лопасти, соответствующим началу каждого шага нагружения).

Аэродинамические нагрузки в данной работе подсчитывались по теории несущей линии [20].

Для анализа нагруженности лопасти и ее напряженно-деформированного состояния по описанной выше методике на ЭВМ составлена программа на языке ФОРТРАН. При этом использован модуль геометрически нелинейного расчета из программы ПРИНС [19].

2. Результаты

По предложенной методике рассчитана лопасть серийного винта АВ-72. Ниже приводятся и анализируются результаты расчета. Схема лопасти с указанием

расчетных сечений приведена на рис. 1. Напряженное состояние исследовалось на относительном радиусе $r = 0,3$ с целью сопоставления результатов расчета с экспериментом.

Для расчета использовались плоские треугольные КЭ. Сетка КЭ в расчетной зоне сгущалась, как показано на рис. 2. Расчеты проводились при числе шагов нагружения $n = 4, 6, 8$ и 11 .

На рис. 3 показана зависимость аэродинамических нагрузок от \bar{r} с учетом и без учета аэроупругих эффектов. Как и следовало ожидать, при учете аэроупругих эффектов аэродинамическая нагрузка в целом оказывается выше по сравнению с нагрузкой, подсчитываемой по недеформированной схеме лопасти. В наиболее нагруженном сечении повышение нагрузки составляет приблизительно 12 %. Очевидно, что аэродинамическая нагрузка увеличивается вследствие деформации лопасти, приводящей к увеличению углов атаки в се-

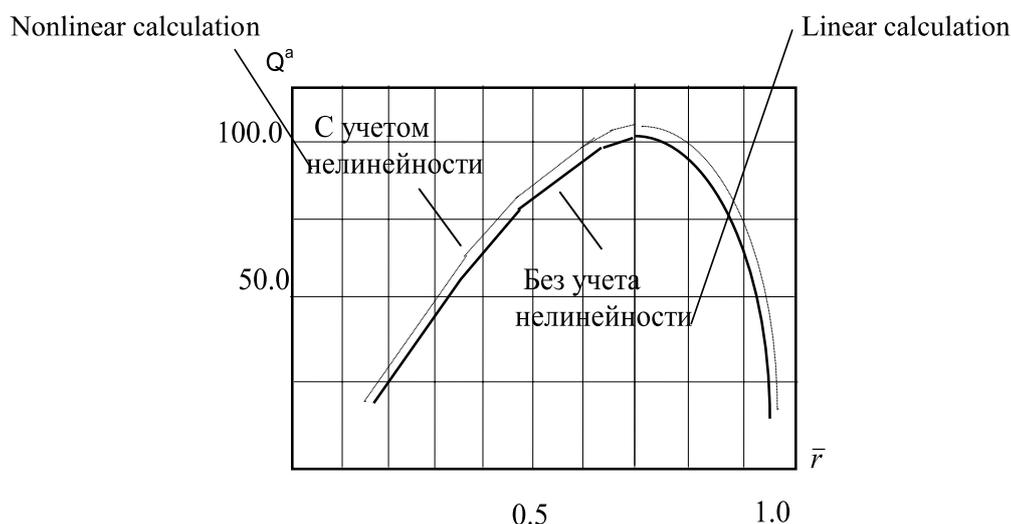


Рис. 3. Зависимость аэродинамических нагрузок от относительного радиуса
 Figure 3. Dependence of aerodynamic loads on relative radius

чениях лопасти. Изменение углов крутки сечений, обусловленное деформацией, иллюстрируется данными, приведенными в табл. 1. Как видно из табл. 1, наблюдается значительное (до 9 %) увеличение углов крутки вследствие деформации, что и обуславливает увеличение аэродинамической нагрузки.

В свою очередь, увеличение нагрузки приводит к увеличению напряжений в сечениях лопасти. В табл. 2 приведены максимальные значения изгибающих моментов в расчетном сечении ($r = 0,3$), найденные в результате линейного и нелинейного расчетов.

Углы крутки сечений лопасти в деформированном и недеформированном состоянии

Таблица 1

Table 1

The angles of the blade twist in a deformed and non-deformed state

Номер сечения Section number	Угол крутки, град. Twist angle, deg.			
	Недеформированная лопасть Undeformed blade	Деформированная лопасть Deformed blade		
		$n=4$	$n=6$	$n=8$
1	22,14	22,13	22,12	22,12
2	20,29	20,28	20,27	20,27
3	15,26	15,26	15,25	15,25
4	10,41	10,47	10,46	10,46
5	5,49	5,62	5,62	5,63
6	0,49	0,74	0,78	0,80
7	- 3,77	-3,38	-3,32	-3,29
8	- 7,87	-7,30	-7,18	-7,13
9	-11,35	-10,60	-10,44	-10,37
10	-14,47	-13,55	-13,35	-13,26
11	-16,68	-15,29	-15,33	-15,22
12	-18,92	-17,80	-17,54	-17,42

Максимальные значения изгибающего момента в расчетном сечении

Таблица 2

Maximum values of the bending moment in the design section

Table 2

Изгибающий момент Bending moment	Тип расчета Type of analysis				
	Линейный Linear	Нелинейный Nonlinear			
		$n=4$	$n=6$	$n=8$	$n=11$
M_Z	1249	1657	1386	1364	1362

Из табл. 2 видно, что при изменениях числа шагов по нагрузке от 8 до 11 результаты практически не изменяются (изгибающий момент M_Z в расчетном сечении уменьшается на 0,15 %). На этом основании можно установить ориентировочное число шагов для последующих нелинейных расчетов лопастей, равное 8—10.

Из табл. 2 видно также, что нелинейный расчет дает большее по сравнению с линейным расчетное значение момента M_Z .

Наибольший интерес представляет сопоставительный анализ напряжений в расчетном сечении, полученных экспериментально и с помощью линейных и нелинейных расчетов. Эти напряжения приведены в табл. 3. Результат линейного расчета отличается от экспериментального значения на 12 %, в то время как при нелинейном расчете расхождение составляет лишь 4 %.

Максимальные значения напряжений от аэродинамических нагрузок в поле центробежных сил

Таблица 3

Maximum values of stresses from aerodynamic loads in the field of centrifugal forces

Table 3

Напряжения Stresses	Эксперимент Experiment	Линейный расчет Linear analysis	Нелинейный расчет Nonlinear analysis
$\sigma_{z,max}$ (Н/мм ²)	45,0	39,6	43,2

Заключение

Проведенный анализ показывает, что нелинейный расчет лопасти винтовентилятора способом последовательных нагружений позволяет существенно уточнить значения напряжений и деформаций лопасти за сравнительно небольшое число шагов. Метод анализа оказывается, таким образом, достаточно эффективным, и его можно рекомендовать для практических расчетов.

Список литературы

1. Александров В.Г. Справочник авиационного инженера. М.: Транспорт, 1973. 400 с.
2. Тумаркин С.А. Равновесие и колебания закрученных стержней // Труды ЦАГИ. 1937. Вып. 341.
3. Джанелидзе Г.Ю. Соотношения Кирхгофа для естественно скрученных стержней и их приложения // Труды Ленинградского политехнического института им. М.И. Калинина. 1946. № 1.
4. Биргер И.А. Некоторые математические методы решения инженерных задач. М.: Оборонгиз, 1956.

5. Рухадзе А.К. О деформации естественно закрученных стержней. Прикладная математика и механика. 1947. Т. XI. Вып. 5. 1947.

6. Риз П.М. Деформации естественно закрученных стержней // ДАН СССР. 1939. Т. 3. № 4. С. 451.

7. Шорр Б.Ф. Изгибно-крутильные колебания закрученных компрессорных лопаток // Прочность и динамика авиационных двигателей. М.: Машиностроение. 1964. Вып. 1. С. 217—246.

8. Кравчик Н.И., Кравчик Т.Н. Развитие воздушных летательных аппаратов и авиационных двигателей. М.: МАИ, 2002. 100 с.

9. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L. The Finite Element for Solid and Structural Mechanics. 6th ed. McGraw-Hill, 2005.

10. Bathe K.J., Wilson E.L. Numerical methods in finite element analysis. New Jersey: Prentice-Hall, 2005.

11. Crisfield M.A. Non-linear finite element analysis of solids and structures. John Wiley & Sons Ltd., 1977.

12. Oden J.T. Finite elements in nonlinear continua. New York: McGraw-Hill Book Company, 1972.

13. MSC NASTRAN2016. Nonlinear User's Guide SOL 400 2016 (MSC Software) P. 790.

14. ANSYS Theory Reference. Release 5.6 1999 (Canonsburg, PA: ANSYS Inc)

15. ABAQUS6.12. Theoretical manual 2012 (DS Simulia)
16. DIANA FEA User's Manual. Release. 2017. 10 (DIANA FEA bv)
17. Siddesha. K.M, Deepak. S.A., Kandagal S.B. Static and Dynamic Analysis of Propeller Blade of Aero Engine // IJRASET. September 2017. Vol. 5. Is. IX. P. 217—221. doi: 10.22214/ijraset.2017.9032
18. Kong C., Park H., Lee K., Choi W. A study on structural design and analysis of composite propeller blade of turboprop for high efficiency and light weight // ECCM 2012 — Composites at Venice, Proceedings of the 15th European Conference on Composite Materials. Venezia, Italy, 2012. P. 24—28.
19. Агапов В.П. Метод конечных элементов в статике, динамике и устойчивости конструкций. М.: Изд-во АСВ, 2005.
20. Александров В.Л. Воздушные винты. М.: Оборонгиз, 1951.
7. Shorr BF. Izgibno-krutil'nye kolebaniya zakruchennykh kompressornykh lopatok [Flexural and torsional vibrations of swirled compressor blades]. In: *Prochnost' i dinamika aviacionnykh dvigatelej [Strength and dynamics of aircraft engines]* (vol. 1). Moscow: Mashinostroenie Publ.; 1964. p. 217—246. (In Russ.)
8. Kravchik NI., Kravchik TN. *Razvitie vozdushnykh letatel'nykh apparatov i aviacionnykh dvigatelej [Development of aircrafts and aircraft engines]*. Moscow: MAI Publ.; 2002. (In Russ.)
9. Zienkiewicz OC., Taylor RL. *The Finite Element for Solid and Structural Mechanics*. 6th ed. McGraw-Hill; 2005.
10. Bathe KJ., Wilson EL. *Numerical methods in finite element analysis*. New Jersey: Prentice-Hall, 2005.
11. Crisfield MA. *Non-linear finite element analysis of solids and structures*. John Wiley & Sons Ltd.; 1977.
12. Oden JT. *Finite elements in nonlinear continua*. New York: McGraw-Hill Book Company; 1972.
13. MSC NASTRAN 2016. *Nonlinear User's Guide SOL 400 2016* (MSC Software). P. 790.
14. ANSYS *Theory Reference*. Release 5.6 1999 (Canonsburg, PA:ANSYS Inc).
15. ABAQUS 6.12. *Theoretical manual 2012* (DS Simulia)
16. DIANA FEA *User's Manual*. Release. 2017. 10 (DIANA FEA bv).
17. Siddesha KM., Deepak SA. Kandagal SB. Static and Dynamic Analysis of Propeller Blade of Aero Engine. *IJRASET*. September 2017;5(IX):217—221. doi: 10.22214/ijraset.2017.9032
18. Kong C, Park H, Lee K, Choi W. A study on structural design and analysis of composite propeller blade of turboprop for high efficiency and light weight. *ECCM 2012 – Composites at Venice, Proceedings of the 15th European Conference on Composite Materials*. Venezia, Italy;2012:24—28.
19. Agapov VP. *Metod konechnykh elementov v statike, dinamike i ustojchivosti konstrukcij [Finite element method in static, dynamic and buckling analysis of structure]*. Moscow: ASV Publ.; 2005. (In Russ.)
20. Alersandrov VL. *Vozduschnyie vinty [Propellers]*. Moscow: Oborongiz Publ.; 1951. (In Russ.)

References

1. Aleksandrov VG. *Spravochnik aviacionnogo inzhenera [Aeronautical Engineer Handbook]*. Moscow: Transport Publ.; 1973. (In Russ.)
2. Tumarkin SA. *Ravnovesie i kolebaniya zakruchennykh sterzhnej [Equilibrium and vibrations of twisted rods]*. *Trudy CAGI*. 1937:341. (In Russ.)
3. Dzhanelidze GYu. *Sootnosheniya Kirzhoga dlya estestvenno skruchennykh sterzhnej i ih prilozheniya [Kirchhoff relations for naturally twisted rods and their applications]*. *Trudy Leningradskogo politekhnicheskogo instituta im M.I. Kalinina*. 1946;1. (In Russ.)
4. Birger IA. *Nekotorye matematicheskie metody resheniya inzhenernykh zadach [Some Mathematical Methods for Solving Engineering Problems]*. Moscow: Oborongiz Publ.; 1956. (In Russ.)
5. Ruhadze AK. *O deformacii estestvenno zakruchennykh sterzhnej [Deformation of naturally twisted rods]*. *Prikladnaya matematika i mekhanika [Journal of Applied Mathematics and Mechanics]*. 1947;XI(5). (In Russ.)
6. Riz PM. *Deformacii estestvenno zakruchennykh sterzhnej [Deformations of naturally twisted rods]*. *Doklady AN SSSR*. 1939;3(4):451. (In Russ.)

Сведения об авторах

Агапов Владимир Павлович, профессор кафедры прикладной механики и математики НИУ МГСУ, доктор технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 2422-0104, Scopus Id: 57197812573; e-mail: agapovpb@mail.ru

Айдемиров Курбан Рабаданович, доцент кафедры сопротивления материалов, теоретической и строительной механики ФГБОУ ВО “ДГТУ”, кандидат технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 8167-4343, Scopus Id: 57197808227; e-mail: kyrayd@mail.ru

About the authors

Vladimir P. Agapov, Professor of the Department of Applied Mechanics and Mathematics, MGSU, Doctor of Technical Sciences; eLIBRARY SPIN-код: 2422-0104, Scopus Id: 57197812573; e-mail: agapovpb@mail.ru

Kurban R. Aidemirov, Associate Professor of the Department of Strength of Materials, Theoretical and Structural Mechanics, FSBEI HE “DSTU”, Candidate of Technical Sciences; eLIBRARY SPIN-code: 8167-4343, Scopus Id: 57197808227; e-mail: kyrayd@mail.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-72-83
УДК 69.002.5

Научная статья / Research article

Методика определения оптимальных параметров цепной передачи с учетом конструкции приводной цепи

Ю.В. Белоусов

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
E-mail: juvbelousov@bmstu.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 17 ноября 2020 г.
Доработана: 25 января 2021 г.
Принята к публикации: 15 февраля 2021 г.

Аннотация. Цель исследования заключается в разработке конструкции приводной пластинчатой цепи и методики определения оптимальных параметров цепной передачи. **Методы.** Проведение анализа конструкций стандартных приводных втулочно-роликовых цепей, а также приводных пластинчатых цепей с внутренним зацеплением. Определение путей повышения долговечности данных цепей и цепных передач из условия обеспечения износостойкости их шарниров и повышения технико-экономических показателей. **Результаты.** Выполнен анализ конструкций стандартных приводных втулочно-роликовых цепей и приводных пластинчатых цепей с внутренним зацеплением. Разработана перспективная конструкция приводной пластинчатой цепи. Проведена оптимизация параметров передач как со стандартными цепями, так и с предложенной автором цепью, обеспечивающих повышение их долговечности и эффективности. В этой связи разработана методика определения наибольшего удлинения звеньев стандартных цепей, а также цепи, разработанной автором, из условия износостойкости их шарниров. Также разработана методика определения оптимального передаточного отношения данных цепных передач. Установлено, что передаточное отношение передачи с приводной пластинчатой цепью, разработанной автором, определяется прежде всего точностью изготовления ее шарниров. При достаточно точном изготовлении деталей шарниров цепи передаточное отношение можно значительно повысить, до $u=10$ и выше. Это позволит использовать передачи, оснащенные данной цепью, в приводах с большим передаточным отношением.

Ключевые слова: приводная пластинчатая цепь, удлинение звеньев цепи, допустимый износ шарниров, передаточное отношение

Для цитирования

Белоусов Ю.В. Методика определения оптимальных параметров цепной передачи с учетом конструкции приводной цепи // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 72–83. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-72-83>

© Белоусов Ю.В., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Method for determining the optimal parameters of the chain transmission, taking into account the design of the drive chain

Yuri V. Belousov

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya St, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation
E-mail: juvbelousov@bmstu.ru

Article history

Received: November 17, 2020

Revised: January 25, 2021

Accepted: February 15, 2021

Abstract. *Goal.* Develop the design of the drive plate chain and methods for determining the optimal parameters of the chain transmission. *Methods.* Analysis of the designs of standard drive bushing and roller chains, as well as the drive plate chain with internal engagement. Determination of ways to increase the durability of these chains and chain gears from the condition of ensuring the wear resistance of their hinges and increasing their technical and economic indicators. *Results.* The analysis of designs of standard drive bushing-roller chains and drive plate chains with internal gearing is performed. A promising design of the drive plate chain has been developed. The optimization of transmission parameters, both with standard chains, and with the chain proposed by the authors, providing an increase in their durability and efficiency. In this regard, a method has been developed for determining the greatest elongation of standard chain links, as well as the chain developed by the authors, from the condition of wear resistance of their hinges. A method for determining the optimal transmission ratio of these chain gears has also been developed. It is established that the gear ratio of the transmission with the drive plate chain developed by the authors is determined primarily by the accuracy of manufacturing its hinges. With sufficiently precise manufacturing of chain hinge parts, the gear ratio can be significantly increased, up to $u=10$ and higher. This will allow you to use gears equipped with this chain in drives with a large gear ratio.

Keywords: drive plate chain, lengthening of chain links, permissible wear of hinges, gear ratio

For citation

Belousov YuV. Method for determining the optimal parameters of the chain transmission, taking into account the design of the drive chain. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):72–83. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-72-83>

Введение

Цепные передачи находят широкое применение во многих областях машиностроения: сельскохозяйственных конструкциях, дорожных машинах, станкостроении, транспортирующих устройствах. Их применяют в станках, мотоциклах велосипедах, автомобилях, промышленных роботах, буровом оборудовании, подъемно-транспортных, строительно-дорожных, сельскохозяйственных, полиграфических и других машинах, в нефтяном оборудовании, системах управления для передачи движения между параллельными валами, когда использование зубчатых передач нецелесообразно, а ременных невозможно. Их преимущество состоит в простоте конструкции, удобстве эксплуатации, возможности передачи больших нагру-

зок между параллельными валами на значительные расстояния. Применение цепных передач, в отличие от зубчатых, исключает использование промежуточных валов [1–3].

Однако цепным передачам присущи также и определенные недостатки. Это неизбежность изнашивания шарниров ввиду отсутствия условий для жидкостного трения, необходимость более точной, чем для ременных передач, установки валов, а также ряд других [4; 5]. В этой связи изнашивание шарниров, приводящее к удлинению цепи и, как следствие, к нарушению ее зацепления с зубьями звездочек, является одним из основных критериев работоспособности данных передач [6; 7].

Цепную передачу относят к передачам гибкой связью. Зацепление в ней осуществляется с помощью натяжения сочлененных звеньев бесконечной цепи. Она передает мощность от ведущего вала к ведомому. При этом к.п.д. цепной передачи достаточно высок и составляет 92...95 % для открытых передач, и 94...96 % для закрытых передач. Передаточное отношение — 1...6, а передаваемая мощность достигает 120 кВт. В передаче используются приводные, тяговые и грузовые цепи. Наибольшее распространение получили передачи с приводными цепями, предназначенные для передачи механической энергии на средние расстояния преимущественно в тихоходных приводах машин. Однако существующие стандартные приводные втулочные и роликовые цепи имеют серьезные недостатки, связанные с их конструкцией и условиями работы. Кроме того, отсутствует методика выбора параметров передачи, обеспечивающих повышение ее долговечности и эффективности.

1. Разработка перспективной конструкции приводной цепи

Наибольшее распространение в машиностроении получили приводные роликовые и втулочные цепи по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87 (здесь и далее приводятся номера государственных стандартов, действующих на территории Российской Федерации). Они используются для приводов, оснащенных звездочками, имеющими конструкцию и размеры зубьев по ГОСТ 591—69 и ГОСТ 592—81. Основными недостатками этих цепей являются: низкая долговечность, сложность изготовления и сборки ввиду наличия пяти типоразмеров деталей, выполненных по 7...8 квалитету точности, и двух посадок с натягом, повышенная шумность работы, вызываемая свободно установленными роликами, невозможность беспрепятственной разборки цепи.

Одним из путей повышения долговечности цепи является увеличение опорной площади ее шарниров. Увеличить опорную площадь шарниров можно за счет увеличения их длины или диаметра. Первое не всегда возможно вследствие ограничения габаритов передачи. Поэтому следует стремиться к увеличению диаметра шарниров. Степень использования сечения шарниров можно определить по отношению диаметра валика к диаметру ролика. Расчеты показывают,

что сечение шарнира у роликовых цепей по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87 используется не более, чем на 50 %. То есть степень использования сечения шарниров у них невысока и элементы шарнира цепи можно увеличить без изменения размеров шаговой группы. При этом износ шарниров этих цепей довольно высок и носит односторонний характер. Поэтому в настоящее время получили распространение приводные пластинчатые цепи, лишенные части указанных недостатков. Они отличаются простотой конструкции и высокой ремонтпригодностью. Диаметры шарниров этих цепей могут быть увеличены почти в два раза, износ шарниров меньше, и он более равномерный [8].

Наиболее простую и надежную конструкцию имеет приводная пластинчатая цепь с внутренним зацеплением [9]. Она содержит одинаковые пластины, свободно установленные проушинами на полые свертные валики, концы которых развальцованы для ограничения их осевого перемещения. То есть цепь состоит из двух отдельных цепных контуров, выполненных на единых валиках, имеющих возможность поворачиваться в шарнирах вокруг своей оси пропорционально углам и количеству перегибов цепи на контуре. Валики выполнены с возможностью контактировать с зубьями звездочек непосредственно или через дистанционные втулки участками, расположенными во внутренних, свободных от пластин зонах, диаметр каждого из которых в этих зонах ограничен диапазоном

$$d_b \leq D \leq D_c, \quad (1)$$

где D — диаметр валика в свободной от пластин зоне; d_b — диаметр валика в зоне шарниров; D_c — диаметр впадины между зубьями звездочки соответствующего шага.

На каждом из участков валиков, занятых шарнирами, диаметр которых ограничен диапазоном

$$0,5d_c \leq d_b \leq D_c, \quad (2)$$

где d_c — наружный диаметр валика стандартной цепи соответствующего шага, установлены проушинами наружные и внутренние пластины, контактирующие с ними. Каждая из пластин образует независимый шарнир с поверхностями этих участков валиков [9].

Однако данное техническое решение тоже не безупречно. Основным его недостатком является низкая долговечность цепи ввиду большого суммарного износа шарниров, приводящего к сильному удлинению цепи. Это вызвано тем, что каждая из наружных и внутренних пластин образует независимый шарнир с поверхностью валиков. В процессе работы на внутренние и наружные пластины каждого звена данной цепи действуют разнонаправленные силы. В результате будет происходить износ шарниров в зоне контакта валиков, как с внутренними, так и наружными пластинами. А суммарный износ будет равен сумме износа шарниров наружных и внутренних пластин.

Другой причиной повышенного износа данной цепи является недостаточный диаметр валика в зоне расположения шарниров, который может быть уменьшен даже до половины наружного диаметра валика стандартной цепи d_c . Поскольку длина втулки стандартной цепи, равная длине ее шарнира, больше суммарной длины внутренних или наружных пластин цепи, диаметр валика не может быть меньше наружного диаметра валика стандартной цепи d_c , что следует из условия необходимой износостойкости ее шарниров.

Еще одним недостатком известной цепи [9] является недостаточная прочность валика ввиду его малого диаметра. У цепи [9] валик полый. Недостаточный диаметр валика может привести к его разрушению в результате среза.

С целью повышения долговечности автором разработана приводная пластинчатая цепь [10]. В данной цепи на каждом из участков валиков, где установлены проушинами наружные и внутренние пластины, одни из пластин, внутренние или наружные, неподвижно соединены с валиком, а другие пластины соединены с ним шарнирно. Причем диаметр шарниров ограничен диапазоном

$$\frac{l_c d_c}{2\delta} \leq d_{ш} < D_c, \quad (3)$$

$$d_{ш}^n \geq 0,124\sqrt{F}, \quad (4)$$

$$d_{ш}^c \geq 0,092\sqrt{F}, \quad (5)$$

где $d_{ш}$ — диаметр валика в зоне шарнира; $l_c d_c$ — диаметр и длина шарнира стандартной цепи соответствующего шага; δ — толщина пластины; D_c — диаметр впадины между зубьями звездочки соответствующего

шага; $d_{ш}^n$ — диаметр полого валика в зоне шарнира; $d_{ш}^c$ — диаметр сплошного валика в зоне шарнира; F — сила натяжения ведущей ветви передачи.

При этом $d_B \geq d_H$, где d_B — диаметр валика в зоне установки внутренних пластин, а d_H — диаметр валика в зоне установки наружных пластин. Кроме того, диаметр каждого из валиков во внутренних, свободных от пластин зонах D , где он входит в контакт с зубьями звездочек, не зависит от диаметров валика в зоне установки пластин [10].

На рис. 1 показан фрагмент приводной пластинчатой цепи [10] со ступенчатыми валиками. Эта цепь состоит из полых или сплошных валиков 1, внутренних пластин 2, наружных пластин 3. На рис. 2 показан фрагмент приводной пластинчатой цепи [10] с гладкими валиками и дистанционными втулками, содержащей гладкие цилиндрические валики 1, внутренние пластины 2, наружные пластины 3 и дистанционные втулки 5. Для ограничения осевого перемещения валиков их концы могут быть расклепаны или развальцованы (для полых валиков). На рис. 1 и 2 с этой целью на концах валиков установлены шплинты 4.

В данном техническом решении [10], по сравнению с цепью [9], количество шарниров сокращено вдвое. Это позволяет увеличить долговечность цепи, снизив ее удлинение. Кроме того, уменьшение количества шарниров дает возможность снизить уровень шума при работе передачи.

В цепи [10] валик в зоне расположения шарниров имеет достаточный диаметр, который может быть определен по формулам (3) ... (5). Формула (3) позволяет выбрать диаметр шарниров цепи из условия их износостойкости и размещения зубьев звездочки в звеньях цепи. Формулы (4) и (5) устанавливают размеры шарниров цепи для полых и сплошных валиков из условия их прочности на срез. Проверка шарниров на смятие не требуется. Отсутствие смятия обеспечивается выполнением условия формулы (3).

В цепи [10] неподвижно с валиками могут быть соединены либо внутренние, либо наружные пластины. При неподвижном соединении с валиками внутренних пластин, и наружные и внутренние пластины могут быть выполнены одинаковыми и установлены на валики по посадкам в системе отверстия. При этом внутренние пластины будут установлены на валики по посадке с натягом, а наружные — по посадке с зазором или по переходной посадке, в которой зазоры и натяги

сравнительно невелики, а вероятность зазоров выше. За счет срезания микронеровностей с контактных поверхностей при сборке цепи натяг в этом соединении практически исчезает, поскольку он примерно равен величине обмятия (среза) микронеровностей при сборке [11; 12]. Диаметр каждого валика во внутренних, свободных от пластин зонах D , где он входит в контакт с зубьями звездочек, может быть больше, меньше или равным диаметру внутренних пластин d_B .

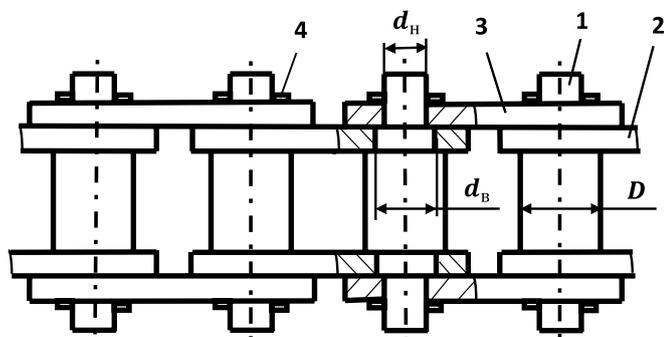


Рис. 1. Фрагмент приводной пластинчатой цепи [10] со ступенчатыми валиками

Figure 1. Fragment of a drive plate chain [10] with step rollers

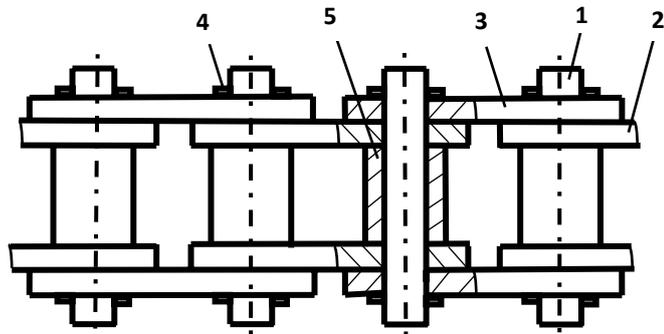


Рис. 2. Фрагмент приводной пластинчатой цепи [10] с гладкими валиками и дистанционными втулками

Figure 2. Fragment of the drive plate chain [10] with smooth rollers and remote bushings

При неподвижном соединении с валиками наружных пластин валики в зоне установки как наружных, так и внутренних пластин могут иметь одинаковые диаметры. Соответствующие посадки пластин на валики: внутренних — с зазором или переходных, наружных — с натягом, могут быть получены в системе

вала. Тогда диаметр каждого валика во внутренних, свободных от пластин зонах, где он входит в контакт с зубьями звездочек, может быть больше или равным диаметру внутренних пластин. В последнем случае между внутренними пластинами должны быть установлены дистанционные втулки, как показано на рис. 2 [10].

Приводная цепь [10] может использоваться для приводов, оснащенных звездочками, имеющими конструкцию и размеры зубьев по ГОСТ 591—69 и ГОСТ 592—81.

Однако приводная пластинчатая цепь [10] также имеет, по меньшей мере, один достаточно серьезный недостаток. Он связан с тем, что работа этой цепи, так же как и цепей по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87, сопровождается удлинением только каких-либо одних звеньев. В цепях по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87, а также в цепи [10], при неподвижном соединении с валиками внутренних пластин, будет происходить удлинение наружных звеньев. В цепях по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87 это будет происходить за счет увеличения шага втулок ввиду их смещения на валиках вследствие износа. При этом шаг внутренних звеньев, жестко связанных со втулками, почти не изменится. В цепи [10] удлинение наружных пластин будет происходить за счет увеличения диаметра отверстий в подвижных наружных пластинах. Шаг внутренних пластин также останется практически неизменным. В цепи [10], при неподвижном соединении с валиками наружных пластин, удлиняться могут только внутренние звенья, а шаг внешних звеньев изменяться не будет. Причем принципиальной разницы в том, какие звенья цепи удлиняются, внутренние или наружные, почти нет. Однако более удобным представляется все же первый вариант ввиду лучшей ремонтнопригодности, а значит, и надежности. Разношаговость увеличивается по мере износа шарниров. При этом ухудшается кинематика работы цепи и звездочки и снижается срок их службы. Исключение составляют только цепи с гнутыми пластинами, у которых шаг цепи от износа увеличивается равномерно во всех ее звеньях. По ГОСТ 13568—97 цепи с этими пластинами имеют достаточно большой шаг. Они предназначены для высоконагруженных приводов.

2. Разработка методики определения оптимальных параметров цепных передач

При выборе передаточного отношения цепной передачи обычно поступают следующим образом. Для создания привода между параллельными валами с большим передаточным отношением предпочтительнее обычно отдать зубчатой передаче. Это приводы механизмов поворота кранов, где помимо редуктора используется открытая зубчатая передача, бетоновозов, сушильных камер, смесителей и т.д. В этих случаях применяют зубчатые колеса большого диаметра, которые достаточно трудно изготовить и смонтировать. При проектировании приводов с большим передаточным отношением цепные передачи стараются не применять ввиду того, что приводная цепь, получив незначительное удлинение, теряет зацепление со звездочкой большего диаметра. В цепных передачах со втулочно-роликовой цепью рекомендуется применять число зубьев звездочек не более 120 [13]. Это ограничение вводится потому, что вследствие увеличения шага цепи в процессе износа ее шарниров происходит потеря зацепления цепи с большой звездочкой. Предпочтительно принимать нечетное число зубьев звездочек (особенно малой), что в сочетании с четным числом звеньев цепи способствует равномерному изнашиванию шарниров цепи и зубьев звездочек [14].

При работе привода элементы шарниров цепи совершают взаимный поворот на угол $\vartheta = 2\pi/z$, где Z — число зубьев звездочки, на каждом зубе звездочки, находящемся в зацеплении. За один пробег цепи валик и втулка каждого шарнира совершают взаимный поворот на 360° . Причем при максимальной нагрузке происходит поворот только на угол ϑ , и то всего два раза: при входе шарнира в зацепление с ведущей и при выходе из зацепления с ведомой звездочкой. Во время этого поворота, а также нескольких других поворотов на этот угол, следующих за ним, на ведущей звездочке или перед ним, на ведомой звездочке, которые происходят при довольно высокой нагрузке, контакт валика и втулки происходит примерно в одном месте. Эти повороты вызывают сильный износ втулок и валиков. Причем износ валиков и втулок будет носить односторонний характер. Остальной поворот деталей шарниров происходит при меньшей нагрузке. В результате втулки смещаются на валиках на величину износа

шарниров, и расстояние между их центрами возрастает на Δt , увеличивая шаг звеньев цепи t . Допускаемое значение относительного удлинения звеньев цепи $\Delta t/t$ ограничивается возможностью потери зацепления со звездочкой, а также уменьшением прочности цепи.

Шаг t новой цепи равен шагу звездочки по делительной окружности диаметром D_d . Шаг цепи t выбирается по ГОСТ 13568—97, ГОСТ 21834—87. Шаг изношенной цепи, измеряемый как расстояние между центрами роликов, $t^l = t + \Delta t$. Изношенная цепь с увеличенным шагом расположится на новом диаметре звездочки D_d^l . Зацепление ролика с зубом звездочки возможно при условии, что

$$d^l \leq D_e + D_{ц} \sin \gamma, \quad (6)$$

где D_e — диаметр окружности выступов; $D_{ц}$ — диаметр элемента зацепления цепей: втулочных $D_{ц} = d_2$, роликовых $D_{ц} = d_3$; γ — половина угла зуба.

Шаг цепи, при котором она полностью теряет зацепление с зубьями звездочки

$$t_3 = \frac{\pi(D_e + D_{ц} \sin \gamma)}{z}. \quad (7)$$

Для звездочек к приводным роликовым и втулочным цепям по ГОСТ 591—69

$$D_{ц} = \frac{t}{\lambda}, \quad (8)$$

$$D_e = t \left(k + ctg \frac{180^\circ}{z} \right), \quad (9)$$

где λ — геометрическая характеристика зацепления; k — коэффициент высоты зуба.

Тогда шаг изношенной цепи при потере зацепления с зубьями звездочки

$$t_3 = \frac{\pi t}{z} \left(k + ctg \frac{180^\circ}{z} + \frac{\sin \gamma}{\lambda} \right). \quad (10)$$

Причем $k = f(\lambda)$. Эта функция задается таблично. Так, при $\lambda = 1,4 \dots 1,8$ $k = 0,48 \dots 0,575$.

Боковая поверхность зуба звездочки по ГОСТ 591—69 состоит из трех участков, очерченных дугами окружностей. Угол γ указан только до конца участка

средней дуги, то есть до диаметра чуть больше делительного. У вершины зуба он составляет примерно 30° .

Подставляя в формулу (10) пределы величин λ и k , а также угол γ , получим

$$t_3 = \frac{\pi t}{z} \left[\left(0,48 + ctg \frac{180^\circ}{z} + \frac{\sin 30^\circ}{1,4} \right) \dots \left(0,575 + ctg \frac{180^\circ}{z} + \frac{\sin 30^\circ}{1,8} \right) \right] =$$

$$= \frac{\pi t}{z} \left[ctg \frac{180^\circ}{z} + (1,837 \dots 0,853) \right] \approx \frac{\pi t}{z} \left(ctg \frac{180^\circ}{z} + 0,845 \right). \quad (11)$$

Относительное удлинение звеньев цепи при этом составит

$$\varepsilon = \frac{t_3 - t}{t} 100\% = \left[\frac{\pi}{z} \left(ctg \frac{180^\circ}{z} + 0,845 \right) - 1 \right] 100\%. \quad (12)$$

Для звездочки к приводной роликовой и втулочной цепи по ГОСТ 592—81

$$D_e = t \left(k + ctg \frac{180^\circ}{z} - \frac{0,31}{\lambda} \right); \quad k = 0,7; \quad \lambda = 1,4 \dots 2,0. \quad (13)$$

Боковая поверхность зуба звездочки по ГОСТ 591—69 типа 1 также состоит из нескольких участков. У вершины зуба угол тоже будет равен примерно 30° . Для этой звездочки

$$\varepsilon = \left[\frac{\pi}{z} \left(ctg \frac{180^\circ}{z} + 0,816 \right) - 1 \right] 100\%. \quad (14)$$

Зуб звездочки по ГОСТ 591—69 типа 2 имеет прямолинейный профиль. Половина угла зуба у нее составляет $\gamma = 13 \dots 20^\circ$. В этом случае

$$\varepsilon = \left[\frac{\pi}{z} \left(ctg \frac{180^\circ}{z} + 0,719 \right) - 1 \right] 100\%. \quad (15)$$

По выражениям (12), (14) и (15) построены графики зависимости относительного удлинения звеньев цепи, при котором она полностью теряет зацепление с зубьями звездочки, от числа зубьев звездочки. Они показаны на рис. 3. Сплошная линия соответствует звездочке по ГОСТ 591—69; пунктирная — звездочке по ГОСТ 592—81, тип 1; штрихпунктирная — звездочке по ГОСТ 592—81, тип 2.

Для примера рассмотрим втулочно-роликую цепную передачу с числом зубьев $Z_1 = 15$ и $Z_2 = 120$ звездочек по ГОСТ 591—69. При удлинении звеньев цепи всего на 2,19 % цепь теряет зацепление с ведомой звездочкой, тогда как для потери зацепления с ведущей звездочкой требуется удлинение звеньев на 16,23 %.

Таким образом, радиальное смещение шарниров цепи с одним и тем же увеличенным шагом по поверхности зуба звездочки к его вершине сильно увеличивается с увеличением числа зубьев звездочки. Это можно объяснить уменьшением углового шага ее зубьев. В данном случае радиальное смещение шарниров цепи по зубьям ведомой звездочки в 7,41 раза больше, чем по зубьям ведущей. Поэтому обычно цепь находится в нормальном зацеплении со звездочкой с небольшим числом зубьев и теряет зацепление со звездочкой с большим числом зубьев.

Из приведенного следует, что для увеличения долговечности цепи при ее удлинении в результате износа шарниров необходимо корректировать диаметр делительной окружности большой звездочки, что обычно не представляется возможным. Предлагаются конструкции звездочек с возможностью

периодического увеличения диаметра делительной окружности [15; 16]. Они содержат одиночные зубья. Однако число одиночных зубьев невелико (всего два), что требует частого увеличения диаметра звездочки [17].

Таким образом, число зубьев ведомой звездочки для цепных передач редукторного типа, а также и передаточное отношение самой передачи будет зависеть от величины наибольшего удлинения звеньев цепи, при котором зацепление цепи с ведомой звездочкой еще сохраняется. Наибольшее удлинение звеньев цепи будет иметь место при предельном износе ее шарниров.

Согласно ГОСТ 30479—97, определяющему методы установления предельного износа, обеспечивающие требуемый уровень безопасности, предельный износ должен быть установлен в государственных стандартах и (или) конструкторских документах на размеры или сопряжения элементов изделия. Однако в ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87 на приводные роликовые и втулочные цепи приводятся данные лишь об удлинении отрезков цепи различного шага при определенной нагрузке и наработке.

Вместе с тем основным требованием, предъявляемым к деталям шарниров (валикам и втулкам) этих цепей, является высокая износостойкость их рабочих поверхностей. Поэтому валики и втулки выполняются преимущественно из цементируемых сталей. После цементации или газового цианирования их закалывают до твердости поверхности не менее 56 ... 65 HRCэ [14].

Согласно ГОСТ 30479—97 критерием предельного износа является начало резкого возрастания интенсивности изнашивания элементов машины. Поэтому ГОСТ 30479—97 устанавливает, что для деталей с поверхностным упрочнением предельный износ не должен превышать глубины упрочненного слоя. Такое состояние в шарнирах наступит при износе одной или одновременно обеих деталей сопряжения на глубину упрочненного слоя.

Большинство передач осуществляется однорядной втулочно-роликовой цепью с шагом 19,05 мм. Таких передач в машинах сельскохозяйственного назначения, например, насчитывается до 60 %. Цепи с шагом 25,4 мм применяются в сравнительно тяжело нагруженных

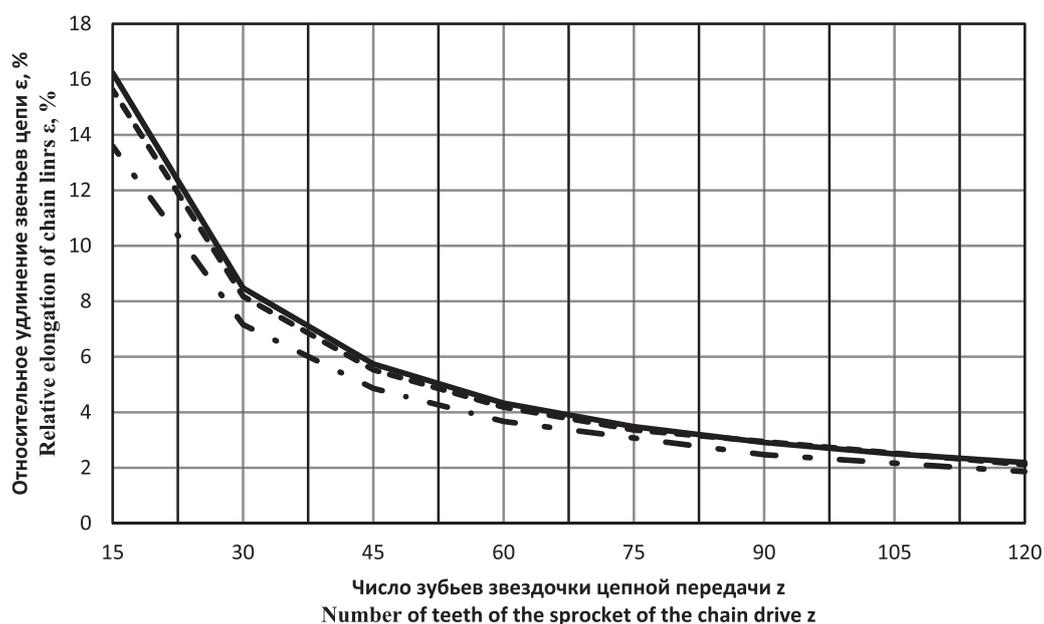


Рис. 3. Зависимость относительного удлинения звеньев цепи, при котором она полностью теряет зацепление с зубьями звездочки, от числа зубьев звездочки

Figure 3. Dependence of the relative elongation of chain links, at which it completely loses engagement with the sprocket teeth, on the number of sprocket teeth

передачах. Они составляют примерно 27 %. Передатки с шагом цепей 31,75 и 38,1 мм встречаются редко, при низких скоростях движения, но больших передаваемых усилиях. Для этих цепей, согласно ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87, отношение глубины диффузионного слоя (эвтектоидный и половина переходного слоя) к диаметру валика должно составлять 3,5 ... 11 %, толщине втулки — 12 ... 30 %. С учетом размеров валиков и втулок этих цепей толщина упрочненного слоя на втулках меньше. То есть при одинаковой твердости контактных поверхностей быстрее изнашивается втулка. Толщина стенки втулок цепи с шагом $t = 19,05$ мм составляет 1,3 мм, цепи с шагом $t = 25,4$ мм — 1,75 мм. Минимальная толщина упрочненного слоя на втулках первой цепи будет равна $\delta = 0,156$ мм, а на втулках второй — $\delta = 0,21$ мм. Тогда величина наибольшего относительного удлинения звеньев цепи из условия износостойкости ее шарниров составит

$$\varepsilon_{\text{ш}} = \frac{4\delta}{t} 100\% . \quad (16)$$

Для цепи с шагом 19,05 мм $\varepsilon_{\text{ш}} = 3,28$ %, а для цепи с шагом 25,4 мм $\varepsilon_{\text{ш}} = 3,3$ %. По графикам рис. 3 находим, что максимальное число зубьев ведомой звездочки по ГОСТ 591—69 и ГОСТ 592—87 типа 1 для этих цепей будет равно 75 или 76, а для звездочки по ГОСТ 592—87 типа 2 составит примерно 60. Для более точного определения числа зубьев ведомой звездочки можно использовать выражения (12), (14) и (15), которые следует решить относительно Z .

Таким образом, для цепей по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87 при числе зубьев ведомой звездочки не больше 75 (число зубьев должно быть нечетным) можно не опасаться, что цепь с нее слетит. Полностью выработав свой ресурс по износу, цепь останется в зацеплении со звездочкой.

Передаточное отношение будет зависеть также от числа зубьев малой (ведущей) звездочки. Оно тем больше, чем меньше зубьев она имеет. Для увеличения долговечности передачи необходимо, чтобы $Z_1 \geq 15 \dots 17$ [14]. Тогда максимальное передаточное отношение цепной передачи будет $u_{\text{max}} \approx 5$. Для силовых передач общего назначения число зубьев малой звездочки выбирают по эмпирической зависимости [13]

$$z_1 = 29 - 2u . \quad (17)$$

Подставив в выражение (17) $u = z_2/z_1$, получим

$$z_1 = 29 - 2 \frac{z_2}{z_1} . \quad (18)$$

В результате приходим к квадратному уравнению относительно числа зубьев малой звездочки

$$z_1^2 - 29z_1 + 2z_2 = 0 , \quad (19)$$

нужным корнем которого будет число 22,26. Округляя его до ближайшего нечетного числа, получим $Z_1 = 23$, а $u = 75/23 = 3,26$. Более грубо можно оценить оптимальное передаточное отношение цепной передачи с цепями по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87 и звездочками по ГОСТ 591—69 и ГОСТ 592—87 типа 1, как $u = 3 \dots 5$. Аналогично получим оптимальное передаточное отношение цепной передачи с теми же цепями и звездочкой по ГОСТ 592—87 типа 2, которое будет $u = 2,5 \dots 4$.

Передаточное отношение цепной передачи определяется также размерами привода и особенностями его конструкции. Поэтому в ряде обоснованных случаев, возможно его отклонение от данного диапазона.

Что касается приводных пластинчатых цепей [10], то, согласно ГОСТ 30479—97, предельный износ шарниров здесь составит двукратную величину установочного зазора. То есть относительный износ шарниров будет определяться точностью изготовления его деталей. В соединении с валиком пластины должны входить по скользящей посадке H/h . Точность размеров деталей шарниров зависит от способа их изготовления. Причем обработать валики проще, чем отверстия в пластинах. Наиболее вероятными способами получения отверстий в пластинах, учитывая характер производства, являются методы пластической деформации. К ним, в частности, относится пробивка. Она обеспечивает получение отверстий по 11 ... 12 качеству точности. Другой вариант — лезвийная обработка: сверление и зенкерование или сверление и протягивание. Они обеспечивают получение отверстий по 11 и 8 ... 9 качеству точности соответственно. ГОСТ 25347—82 рекомендует в этом случае посадки, $H11/h11$, $H12/h12$, а также $H9/h9$ и $H9/h8$.

Величина наибольшего относительного удлинения звеньев приводной пластинчатой цепи [10] из условия износостойкости ее шарниров для выбранных посадок показана в табл. 1. Вычисления выполнялись при условии, что наружные диаметры валиков цепи по рис. 1

и роликов цепи по рис. 2 соответствуют диаметрам элементов зацепления цепей по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87.

Из данных таблицы видно, что вариант сопряжения шарниров цепи [10] по посадке $H12/h12$ является неприемлемым, так как относительное удлинение звеньев цепи при полном износе ее шарниров достаточно велико, что не позволит работать с большими

передаточными отношениями. Цепь будет соскакивать почти со всех звездочек. Максимальное число зубьев звездочки, с которой она не соскочит, исчерпав полностью свой ресурс по износу, будет составлять примерно 40. Кроме того, зазор в изношенных шарнирах будет очень большим, что повысит уровень шума и динамические нагрузки при работе цепи.

Таблица 1
Величина наибольшего относительного удлинения звеньев приводной пластинчатой цепи [10] из условия износостойкости ее шарниров

Table 1
The highest value of elongation links drive plate chain [10] from the condition of wear of its hinges

Тип приводной пластинчатой цепи Type of drive plate chain	Шаг цепи, мм Chain step, mm	Допустимый относительный износ звеньев цепи для рекомендуемых посадок, % Permissible relative wear of chain links for recommended landing, %			
		$H9/h8$	$H9/h9$	$H11/h11$	$H12/h12$
		По рис. 1 According to fig. 1	19,05	1,18	1,44
	25,4	0,88	1,08	2,75	4,53
По рис. 2 According to fig. 2	19,05	1,36	1,69	4,22	7,03
	25,4	1,23	1,51	3,85	6,3

Причем вариант конструкции цепи на рис. 1 во всех случаях представляется более предпочтительным, чем на рис. 2, хотя дистанционные втулки в цепи на рис. 2 играют роль роликов, которые снижают трение между звеньями цепи и зубьями звездочки. Передатки с цепью с шагом $t = 25,4$ мм позволяют обеспечить большее передаточное отношение. Это связано с тем, что поле допуска размеров деталей шарниров цепей с шагом $t = 19,05$ мм и $t = 25,4$ мм одинаково, а шаг второй цепи больше. Сопряжение шарниров цепи по посадке $H11/h11$ позволит обеспечить почти такое же передаточное отношение, как и для цепей по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87. Его оптимальная величина составит $u = 3 \dots 6$. При выборе посадок и $H9/h9$ и $H9/h8$ передаточное отношение можно значительно повысить, до $u = 10$ и выше. Причем достаточно лишь посадки $H9/h9$. Это позволит использовать передачи, оснащенные данной цепью, в приводах с большим передаточным отношением. Однако цепь в этом случае будет несколько дороже ввиду необходимости более точной обработки ее шарниров. Для определения числа зубьев большой звездочки и оптимального передаточного отношения

передачи для всех вариантов, приведенных в табл. 1, следует использовать методику изложенную выше.

Заключение

Приводные роликовые и втулочные цепи по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87 имеют ряд серьезных недостатков, что ограничивает их применение в машиностроении. В настоящее время получили распространение приводные пластинчатые цепи. Они отличаются простотой конструкции и высокой ремонтпригодностью. Диаметры шарниров этих цепей могут быть увеличены почти в два раза, а износ шарниров меньше и он более равномерный. Однако наиболее простая и надежная из данных цепей, приводная пластинчатая цепь с внутренним зацеплением [9], содержащая одинаковые пластины, свободно установленные проушинами на полые свертные валики, тоже имеет определенные недостатки. Основным ее недостатком является низкая долговечность, ввиду большого суммарного износа шарниров, приводящего к сильному удлинению цепи.

С целью повышения долговечности автором предложена приводная пластинчатая цепь [10], в ко-

торой одни из пластин, внутренние или наружные, неподвижно соединены с валиком, а другие пластины соединены с ним шарнирно. Причем диаметр шарниров находится в соотношении с диаметром и длиной шарнира стандартной цепи и диаметром впадины между зубьями звездочки соответствующего шага, силой натяжения ведущей ветви передачи.

Проведена оптимизация параметров передач как со стандартными цепями, так и с предложенной автором цепью, обеспечивающих повышение их долговечности. В этой связи разработана методика определения наибольшего удлинения звеньев стандартных цепей, а также цепи, разработанной автором, из условия износостойкости их шарниров. Также разработана методика, позволяющая определять максимальное число зубьев звездочек по ГОСТ 591—69 и ГОСТ 592—81, с которыми данные цепи, изношенные в определенной степени, способны сохранять зацепление. На этой основе даны рекомендации по выбору оптимального передаточного отношения данных цепных передач.

Передаточное отношение передачи с приводной пластинчатой цепью, разработанной автором, определяется, прежде всего, точностью изготовления ее шарниров. При изготовлении деталей шарниров цепи по 11-му качеству точности можно обеспечить почти такое же передаточное отношение, как и для цепей по ГОСТ 13568—97 и ГОСТ 21834—87. Его оптимальная величина составит $u = 3 \dots 6$. При более точном изготовлении деталей шарниров цепи, например по 9 качеству точности, передаточное отношение можно значительно повысить, до $u = 10$ и выше. Это позволит использовать передачи, оснащенные данной цепью, в приводах с большим передаточным отношением.

Список литературы

1. Zhang S.P., Tak T.O. Efficiency estimation of roller chain power transmission system // Applied Sciences (Switzerland). 2020. Vol. 10. No. 21. P. 7729. <https://doi.org/10.3390/app10217729>
2. Zhao J.T., Wang S.Z., Yang X. Elastodynamic analysis on a long-distance transmission roller chain // Applied Mechanics and Materials. 2014. Vol. 607. P. 209—212.
3. Kim C.U., Chung J.Y., Song J.I. Dynamic analysis of long heavy-duty roller chain for bucket elevator of continuous ship unloader // Advances in Mechanical Engineering. 2017. Vol. 9. No. 8. P. 1—11. <https://doi.org/10.1177/1687814017723296>
4. Metilkov S.A., Yunin V.V. Influence of wear of a roller chain on transmission fitness // Russian Engineering Researches. 2008. Vol. 28. No. 8. P. 741—745.
5. Amiruddin H., Abdollah M.F., Mohamad Nizar M.A.D. Measurement of roller chain wear lubricated with palm oil-based hexagonal boron nitride nanoparticles // Industrial Lubrication and Tribology. 2020. Vol. 72. No. 10. P. 1199—1204.
6. Saito R., Noda N.A., Sano D. Fatigue strength analysis and fatigue damage evolution of roller chain // Metals. 2018. Vol. 8. No. 10. P. 847.
7. Wragge-Morley R., Yon J., Lock R. A novel pendulum test for measuring roller chain efficiency // Measurement Science and Technology. 2018. Vol. 29. No. 7. P. 075008.
8. Dasari N., Ramesh K. Analysis of a complex shape chain plate using transmission photoelasticity // Applied Mechanics and Materials. 2012. Vol. 110. No. 116. P. 2623–2627.
9. Усов А.С., Усова Е.В. Патент на изобретение RU 2598115 C1, МПК F16H 7/06. Приводная пластинчатая цепь с внутренним зацеплением. 31.03.2015. Бюл. № 26.
10. Белоусов Ю.В., Мамиева И.А. Патент на изобретение RU 2714413 C1, МПК F16H 7/06. Приводная пластинчатая цепь. 14.02.2020. Бюл. № 15.
11. Белоусов Ю.В., Страшнов С.В. Определение контактных напряжений и зазоров в шарнирах цепных передач // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2018. Т. 19. № 2. С. 147—154. <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2018-19-2-147-154>
12. Belousov Yu. V., Shambina S.L., Rekach F.V. Definition of contact stresses and gaps in the hinges of chain gears // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020. P. 012009.
13. Андриенко Л.А., Байков Б.А., Захаров М.Н. и др. Детали машин: учебник для вузов / под ред. О.А. Ряховского. 4-е изд., перераб и доп. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 465 с.
14. Машиностроение: энциклопедия: в 40 т. Т.I–IV. Детали машин. Конструкционная прочность. Трение, износ, смазка / ред. кол. Д.Н. Решетов, А.П. Гусенков, Ю.Н. Дроздов и др.; под общей редакцией Д.Н. Решетова. М.: Машиностроение. 1995. 864 с.
15. Патент 37361 Украина: МПК F16G 13/00. Цепная передача.
16. Патент 88356 Украина: МПК F16H 9/00, F16G 13/00. Способ повышения долговечности работы цепных передач.
17. Хабрат Н.И., Умеров Э.Д. Повышение долговечности цепной передачи с увеличенным передаточным отношением // Вестник машиностроения. 2017. № 8. С. 51—53.

References

1. Zhang SP, Tak TO. Efficiency estimation of roller chain power transmission system. *Applied Sciences (Switzerland)*. 2020;10(21):1-13. <https://doi.org/10.3390/app10217729>
2. Zhao JT, Wang SZ, Yang X. Elastodynamic analysis on a long-distance transmission roller chain. *Applied Mechanics and Materials*. 2014;607:209—212.
3. Kim CU, Chung JY, Song JI. Dynamic analysis of long heavy-duty roller chain for bucket elevator of continuous ship unloader. *Advances in Mechanical Engineering*. 2017;9(8):1—11. <https://doi.org/10.1177/1687814017723296>
4. Metilkov SA, Yunin VV. Influence of wear of a roller chain on transmission fitness. *Russian Engineering Researches*. 2008;28(8):741—745.
5. Amiruddin H., Abdollah M.F., Mohamad Nizar M.A.D. Measurement of roller chain wear lubricated with palm oil-based hexagonal boron nitride nanoparticles. *Industrial Lubrication and Tribology*. 2020;72(10):1199—1204.
6. Saito R, Noda NA, Sano D. Fatigue strength analysis and fatigue damage evolution of roller chain. *Metals*. 2018;8(10):847.
7. Wragge-Morley R, Yon J, Lock R. A novel pendulum test for measuring roller chain efficiency. *Measurement Science and Technology*. 2018;29(7):075008.
8. Dasari N, Ramesh K. Analysis of a complex shape chain plate using transmission photoelasticity. *Applied Mechanics and Materials*. 2012;110(116):2623—2627.
9. Usov AS, Usova EV. Patent 2598115 Russia: IPC F16H 7/06. Drive plate chain with internal engagement. 31.03.2015. (In Russ.)
10. Belousov YuV, Mamieva IA. Patent 2714413 Russia: IPC F16H 7/06. Drive plate chain. A. 14.02.2020.
11. Belousov YuV, Strashnov SV. Determination of contact stresses and gaps in the joints of chain gears. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2018;19(2):147—154. (In Russ.) <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2018-19-2-147-154>
12. Belousov YuV, Shambina SL, Rekach FV. Definition of contact stresses and gaps in the hinges of chain gears. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 2020;841:012009.
13. Andrienko LA, Baykov BA, Zakharov MN, et al. *Details of machines: textbook for universities*. Ryakhovsky OA (ed.). 4th ed. Moscow: Publishing house of the Bauman Moscow State Technical University; 2014. (In Russ.)
14. *Engineering. Encyclopedia*. Vol. I–IV. Reshetov AP, Gusenkov DN, YuN. Drozdov YuN, et al. (eds.). DN Reshetov (general ed.). Details of machines. Structural strength. Friction, wear, lubrication. Moscow: Engineering; 1995. (In Russ.)
15. Patent 37361 Ukraine: IPC F16G 13/00. Chain drive. (In Russ.)
16. Patent 88356 Ukraine: IPC F16H 9/00, F16G 13/00. A method for increasing the durability of chain drives. (In Russ.)
17. Khabrat NI, Umerov ED. Increasing the durability of chain transmission with an increased gear ratio. *Bulletin of mechanical engineering*. 2017;8:51—53. (In Russ.)

Сведения об авторе

Белосов Юрий Вениаминович, доцент кафедры основ конструирования машин МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 7102-6966, Scopus ID: 57192978540; e-mail: juvbelousov@bmstu.ru

About the author

Yuri V. Belousov, Associate Professor, Department of Fundamentals of Machine Design, BMSTU, Candidate of Technical Sciences; eLIBRARY SPIN-code: 7102-6966, Scopus ID: 57192978540; e-mail: juvbelousov@bmstu.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-84-99
УДК 69.002.5

Research article / Научная статья

Pseudospheric shells in the construction

Mathieu Gil-oulbé*, Ipel Junior A. Ndomilep, Prosper Ngandu

Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University),
6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation
*E-mail: gil-oulbem@hotmail.com

Article history

Received: October 29, 2020

Revised: January 09, 2021

Accepted: February 20, 2021

Keywords: pseudosphere, Beltrami surface, tractrix, bending calculation theory, temporal calculation theory, pseudosphere resistance

For citation

Gil-oulbé M, Ndomilep IJA, Ngandu P. Pseudospheric shells in the construction. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):84–99. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-84-99>

Abstract. The architects working with the shell use well-established geometry forms, which make up about 5—10 % of the number of known surfaces, in their projects. However, there is such a well-known surface of rotation, which from the 19th century to the present is very popular among mathematicians-geometers, but it is practically unknown to architects and designers, there are no examples of its use in the construction industry. This is a pseudosphere surface. For a pseudospheric surface with a pseudosphere rib radius, the Gaussian curvature at all points equals the constant negative number. The pseudosphere, or the surface of the Beltrami, is generated by the rotation of the tractrix, evolvent of the chain line. The article provides an overview of known methods of calculation of pseudospheric shells and explores the strain-stress state of thin shells of revolution with close geometry parameters to identify optimal forms. As noted earlier, no examples of the use of the surface of the pseudosphere in the construction industry have been found in the scientific and technical literature. Only Kenneth Becher presented examples of pseudospheres implemented in nature: a gypsum model of the pseudosphere made by V. Martin Schilling at the end of the 19th century.

Псевдосферические оболочки в строительстве

М. Жиль-улбе*, И.Дж.А. Ндомилеп, П. Нганду

Российский университет дружбы народов,
Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6
*E-mail: gil-oulbem@hotmail.com

История статьи

Поступила в редакцию: 29 октября 2020 г.

Доработана: 09 января 2021 г.

Принята к публикации: 20 февраля 2021 г.

Аннотация. Архитекторы, работающие с оболочкой, используют в своих проектах хорошо зарекомендовавшие себя геометрические формы, которые составляют около 5-10% от числа известных поверхностей. Однако есть такая известная поверхность вращения, которая с XIX в. по настоящее время пользуется большой популярностью среди математиков-геометров, но практически неизвестна

© Gil-oulbé M., Ndomilep I.J.A., Ngandu P., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

архитекторам и дизайнерам, нет примеров ее применения в строительной отрасли. Это поверхность псевдосферы. Для псевдосферической поверхности гауссова кривизна во всех точках равна постоянному отрицательному числу. Псевдосфера, или поверхность Бельтрами, образуется вращением трактрисы. Псевдосфера, или поверхность Бельтрами, образуется вращением трассерсиса, эволюционирующего из цепной линии. В статье дается обзор известных методов расчета псевдосферических оболочек и исследуется напряженно-деформированное состояние тонких оболочек вращения с близкими геометрическими параметрами для определения оптимальных форм. Как отмечалось ранее, в научно-технической литературе не найдены примеры применения поверхности псевдосферы в строительной отрасли. Только Кеннет Бехер представил примеры псевдосфер, реализованных в природе: гипсовая модель псевдосферы, сделанная В. Мартином Шиллингом в конце XIX века.

Ключевые слова: псевдосфера, поверхность Бельтрами, трактриса, теория расчета на изгиб, теория временных расчетов, прочность псевдосферических оболочек

Для цитирования

Gil-oulbé M., Ndomilep I.J.A., Ngandu P. Pseudospheric shells in the construction // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 84–99. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-84-99>

Introduction

The most famous modern architects can be divided into three groups. One group seeks to build [1] high — rise facilities while saving expensive land, especially in urban areas. These architects believe that big — flying structures are necessary only if they are functionally needed. In some cases, large — flying structures have even been demolished to make room for high — rise buildings (Moscow, Minsk, Belarus) or for a more profitable building (The King Dome, Seattle, USA). Another group believes that it is more comfortable for a person to be closer to the ground [2]. They join the former President of the International Shell Association (1966), Prof. A.M. Haas: “The people who build the shells are advanced people; They are united by the desire for new forms, new ways of solving problems” [3] and, by applying scientific approaches to analyse and design large — span structures, they have achieved outstanding success [4]. The third group believes that using traditional constructions (walls, columns, flat overlays) and rectangular shapes, it is also possible to get good results. They focus on low — cost model designs, shapes and high — end materials.

The architects working with the shell use well established geometry forms, which make up about 5—10 % of the number of known surfaces, in their projects. These are paraboloids of revolution [5], umbrella — shaped, apple — shaped, cyclic, propeller, cylindrical shell [6], conic shell [7], mid — surface shell in the form of conoid and cylindroid [8], elliptical paraboloid [9], single —

striped hyperboloid [10] and some others [11]. In each particular case, architects and design engineers chose the most optimal shape of the shell based on functional necessity, strength, aesthetics, etc.

However, there is such a well — known surface of revolution, which from the 19th century to the present is the focus of mathematicians — geometers [12—18], but it is almost unknown to architects and designers, there are no examples of its application in the construction industry. This is a pseudo — sphere surface.

1. Characteristics and methods of setting the pseudosphere

For pseudosphere surface (Figure 1, Figure 2) radius a Gaussian curvature $K = k_1 k_2$ at all points equals a constant negative number $K = -1 / a^2$.

Pseudosphere, or the surface of the Beltram, is formed by rotation of tracersis, chain line involutes $r = ach(z/a)$, relative to the z-axis.

The equation of the tractrix is

$$x = a \sin u, z = a [\cos u + \ln \operatorname{tg}(u/2)], 0 < u < \pi,$$

where u – involute of a catenary line, the angle between the y-axis and tangent to tractices.

The tractrix equation can also be written as

$$z = a \ln \frac{a \pm \sqrt{a^2 - r^2}}{r} \mp \sqrt{a^2 - r^2},$$

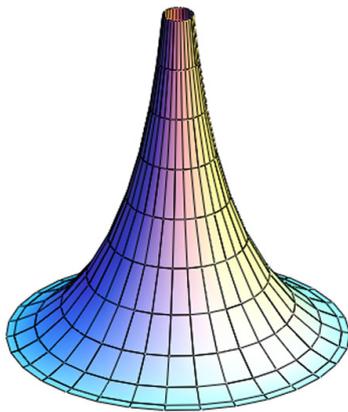


Figure 1. One pseudosphere cavity

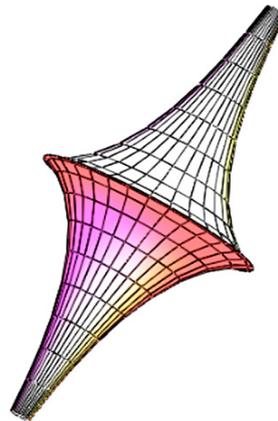


Figure 2. Pseudo-space with two cavities

where the upper signs refer to the positive branch $z > 0$, lower to negative $z < 0$ (Figure 2). The length of the segment tangent to the tractor from the point of contact to the point of intersection with the z -axis – constant and equal to $a > 0$. The section line of the pseudosphere by the xOy plane (edge of the pseudosphere) – is a circle of radius a , for all other parallels $r < a$. The volume of one floor of the pseudosphere: $V = \pi a^3/3$.

Three forms of pseudosphere definition are known using parametric equations [19]. For further application, let us use the following parametric form of pseudosphere surface setting:

$$x = x(r, \beta) = r \cos \beta, \quad y = y(r, \beta) = r \sin \beta,$$

$$z = z(r) = a \ln \left[\left(a + \sqrt{a^2 - r^2} \right) / r \right] - \sqrt{a^2 - r^2},$$

where r is the distance from the rotation axis to the corresponding pseudosphere point ($r < a$), circle $r = r_{max} = a$ – is the pseudosphere edge. Area between parallels $r = a$ and $r = r_0$:

$$S = 2\pi a(a - r_0).$$

In this case, the coefficients of the basic quadratic forms of the surface and its main curvatures are:

$$A = \frac{a}{r}, \quad F = 0, \quad B = r, \quad L = \frac{a}{r\sqrt{a^2 - r^2}},$$

$$M = 0, \quad N = -\frac{r\sqrt{a^2 - r^2}}{a}, \quad k_1 = \frac{r}{a\sqrt{a^2 - r^2}},$$

$$k_2 = -\frac{\sqrt{a^2 - r^2}}{ar}.$$

Therefore, the pseudosphere is defined in curved orthogonal contiguous coordinates. r, β , i.e., in the lines of the main curves. “Appeal in the middle of the XIX century. Geometers to pseudospheric surfaces, surfaces of constant negative curvature $K = -1/a^2$, it was an important step in the development of mathematics. Pseudospherical surfaces were of great importance for the visual interpretation of non-Euclidean hyperbolic geometry discovered by N.I. Lobachevsky. The subsequent development of mathematics revealed a close connection of pseudospherical surfaces with network theory, soliton theory, attractors, nonlinear equations of mathematical physics, Beclund transformations, etc.” [12].

2. Overview of pseudosphere shell analyses

The membrane theory of analysing pseudospherical shells was realized by V.G. Rekach [20] for the case of a homogeneous problem. The solution was made in the form of a trigonometric series. He also determined the tangential forces in the pseudospherical shell of constant thickness from its self-weight, supported hinged-movably in the normal direction in a parallel circle $r = 0,5a$.

The bending theory of analysis of pseudospherical shells in a linear formulation subject to surface symmetric and inversely symmetric loads was considered in the work of D. Werner [21]. The solution was made in analytical form. A numerical example of the analysis is presented in tabular form. To simplify the analysis, the Poisson's ratio was assumed to be zero.

The first attempt to make an overview of all the works devoted to pseudospherical surfaces and shells was made in 1998 in the article [22]. In it, in addition to the investigations of E. Beltrami, V.G. Rekach [20], D. Werner [21], the results obtained by B. Bhattacharya [23] and A.P. Filin [24] are described. A.P. Filin gave formulas for analysing the deformation parameters, the equation of continuity of deformations and the equation of equilibrium of the element of the pseudospherical shell given in the curvature lines. Krawczyk J. [32] considered infinitesimal deformations of thin elastic shells of constant thickness.

A.A. Kalashnikov [30] determined the normal forces in the pseudospherical shell subject to its self-weight by the membrane theory. He then, using the SCAD FEM program, analysed the same shell also subject to its self-weight. Comparison of the results showed a large difference in the values of the ring normal forces on the support. Bending moments are mainly concentrated near the bottom support by the type of edge effect.

In recent years, appeared the first studies on stability of pseudospherical shells. Mikheev A.V. [25], Jasion P., Magnucki K. [26; 27] are working on this issue.

3. Stress-strain state of shells of revolution with close geometric parameters

There are a number of works, for example [29], where some criteria are put forward for assessing the optimality of the selected design solution. V.V. Novozhilov [29] suggested using the results of their analysis according to the membrane theory for an approximate estimate of the optimality of the chosen form of the thin-walled shell of revolution. Shells with similar geometric parameters (boom lifting and diameter of the shell at the base) were chosen for the analysis.

Let's follow his example. Figure 3 shows five types of shells of revolution. The pseudospherical (Figure 3, a),

conical shell (Figure 3, b), a shell with a median surface of revolution of the hyperbola $z = \frac{b}{x}$ around the z-axis (Figure 3, c), a shell with the median surface of revolution of the asteroid (Figure 3, d) and in the form of a one-sheeted hyperboloid of revolution (Figure 3, e).

All these surfaces are defined by parametric equations: $x = x(r, \beta) = r \cos \beta$, $y = y(r, \beta) = r \sin \beta$, $z = z(r)$, where for the pseudosphere (Figure 3, a):

$$z = z(r) = a \ln \frac{a + \sqrt{a^2 - r^2}}{r} - \sqrt{a^2 - r^2},$$

for the cone (Figure 3, b):

$$z = z(r) = -\frac{rH}{r_1 - r_2},$$

for the surface of rotation of the hyperbola $z = b/x$ around the axis Oz (Figure 3):

$$z = z(r) = \frac{Hr_1r_2}{(r_1 - r_2)r}.$$

For the surface of the rotation of the asteroid (Figure 3, g):

$$z = z(r) = (b^{\frac{2}{3}} - r^{\frac{2}{3}})^{3/2},$$

the parameter b must be found from the equality:

$$H = (b^{2/3} - r_2^{2/3})^{3/2} - (b^{2/3} - r_1^{2/3})^{3/2},$$

for a single-cavity hyperboloid of revolution (Figure 3, d):

$$z = z(r) = \frac{-H\sqrt{r^2 - b^2}}{(\sqrt{r_1^2 - b^2} - \sqrt{r_2^2 - b^2})}.$$

where parameter b can take any value, but $b < r_2$.

All unspecified geometric parameters are shown in Figure 3. In the same figure, the meridians of the pseudosphere are shown by a solid line, and the meridians of the remaining surfaces of revolution are shown by a thin line with dots.

Shell thickness $h = 0.05 \text{ cm}$, self-weight type surface load $q = 100 \text{ kg} / \text{m}^2$, the radius of the base is $r_1 = 4 \text{ m}$, the radius of the hole in the apex is $r_2 = 2 \text{ m}$, the boom of lifting $H = 5.15 \text{ m}$ is the same for all shells, $r_2 \leq r \leq r_1$, $0 \leq \beta \leq 2\pi$.

Under axisymmetric loading of the shells of revolution, the surface distributed load in the direction of the curvilinear coordinate β is zero ($Y = 0$), normal forces (N_r, N_β), shearing forces (Q_r), bending moments (M_r, M_β), deformations ($\varepsilon_r, \varepsilon_\beta, \kappa_r, \kappa_\beta$) and displacements

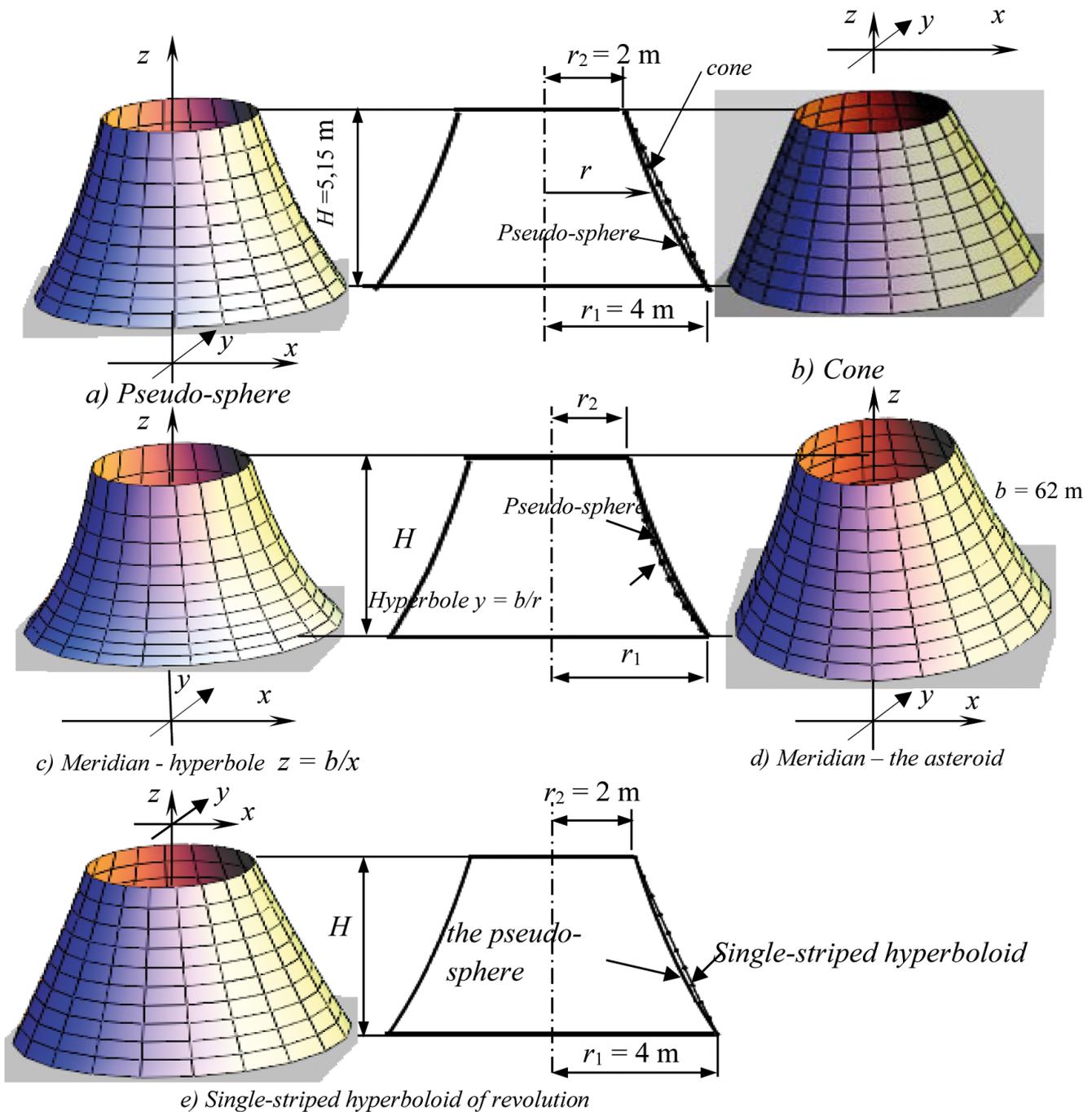


Figure 3. Five types of rotation surfaces

$(W = u_z, u_r)$ are independent of the longitude angle β , and, in addition,

$$S = Q_\beta = M_{r\beta} = 0, \quad u_\beta = \varepsilon_{r\beta} = \kappa_{r\beta} = 0.$$

Figures 4–28 present the analysis results of the shells of revolution considered subject to self-weight by the finite elements method with a pivotally fixed support of

the lower edge ($r = r_1$) and the free upper edge ($r = r_2$). Accepted $E = 3.5 \cdot 10^4 \text{ MPa}$, Poisson's ratio $\nu = 0.1$.

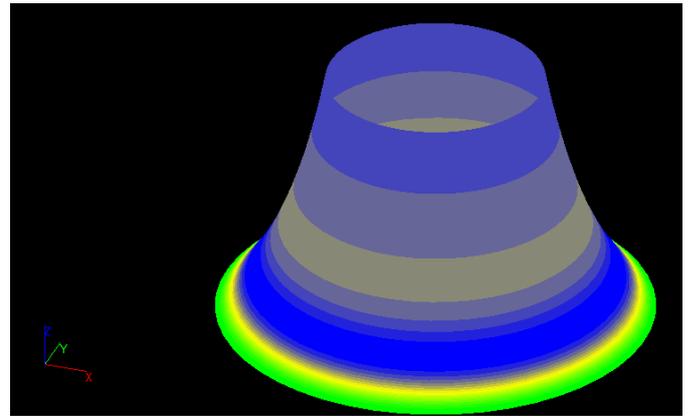
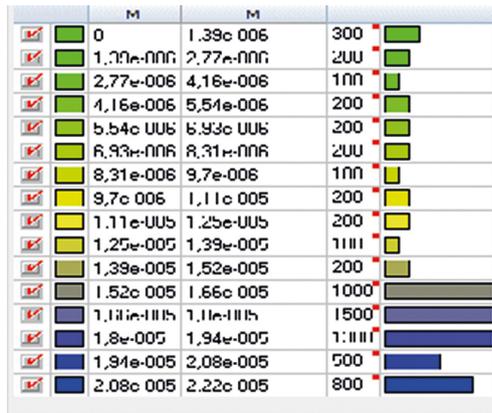


Figure 4. The overall displacement of Pseudosphere

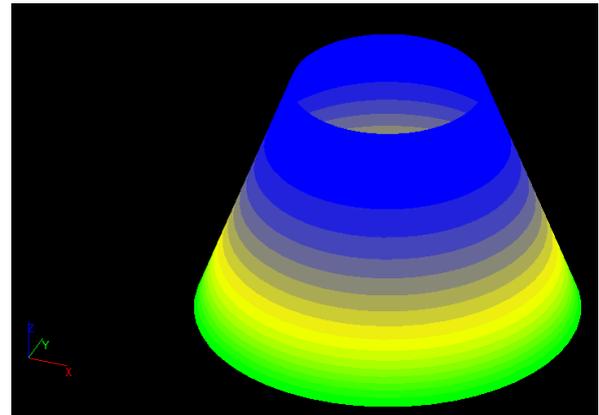
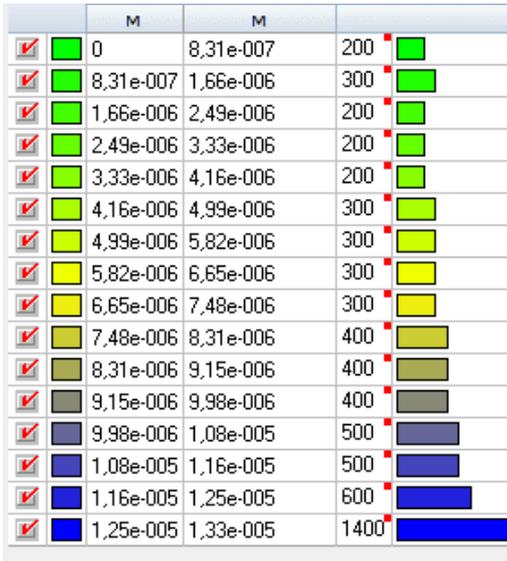


Figure 5. The overall displacement of Cone

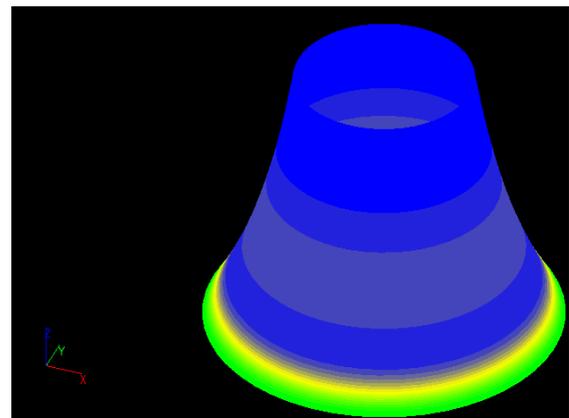
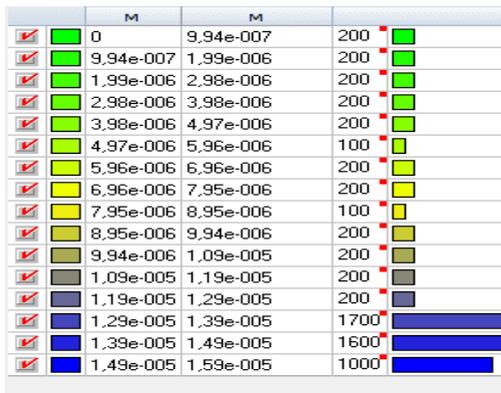


Figure 6. The overall displacement of Meridian – Hyperbole

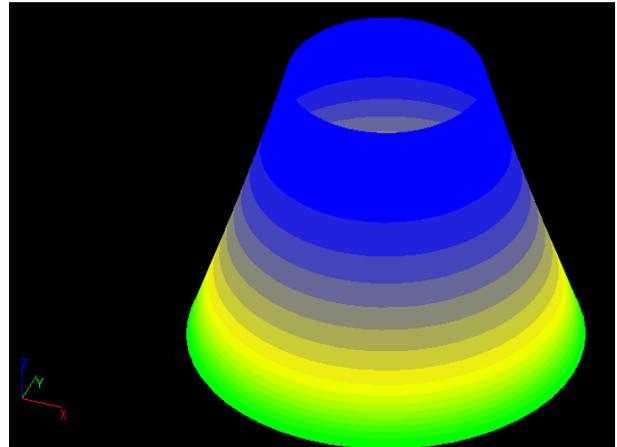
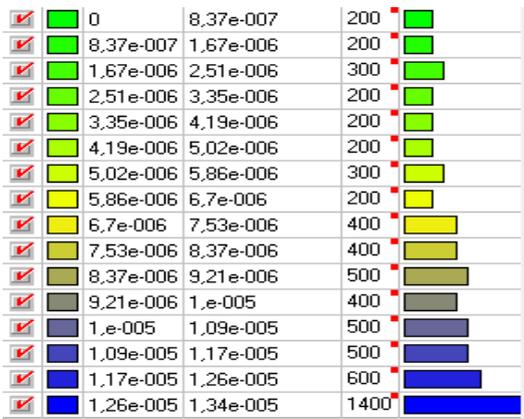


Figure 7. The overall displacement of Meridian – Asteroid

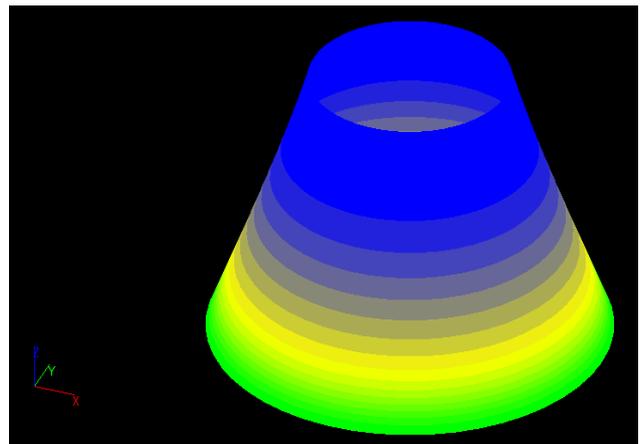
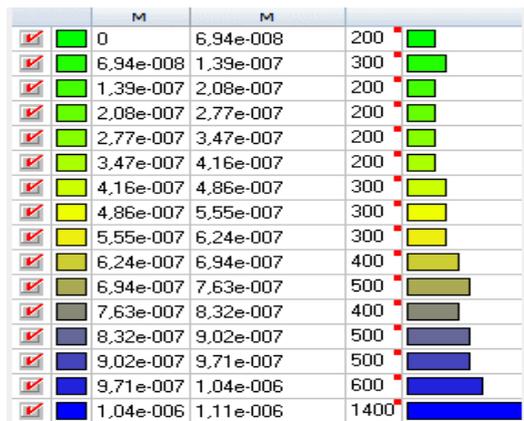


Figure 8. The overall displacement of Single-cavity hyperboloid of revolution

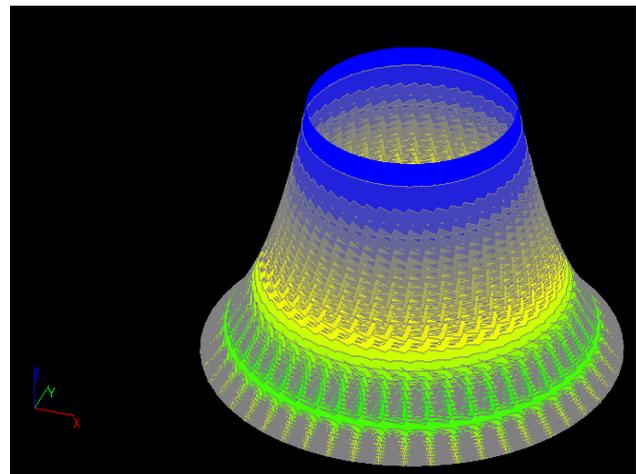
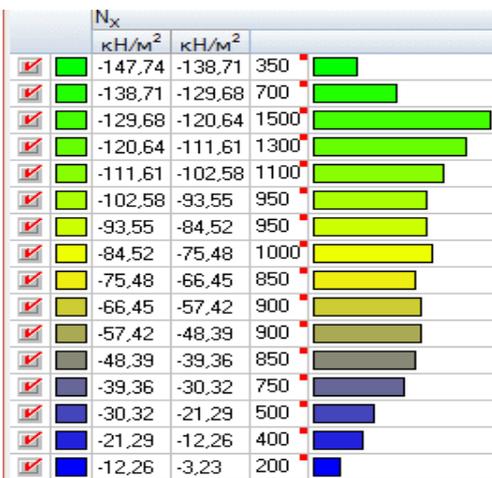


Figure 9. The Normal effort of Pseudosphere about the x-axis

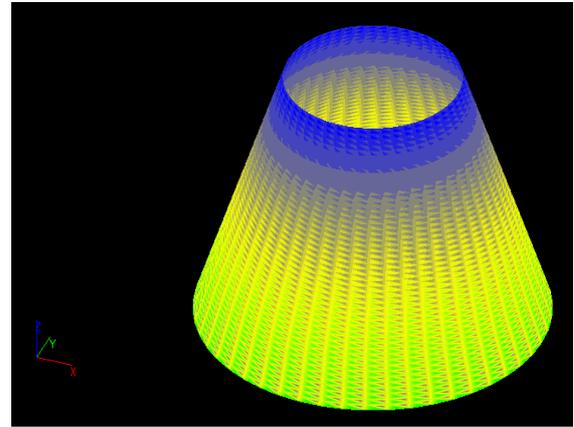
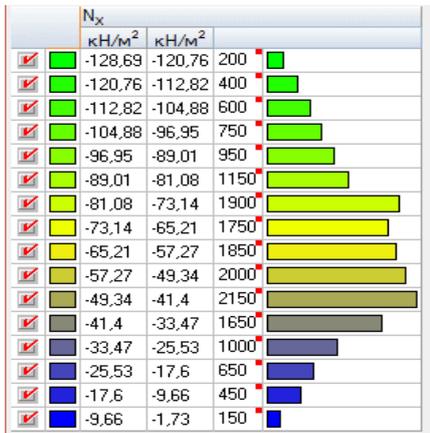


Figure 10. The Normal effort of Cone about the x-axis

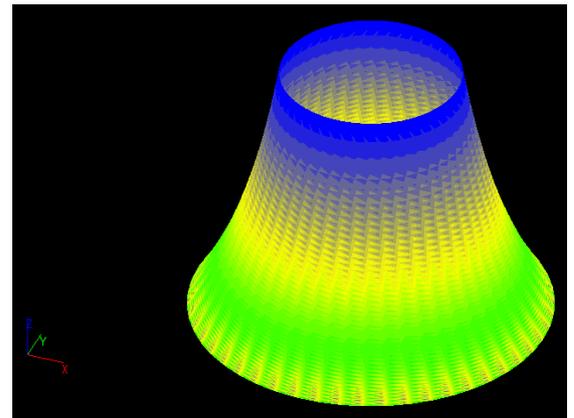
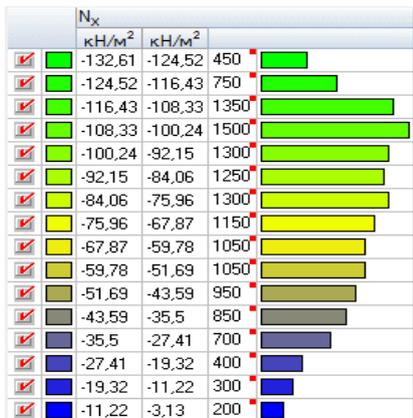


Figure 11. The Normal effort of Meridian – Hyperbole about the x-axis

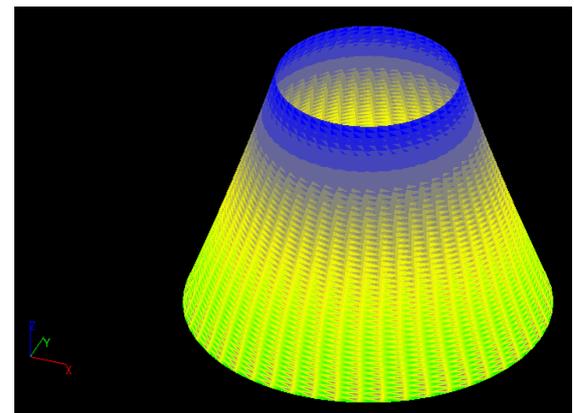
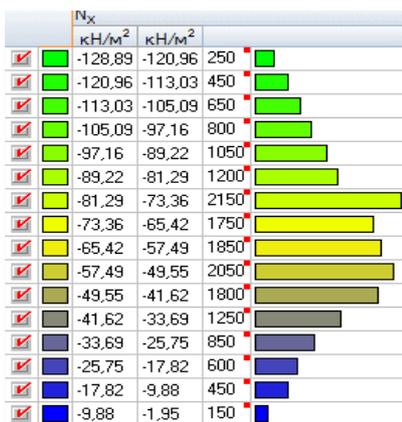


Figure 12. The Normal effort of Meridian – Asteroid about the x-axis

		N_x		
		$\kappa\text{H}/\text{M}^2$	$\kappa\text{H}/\text{M}^2$	
✓	█	-10,7	-10,04	250
✓	█	-10,04	-9,38	450
✓	█	-9,38	-8,73	650
✓	█	-8,73	-8,07	800
✓	█	-8,07	-7,41	1050
✓	█	-7,41	-6,75	1200
✓	█	-6,75	-6,1	2100
✓	█	-6,1	-5,44	1850
✓	█	-5,44	-4,78	1950
✓	█	-4,78	-4,12	2000
✓	█	-4,12	-3,47	2050
✓	█	-3,47	-2,81	1350
✓	█	-2,81	-2,15	750
✓	█	-2,15	-1,49	550
✓	█	-1,49	-0,83	450
✓	█	-0,83	-0,18	200

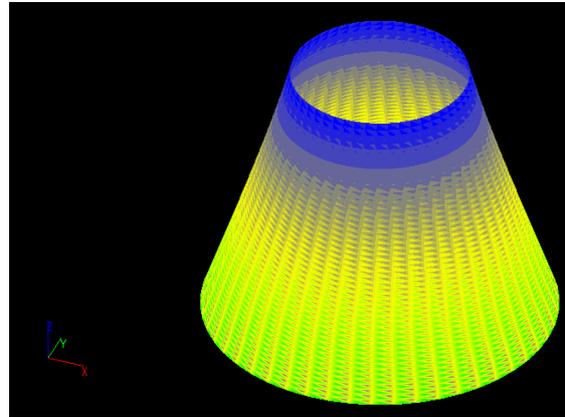


Figure 13. The Normal effort of Single-cavity hyperboloid of revolution about the x-axis

		N_y		
		$\kappa\text{H}/\text{M}^2$	$\kappa\text{H}/\text{M}^2$	
✓	█	-148,5	-139,61	300
✓	█	-139,61	-130,71	1250
✓	█	-130,71	-121,82	1500
✓	█	-121,82	-112,92	1350
✓	█	-112,92	-104,02	1150
✓	█	-104,02	-95,13	1050
✓	█	-95,13	-86,23	900
✓	█	-86,23	-77,33	950
✓	█	-77,33	-68,44	850
✓	█	-68,44	-59,54	850
✓	█	-59,54	-50,64	850
✓	█	-50,64	-41,75	850
✓	█	-41,75	-32,85	800
✓	█	-32,85	-23,96	700
✓	█	-23,96	-15,06	500
✓	█	-15,06	-6,16	300

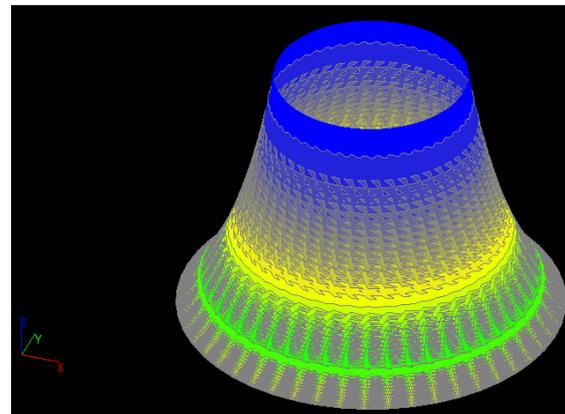


Figure 14. The Normal effort of Pseudosphere about the y-axis

		N_y		
		$\kappa\text{H}/\text{M}^2$	$\kappa\text{H}/\text{M}^2$	
✓	█	-123,74	-116,34	250
✓	█	-116,34	-108,93	400
✓	█	-108,93	-101,52	600
✓	█	-101,52	-94,11	750
✓	█	-94,11	-86,7	900
✓	█	-86,7	-79,3	1050
✓	█	-79,3	-71,89	1750
✓	█	-71,89	-64,48	1750
✓	█	-64,48	-57,07	1850
✓	█	-57,07	-49,66	1950
✓	█	-49,66	-42,26	2100
✓	█	-42,26	-34,85	2250
✓	█	-34,85	-27,44	1550
✓	█	-27,44	-20,03	900
✓	█	-20,03	-12,62	550
✓	█	-12,62	-5,22	200

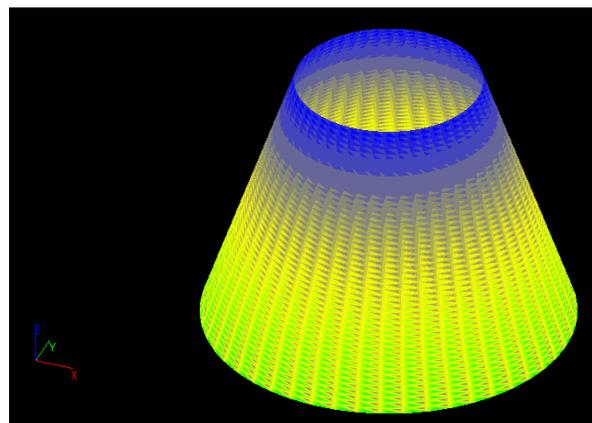


Figure 15. The Normal effort of Cone about the y-axis

		N _y		
		κH/M ²	κH/M ²	
✓	█	-133,82	-125,84	550
✓	█	-125,84	-117,86	700
✓	█	-117,86	-109,88	1200
✓	█	-109,88	-101,91	1400
✓	█	-101,91	-93,93	1150
✓	█	-93,93	-85,95	1150
✓	█	-85,95	-77,97	1250
✓	█	-77,97	-69,99	1050
✓	█	-69,99	-62,01	1050
✓	█	-62,01	-54,03	1050
✓	█	-54,03	-46,05	950
✓	█	-46,05	-38,08	950
✓	█	-38,08	-30,1	850
✓	█	-30,1	-22,12	600
✓	█	-22,12	-14,14	450
✓	█	-14,14	-6,16	300

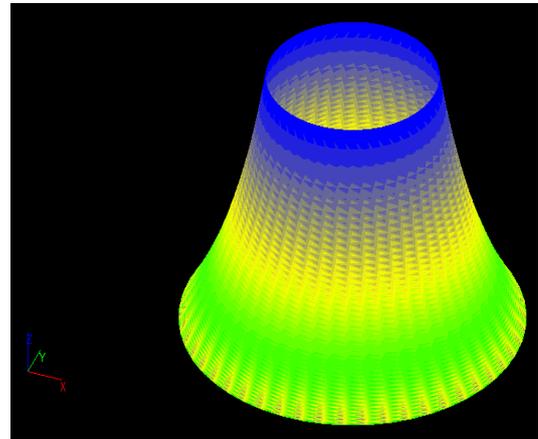


Figure 16. The Normal effort of Meridian – Hyperbole about the x-axis

		N _y		
		κH/M ²	κH/M ²	
✓	█	-124,91	-117,45	300
✓	█	-117,45	-109,98	500
✓	█	-109,98	-102,51	650
✓	█	-102,51	-95,04	800
✓	█	-95,04	-87,57	950
✓	█	-87,57	-80,11	1100
✓	█	-80,11	-72,64	2050
✓	█	-72,64	-65,17	1700
✓	█	-65,17	-57,7	1900
✓	█	-57,7	-50,24	1950
✓	█	-50,24	-42,77	2100
✓	█	-42,77	-35,3	1600
✓	█	-35,3	-27,83	1150
✓	█	-27,83	-20,36	900
✓	█	-20,36	-12,9	500
✓	█	-12,9	-5,43	200

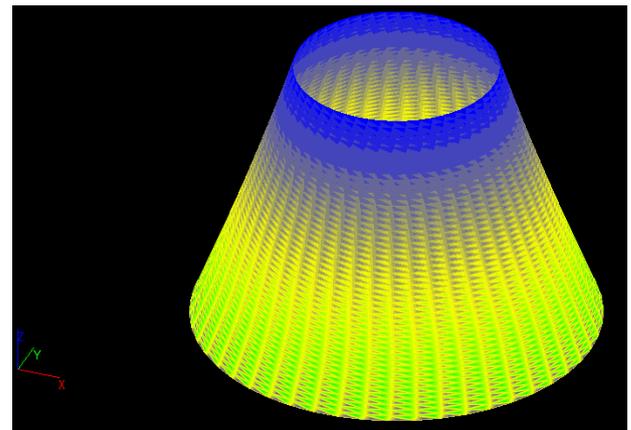


Figure 17. The Normal effort of Meridian – Asteroid about the y-axis

		N _y		
		κH/M ²	κH/M ²	
✓	█	-10,35	-9,73	300
✓	█	-9,73	-9,12	450
✓	█	-9,12	-8,5	650
✓	█	-8,5	-7,88	800
✓	█	-7,88	-7,26	950
✓	█	-7,26	-6,64	1150
✓	█	-6,64	-6,02	2050
✓	█	-6,02	-5,4	1800
✓	█	-5,4	-4,79	1950
✓	█	-4,79	-4,17	2000
✓	█	-4,17	-3,55	2100
✓	█	-3,55	-2,93	1750
✓	█	-2,93	-2,31	1150
✓	█	-2,31	-1,69	700
✓	█	-1,69	-1,08	500
✓	█	-1,08	-0,46	200

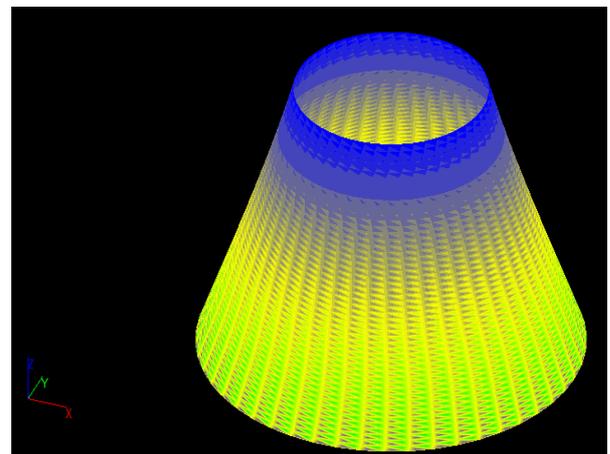


Figure 18. The Normal effort of Single-cavity hyperboloid of revolution about the y-axis

		M_x		
		кН*м/м	кН*м/м	
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,6	-0,54	50
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,54	-0,46	50
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,46	-0,38	100
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,38	-0,31	200
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,31	-0,23	300
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,23	-0,15	300
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,15	-0,08	350
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,08	0	3000
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0	0,08	1700
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0,08	0,15	1000
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0,15	0,17	200

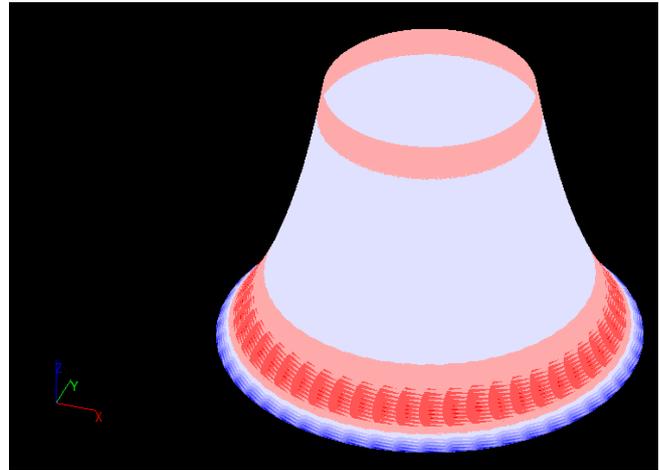


Figure 19. The bending Moment of Pseudosphere about the x-axis

		M_x		
		кН*м/м	кН*м/м	
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,06	-0,06	50
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,06	-0,05	50
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,05	-0,04	100
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,04	-0,04	100
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,04	-0,03	150
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,03	-0,02	200
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,02	-0,01	250
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,01	-0,01	200
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,01	0	200
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0	0,01	4550
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0,01	0,01	600

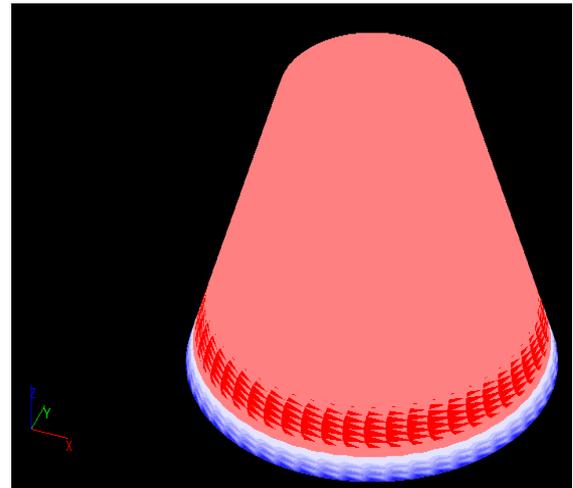


Figure 20. The bending Moment of Cone about the x-axis

		M_x		
		кН*м/м	кН*м/м	
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,32	-0,29	50
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,29	-0,25	50
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,25	-0,21	150
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,21	-0,17	200
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,17	-0,12	200
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,12	-0,08	300
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,08	-0,04	300
<input checked="" type="checkbox"/>	█	-0,04	0	2950
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0	0,04	1800
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0,04	0,08	900
<input checked="" type="checkbox"/>	█	0,08	0,09	200

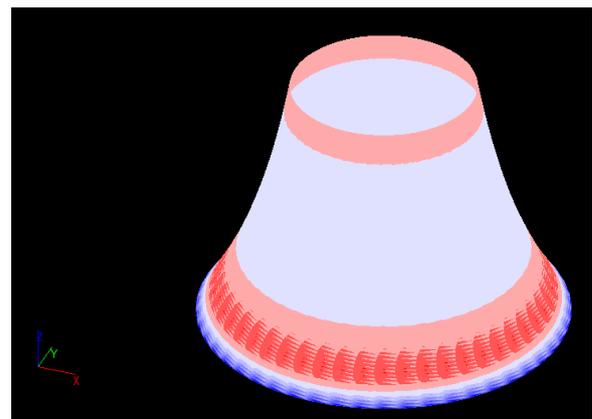


Figure 21. The bending Moment of Meridian – Hyperbole about the x-axis

		M_x		
		$\kappa H^3 M/m$	$\kappa H^3 M/m$	
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,09	-0,09	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,09	-0,08	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,08	-0,06	100
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,06	-0,05	100
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,05	-0,04	150
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,04	-0,03	200
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,03	-0,02	250
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,02	-0,01	200
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,01	0	950
<input checked="" type="checkbox"/>		0	0,01	4000
<input checked="" type="checkbox"/>		0,01	0,02	700

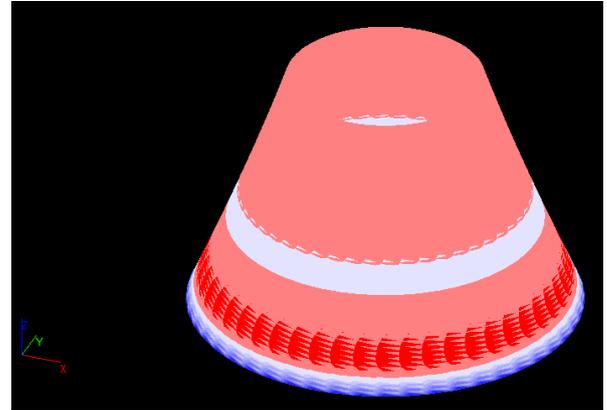


Figure 22. The bending Moment of Meridian – Asteroid about the y-axis

		M_x		
		$\kappa H^3 M/m$	$\kappa H^3 M/m$	
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,01	-0,01	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,01	-0,01	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,01	-4,77e-003	100
<input checked="" type="checkbox"/>		-4,77e-003	-3,97e-003	100
<input checked="" type="checkbox"/>		-3,97e-003	-3,18e-003	150
<input checked="" type="checkbox"/>		-3,18e-003	-2,38e-003	200
<input checked="" type="checkbox"/>		-2,38e-003	-1,59e-003	250
<input checked="" type="checkbox"/>		-1,59e-003	-7,94e-004	200
<input checked="" type="checkbox"/>		-7,94e-004	0	200
<input checked="" type="checkbox"/>		0	7,94e-004	4500
<input checked="" type="checkbox"/>		7,94e-004	1,46e-003	700

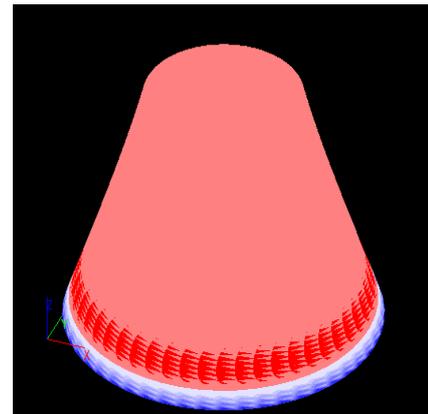


Figure 23. The bending Moment of Single-cavity hyperboloid of revolution about the x-axis

		M_y		
		$\kappa H^3 M/m$	$\kappa H^3 M/m$	
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,59	-0,54	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,54	-0,46	100
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,46	-0,38	100
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,38	-0,31	150
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,31	-0,23	250
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,23	-0,15	350
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,15	-0,08	400
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,08	0	2850
<input checked="" type="checkbox"/>		0	0,08	1900
<input checked="" type="checkbox"/>		0,08	0,15	950
<input checked="" type="checkbox"/>		0,15	0,18	300

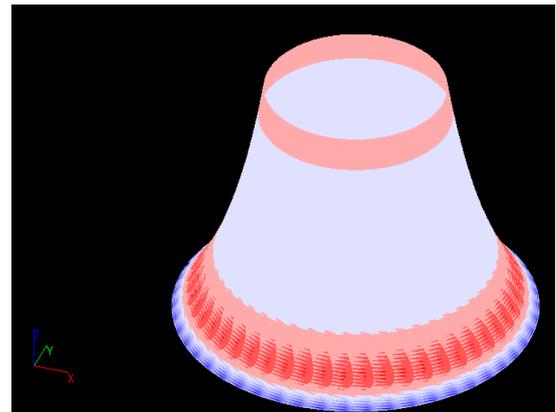


Figure 24. The bending Moment of Pseudosphere about the y-axis

		M_y		
		кН*м/м	кН*м/м	
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,05	-0,05	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,05	-0,05	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,05	-0,04	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,04	-0,03	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,03	-0,03	200
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,03	-0,02	200
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,02	-0,01	250
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,01	-0,01	200
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,01	0	250
<input checked="" type="checkbox"/>	■	0	0,01	4550
<input checked="" type="checkbox"/>	■	0,01	0,01	600

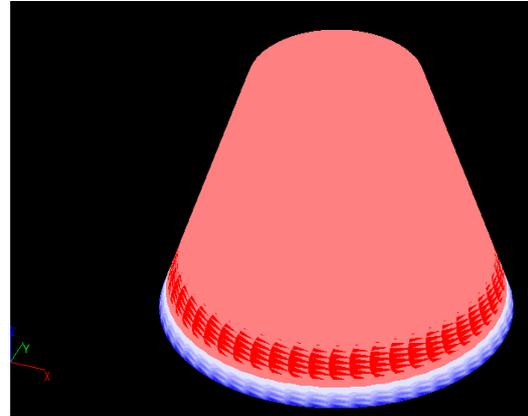


Figure 25. The bending Moment of Cone about the y-axis

		кН М/М	кН М/М	
■		-0,32	-0,29	50
■		-0,29	-0,25	50
■		-0,25	-0,2	100
■		-0,2	-0,16	100
■		-0,16	-0,12	250
■		-0,12	-0,08	350
■		-0,08	-0,04	300
■		-0,04	0	3050
■		0	0,04	1850
■		0,04	0,08	950
■		0,08	0,09	250

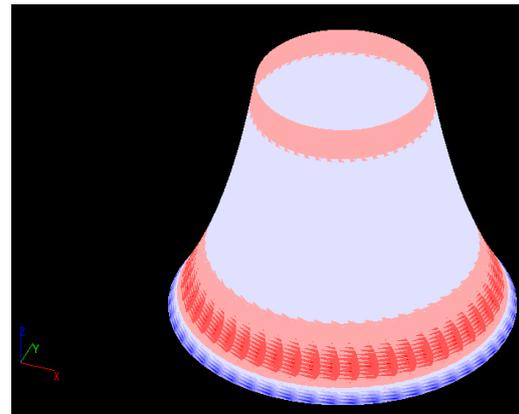


Figure 26. The bending Moment of Meridian – Hyperbole about the y-axis

		M_y		
		кН*м/м	кН*м/м	
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,08	-0,08	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,08	-0,07	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,07	-0,06	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,06	-0,05	50
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,05	-0,04	200
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,04	-0,03	200
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,03	-0,02	250
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,02	-0,01	300
<input checked="" type="checkbox"/>	■	-0,01	0	950
<input checked="" type="checkbox"/>	■	0	0,01	4100
<input checked="" type="checkbox"/>	■	0,01	0,02	700

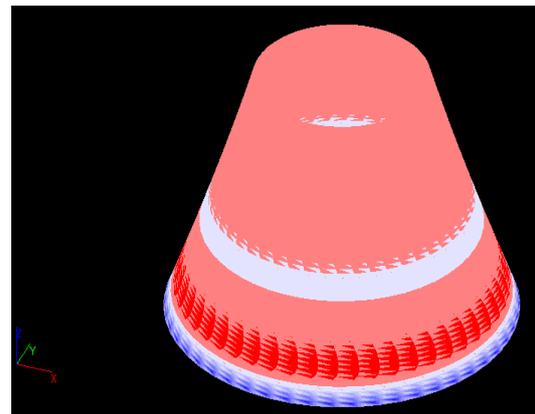


Figure 27. The bending-Moment of Meridian – Asteroid about the y-axis

		M_y		
		$\kappa H^2 M/m$	$\kappa H^2 M/m$	
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,01	-0,01	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,01	-0,01	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-0,01	-4,53e-003	50
<input checked="" type="checkbox"/>		-4,53e-003	-3,78e-003	100
<input checked="" type="checkbox"/>		-3,78e-003	-3,02e-003	200
<input checked="" type="checkbox"/>		-3,02e-003	-2,27e-003	200
<input checked="" type="checkbox"/>		-2,27e-003	-1,51e-003	250
<input checked="" type="checkbox"/>		-1,51e-003	-7,55e-004	300
<input checked="" type="checkbox"/>		-7,55e-004	0	300
<input checked="" type="checkbox"/>		0	7,55e-004	4500
<input checked="" type="checkbox"/>		7,55e-004	1,45e-003	650

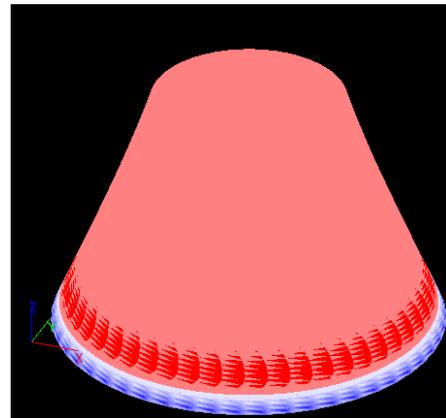


Figure 28. The bending-Moment of Single-cavity hyperboloid of revolution about the y-axis

4. Proposals for the use of pseudospherical shells in architecture and the construction industry



Figure 29. Stainless steel sculpture "Non Object", A. Kapoor, 2008

As noted earlier, no examples of the use of the surface of the pseudosphere in the construction industry have been found in the scientific and technical literature.

Only Kenneth Brecher [18] presented examples of pseudospheres implemented in nature: a gypsum model of the pseudosphere made by V.M. Schilling (V. Martin Schilling) at the end of the XIX century. The large-sized plywood pseudosphere model, *Mathematica*, exhibited at the Boston Science Museum, created by Charles and Ray Eames. Stainless steel sculpture for the park made by Anish Kapoor, 2008, fig. 26). The author — H. Sugimoto, 2004, made the model “The surface of revolution of constant negative curvature” and a sculpture made of aluminum and glass by the same author “Conceptual Form 009”, 2006. Robert Le Ricolais make the “Funicular polygon of revolution — pseudosphere” metal wire shape. All these mathematical models serve educational purposes.

B. Bhattacharya [23] proposed to use a pseudo-spherical shell as the foundations of reinforced concrete chimneys. D. Werner [21] proposed to use a pseudo-spherical thin-walled shell as the base of the tower of the television station.

Basing his research on parametric equations of the pseudosphere, Zh. Kaydasov [31] introduced a new type of surfaces-multi-tube “pseudospheres” with external cycloidal and sinusoidal corrugations. In his opinion, these surfaces can attract the attention of architects. We take the name of the surface — “pseudosphere” — in quotes, because the proposed surface does not have a constant negative Gaussian curvature.

Additional information on the application of pseudospherical shells in building industry can be taken in a manuscript [33].

Conclusion

The areas of fragments of the considered surfaces of revolution with close geometric parameters are naturally compared with the minimum surface of revolution — the catenoid — the area of the fragment of which is determined by the formula:

$$A_{\text{кат}} = \pi \left[a^2 \ln |r + \sqrt{r^2 - a^2}| + r\sqrt{r^2 - a^2} \right]_{r_2}^{r_1},$$

where $a \leq r_2$ — is the radius of the throat circumference lying in the xOy , plane, which is determined from the expression:

$$H = a \left(\text{Arch} \frac{r_1}{a} - \text{Arch} \frac{r_2}{a} \right). \quad (1)$$

The above two formulas must be used if the throat circumference of the catenoid is outside the considered fragment of the catenoid.

If the throat circumference is within the considered surface, as in our case, then these two formulas must be written in the following form:

$$A_{\text{кат}} = \pi \left[a^2 \ln |r + \sqrt{r^2 - a^2}| + r\sqrt{r^2 - a^2} \right]_{r_2}^a + \pi \left[a^2 \ln |r + \sqrt{r^2 - a^2}| + r\sqrt{r^2 - a^2} \right]_{r_1}^a,$$

where $a \leq r_2$ — the radius of the throat circle lying in the xOy , plane, which is defined from the expression:

$$H = a \left(\text{Arch} \frac{r_1}{a} + \text{Arch} \frac{r_2}{a} \right). \quad (2)$$

You can take the optimality factor over the area in the form:

$$\rho_{\text{pow}} = \frac{A_{\text{pow}}}{A_{\text{cat}}} \geq 1.$$

Naturally, for the catenoid in this case $\rho_{\text{pow}} = 1$. However, for the case in question, $r_1 = 4$ m, $r_2 = 2$ m, $H = 5.15$ m the formulas (1), (2) have no solution, so compare the shells in question (Fig. 3) with a shell having a median minimum surface with the same geometric parameters, it is impossible. You can select the inverse task. First determine by the formula (2) $H_{\text{max}} = 3.65$ m at $a = 1.448$ m for $r_1 = 4$ m, $r_2 = 2$ m, and then pick up the other shells of revolution.

We introduce the optimality factor over the area:

$$\rho_{\text{пов}} = \frac{A_{\text{пов}}}{A_{\text{псевд}}}$$

The analyses showed that of the five shells presented in Fig. 3, the smallest area of the median surface has a shell with a hyperbola $z = b/x$ as a Meridian ($\rho = 98.25/100.5 = 0.98$). It is followed by a pseudosphere ($\rho = 1$), a shell with an asteroïd ($\rho = 102.86/100.5 = 1.02$) as a Meridian, a unicellular hyperboloid of revolution ($\rho = 103.1/100.5 = 1.03$) and a cone ($\rho = 104.1/100.5 = 1.04$). The difference in surface areas shown in Fig. 3 is very small.

Comparing the isofields of efforts and displacements presented in Fig. 4—28, we can conclude that the pseudospherical shell has no particular advantages in this indicator either.

V.V. Novozhilov [29] wrote about the lack of demand for the catenoid, i.e. the only minimum surface rotation in construction in the near future. It will probably also be with a pseudospherical shell.

References

1. Trinker AB. High-rise building in extremal conditions. *Montazhnie i Spetz. Raboti v Stroitelstve*. 2017;9:15—19.
2. Esaulov GV. Modern problems and trends in architecture. *Zhilischnoe Stroitelstvo*. 2013;11:20—26.
3. Krivoshapko SN. *The History of Development of Architecture of Spatial Structures and Shells with Bases of Analysis*. Moscow: RUDN; 2015. (In Russ.)
4. Sysoeva EV. Scientific approaches to calculation and design of large-span structures. *Vestnik MGSU [Proceedings of Moscow State University of Civil Engineering]*. 2017;12,2(101):131—141. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22227/1997-0935.2017.2.131-141>
5. Krivoshapko SN. On application of parabolic shells of revolution in civil engineering in 2000-2017. *Structural Mechanics of Engineering Constructions and Buildings*. 2017;4:4—14. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/1815-5235-2017-4-4-14>
6. Grinko EA. Review papers on geometry, strength, stability, dynamics, and applications of shells with middle surfaces of diverse classes. *Montazhnie i Spetz. Raboti v Stroitelstve*. 2012;2:15—21. (In Russ.)
7. Mamieva IA, Razin AD. Symbol spatial structures in the form of conic surfaces. *Promyshlennoe i Grazhdanskoe Stroitelstvo*. 2017;10:5—11. (In Russ.)
8. Krivoshapko SN. The application of conoid and cylindroid in forming of buildings and structures of shell type. *Building and Reconstruction*. 2017;5(73):34—44.
9. Bandyopadhyay JN. *Thin Shell Structures: Classical and Modern Analysis*. New Age Int. Publ.; 1998.
10. Krivoshapko SN. Static, vibration, and buckling analyses and applications to one-sheet hyperboloidal shells of

revolution. *Applied Mechanics Reviews*. May 2002; 55(3):241—270.

11. Podgorniy AL, Grinko EA, Solovey NA. On research of new surface forms as applied to structures of diverse purpose. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 2013;1:140—145. (In Russ.)

12. Popov AG. Pseudospherical surfaces and some problems of mathematical physics. *Fundamental and Applied Mathematics*. Izd. Dom “Otkrytie Sistemy” (MGU). 2005;11(1):227—239.

13. Brander D. Pseudospherical surfaces with singularities. *Annali di Matematica Pura ed Applicata*. June 2017;196(3):905—928.

14. Dorfmeister JF, Sterling I. Pseudo-spherical surfaces of low differentiability. *Advances in Geometry*. 2013;16(1):1—20. <http://dx.doi.org/10.1515/advgeom-2015-0039>

15. Coddington E. A Brief Account of the Historical Development of Pseudospherical Surfaces from 1827 to 1887... . Press of the New era printing Company, 1905, 74.

16. Kaydasov Zh. On three types of bobbin-shaped surfaces. *Dostizheniya Nauki i Oblasovaniya*. 2018;1(23):6-8.

17. Balazs NL, Voros A. Chaos on the pseudosphere. *Physics Reports*. 1986;143(3):109—240.

18. Brecher K. Mathematics, Art and Science of the Pseudosphere. In: *Proceedings of Bridges 2013: Mathematics, Music, Art, Architecture, Culture*. Netherlands, July 27-3, 2013. Amsterdam; 2013. p. 469—472.

19. Ivanov VN, Krivoshapko SN. *Analytical Methods of Analysis of Shells of Non-Canonical Shape*: Monography. Moscow: RUDN; 2010.

20. Rekach VG. Momentless theory of analysis of pseudospherical shells. *Izv. Art. Inzh. Akademii*, 1958; 109.

21. Werner D. Ein Vergleich der Schnittkraftverteilung bei antimetrisch und symmetrisch belasteten Rotationsschalen. *Wissenschaftliche Zeitschrift der Technischen Universität Dresden*. 1967;16(4).

22. Krivoshapko SN. Drop-shaped, catenoidal, and pseudospherical shells. *Montazhnie i Spetz. Raboti v Stroitelstve*, 1998;11-12:28—32.

23. Bhattacharyya B. Shell-type foundation for R.C. Chimneys. *Indian J. Power and River Valley Develop*. 1982;32, 5-6:80—85.

24. Filin AP. On the theory of general sphere and pseudospherical shells. *Stroit. Mekhanika i Raschet Sooruzheniy*, 1990;5:43—46. (In Russ.)

25. Mikheev AV. Local stability of pseudospherical orthotropic shells on the elastic base. *Izvestiya Sankt-Peterburgskogo Gos. Elektrotechnicheskogo Universiteta LETI*. 2013;7:9—15.

26. Jasion P, Magnucki K. *Buckling and post-buckling analysis of an untypical shells of revolution: Insights and Innovations in Structural Engineering, Mechanics and Computation. Proceedings of the 6th International Conference on Structural Engineering, Mechanics and Computation, SEMC 2016 6th*. 2016:766—771.

27. Jasion P, Magnucki K. *Theoretical investigation of the strength and stability of special pseudospherical shells under external pressure. Thin-Walled Structures*. 2015;93:88-93. <http://dx.doi.org/10.1016/j.tws.2015.03.012>

28. Krivoshapko SN, Emel'yanova YuV. To the question about the surface of revolution with geometrically optimal rise. *Montazhnie i Spetz. Raboti v Stroitelstve*. 2006;2:11—14. (In Russ.)

29. Novozhilov VV, Chernyh KF, Mikhailovskiy EI. *Lineynaya teoriya tonkih obolochek [Linear Theory of Thin Shells]*, Leningrad: Politehnika Publ.; 1991. (In Russ.)

30. Kalashnikov AA. Calculation of spatial thin-wall designs in the shape pseudospherical surface. *Structural Mechanics of Engineering Constructions and Buildings*. 2005;2:35—40. (In Russ.)

31. Kaydasov Zh. The pseudosphere with outer corrugations. *Academy*. 2018;3(30):3—5. (In Russ.)

32. Krawczyk J. Infinitesimal isometric deformations of a pseudo-spherical shell. *Journal of Mathematical Sciences*. 2002;109(1):1312—1320. (In Russ.)

33. Krivoshapko SN, Ivanov VN. Pseudospherical shells in building industry. *Building and Reconstruction*. 2018;2(76):32—40.

About the authors

Mathieu Gil-oulbé, Associate Professor of the Department of Civil Engineering, Academy of Engineering, RUDN University, Candidate of Technical Sciences; ORCID: 0000-0003-0057-3485; eLIBRARY ID: 27261171; e-mail: gil-oulbem@hotmail.com

Ipel Junior Alphonse Ndomilep, Graduate Student of the Department of Civil Engineering, Academy of Engineering, RUDN University; e-mail: ndomilepjunior@gmail.com

Prosper Ngandu, Master Student of the Department of Civil Engineering, Academy of Engineering, RUDN University; e-mail: prosperngandu60@gmail.com

Сведения об авторах

Жиль-улбе Матье, доцент департамента строительства инженерной академии РУДН, кандидат технических наук; ORCID: 0000-0003-0057-3485; eLIBRARY ID: 27261171; e-mail: gil-oulbem@hotmail.com

Ндомилеп Ипел Джуниор Альфонс, аспирант департамента строительства инженерной академии РУДН; e-mail: ndomilepjunior@gmail.com

Нганду Проспер, магистрант департамента строительства инженерной академии РУДН; e-mail: prosperngandu60@gmail.com



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-100-112
УДК 621.65-82:622.276

Научная статья / Research article

Аналитический обзор подземного оборудования гидроударного принципа действия для освоения скважин

Е.С. Юшин

Российский университет дружбы народов,
Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6
E-mail: yushin-es@rudn.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 20 января 2021 г.
Доработана: 10 марта 2021 г.
Принята к публикации: 15 марта 2021 г.

Ключевые слова: подземное скважинное оборудование, имплозия, гидрогенератор давления, интенсификация добычи нефти, воздействие на пласт, освоение скважин

Аннотация. Рациональные показатели разработки нефтяных и газовых месторождений связаны с системным поддержанием заданного уровня совершенства вскрытия пластов в призабойных зонах добывающих или нагнетательных скважин. Эта потребность возникает с кольматацией природного коллектора механическими, асфальто-смолистыми и гидратно-парафинистыми частицами, ведущей к снижению продуктивности, приемистости скважин и необходимости проведения восстановления притока методами искусственного воздействия на призабойную зону пласта. Анализ эффективности применения различных методов интенсификации притока пластовой продукции на месторождениях Тимано-Печорской нефтегазоносной провинции (по промысловым сведениям) позволил аргументировать успешность использования гидроразрыва пласта, термогазохимического, а также ударно-депресссионного воздействий на призабойную зону пласта. Показана перспектива развития технических средств для ударно-депресссионного (имплозионного) воздействия на призабойную зону пласта, выгодно отличающегося простотой, дешевизной, технологичностью и доступностью. Проанализированы конструкции имплозионных гидрогенераторов давления однократного и многократного действия, определены недостатки технических устройств и намечены пути совершенствования механизмов. Приведены результаты эффективного применения различных скважинных генераторных устройств для повышения продуктивности и приемистости скважин.

Для цитирования

Юшин Е.С. Аналитический обзор подземного оборудования гидроударного принципа действия для освоения скважин // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 100–112. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-100-112>

© Юшин Е.С., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Analytical review of underground equipment of water impact operation for well development

Eugeny S. Yushin

Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University),
6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation
E-mail: yushin-es@rudn.ru

Article history

Received: January 20, 2021

Revised: March 10, 2021

Accepted: March 15, 2021

Keywords: underground well equipment, implosion, pressure hydrogenerator, intensification of oil production, impact on the reservoir, well development

For citation

Yushin ES. Analytical review of underground equipment of water impact operation for well development. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):100–112. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-100-112>

Введение

В 2018 году доля трудноизвлекаемых запасов углеводородов на территории РФ достигла значения 65 % от общего объема разведанных ресурсов и имеет тенденцию к ежегодному увеличению. Известно, что прирост запасов нефти и газа возможен в случае повышения коэффициента извлечения нефти или за счет открытия новых разведанных месторождений. Однако современное смещение приоритетов в сторону наращивания и освоения трудноизвлекаемых запасов требует применения новых техники и технологий, направленных на повышение эффективности их добычи.

Одним из методов воздействия на призабойную зону с целью интенсификации добычи нефти является метод имплозии. Имплозия является сложным физико-гидродинамическим процессом, научно обоснованное использование которого может стать прорывной технологией в развитии научно-технических методов интенсификации притока. В зависимости от конструк-

Abstract. Rational indicators for the development of oil and gas fields are related to the systemic maintenance of a given level of perfection of formation opening in bottomhole zones of producing or injection wells. This need arises with the colmatation of the natural collector by mechanical, asphalt and tar-paraffinic particles, leading to a decrease in productivity, acceptance of wells and the need to restore the inflow by methods of artificial action on the bottomhole formation zone. Analysis of the effectiveness of the application of various methods of stimulating the flow of reservoir products in the fields of the Timan-Pechora oil and gas province (based on field data) allowed to argue the success of using hydraulic fracturing, thermogas chemical, and shock-depressive effects on the bottomhole formation zone. The prospect of the development of technical means for impact-depressive (implosion) impact on the bottomhole formation zone favorably distinguished by simplicity, cheapness, manufacturability and accessibility is shown. The designs of implosion hydrogenerators of single and multiple pressure are analyzed, shortcomings of technical devices are identified and ways of improving mechanisms are outlined. The results of effective application of various downhole generator devices for increasing productivity and well acceptance are presented.

тивного исполнения устройств, предназначенных для создания эффекта имплозии на призабойную зону пласта, можно обеспечить как ударное, репрессивное, так и депрессионное воздействие [1].

1. Анализ конструкций скважинного имплозионного оборудования

Известно, что имплозионные гидрогенераторы давления конструктивно подразделяются на механизмы однократного и многократного принципа действия. Первые разработанные имплозионные устройства являлись оборудованием однократного гидроимпульсного воздействия, создающим искусственную трещиноватость в породе пласта.

Длительное время обработка скважин выполнялась с помощью устройства (сосуд Севостьянова), конструкция которого включает заглушку-переходник 1 с имплозионной камерой 2, специальную муфту 3

с мембраной 5, поджимной ниппель 6, служащий для замены разрушенной мембраны (рис. 1).

На колонне НКТ 7 устройство спускается в скважину, и его нижняя часть устанавливается напротив интервала обрабатываемого пласта. Далее через устьевую арматуру путем закачки в скважину продавочной жидкости 9 создается давление, разрушающее мембрану 5 (концентратор давления). После разрыва мембраны 5 пластовая жидкость 10, которой заполнена скважина, мгновенно устремляется внутрь имплозионной камеры 2, в результате чего создается разрежение на забое. За счет этой депрессии пластовая жидкость начинает поступать в скважину [1; 2].

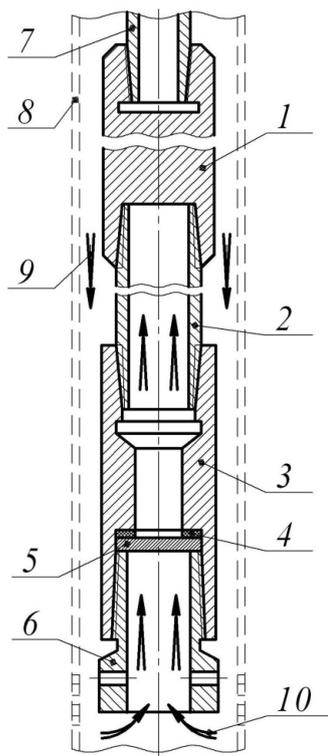


Рис. 1. Конструкция устройства Севостьянова:

1 – заглушка-переходник; 2 – камера имплозионная; 3 – муфта специальная; 4 – прокладка; 5 – мембрана; 6 – ниппель; 7 – НКТ; 8 – колонна эксплуатационная; 9 – жидкость продавочная; 10 – жидкость пластовая

Figure 1. The design of the Sevostyanov device:

1 – plug-adapter; 2 – implosion chamber; 3 – special clutch; 4 – gasket; 5 – membrane; 6 – nipple; 7 – tubing; 8 – production string; 9 – displacement liquid; 10 – reservoir fluid

Несколько иной принцип реализации метода имплозии применен в гидрогенераторе давления ГГД-

ПНН (рис. 2), конструкция которого разрабатывалась в институте «ПечорНИПИнефть».

Гидрогенератор ГГД-ПНН состоит из имплозионной камеры 5, мембраны 4 и плунжера 7 и спускается в скважину на НКТ 1 с расчетом, чтобы середина окон 8 переходника 6 оказалась напротив интервала обрабатываемого пласта. Принцип работы устройства сводится к тому, что повышается давление на устье до 10 МПа за счет закачки в затрубное пространство скважины рабочего агента 9, посредством чего осуществляется разрыв мембраны 4, происходит заполнение средой имплозионной камеры 5 со скоростью потока 100...150 м/с, выталкивание плунжера 7 в ловушку переходника 6 и в конечном итоге создание импульса давления в призабойной зоне пласта, превышающего горное.

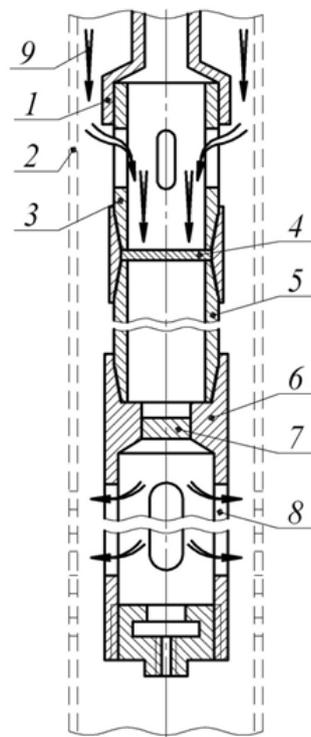


Рис. 2. Гидрогенератор давления конструкции «ПечорНИПИнефть» (ГГД-ПНН):

1 – НКТ; 2 – колонна эксплуатационная; 3 – патрубок направляющий; 4 – мембрана; 5 – камера имплозионная; 6 – переходник; 7 – плунжер; 8 – окна переходника; 9 – агент рабочий

Figure 2. Pressure hydrogenerator designed by PechorNIPIneft (GGD-PNN):

1 – tubing; 2 – production string; 3 – guide pipe; 4 – membrane; 5 – implosion chamber; 6 – adapter; 7 – plunger; 8 – adapter windows; 9 – worker agent

Существенным общим недостатком рассмотренных механизмов, а также других устройств однократного действия является низкая эффективность дренирования призабойной зоны, так как одиночный гидроудар в призабойной зоне не всегда обеспечивает требуемый результат, выражающийся в увеличении притока среды из пласта в скважину. Кроме того, следует отметить и невысокую надежность мембранного узла, а также ограниченную область использования гидрогенераторов (как правило, применяются только при низких пластовых давлениях), а закачка рабочей жидкости по затрубному пространству лимитируется устьевым давлением 10 МПа.

Наиболее перспективным оказалось подземное оборудование многократного принципа действия. Генераторы давления многократного имплозионного воздействия показывают свою эффективность при высоких пластовых давлениях и способны совершать периодически повторяемые гидроимпульсные удары, чем выгодно отличаются от предшествующих механизмов однократной имплозии. Эти гидрогенераторы также представлены в достаточно широком многообразии, поэтому рассмотрим конструктивное исполнение механизмов, нашедших практическое применение за новейший временной период, а также отметим тенденции их развития и обозначим присущие им недостатки.

Одним из таких устройств является разработанный в институте «ПечорНИПИнефть» гидрогене-

ратор ГМКИ для многократной имплозии (рис. 3, табл. 1) с целью повышения производительности добывающих и приемистости нагнетательных скважин.

Генератор ГМКИ состоит из имплозионной камеры 16, верхняя часть 1 которой расширена и выполнена с окнами; плунжера 13, спускаемого в камеру 16 на штанговой колонне; концентраторов давления 4 и 11 с уплотнительными кольцами 2 и подпружинного клапана 8 со штоком 6. В расширенной части камеры 1 окна в виде отверстий предназначены для сообщения трубного и затрубного пространств скважины. С колонной НКТ генератор соединяется с помощью переводника 18.

Подготовленный к работе генератор спускается в скважину на НКТ с расчетом, чтобы окна в корпусе 7 концентраторов давления 4 и 11 устанавливались напротив середины интервала обрабатываемого пласта. На колонне штанг плунжер 13 спускается до нижнего конца имплозионной камеры (до упора в предохранитель — ограничитель переводника). После этого в скважину через НКТ закачивается необходимое количество реагентов и с помощью подъемного агрегата производится подъем плунжера до момента выхода его из нижнего конца в расширенную часть камеры 1, что определяется резким падением нагрузки на подъемник по показаниям индикатора веса.

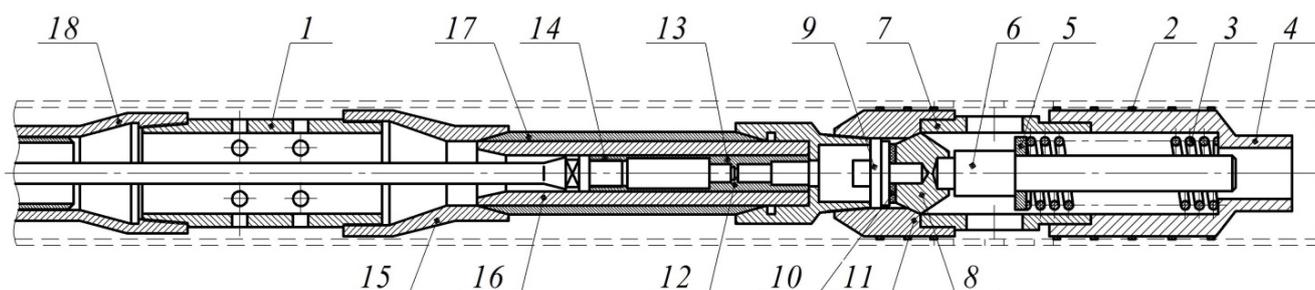


Рис. 3. Гидрогенератор ГМКИ для многократной имплозии:

1 – корпус (расширенная часть имплозионной камеры); 2 – кольцо уплотнительное; 3 – пружина; 4 – концентратор давления; 5 – шайба; 6 – шток; 7 – корпус концентратора; 8 – конус (клапан); 9 – шпилька; 10 – прокладка; 11 – седло клапана; 12 – клапан типа СК1Б-д1Л; 13 – плунжер П2Х; 14 – клетка плунжера; 15, 18 – переводник; 16 – цилиндр (имплозионная камера); 17 – корпус (кожух генератора)

Figure 3. HMKI hydrogenerator for multiple implosion:

1 – body (extended part of the implosion chamber); 2 – sealing ring; 3 – spring; 4 – pressure concentrator; 5 – washer; 6 – stock; 7 – housing of the concentrator; 8 – cone (valve); 9 – hairpin; 10 – gasket; 11 – valve seat; 12 – valve type SK1B-d1L; 13 – plunger P2X; 14 – plunger cage; 15, 18 – sub; 16 – cylinder (implosion chamber); 17 – housing (generator casing)

Таблица 1
Техническая характеристика гидрогенератора ГМКИ для многократной имплозии

Параметр	Значение параметра
Тип генератора	Гидравлический
Принцип действия	Гидравлический удар
Способ установки	С опорой и без опоры на забой
Окружающая среда	Скважинная жидкость, водные растворы ПАВ, углеводородные растворители, соляноглинистые растворы
Минимальный внутренний диаметр эксплуатационной колонны, мм	124
Температура окружающей среды, °С	+100 и более
Максимальная глубина спуска, м	4000
Скорость спуска в скважину, м/с	Не более 0,5
Длина корпуса (нижней части) имплозионной камеры, м	5...10
Максимальный наружный диаметр генератора, мм	121
Импульс создаваемого давления, МПа	40

Table 1
Technical characteristics of the GMKI hydrogenerator for multiple implosion

Parameter	Parameter value
Generator type	Hydraulic
Operating principle	Water hammer
Installation method	With support and without support on the bottom
Environment	Borehole fluid, aqueous surfactant solutions, hydrocarbon solvents, Salt-clay solutions
Minimum inner diameter of production casing, mm	124
Ambient temperature, °C	+100 and more
Maximum descent depth, m	4000
Well descent speed, m/s	No more than 0,5
Length of the body (lower part) of the implosion chamber, m	5...10
Maximum outer diameter of the generator, mm	121
Impulse of generated pressure, MPa	40

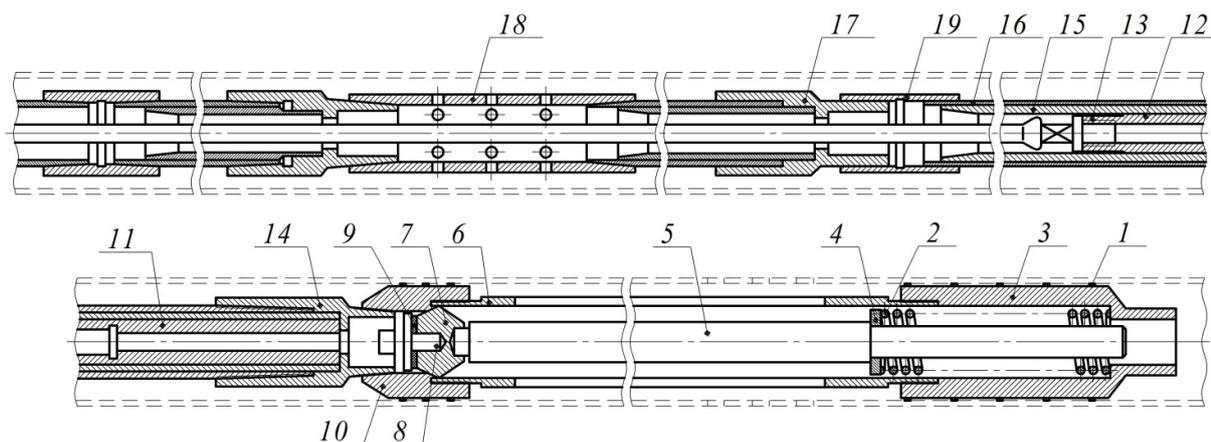


Рис. 4. Гидрогенератор ГМКД для многократной депрессии:

1 – кольцо уплотнительное; 2 – пружина; 3 – концентратор давления; 4 – шайба; 5 – шток; 6 – корпус концентратора; 7 – конус (клапан); 8 – шпилька; 9 – прокладка; 10 – седло клапана; 11 – клапан плунжера; 12 – плунжер П2Х; 13 – клетка плунжера; 14, 17 – переводник; 15 – цилиндр (депресссионная камера); 16 – корпус (кожух генератора) 18 – патрубок перфорированный; 19 – муфта

Figure 4. Hydrogenerator HMKD for multiple depression:

1 – sealing ring; 2 – spring; 3 – pressure concentrator; 4 – washer; 5 – stock; 6 – housing of the concentrator; 7 – cone (valve); 8 – hairpin; 9 – gasket; 10 – valve seat; 11 – plunger valve; 12 – plunger P2X; 13 – plunger cage; 14, 17 – sub; 15 – cylinder (depression chamber); 16 – housing (generator casing) 18 – perforated branch pipe; 19 – clutch

При подъеме плунжера клапан 8 под действием пружины 3 закрывается и в нижней части камеры 16 создается разрежение. С момента выхода плунжера в расширенную часть камеры скважинная жидкость как из НКТ, так и из затрубного пространства скважины с мгновенной скоростью устремляется в нижнюю часть камеры, создавая в призабойной зоне сначала мгновенную депрессию, а затем и гидравлический удар с давлением, превышающим горное. Клапан 8 отжимается, и ударное давление через окна корпуса концентраторов давления передается в призабойную зону пласта.

Другой известной конструкцией института «ПечорНИПИнефть» является гидрогенератор ГМКД для многократной депрессии (рис. 4, табл. 2).

Гидрогенератор ГМКД состоит из депрессионной камеры 15, плунжера 12, перфорированного патрубка 18, пакера, направляющего патрубка, изготовленно-

го из цилиндра, установленного за перфорированным патрубком, и концентраторов давления 3 со смонтированным в корпус 6 пружинным клапаном 7.

Генератор в сборе спускается в скважину на НКТ с пакером с таким расчетом, чтобы перфорированный патрубок 18 установить на 10...15 м выше интервала обрабатываемого пласта, а пакер — на 2...5 м выше перфорированного патрубка 18.

После пакеровки скважины с помощью подъемного агрегата на штангах или на штангах с канатом, соединяемых с помощью специального устройства, спускают плунжер 12 до упора в специальный переводник 14. Далее плунжер поднимают до уровня на 2 метра выше верхнего конца перфорированного патрубка 18. При подъеме плунжера нагнетательный клапан плунжера закрывается, жидкость из депрессионной камеры 15 перемещается в колонну НКТ, в цилиндре создается разрежение. С момента до-

Таблица 2
Техническая характеристика гидрогенератора ГМКД для многократной депрессии

Параметр	Значение параметра
Тип генератора	Гидравлический
Принцип действия	Создание многократных импульсов мгновенных депрессий на пласт
Способ установки	С опорой и без опоры на забой
Окружающая среда	Скважинная жидкость, водные растворы ПАВ, углеводородные растворители, соляноглинистые растворы
Минимальный внутренний диаметр эксплуатационной колонны, мм	124
Температура окружающей среды, °С	До +100
Максимальная глубина спуска, м	4000
Скорость спуска в скважину, м/с	Не более 0,5
Длина корпуса (нижней части) имплозионной камеры, м	10...50
Диаметр депрессионной камеры, мм	28...56
Максимальный наружный диаметр генератора, мм	118
Импульс создаваемого давления, МПа	50

Table 2
Technical characteristics of the hydrogenerator HMKD for multiple depression

Parameter	Parameter value
Generator type	Hydraulic
Operating principle	Creation of multiple pulses of instantaneous drawdowns on the formation
Installation method	With support and without support on the bottom
Environment	Borehole fluid, aqueous surfactant solutions, hydrocarbon solvents, salt-clay solutions
Minimum inner diameter of production casing, mm	124
Ambient temperature, °C	Up to +100
Maximum descent depth, m	4000
Well descent speed, m/s	No more than 0,5
Length of the body (lower part) of the implosion chamber, m	10...50
Depression chamber diameter, mm	28...56
Maximum outer diameter of the generator, mm	118
Impulse of generated pressure, MPa	50

стижения нижнего конца плунжера верхней части перфорированного патрубка скважинная жидкость из подпакерной зоны устремляется в камеру 15, создавая в призабойной зоне мгновенную депрессию. Затем цикл спуска и подъема плунжера повторяется до достижения требуемого результата.

Анализируя основные технические характеристики механизмов института «ПечорНИПИнефть» (табл. 1, табл. 2), можно отметить, что область применения гидрогенератора ГМКД ограничивается температурой +100 °С, поэтому механизм имеет некоторое ограничение по глубине спуска в скважину. Судя по конструктивному исполнению (см. рис. 3, 4), становится ясно, что работа гидрогенераторов ГМКИ и ГМКД в искривленных и наклонно направленных скважинах весьма затруднительна. Кроме того, вызывает сомнение длительность работы устройств без их обслуживания вследствие того, что в них не предусмотрено системы отвода коьматанта после импульсов воздействия, поэтому клапанный и пружинный механизмы гидрогенераторов будут активно наполняться механическими примесями, что при многократном их срабатывании вызовет гидроабразивный износ деталей и нарушение герметичности. К недостаткам можно отнести и безазорную установку имплозионной камеры в корпус генераторов, в результате чего под действием пластового давления возможны деформация рабочей камеры, заклинивание плунжера и его повышенный износ (однако при этом увеличивается жесткость конструкции). Также видно, что пружины генераторов работают в условиях жесткого соприкосновения витков в момент гидроудара, что вызывает частые отказы клапанных узлов. В целом это приведет к снижению эффективности работы гидрогенераторов давления с ростом числа многократных импульсных обработок.

С целью повышения эффективности работы гидрогенератора авторский коллектив [3] предлагает модернизированное устройство для многократного гидроимпульсного воздействия (рис. 5).

Предлагаемое устройство работает следующим образом. С помощью лебедки, установленной на устье (не показана), на канате плунжер 3 спускается в имплозионную камеру 1 до упора в клапан 5 (при этом происходит дополнительная центровка клапана за счет совпадения контактных поверхностей). Затем плун-

жер 3 лебедкой поднимают вверх, клапан 5 закрывается и под плунжером в имплозионной камере 1 создается разрежение. При достижении нижним торцом плунжера расширенного участка имплозионной камеры 1 жидкость из кольцевого пространства устремляется через окна имплозионной камеры 1, стакана 4 и перфорацию в обсадных трубах 8 в породу пласта, чем создается гидравлический удар с давлением, превышающим горное [3].

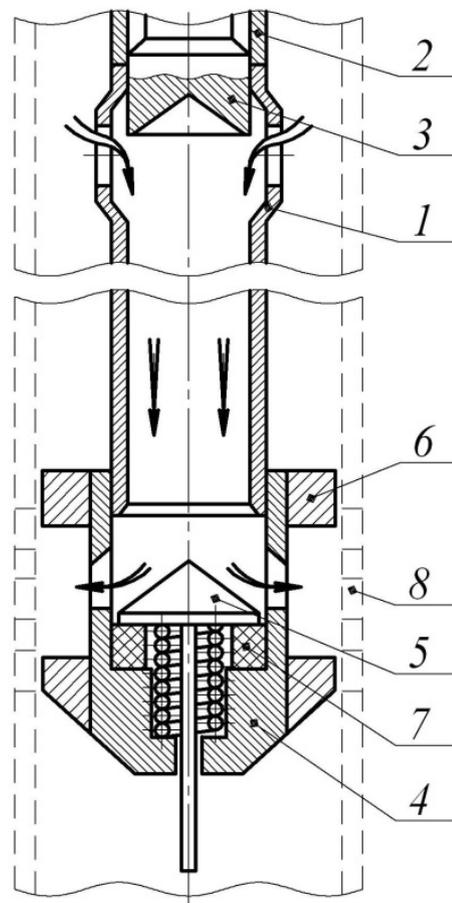


Рис. 5. Устройство для многократного гидроимпульсного воздействия:

1 – камера имплозионная; 2 – НКТ; 3 – плунжер; 4 – стакан; 5 – клапан; 6 – концентратор давления; 7 – амортизатор; 8 – перфорация обсадной колонны

Figure 5. Device for multiple hydraulic impulse action:

1 – implosion chamber; 2 – tubing; 3 – plunger; 4 – glass; 5 – valve; 6 – pressure concentrator; 7 – shock absorber; 8 – casing perforation

Следует отметить, что эта конструкция разрабатывалась с целью исключения завихрения жидкостного потока для направленного воздействия на призабойную зону пласта (этого не было учтено в других рассматриваемых механизмах). Направленному гидроимпульсному воздействию способствует конусная поверхность клапана (предложены различные ее формы) и параллельные ей верхние стороны окон стакана 4. Также одним из достоинств устройства является его простота, а к недостаткам предлагаемого гидрогенератора имплозии можно отнести сложность проведения работ в искривленных участках ствола скважины, а также возможное заклинивание плунжера в камере под действием пластового давления и, вследствие этого, возникновение дополнительных напряжений в канате.

Для повышения нефтеотдачи нефтяных и газоконденсатных пластов при эксплуатации добывающих и нагнетательных скважин путем создания глубоко проникающих репрессий предложено [4] устройство имплозионного гидрогенератора давления многократного действия (рис. 6).

Механизм спускается в скважину на НКТ 3, а трубная колонна, заборный трубопровод 1 и имплозионная

камера 4 заполняются рабочей жидкостью под высоким давлением.

При подъеме штанговой колонны 7 с плунжером 6 в цилиндре имплозионной камеры 4, герметично закрытом снизу запорным клапаном 12, прижатым к седлу муфты запорного клапана 10 цилиндрической пружиной сжатия 16 и дополнительно прижимаемым при этом низким пластовым давлением, создается разрежение. При выходе плунжера 6 из цилиндра имплозионной камеры 4 в расширенную часть заборного трубопровода 1 жидкость под высоким давлением из колонны НКТ 3 и заборного трубопровода 1 с высокой скоростью устремляется в нижнюю часть цилиндра имплозионной камеры 4 к запорному клапану 12, создавая в цилиндре имплозионной камеры 4 гидравлический удар с давлением, значительно превышающим пластовое давление. В момент возникновения гидравлического удара под давлением потока жидкости запорный клапан 12 отжимается от седла муфты 10, раскрывая цилиндр имплозионной камеры 4. Запорный клапан 12 со штоком 14 и поршнем 15 гидравлического амортизатора 13 перемещается вниз, открывая окна 19 рабочего цилиндра 9. До момента открытия окон 19 жидкость из-под перемещающегося поршня 15 гидравлического амортизатора 13 выдавливается через перепускные

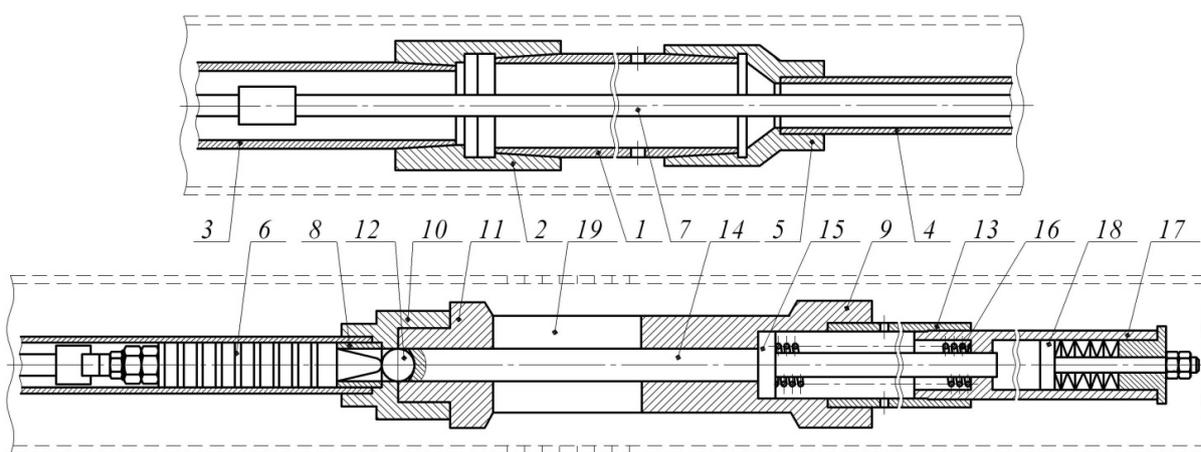


Рис. 6. Имплозионный гидрогенератор давления многократного действия:

1 – трубопровод заборный; 2, 5 – переводник; 3 – НКТ; 4 – камера имплозионная (цилиндр); 6 – плунжер; 7 – колонна штанг; 8 – втулка ограничительная; 9 – камера рабочая; 10 – муфта; 11 – концентратор давления; 12 – клапан запорный; 13 – цилиндр амортизатора; 14 – шток; 15 – поршень; 16 – пружина; 17 – гильза; 18 – упор подпружиненный; 19 – окна рабочего цилиндра

Figure 6. Reusable implosion pressure hydrogenerator:

1 – intake pipeline; 2, 5 – sub; 3 – tubing; 4 – implosion chamber (cylinder); 6 – plunger; 7 – a column of rods; 8 – restrictive sleeve; 9 – working chamber; 10 – clutch; 11 – pressure concentrator; 12 – shut-off valve; 13 – shock absorber cylinder; 14 – stock; 15 – piston; 16 – spring; 17 – sleeve; 18 – spring-loaded stop; 19 – windows of the working cylinder

отверстия цилиндра гидравлического амортизатора 13 в затрубное пространство, поглощая незначительную энергию гидравлического удара, а основная энергия гидравлического удара через окна рабочего цилиндра 9 передается на плунж.

После прохождения поршнем 15 перепускных отверстий цилиндра гидравлического амортизатора 13 сопротивление перемещению поршня 15 значительно возрастает, в результате чего происходит поглощение энергии осевой составляющей гидравлического удара, остаток которой воспринимаются жестким подпружиненным упором 18, при этом цилиндрическая пружина 16 сжимается до состояния, не являющегося для нее критическим. После прохождения ударной волны плунжер 6 штанговой колонной 7 перемещается в цилиндр имплозионной камеры 4 до упора в ограничительную втулку 8, после чего запорный клапан 12 штоком 5 с помощью цилиндрической пружины сжатия 16 прижимается к седлу запорного клапана 10 [4]. Далее действие кратно повторяется.

Подобное устройство представлено и в техническом предложении [5], однако оно выгодно отличается от своего более раннего аналога тем, что в нем за счет воздушной полости разгрузочной камеры устранено влияние высокого пластового давления на деформирование имплозионной камеры, ведущего к подклиниванию плунжера в камере, его интенсивному износу и дополнительной нагрузке на штанговую колонну.

Имеется и практический опыт применения гидрогенераторов давления. Так, авторами [6] показано, что имплозионное устройство многократного действия с автоколебательным гидроприводом (рис. 7) для вертикальных, наклонных и горизонтальных скважин позволило при локальном гидроразрыве пласта на Самотлорском месторождении по 4 обработкам в 2007—2008 гг. получить средний прирост дебита по нефти 4 т/сут (табл. 3).

Давление с устья скважины подается по НКТ 1 до гидроцилиндра 3 и концевой золотниковый переключатель 2 в нижнем положении поршня 4 подает давление под поршень, а при верхнем положении поршня — над поршнем.

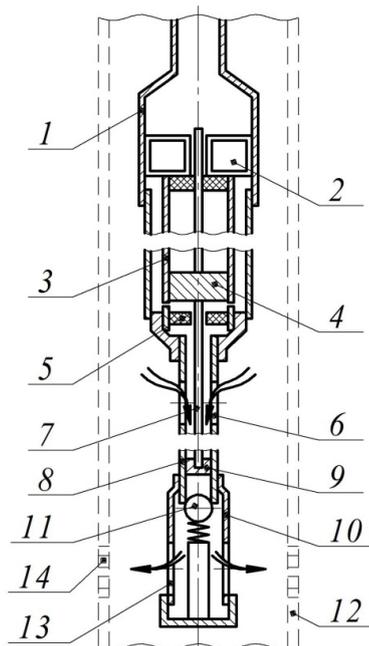


Рис. 7. Конструкция виброударного автоколебательного генератора имплозии:

1 – НКТ; 2 – переключатель концевой; 3 – гидроцилиндр; 4 – поршень; 5 – сальник; 6 – окно входное; 7 – шток; 8 – камера имплозионная; 9 – плунжер; 10 – корпус генератора; 11 – клапан; 12 – труба обсадная; 13 – окно выходное; 14 – отверстие перфорационное

Figure 7. Design of vibro-shock self-oscillating implosion generator:

1 – tubing; 2 – limit switch; 3 – hydraulic cylinder; 4 – piston; 5 – stuffing box; 6 – entrance window; 7 – stock; 8 – implosion chamber; 9 – plunger; 10 – generator case; 11 – valve; 12 – casing pipe; 13 – exit window; 14 – perforated hole

Таблица 3

Режимы работы скважин до и после гидроимпульсной обработки пласта на Самотлорском месторождении

Скважина	Куст	Режим до обработки			Режим после обработки			Прирост Qн, т/ сут	Прирост Qж, м³/сут
		Qн, т/сут	Qж, м³/сут	%	Qн, т/сут	Qж, м³/сут	%		
33398	1766Б	1,7	3,3	38	3,0	5,5	44	1,3	2,2
13775	2172	7,7	16,0	43	13,1	23,5	34	5,4	7,5
37500	1740	4,5	5,9	10	9,0	11,8	10	4,5	5,9
10719	1009	0,0	0,0	0	5,0	6,0	1	5,0	6,0
Средние значения		3,5	6,3	23	7,5	11,7	22,3	4,0	5,4

Table 3

Well operation modes before and after hydraulic impulse treatment of the formation at the Samotlor field

Well	Bush	Mode before processing			Post-processing mode			Growth Q_H , t/day	Growth Q_J , m ³ /day
		Q_H , t/day	Q_J , m ³ /day	%	Q_H , t/day	Q_J , m ³ /day	%		
33398	1766Б	1,7	3,3	38	3,0	5,5	44	1,3	2,2
13775	2172	7,7	16,0	43	13,1	23,5	34	5,4	7,5
37500	1740	4,5	5,9	10	9,0	11,8	10	4,5	5,9
10719	1009	0,0	0,0	0	5,0	6,0	1	5,0	6,0
Average values		3,5	6,3	23	7,5	11,7	22,3	4,0	5,4

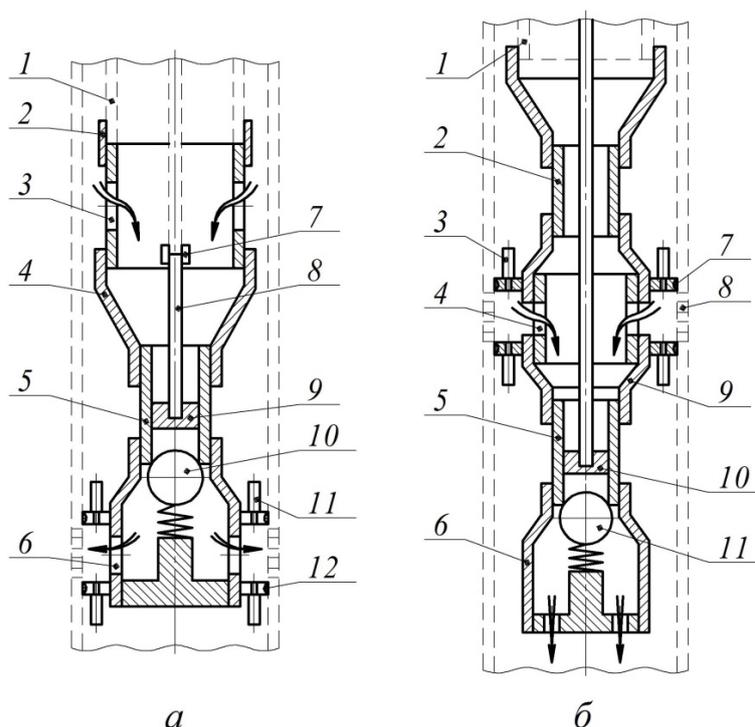


Рис. 8. Конструкции гидроимпульсных установок репрессии и депрессии:

a – гидроимпульсная установка, работающая в режиме создания репрессии на призабойную зону пласта: 1 – НКТ; 2 – муфта НКТ; 3 – патрубок с входными окнами; 4 – муфта переходная; 5 – цилиндр имплозионной камеры; 6 – патрубок с выходными окнами; 7 – муфта штанги; 8 – колонна штанг; 9 – плунжер; 10 – клапан запорный; 11 – механизм клапанный самозапирающийся; 12 – уплотнитель;

б – гидроимпульсная установка, работающая в режиме создания депрессии на призабойную зону пласта: 1 – НКТ; 2 – цилиндр дополнительный; 3 – механизм клапанный самозапирающийся; 4 – патрубок с входными окнами; 5 – цилиндр имплозионной камеры; 6 – патрубок с выходными окнами; 7 – уплотнитель; 8 – колонна эксплуатационная с перфорацией; 9 – муфта переходная; 10 – плунжер; 11 – клапан запорный

Figure 8. Designs of hydraulic impulse installations for repressure and depression:

a – hydraulic impulse unit operating in the mode of creating repressure to the bottomhole formation zone: 1 – tubing; 2 – tubing coupling; 3 – branch pipe with inlet windows; 4 – transition sleeve; 5 – implosion chamber cylinder; 6 – branch pipe with outlet windows; 7 – rod coupling; 8 – a column of rods; 9 – plunger; 10 – shut-off valve; 11 – self-locking valve mechanism; 12 – sealant; *b* – hydraulic impulse unit operating in the mode of creating a depression on the bottomhole formation zone: 1 – tubing; 2 – additional cylinder; 3 – self-locking valve mechanism; 4 – branch pipe with inlet windows; 5 – implosion chamber cylinder; 6 – branch pipe with outlet windows; 7 – sealant; 8 – production string with perforation; 9 – transition clutch; 10 – plunger; 11 – shut-off valve

По сведениям авторов, работа имплозионного гидрогенератора происходит следующим образом: при подъеме плунжера 9 со скоростью 1 м/с из нижнего положения клапан 11 закрывается в имплозионной камере 8, образуется вакуум, а после выхода плунжера из имплозионной камеры в зону окон 6 под действием скважинного давления жидкость со скоростью 120...150 м/с (в зависимости от давления среды и длины имплозионной камеры) обрушивается вниз, отжимает клапан 11 и создает гидроудар с амплитудой 100...120 МПа.

Импульс давления при гидроударе через окна 13 и перфорацию 14 в обсадной трубе воздействует на нефтеносный пласт, образуя систему трещин, что в итоге приводит к увеличению притока нефти в призабойную зону пласта [6].

Результаты [7] применения скважинной гидроимпульсной установки (ГСУ) для многократного воздействия на призабойную зону пласта методом имплозии с созданием депрессии или репрессии (рис. 8) в АО «Самаранефтегаз» в 2013 году на 5 скважинах (табл. 4) позволили получить прирост продукции 5,9 тыс. т, а с 2014 года при тиражировании технологии на 25 скважинах — более 25 тыс. т.

По данным авторов, в случае работы компоновки ГСУ в режиме репрессии (рис. 8, а) при подъеме плунжера на колонне штанг в имплозионной камере создается разрежение. Когда плунжер доходит до расширенного участка переходной втулки, происходит «падение» столба скважинной жидкости из НКТ и межтрубного пространства со скоростью 120...130 м/с в цилиндр имплозионной камеры. В результате открывается запорный клапан и через выходные окна генератора столб жидкости устремляется в межтрубное пространство, создавая кратковременный (0,05...0,1 с) импульс давления на пласт через перфорационные отверстия обсадной колонны (до 130...190 МПа).

Table 4

Results of the application of hydraulic impulse action in Samaraneftgaz JSC

Field/area	Increase in oil production rate, t/day
Oboshynskoe	5,7
Pokrovskaya	6,7
Yakushkinskaya	5,2
Putilovskoe	11,9
Gorbunovskoe	5,6

Цикл создания депрессионного воздействия (рис. 8, б) также начинается с подъема плунжера на колонне штанг и создания разрежения в имплозионной камере. Когда плунжер при подъеме выходит из цилиндра имплозионной камеры, верхняя часть плунжера входит в дополнительный цилиндр. В это же время нижняя часть плунжера находится еще в цилиндре имплозионной камеры для того, чтобы предотвратить поступление скважинной жидкости из НКТ. Когда нижняя часть плунжера достигает расширенного участка переходной муфты, возникает импульс депрессии в зоне входных окон. Имплозионная камера заполняется пластовым флюидом. Поток жидкости открывает запорный клапан, и продукты очистки сбрасываются в зумпф (возможна установка фильтра для сбора кольяматанта) [7].

По другим сведениям [8], за счет применения гидроимпульсной скважинной установки репрессиионного действия в АО «Самаранефтегаз» в 2014—2015 гг. достигнуто увеличение притока после воздействия в среднем 200...300 %, среднеарифметический прирост по дебиту нефти в этом случае составил 7,6...7,8 т/сут соответственно.

Анализируя конструкции этих гидрогенераторов, следует заметить, что в отличие от устройств «ПечорНИПИнефть» представленные механизмы имеют не тарельчатые, а шариковые клапаны, поэтому такие устройства способны работать с сероводородсодержащими скважинными средами, оказывающими деструктивное воздействие на пружинные стали. Однако во многих других случаях предпочтительно применение тарельчатых клапанов. Также видно, что жесткое сочленение корпусных деталей гидрогенераторов с высокой долей вероятности не позволит качественно и эффективно проводить обработку призабойной зоны скважины в искривленных и наклонно

Таблица 4

Результаты применения гидроимпульсного воздействия в АО «Самаранефтегаз»

Месторождение/площадь	Прирост дебита нефти, т/сут
Обошинское	5,7
Покровская	6,7
Якушкинская	5,2
Путиловское	11,9
Горбуновское	5,6

направленных скважинах, а в некоторых случаях такой процесс становится вовсе невозможным. Устройство ГСУ (рис. 8, б) имеет оригинальную конструкцию с системой сброса кольматанта, однако вызывает сомнения, что эти вещества не будут скапливаться и нарушать работу шарикового клапана. Кроме того, стоит поставить под сомнение и возможность создания заявленного импульса давления свыше 150 МПа при сохранении целостности обсадной колонны.

В [9] показаны результаты применения метода кислотной имплозии за счет применения скважинного нефтяного насоса, а также предложены регрессионные уравнения для определения ожидаемых параметров процесса.

В [10] приводятся результаты промышленного исследования скважинного гидрогенератора давления, создающего циклические напряжения с амплитудой более 1,2 МПа в призабойной зоне пласта, превышающие усталостную прочность горной породы.

Исследования показали, что существует возможность создания в призабойной зоне пласта напряжений, превышающих предел усталостной прочности породы, что приводит к появлению дополнительных трещин в призабойной зоне пласта и тем самым более эффективному освоению скважины.

Заключение

Таким образом, из аналитического обзора можно заключить:

1. Обоснована проблематика промышленного вопроса, заключающаяся в ежегодном увеличении числа месторождений с трудноизвлекаемыми запасами, что требует принципиально новых подходов для поиска ее решения.

2. Показано, что высокую эффективность в различные годы развития нефтегазовой отрасли демонстрировал метод имплозионной обработки призабойной скважинной зоны, имеющий актуальность и предпосылки к своему дальнейшему развитию в части совершенствования подземного оборудования (гидрогенераторов давления многократной имплозии).

3. Наибольшей перспективой развития обладают механизмы многократного ударно-депресссионного гидроимпульсного воздействия на призабойную зону скважины, в особенности в направлении разработ-

ки высоконадежных устройств, сочетающих в себе с механическим другие методы обработки, например с использованием физических полей, теплоносителя, химически активных веществ и др., работающих в оптимальном режиме с направленным воздействием жидкостного потока без завихрений, имеющих систему отвода кольматанта, а также способных бесперебойно выполнять свои функции в искривленных и наклонно направленных скважинах.

Список литературы

1. Быков И.Ю., Попов А.А. Гидрогенераторы давления для интенсификации добычи нефти: учеб. пособие. М.: ЦентрЛитНефтеГаз, 2011. 246 с.
2. Попов А.А. Имплозия в процессах нефтедобычи: учеб. пособие. М.: Недра, 1996. 192 с.
3. Непомнящих В.Г., Бурьян Ю.А., Сорокин В.Н., Сусликов Е.Г. Патент 2299306, РФ, МПК E21B 28/00, E21B 43/26, E21B 34/06. Устройство для многократного гидроимпульсного воздействия на призабойную зону пласта. № 2004129372/03; заявл. 04.10.2004; опубл. 20.05.2007. Бюл. № 14. 10 с.
4. Совпель В.В. Патент 2395673, РФ, МПК E21B 43/18. Имплозионный гидрогенератор давления многократного действия. № 2009109725/03; заявл. 17.03.2009; опубл. 27.07.2010, Бюл. № 21. 9 с.
5. Совпель В.В., Гринберг П.Б. Патент 2612706, РФ, МПК E21B 43/25, E21B 37/00, E21B 28/00, F16F 5/00. Имплозионный гидрогенератор давления многократного действия. № 2016105482; заявл. 17.02.2016; опубл. 13.03.2017, Бюл. № 8. 8 с.
6. Бурьян Ю.А., Сорокин В.Н. Гидроимпульсная имплозионная обработка призабойной зоны пласта вертикальных, наклонных и горизонтальных скважин // Технологии добычи и использования углеводородов. 2015. № 1. С. 1—5.
7. Кожин С.Н., Ульянов С.С., Козлов С.А. Испытание технологий повышения производительности скважин в АО «Самаранефтегаз» // Инженерная практика. 2016. № 7. С. 94—100.
8. Кузик Л.В., Кузик В.Л., Герасин А.С., Щиголов М.Ю. Гидроимпульсное воздействие на призабойную зону пласта для интенсификации работы скважин // Нефть. Газ. Новации. 2016. № 4. С. 53—59.
9. Grezina O.A. Downhole device design and results of its utilization under acid-implosion action // International Conference «Actual Issues of Mechanical Engineering» (AIME 2018). 2018. Vol. 157. P. 203—206. <https://doi.org/10.2991/aime-18.2018.39>.
10. Bazhaluk Ya.M., Karpash O.M., Hutak O.I., Khudin M.V., Voloshyn Yu.D. Application of pulse-

wave technology for oil well completion // Journal Scientific Bulletin of National Mining University. 2016. Vol. 5. P. 16–20.

References

1. Bykov IYu, Popov AA. *Gidrogeneratory davleniya dlya intensivifikatsii dobychi nefiti: Ucheb. Posobie [Hydrogenerators of pressure for intensification of oil production]*. Moscow. TsentrLitNefteGaz Publ.; 2011.

2. Popov AA. *Imploziya v processah neftedobychi: Ucheb. Posobie [Implosion in oil production processes]*. Moscow: Nedra Publ.; 1996.

3. Nepomnyashchih VG, Bur'yan YuA., Sorokin VN, Suslikov EG. Patent 2299306, RF, IPC E21B 28/00, E21B 43/26, E21B 34/06. Device for multiple hydraulic impulse impact on the bottomhole formation zone. No. 2004129372/03; app. 04.10.2004; publ. 20.05.2007, Bul. No. 14. 10 p.

4. Sovpel' VV. Patent 2395673, RF, IPC E21B 43/18. Implosion hydrogenerator of pressure of repeated action. No. 2009109725/03; app. 03/17/2009; publ. 07/27/2010, Bul. No. 21. 9 p.

5. Sovpel' VV, Grinberg PB. Patent 2612706, RF, IPC E21B 43/25, E21B 37/00, E21B 28/00, F16F 5/00. Implosion hydrogenerator of pressure of repeated action. No. 2016105482; app. 02/17/2016; publ. 03/13/2017, Bul. No. 8. 8 p.

6. Burian YuA, Sorokin VN, Sorokin VN. Gidroimpul'snaya implozionnaya obrabotka prizabojnoj zony plasta vertikal'nyh,

naklonnyh i gorizontal'nyh skvazhin [Hydroimpulse implosion treatment of the bottomhole formation zone of vertical, inclined and horizontal wells]. *Tekhnologii dobychi i ispol'zovaniya uglevodorodov [Technologies for the production and use of hydrocarbons]*. 2015;1:1–5.

7. Kozhin SN, Ulyanov SS, Kozlov SA. Ispytanie tekhnologij povysheniya proizvoditel'nosti skvazhin v AO «Samaraneftegaz» [Testing of technologies for increasing well productivity in Samaraneftegaz JSC]. *Inzhenernaya praktika [Engineering practice]*. 2016;7:94–100.

8. Kuzik LV, Kuzik VL, Gerasin AS, Shigolev MYu. Gidroimpul'snoe vozdejstvie na prizabojnuyu zonu plasta dlya intensivifikatsii raboty skvazhin [Hydroimpulse impact on the bottomhole formation zone for well stimulation]. *Neft'. Gaz. Novacii [Oil. Gas. Innovations]*. 2016;4(187):53–59.

9. Grezina OA. Downhole device design and results of its utilization under acid-implosion action. *International Conference “Actual Issues of Mechanical Engineering” (AIME 2018)*. 2018;157:203–206. <https://doi.org/10.2991/aime-18.2018.39>.

10. Bazhaluk YaM., Karpash OM, Hutak OI, Khudin MV, Voloshyn YuD. Application of pulse-wave technology for oil well completion. *Journal Scientific Bulletin of National Mining University*. 2016;5:16–20.

Сведения об авторе

Юшин Евгений Сергеевич, доцент департамента недропользования и нефтегазового дела инженерной академии РУДН, канд. техн. наук, доцент; ORCID: 0000-0002-9164-1641, eLIBRARY SPIN-код: 8323-1207; e-mail: yushin-es@rudn.ru

About the author

Eugeny S. Yushin, Associate Professor of the Department of Subsoil Use and Oil and Gas Business, Academy of Engineering, RUDN University, PhD in Engineering sciences, Docent; ORCID: 0000-0002-9164-1641, eLIBRARY SPIN-code: 8323-1207; e-mail: yushin-es@rudn.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-113-121
УДК 626.01

Научная статья / Research article

Устойчивость подводного трубопровода при воздействии течения и волн

Мордвинцев К.П., Гогин А.Г., Е.М. Корнеева*

Российский университет дружбы народов,
Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6
*E-mail: korneeva.e.m@yandex.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 28 марта 2021 г.
Доработана: 20 мая 2021 г.
Принята к публикации: 30 мая 2021 г.

Ключевые слова: морской подводный трубопровод, устойчивость трубопровода, балластировка трубопровода

Аннотация. В последние десятилетия трубопроводы пользуются повышенным спросом за счет экономичности, безопасности и экологичности транспортировки. Их протяженность может насчитывать многие сотни и тысячи километров. Большое распространение получили морские трубопроводы. Их строительство должно соответствовать требованиям нормативной документации. Однако даже это не может гарантировать отсутствие проблем в процессе эксплуатации. В данной работе собраны материалы различных исследований, связанных с проблемой всплытия подводных трубопроводов. Подводные трубопроводы подвержены вертикальным подвижкам (всплытию). Во избежание подобной ситуации используется метод балластировки трубопровода. Эта статья содержит информацию, показывающую, какие исследования уже проводились, какие выводы были сделаны и показывает направления для дальнейших изысканий. В данной работе рассматривается балластировка пригрузочными мешками. Выполняются вычисления, требуемые для правильного подбора веса мешков, описываются возможные причины всплытия. Данная работа будет полезна проектировщикам подводных морских трубопроводов.

Для цитирования

Мордвинцев К.П., Гогин А.Г., Корнеева Е.М. Устойчивость подводного трубопровода при воздействии течения и волн // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 113–121. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-113-121>

© Мордвинцев К.П., Гогин А.Г., Корнеева Е.М., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Submarine pipeline stability under currents and waves action

Konstantine P. Mordvintsev, Alexander G. Gogin, Ekaterina M. Korneeva*

Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University),
6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation
*E-mail: korneeva.e.m@yandex.ru

Article history

Received: March 28, 2021

Revised: May 20, 2021

Accepted: May 30, 2021

Keywords: submarine pipeline, pipeline stability, ballasting pipeline

Abstract. Pipelines are widely used in recent decades because their eco-friendliness, safety and profitability of transportation. Their length can be more than hundreds and thousands of kilometers. Submarine pipelines got wide distribution. Their constructing must comply with regulatory documents. But even it can't guarantee no problems during operation. This study contains review of the different research, connected with floating of a submarine pipeline problem. Information about conducted research and their conclusions is summarized in this paper. Direction for the future investigations is shown. Submarine pipelines are subjected to vertical movement (floating). Pipeline ballasting method is used to avoid this situation. Ballasting by loading bags is considered in this article. This study contains review of the different research, connected with floating of a submarine pipeline problem. Calculations required for the correct selection of the loading bags weight are performed, possible reasons for floating are described. This article will be useful for submarine pipeline designers.

For citation

Mordvintsev KP, Gogin AG, Korneeva EM. Submarine pipeline stability under currents and waves action. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):113–121. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-113-121>

Введение

Трубопроводный транспорт является самым дешевым способом доставки различных жидких и газообразных материалов потребителям. Поэтому он получил широкое распространение. Протяженность трубопроводов составляет сотни и тысячи километров. Трасса трубопровода пересекает различные водные преграды: реки, болота, моря. Трубопроводы, проложенные по дну морей, относят к отдельной категории, называемой морскими трубопроводами. Наиболее широко морские трубопроводы используются при освоении месторождений, расположенных на шельфе морей. В качестве примера можно назвать систему трубопроводов, расположенных на шельфе Охотского моря, месторождение в Карском море (Варандей-море), Северный поток-1, Северный поток-2, Южный поток и др.

Строительство трубопроводов по дну морей требует учета множества внешних факторов, воздействующих на подводные трубопроводы, которые влияют на его устойчивость, прочность и надежность. На глубокой воде основное воздействие, влияющее на устойчивость трубопровода это сила Архимеда. В нормативной документации воздействие данной силы рекомендуется компенсировать дополнительным утяжелением трубопровода с помощью обетонирования трубы. Как правило, этого достаточно для обеспечения устойчивости трубопровода на глубокой воде. Однако в условиях мелководья, исходя из опыта эксплуатации трубопроводов, можно сделать вывод, что обетонирование трубопроводов не обеспечивает его устойчивость. Потеря устойчивости трубопровода в мелководной зоне морей выражается его всплытием.

Одним из способов обеспечения устойчивости трубопровода на мелководье является погружение

трубопровода в траншеи на глубину до 4 м. Такая мера связана еще и с ледовой экзарацией морского дна для морей северных широт.

Основной особенностью мелководной зоны является волновое воздействие на дно моря. Этому вопросу посвящено большое количество исследований, рассматривающих различные аспекты этого процесса.

В данной статье собран обзор различных источников, занимающихся проблемами всплытия морских трубопроводов, а также рассматривается проблема возврата всплывшего трубопровода в проектное положение.

1. Изучение влияния волн больших периодов (цунами) на морские трубопроводы

В результате компьютерного моделирования было установлено следующее: после того как волна цунами прошла трубопровод, размер завихрений воды на передней и задней сторонах трубопровода существенно увеличилась. После прохождения через трубопровод высота волны уменьшилась. Также было обнаружено, что гидродинамические силы в подводных трубопроводах могут сильно зависеть от высоты волны, глубины воды и диаметра трубопровода. Однако максимальная горизонтальная сила уменьшается с увеличением глубины воды и расстояния между трубопроводом и морским дном.

На морских нефтяных месторождениях подводные трубопроводы прокладываются по морскому дну с различной топографией. При проектировании подводных трубопроводов следует учитывать топографию морского дна. Если поверхность неровная, в трассе трубопровода могут пролегать свободные пролеты с неподдерживаемыми участками. Если такой участок является слишком длинным, то возникающее изгибающее напряжение может быть чрезмерным. Влияние подводных вихрей, вызванных волной цунами, может вызвать серьезные деформации на подобных участках.

2. Изучение влияния сейсмической нагрузки на морские трубопроводы

Сейсмическая нагрузка служит причиной для разжижения грунта, из-за которого морской трубопровод

может всплыть. В данном исследовании проводилось изучение подъемной силы, которая возникает из-за разжижения грунтов при сейсмической нагрузке, смоделированной на виброплатформе с помощью центрифуги [2].

Для эксперимента были использованы центрифуга ZJU400 и виброплатформа. Для имитации трубопровода была использована алюминиевая труба плотностью $2,7 \text{ г/см}^3$, длиной 390 мм, толщиной 4 мм и внешним диаметром 40 мм.

В результате было обнаружено, что начальный и конечный момент подъема трубы не связаны напрямую с сейсмическим движением. Поднятие сильно зависит от нарастания избыточного порового давления (разжижение грунта). Подъем трубы — это комбинация нескольких сил. Во время сейсмической вибрации создается избыточное поровое давление, грунт вокруг трубопровода постепенно растекается в форме овала, что вызывает как изменение веса перекрывающего грунта, так и несущую способность грунта, лежащего под трубопроводом. В результате равновесие трубопровода во время вибрирования нарушается, и, как следствие, труба поднимается вверх.

Волны на поверхности воды, особенно возникающие во время шторма, могут вызывать высокоамплитудные колебания порового давления, которое возникает в песчаных донных отложениях, что, в свою очередь, может увеличивать гидродинамическую подъемную силу, действующую на подводный трубопровод, одновременно уменьшая силы сопротивления, тем самым влияя на возможность всплытия трубопровода.

3. Изучение влияния волновой нагрузки на морские трубопроводы

В данном исследовании моделировалось вертикальное перемещение морского трубопровода, погруженного в песчаные грунты морского дна под действием волновой нагрузки, вызванной гармоническими колебаниями водной поверхности [3].

Установка для динамических испытаний состоит из прямоугольного контейнера со следующими параметрами: $L_c = 1,0 \text{ м}$ (длина), $H_c = 0,7 \text{ м}$ (высота), $B_c = 0,4 \text{ м}$ (ширина). Контейнер заполнен влагонасыщенным песком. Толщина песчаного слоя составляет $H_s = 0,6 \text{ м}$. На верхней части песчаного контейнера

устанавливается столб воды, совершающий колебания, уровень воды в котором составляет 1,2 м от песчаной поверхности. Вертикальные колебания поверхности столба воды генерируются подачей колебательного давления воздуха, воздействующего на поверхность воды. Цилиндрический элемент повышенной стойкости к деформациям погружается в песчаный контейнер параллельно его длинной стороне. Внешний диаметр трубы составляет 0,1 м, длина — 0,38 м. В ходе эксперимента труба погружается на три разные глубины: 0,025, 0,050, 0,075 м.

Изменение порового давления около трубы в течение одного периода колебания воды было измерено. Используя простую интеграцию гидродинамического порового давления по линии окружности трубы, была вычислена гидродинамическая подъемная сила, $F_p = 0,1$ кН/м, которая возникает во время максимального состояния падения водного давления, приложенного на поверхность песка

В результате проведения эксперимента были получены следующие данные: труба медленно поднимается в течение первых 25 минут, после чего заметно ускоряется. Труба достигает границы песка спустя 53 минуты после начала теста.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что результирующая гидродинамическая вертикальная сила возникает при изменении порового давления и имеет колебательный характер. Чем больше время действия и амплитуда гидродинамической вертикальной силы, тем короче время всплытия трубопровода.

4. Изучение воздействия донных наносов на морские трубопроводы

Прибрежная зона характеризуется подвижностью донных грунтов при волновом воздействии. В такой ситуации донные отложения формируют поток наносов. Перенос наносов может играть значительную роль в процессе эксплуатации трубопровода. Согласно наблюдениям ученых, при формировании потока наносов грунты частично теряют связность и переходят во взвешенное состояние [6]. Таким образом, меняется плотность жидкости, в котором располагается трубопровод, что приводит к изменению величины силы Архимеда и, как следствие, всплытию трубопровода. Решением этой проблемы могут быть

дополнительные расчеты, учитывающие разницу масс, которую в целях обеспечения устойчивого положения морского трубопровода необходимо компенсировать. Для решения данной проблемы активно используется метод балластировки.

5. Методика определения величины пригрузки заглубленного трубопровода грунтом

На заглубленный трубопровод в первую очередь оказывает влияние масса грунта, находящегося над ним. Для того чтобы оценить эффективность пригрузки трубопровода забетонированными мешками, вначале необходимо рассчитать усилие анкеровки в грунте самого трубопровода.

При расположении трубопровода в грунте возможны различные схемы его взаимодействия с окружающим массивом грунта [7]:

- а) продольное перемещение трубопровода в грунте;
- б) поперечное перемещение трубопровода в грунте по горизонтали;
- в) поперечное перемещение трубопровода в грунте по вертикали (при этом возможны перемещения как вниз в сторону непо потревоженного грунта, так и вверх, в сторону грунта засыпки);
- г) кручение трубопровода в грунте.

Причины и процесс перемещения трубы в грунте вверх трудно поддаются теоретическому анализу, поэтому в основном изучаются эмпирическими методами. Так, в работах Э.М. Ясина [8, 9] и П.П. Бородавкина [10] представлены некоторые результаты экспериментальных исследований.

В книге А.Б. Айбиндера [11] описаны эксперименты, в которых расположенная в грунте труба нагружалась прессовой нагрузкой. В результате были получены зависимости сопротивления грунта перемещению. Для испытаний использовались отрезки трубы длиной 4 м с различными диаметрами 273, 529 и 720 мм, заглубленные в грунт. Для подъема труб использовались лебедки, натягивающие тросы, закрепленные в трубах. Для замера усилий натяжения тросов использовались динамометры, а для измерения перемещений — прогибомеры. Нагружение производилось шагами, причем на каждом шаге подъема осуществлялась выдержка для

того, чтобы усилия в тросе стабилизировались. Высота засыпки в экспериментах изменялась от 0 до 1 м, а для засыпки использовались различные виды грунтов. В процессе экспериментов было установлено, что зависимость сопротивления грунта от перемещения трубы практически одинакова. При малых перемещениях у сопротивление грунта q_y зависит от перемещения практически линейно, а затем, по мере увеличения перемещения, линейность нарушается, причем после достижения максимальной величины сопротивление грунта начинает уменьшаться.

Величина предельной удерживающей способности грунта, т.е. его сопротивления, соответствующего потере устойчивости грунта, зависит от призмы выпора (рис. 1, а, б). Учитывая, что заложение трубопровода относительно его диаметра невелико, можно принять, что угол откоса призмы выпора определяется углом внутреннего трения грунта. Предельное сопротивление грунта перемещению трубы вверх может быть определено из выражения [11]

$$q_{\text{пр.гр}} = \gamma_{\text{гр}} D_{\text{н}} (h_0 - 0.39 D_{\text{н}}) + \gamma_{\text{гр}} h_0^2 \tan 0.7 \varphi_{\text{гр}} + \frac{0.7 c_{\text{гр}} h_0}{\cos 0.7 \varphi_{\text{гр}}}, \quad (1)$$

где $\varphi_{\text{гр}}$ — угол внутреннего трения грунта; $c_{\text{гр}}$ — удельное сцепление грунта; $\gamma_{\text{гр}}$ — удельный вес грунта; $D_{\text{н}}$ — наружный диаметр трубопровода; h_0 — расстояние от верха засыпки до оси трубы.

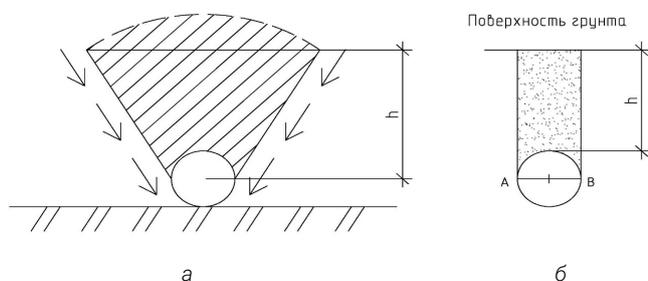


Рис. 1. Схема взаимодействия трубопровода с грунтом: а — для формулы (1); б — для формулы (2)

Figure 1. Diagram of the interaction of the pipeline with the ground: а — for the formula (1); б — for the formula (2)

В настоящее время построен ряд моделей взаимодействия грунта с трубопроводом, систематизированные в [12]. Анализ и сравнение этих моделей между собой было проведено в [13]. По заключению автора, наиболее подходящей моделью взаимодействия грунта

с трубопроводом является модель, представленная в [14; 15], и согласно которой величина удерживающей силы от грунта, лежащего выше трубопровода, может быть определена по формуле

$$q_{\text{гр}} = \gamma_{\text{гр}} D_{\text{н}} (h + 0.1073 D_{\text{н}}). \quad (2)$$

Выражение (2) по смыслу соответствует первому слагаемому в формуле (1) и позволяет получить пригрузку от грунта на трубопровод без учета трения и сцепления по поверхности призмы выпора (рис. 2).

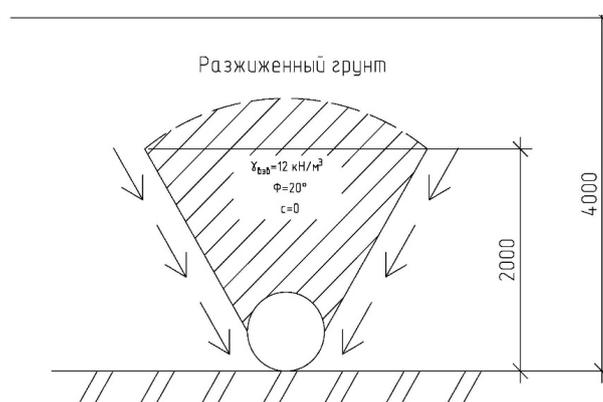


Рис. 2. Поверхность призмы выпора
Figure 2. Thrust prism surface

6. Механизмы разжижения грунта вокруг заглубленного трубопровода

Расчетный случай с заглубленным трубопроводом в проницаемых грунтах с колебаниями частиц грунта вокруг трубопровода под действием волн и соответствующих колебаний самого трубопровода является одним из наиболее сложных случаев рассмотрения устойчивости трубы. Значительное увеличение порового давления может быть причиной, например, колебания грунтов морского дна, разжижения верхних слоев грунта и последующего всплытия трубопровода из-за уменьшения давления грунтов сверху.

Причиной разжижения грунтов принято считать сейсмическое воздействие, из-за чего при проектировании трубопроводов в районах низкой сейсмической опасности не рассматривается вероятность потери устойчивости трубопровода в разжиженном грунте. Механизм разжижения грунта заключается в том,

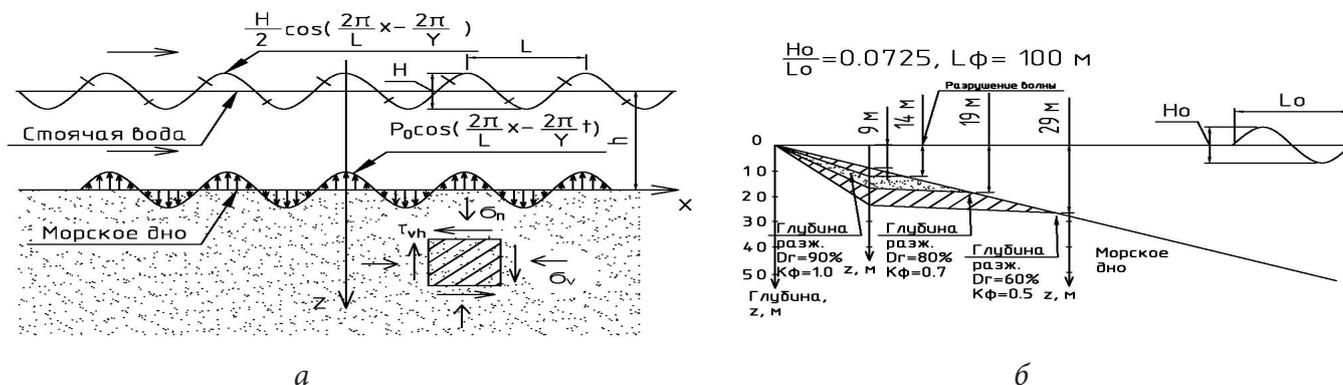


Рис. 3. Давление на морское дно при действии волн на поверхности (а); пример определения толщины грунта, подверженного разжижению, при действии волн длиной 100 м (б) [23]

Figure 3. Seabed pressure due to surface waves action (on the left); examples of wave-induced liquefaction analysis for shoaling seabed deposit due to wave action 100 m long (on the right) [23]

что между мельчайшими минеральными частицами грунта, в промежутках между которыми находится вода (поровая вода), разрывается часть связей и контактов, вследствие чего значительно снижается прочность этого грунта. Причин для разрыва связей между частицами и последующего разжижения грунта в контексте рассмотрения подводных трубопроводов может быть несколько: колебания частиц с разными скоростями при прохождении упругой волны, что характерно для сейсмических воздействий [16]; интенсивно повторяющееся гидродинамическое воздействие на грунт, при котором переход грунта в разжиженное состояние может происходить за несколько десятков периодов волнения [17—19]; передающиеся грунту высокочастотные колебания самого трубопровода как результат колебаний давления транспортируемого сырья [20; 21].

Согласно одной из исследовательских работ, результаты которой приведены в [22], динамическую неустойчивость при сейсмических воздействиях на шельфе острова Сахалин проявляют грунты в пределах 6—7-метровой толщи от уровня дна.

Изучение распространения напряжений в грунте морского дна при циклических перепадах давления, возникающих при распространении ветровых волн, показало, что в этом случае направления главных напряжений в грунте непрерывно меняются (вращаются), несмотря на то, что амплитуда колебаний давления остается постоянной. Это приводит к тому, что условно определяемый коэффициент циклических напряжений, показывающий степень разжижения грунта, уменьша-

ется примерно на 30 %, т.е. грунт быстрее переходит в разжиженное состояние. При этом толщина разжиженного грунта вследствие волнового воздействия может достигать 9 м во время продолжительных штормов со средней длиной волны около 100 м (рис. 3, а, б) [23].

Таким образом, разжижение некоторой толщи грунтов морского дна вблизи трубопровода с наибольшей долей вероятности явилось причиной его всплытия и оголения.

Наиболее простой путь в этом случае — принять процесс разжижения грунтов совершившимся (или частично совершившимся) и рассматривать вертикальную устойчивость трубопровода уже в разжиженном грунте. Несвязный водонасыщенный грунт превращается в тяжелую вязкую жидкость [24], что позволяет находить вес погруженного трубопровода как разницу собственного веса трубопровода и веса вытесненной трубопроводом жидкости с повышенной плотностью. Поскольку плотность разжиженного грунта будет всегда больше плотности жидкости, выталкивающая сила будет больше, что ухудшает устойчивость трубопровода. Это может рассматриваться как один из расчетных аварийных случаев потери устойчивости заглубленного трубопровода во время эксплуатации. Для определения плотности разжиженного грунта допустимо пользоваться следующим выражением:

$$\rho_{p,гр} = \frac{\rho_{ск,гр} \cdot \rho_v \cdot (1 + \omega)}{\rho_{ск,гр} \cdot \omega + 1}, \quad (3)$$

где $\rho_{ск,гр}$ — плотность скелета грунта; ρ_v — плотность воды; ω — природная влажность грунта.

В случае неустойчивости трубопровода в разжиженном грунте обычно требуется увеличение веса трубопровода путем увеличения толщины облицовки, что в настоящем случае невозможно. Согласно нормам для обеспечения устойчивости трубопровода в период эксплуатации на участке, где грунт подвержен разжижению, необходимо предусмотреть компенсационные мероприятия, такие как: замещение грунта обратной засыпки на грунт, не подверженный разжижению (щебень), устройство щебеночных перемычек.

Заключение

На сегодняшний день точная причина всплытия морских трубопроводов не установлена. Некоторые изыскатели предполагают, что причинами этого могут являться волновые или сейсмические воздействия, но единого ответа нет. Наименее изученным является влияние низкочастотного волнового нагружения. При этом проводимые исследования не учитывают волнового взвешивающего давления, воздействующего на трубопровод, которое является дополнительной силой, влияющей на устойчивость. Для решения этого вопроса требуются дополнительные эксперименты и исследования. В настоящее время используется метод избыточной балластировки, что приводит к увеличению стоимости трубопроводов. Задачей исследований в этой области должно быть определение наиболее опасных внешних воздействий, влияющих на устойчивость трубопроводов, и разработка наиболее экономичных решений, обеспечивающих устойчивость трубопроводов.

Список литературы

1. Zhao E., Qu K., Mu L., Kraatz S., Shi B. Numerical Study on the Hydrodynamic Characteristics of Submarine Pipelines under the Impact of Real-World Tsunami-Like Waves // *Water*. 2019. Vol. 11. No. 2. 221. <https://doi.org/10.3390/w11020221>
2. Huang B., Liu J., Lin P., Ling D. Uplifting Behavior of Shallow Buried Pipe in Liquefiable Soil by Dynamic Centrifuge Test // *Hindawi Publishing Corporation Scientific World Journal*. 2014: Article ID 838546. <https://doi.org/10.1155/2014/838546>
3. Magda W., Maeno S., Nago H. Floation of buried submarine pipeline under cyclic loading of water pressure – Numerical and experimental studies // *Journal of the Faculty of Environmental Science and Technology*. 2001. Vol. 691. P. 105-120. https://doi.org/10.2208/jscej.2001.691_105
4. Сарычев И.Л., Кузьбожев А.С., Бирилло И.Н., Маянц Ю.А., Елфимов А.В. Исследование причин изменения начального положения подводного перехода газопровод // *Научно-технический сборник. Вестн. газовой науки*. 2020. № S1 (43). С. 78—86.
5. РАО «ГАЗПРОМ» СП 107-34-96 Балластировка, обеспечение устойчивости положения газопроводов на проектных отметках. М., 1996. 47 с.
6. Мансуров М.Н., Лаптева Т.И., Конаева Л.А. Влияние донных наносов и дампинга грунта на устойчивость морских подводных трубопроводов // *Вести газовой науки*. 2013. № 3 (14). С. 119-124.
7. Наумова Г.А. Расчет трубопроводных конструкций с эксплуатационными повреждениями. Волгоград: Изд-во ВолгГАСУ, 2009. 184 с.
8. Ясин Э.М., Черников В.И. Устойчивость подземных трубопроводов. М.: Недра, 1967. 120 с.
9. Ясин Э.М., Березин В.Л., Ращепкин К.Е. Надежность магистральных трубопроводов. М.: Недра, 1972. 183 с.
10. Бородавкин П.П. Механика грунтов. М.: Недра, 2003. 349 с.
11. Айнбиндер А.Б. Расчет магистральных и промышленных трубопроводов на прочность и устойчивость: справочное пособие. М.: Недра, 1991. 287 с.
12. Идрисова Я.Р. Выбор модели взаимодействия с грунтом при оценке напряженно-деформированного состояния // *Проблемы сбора, подготовки и транспорта нефти и нефтепродуктов*. 2014. № 2 (96). С. 126—133.
13. Идрисова Я.Р. Обеспечение безопасной эксплуатации магистральных нефте- и нефтепродуктопроводов на участках многолетнемерзлых грунтов: дис. ... к.т.н. Уфа, 2015. 98 с.
14. Бабин Л.А., Быков Л.И., Волохов В.Я. Типовые расчеты по сооружению трубопроводов. М.: Недра, 1979. 176. С. 57.
15. Таран В.Д. Сооружение магистральных трубопроводов. М.: Недра, 1964. 544 с.
16. Вознесенский Е.А. Землетрясения и динамика грунтов // *Соросовский образовательный журнал*. 1998. № 2. С. 101—108.
17. Гилёв Е.Е., Шубин С.Н., Боровков А.И., Абрамян А.К. Моделирование гидродинамического воздействия на подводный газопровод в траншее с разжиженным грунтом // *Вычислительная механика сплошных сред*. 2011. Т. 4. № 3. С. 41—47.
18. Sumer B.M., Truelsen C., Fredsøe J. Liquefaction around pipelines under waves // *J. Waterw. port, coastal, Ocean Eng. American Society of Civil Engineers*. 2006. Vol. 132. № 4. P. 266—275.

19. Sumer B.M., Hatipoglu F., Fredsøe J., Ottesen Hansen N-E. Critical flotation density of pipelines in soils liquefied by waves and density of liquefied soils // *J. Waterw. port, coastal, Ocean Eng. American Society of Civil Engineers*. 2006. Vol. 132. № 4. P. 252—265. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0733-950X\(2006\)132:4\(252\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0733-950X(2006)132:4(252))
20. Прокофьев А.Б., Шахматов Е.В., Миронова Т.Б. Математическая модель колебаний трубопроводов от действия пульсирующего потока жидкости // *Судостроение*. 2011. № 2. С. 39—42.
21. Воронин К.С. Прогнозирование развития поврежденных на магистральных газопроводах под воздействием динамической нагрузки: дис. ... к.т.н. 2013.
22. Ishihara K., Yamazaki A. Analysis of wave-induced liquefaction in seabed deposits of sand // *Soils and Foundations*. 1984. Vol. 24. № 3. С. 85—100.
23. Новиков А.И., Новиков А.А., Голубин С.И., Савельев К.Н. Особенности проведения инженерных изысканий при определении потенциала разжижения грунтов в основании объектов морской добычи шельфа острова Сахалин (Россия) // *Газовая промышленность*. 2018. Т. 765. № 3. С. 18—25.
24. Торов В.В., Цимбельман Н.Я. Изменение физико-механических свойств грунтов при сейсмическом воздействии // *Вологдинские чтения*. 2008. № 70. С. 7—8
- position of gas pipelines at the design marks]. Moscow; 1996. (In Russ.)
6. Mansurov MN, Lapteva TI, Kopaeva LA. Vliyanie donnyh nanosov i dampinga grunta na ustojchivost' morskikh podvodnyh truboprovodov [Influence of bottom sediment and soil dumping on the stability of offshore subsea pipelines]. *Nauchno-tehnicheskij sbornik Vesti gazovoj nauki [Scientific and technical collection of Gas science News]*. 2013;3(14):119—124. (In Russ.)
7. Naumova GA. *Raschet truboprovodnyh konstrukcij s ekspluatacionnymi povrezhdeniyami [Calculation of pipeline structures with operational damage]*. Volgograd: Volg GASU Publ.; 2009. (In Russ.)
8. Yasin EM, Chernikin VI. *Ustojchivost' podzemnyh truboprovodov [Stability of underground pipelines]*. Moscow: Nedra Publ.; 1967. (In Russ.)
9. Yasin EM, Berezin VL, Rashchepkin KE. *Nadezhnost' magistral'nyh truboprovodov [Reliability of main pipelines]*. Moscow: Nedra Publ.; 1972. (In Russ.)
10. Borodavkin PP. *Mekhanika gruntov [Soil mechanics]*. Moscow: Nedra Publ.; 2003. (In Russ.)
11. Ajnbinder AB. *Raschet magistral'nyh i promyslovyh truboprovodov na prochnost' i ustojchivost': Spravochnoe posobie [Calculation of main and field pipelines for strength and stability: Reference manual]*. Moscow: Nedra Publ.; 1991. (In Russ.)
12. Idrisova YaR. Choice of model of the pipeline interaction with soil in assessing its stressed-strained state. *Problemy sbora, podgotovki i transporta nefiti i nefteproduktov [Problems of collecting, preparing and transporting oil and petroleum products]*. 2014;2(96):126—133. (In Russ.)
13. Idrisova YaR. *Obespechenie bezopasnoj ekspluatatsii magistral'nyh nefte- i nefteproduktoprovodov na uchastkah mnogoletnemerzlyh gruntov [Ensuring the safe operation of main oil and oil product pipelines in permafrost areas]*. (Thesis of Candidate of Technical Sciences). Ufa; 2015. (In Russ.)
14. Babin LA, Bykov LI, Volohov VYa. *Tipovye raschety po sooruzheniyu truboprovodov [Typical calculations for the construction of pipelines]*. Moscow: Nedra Publ.; 1979. (In Russ.)
15. Taran VD. *Sooruzhenie magistral'nyh truboprovodov [Construction of the main pipelines]*. Moscow: Nedra Publ.; 1964. (In Russ.)
16. Voznesenskij EA. *Zemletryaseniya i dinamika gruntov [Earthquakes and soil dynamics]*. *Sorosovskij obrazovatel'nyj zhurnal*. 1998;2:101—108. (In Russ.)
17. Gilyov EE, Shubin SN, Borovkov AI, Abramyan AK. Modeling of hydrodynamic impact on underwater gas pipeline in a trench with liquefied soil. *Computational continuum mechanics*. 2011;4(3):41—47. (In Russ.)
18. Sumer B M, Truelsen C, Fredsøe J. Liquefaction around pipelines under waves. *J. Waterw. port, coastal, Ocean Eng.*

References

1. Zhao E, Qu K, Mu L, Kraatz S, Shi B. Numerical Study on the Hydrodynamic Characteristics of Submarine Pipelines under the Impact of Real-World Tsunami-Like Waves. *Water*. 2019;11(2):221. <https://doi.org/10.3390/w11020221>
2. Huang B, Liu J, Lin P, Ling D. Uplifting Behavior of Shallow Buried Pipe in Liquefiable Soil by Dynamic Centrifuge Test. *Hindawi Publishing Corporation Scientific World Journal*. 2014: Article ID 838546. <https://doi.org/10.1155/2014/838546>
3. Magda W, Maeno S, Nago H. Flotation of buried submarine pipeline under cyclic loading of water pressure – Numerical and experimental studies. *Journal of the Faculty of Environmental Science and Technology*. 2001;(691):105-120. https://doi.org/10.2208/jscej.2001.691_105
4. Sarychev IL, Kuz'bozhev AS, Birillo IN, Mayanc YuA, Elfimov AV. Issledovanie prichin izmeneniya nachal'nogo polozheniya podvodnogo perekhoda gazoprovod [Investigation of the reasons for changing the initial position of the gas pipeline underwater crossing]. *Nauchno-tehnicheskij sbornik Vesti gazovoj nauki [Scientific and technical collection of Gas science News]*. 2020;S1(43):78—86. (In Russ.)
5. RAO «GAZPROM» SP 107-34-96 *Ballastirovka, obespechenie ustojchivosti polozheniya gazoprovodov na proektnyh otmetkah [Ballasting, ensuring the stability of the*

American Society of Civil Engineers, 2006;132(4):266—275. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0733-950X\(2006\)132:4\(266\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0733-950X(2006)132:4(266))

19. Sumer BM, Hatipoglu F, Fredsøe J, Ottesen Hansen N-E. Critical flotation density of pipelines in soils liquefied by waves and density of liquefied soils. *J. Waterw. port, coastal, Ocean Eng. American Society of Civil Engineers*. 2006;132(4):252—265. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0733-950X\(2006\)132:4\(252\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0733-950X(2006)132:4(252))

20. Prokof'ev AB, Shahmatov EV, Mironova TB. Mathematical model of pipelines oscillation resulting from pulsing fluid flow. *Shipbuilding*. 2011;2:39—42. (In Russ.)

21. Voronin KS. *Prognozirovanie razvitiya povrezhdenij na magistral'nyh gazoprovodah pod vozdejstviem dinamicheskoj nagruzki [Predicting the development of damage on main gas pipelines under the influence of dynamic load]*. (Thesis of Candidate of Technical Sciences). 2013.

22. Ishihara K, Yamazaki A. Analysis of wave-induced liquefaction in seabed deposits of sand. *Soils and Foundations*. 1984;24(3):85—100.

23. Novikov AI, Novikov AA, Golubin SI, Saveliev KN. Specific features of engineering surveys in determining the potential of the soil liquefaction in the basis of the facilities of offshore production on the Sakhalin shelf (Russian Federation). *Gazovaya promyshlennost' [Gas industry]*. 2018;3(765):18—25. (In Russ.)

24. Torov VV, Cimbel'man NYa. *Izmenenie fiziko-mekhanicheskikh svojstv gruntov pri seismicheskom vozdejstvii [Change in the physical and mechanical properties of the soils under seismic impact]*. *Vologdinskie chteniya [Vologdinsky readings]*. 2008;70:7—8. (In Russ.)

Сведения об авторах

Мордвинцев Константин Петрович, доцент департамента строительства инженерной академии РУДН, кандидат технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 387-741; e-mail: mkp58@yandex.ru

Гогин Александр Григорьевич, ассистент департамента строительства инженерной академии РУДН; eLIBRARY SPIN-код: 994-101, Scopus Id: 57192663878; e-mail: alex.gogin@bk.ru

Корнеева Екатерина Михайловна, студент магистратуры департамента строительства инженерной академии РУДН; e-mail: korneeva.e.m@yandex.ru

About the authors

Konstantine P. Mordvintsev, Associate Professor of the Construction Department, Academy of Engineering, RUDN University, PhD in Engineering sciences; eLIBRARY SPIN-код: 387-741; e-mail: mkp58@yandex.ru

Alexander G. Gogin, Assistant of the Construction Department, Academy of Engineering, RUDN University; eLIBRARY SPIN-code: 994-101, Scopus Id: 57192663878; e-mail: alex.gogin@bk.ru

Ekaterina M. Korneeva, Master Degree Student of the Construction Department, Academy of Engineering, RUDN University; e-mail: korneeva.e.m@yandex.ru

Уважаемые коллеги!
Российский университет дружбы народов
приглашает вас принять участие
в Международной конференции
«Инженерные исследования – 2021»,
которая состоится
20–22 октября 2021 года в Москве

НАУЧНЫЕ СЕКЦИИ КОНФЕРЕНЦИИ

1. Материаловедение, металлургия и нанотехнологии
2. Машиностроение, энергетика и транспорт
3. Авиационные и космические системы
4. Геология, горное и нефтегазовое дело
5. Гражданское, промышленное и гидротехническое строительство
6. Архитектура и промышленный дизайн
7. Инновационный менеджмент в промышленности

ОФИЦИАЛЬНЫЕ ЯЗЫКИ КОНФЕРЕНЦИИ

Русский, английский

ПУБЛИКАЦИЯ ТРУДОВ КОНФЕРЕНЦИИ

Статьи будут опубликованы в сборнике трудов конференции, индексируемом в БД РИНЦ, или в журнале, индексируемом в БД Scopus и Web of Science.

ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ СТАТЕЙ

Статьи должны быть посвящены описанию результатов оригинальных исследований. Подробная информация по оформлению статей представлена на странице конференции <https://enggres.ru/registration/>

УСЛОВИЯ УЧАСТИЯ В КОНФЕРЕНЦИИ

- Для участия в конференции необходимо направить регистрационную форму докладчика вместе со статьей в адрес контактных лиц:
 - для публикации в сборнике трудов конференции, индексируемом в БД РИНЦ, – по адресу: malkova_myu@pfur.ru (до 5 октября 2021);
 - для публикации в журнале, индексируемом в БД Scopus и Web of Science, – по адресу: admin@enggres.ru (до 31 августа 2021)
- Организационный взнос для участников конференции с публикацией в сборнике трудов конференции, индексируемом в БД РИНЦ, составляет 1800 р.
- Условия публикации и оплаты статьи в журнале, индексируемом в БД Scopus и Web of Science, указаны на сайте конференции <https://enggres.ru/registration/>

КОНТАКТНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

- **Организатор конференции** – Российский университет дружбы народов (РУДН).
- **Адрес страницы конференции на портале РУДН:** <http://enr.rudn.ru/?p=23532>
- **Председатель Оргкомитета** – *Малькова Марианна Юрьевна*, директор департамента машиностроения и приборостроения инженерной академии РУДН. E-mail: malkova-myu@rudn.ru
- **Председатель Научного комитета** – *Рынкoвская Марина Игоревна*, директор департамента строительства инженерной академии РУДН. E-mail: rynkovskaya-mi@rudn.ru