



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

**2024 Том 25 № 1**

**DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1**

**<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 имени Патриса Лумумбы»

---

**Главный редактор**

*Разумный Юрий Николаевич* — доктор технических наук, профессор, директор инженерной академии, директор департамента механики и мехатроники 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», факультет «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, инженерная академия, 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

*Вивiani Антонио* — профессор, Университет Кампани «Луиджи Ванвители», Неаполь, Италия

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

*Герман Анна* — профессор, Университет Бейра-Интернор, Ковильян, Португалия

*Гитас Иоаннис Зоис* — профессор, Университет Аристотеля в Салониках, Салоники, Греция

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

*Гурфил Пини* — почетный профессор, Израильский технологический институт, Хайфа, Израиль

*Джеа Морисба* — доцент, Техасский университет в Остине, Остин, США

*Джесента Джанкарло* — профессор, Туринский политехнический институт, Турин, Италия

*Кавагути Дзюнъитиро* — профессор, Японское агентство аэрокосмических исследований, Токио, Япония

*Кадугин 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

*Лишарес Ричард* — профессор, Массачусетский технологический институт, Кембридж, США

*Матюшин Максим Михайлович* — доктор технических наук, Центр управления полетами 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

*Мохамамед 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, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

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

*Редько Иван Яковлевич* — доктор технических наук, профессор, 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

*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 (ежеквартально).

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.

**Цель и тематика**

Журнал «Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования» – периодическое международное рецензируемое научное издание в области авиационной и ракетно-космической техники, машиностроения. 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 входит в перечень изданий, публикации которых учитываются Высшей аттестационной комиссией России (ВАК РФ) при защите диссертаций на соискание ученых степеней кандидата и доктора наук по специальностям:

- 2.3.1. Системный анализ, управление и обработка информации (технические науки);
- 2.3.4. Управление в организационных системах (технические науки);
- 2.5.6. Технологии машиностроения (технические науки);
- 2.5.13. Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов (технические науки);
- 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов (технические науки);
- 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Журнал адресован научным работникам, инженерам, аспирантам.

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

Редколлегия журнала строго придерживается международных стандартов публикационной этики, сформулированных в документе COPE (Committee on Publication Ethics): <http://publicationethics.org>

---

Редактор *И.Л. Панкратова*  
Редактор англоязычных текстов *А.С. Корзин*  
Компьютерная верстка *Н.В. Маркеловой*

**Адрес редакции:**

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

**Адрес редакционной коллегии журнала**

**«Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования»:**

Российская Федерация, 115419, Москва, ул. Орджоникидзе, д. 3  
Тел.: +7 (495) 955-07-92; E-mail: [engi@rudn.ru](mailto:engi@rudn.ru)

---

Подписано в печать 19.03.2024. Выход в свет 28.03.2024. Формат 60×84/8.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Гарнитура «Times New Roman».

Усл. печ. л. 12,1 Тираж 500 экз. Заказ № 1. Цена свободная.

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования

«Российский университет дружбы народов имени Патриса Лумумбы»

Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6

Отпечатано в типографии ИПК РУДН им. Патриса Лумумбы

Российская Федерация, 115419, Москва, ул. Орджоникидзе, д. 3

Тел.: +7 (495) 955-08-74; E-mail: [publishing@rudn.ru](mailto:publishing@rudn.ru)



## RUDN JOURNAL OF ENGINEERING RESEARCH

2024 Volume 25 Number 1

DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1

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

Founded in 2000

Founder: Peoples' Friendship University of Russia named after Patrice Lumumba

---

### Editor-in-Chief

**Yury N. Razoumny** — Dr. (Technical Sciences), Professor, Director of the Academy of Engineering, Director of the Department of Mechanics and Mechatronics of the Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia

### Associate Editor-in-Chief

**Sergey V. Reznik** — Dr. (Technical Sciences), Professor, Head of the Department SM-13 "Composite Materials for Aerospace", Special Machinery Faculty, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

### Assistant to the Editor-in-Chief

**Svetlana V. Agasieva** — Ph.D. (Technical Sciences), Associate Professor of the Department of Nanotechnology and Microsystem Engineering, Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia

### Editorial Board

**Brij Agrawal** — Professor, Naval Postgraduate School, Monterey, USA

**Oleg M. Alifanov** — Academician of the Russian Academy of Sciences, Dr. (Technical Sciences), Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

**Fabio Celani** — Professor, Sapienza 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** — Dr. (Technical Sciences), Professor, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

**Vladimir M. Kapustin** — Dr. (Technical Sciences), 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), Mission Control Center (TSUP), Central Research Institute for Machine Building (TsNIMash), State Space Corporation "Roscosmos", 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 of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 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, Dr. (Technical Sciences), Professor, Institute for Systems Analysis, Federal Research Center "Computer Science and Control" of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

**Harri A. Popov** — Academician of the Russian Academy of Sciences, Dr. (Technical Sciences), Professor, Director of the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

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

**Ivan Y. Redko** — Dr. (Technical Sciences), Professor, 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 RESEARCH

Published by the Peoples' Friendship University of Russia named after Patrice Lumumba (RUDN University)

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

Publication frequency: quarterly.

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.

### Aims and Scope

The RUDN Journal of Engineering Research — is a peer-reviewed international academic journal publishing research in the field of aviation and space technology, mechanical engineering. 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).

Editorial Board strictly adheres to the international standards of publication ethics of the COPE:

<http://publicationethics.org>

---

Copy Editor — *I.L. Pankratova*  
English Texts' Editor — *A.S. Korzin*  
Layout Designer — *N.V. Markelova*

**Address of the editorial board:**

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

**Address of the editorial board of RUDN Journal of Engineering Research:**

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

---

Printing run 500 copies. Open price.

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

**Printed at RUDN Publishing House:**

3 Ordzhonikidze St, Moscow, 115419, Russian Federation  
Ph.: +7 (495) 955-08-74; E-mail: [publishing@rudn.ru](mailto:publishing@rudn.ru)

## СОДЕРЖАНИЕ

<b>Baranov A.A., Olivio A.P.</b> Non-Coplanar Rendezvous in Near-Circular Orbit with the Use a Low Thrust Engine (Некомпланарная встреча на околокруговой орбите с помощью двигателя малой тяги) .....	7
<b>Перепелкина Ю.В., Литвин О.Н., Задиранов А.Н.</b> Математическое моделирование оптимального планирования экономики с учетом налогов с помощью прикладного вычислительного пакета Maple .....	21
<b>Khalid M.R.W., Reza Kashyzadeh K., Ghorbani S.</b> Failure Analysis of a Kaplan Turbine Blade in Iraq's Haditha Hydropower Plant (Анализ неисправности лопатки турбины Каплана на иракской гидроэлектростанции Хадита) .....	30
<b>Алленов Д.Г., Яковлева Н.А., Дейнова К.Б., Данилов Д.В., Азанов М.В.</b> Выбор оптимальных режимов резания с учетом качества обработанной поверхности детали на фрезерном станке Roland MDX-20 .....	38
<b>Никифоров А.И., Паханов Н.А., Пчеляков О.П., Латышев А.В.</b> Сверхтонкие высокоэффективные солнечные элементы на гетероструктурах $A^{III}B^V/Ge$ для космического применения .....	52
<b>Alizadeh A., Saltykova O.A., Novinzadeh A.B.</b> Optimizing MEMS-based Navigation Sensors for Aerospace Vehicles (Оптимизация навигационных сенсоров на основе МЭМС для аэрокосмических транспортных средств) .....	57
<b>Андреев В.М., Калужный Н.А., Малевская А.В., Нахимович М.В., Шварц М.З.</b> Высокоэффективные фотоэлектрические преобразователи мощного лазерного излучения .....	75
<b>Alaabidy W.H.S., Al-Rubaiawi M.S.S., Chertousov M.A., Frolov M.Y.</b> Analysing the Feasibility of Adopting Gas Turbine Technology for Electric Power Generation in Iraq (Анализ целесообразности внедрения газотурбинной технологии для производства электроэнергии в Ираке) .....	86

## CONTENTS

<b>Baranov A.A., Olivio A.P.</b> Non-Coplanar Rendezvous in Near-Circular Orbit with the Use a Low Thrust Engine .....	7
<b>Perepelkina Yu.V., Litvin O.N., Zadiranov A.N.</b> Mathematical Modeling of Optimal Economic Planning Including the Account Tax by the Use of Maple Computational Package .....	21
<b>Khalid M.R.W., Reza Kashyzadeh K., Ghorbani S.</b> Failure Analysis of a Kaplan Turbine Blade in Iraq's Haditha Hydropower Plant .....	30
<b>Allenov D.G., Yakovleva N.A., Deinova K.B., Danilov D.V., Azanov M.V.</b> The Choice of Optimal Cutting Conditions, Taking into Account the Quality of the Machined Surface of the Part on the Roland MDX-20 Milling Machine .....	38
<b>Nikiforov A.I., Pakhanov N.A., Pchelyakov O.P., Latyshev A.V.</b> Ultrathin High-Efficiency Solar Cells Based on A <sup>III</sup> B <sup>V</sup> /Ge Heterostructures for Space Applications .....	52
<b>Alizadeh A., Saltykova O.A., Novinzadeh A.B.</b> Optimizing MEMS-based Navigation Sensors for Aerospace Vehicles .....	57
<b>Andreev V.M., Kalyuzhnyy N.A., Malevskaya A.V., Nakhimovitch M.V., Shvarts M.Z.</b> Highly Efficient Photovoltaic Laser Power Converters .....	75
<b>Alaabidy W.H.S., Al-Rubaiawi M.S.S., Chertousov M.A., Frolov M.Y.</b> Analysing the Feasibility of Adopting Gas Turbine Technology for Electric Power Generation in Iraq .....	86



DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-7-20

UDC 629.78

EDN: FDPCQT

Research article / Научная статья

## Non-Coplanar Rendezvous in Near-Circular Orbit with the Use a Low Thrust Engine

Andrey A. Baranov<sup>a</sup> , Adilson P. Olivio<sup>b</sup>  

<sup>a</sup> Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russian Academy of Sciences, *Moscow, Russia*

<sup>b</sup> RUDN University, *Moscow, Russia*

✉ pedrokekule@mail.ru

### Article history

Received: November 5, 2023

Revised: January 9, 2024

Accepted: January 14, 2024

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** Presented method allows one to calculate the of maneuvers performed on several turns using a low-thrust engine. These maneuvers ensure the flight of an active spacecraft within a given area of the target space object. The flight is carried out in the vicinity of a circular orbit. Simplified mathematical models of motion are used to solve this problem. The influence of the non-centrality of the gravitational field and atmosphere is not taken into account in the calculations. The process of determining the parameters of the maneuvers is divided into several stages: in the first and third stages, the parameters of the impulse transfer and the transfer carried out by the low-thrust engine are calculated using analytical methods. In the second stage, the distribution of maneuvering between turns, ensuring a successful solution to the meeting problem, is determined by changing one variable. This method is characterized by its simplicity and high reliability in determining the parameters of maneuvers, which makes it applicable on board a spacecraft. As part of the study, an analysis of the dependence of the total characteristic velocity of solving the meeting problem on the amount of engine thrust was also carried out. The maneuver parameters can be refined using an iterative procedure to take into account the main disturbances.

**Keywords:** spacecraft, near-circular orbit, velocity impulse, calculation of maneuver parameters, space object, low thrust engine

### For citation

Baranov AA, Olivio AP. Non-coplanar rendezvous in near-circular orbit with the use a low thrust engine. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):7–20. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-7-20>



## Некомпланарная встреча на околокруговой орбите с помощью двигателя малой тяги

А.А. Баранов<sup>a</sup> , А.П. Оливио<sup>b</sup>  

<sup>a</sup> Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

<sup>b</sup> Российский университет дружбы народов, Москва, Россия

✉ pedrokekule@mail.ru

### История статьи

Поступила в редакцию: 5 ноября 2023 г.  
Доработана: 9 января 2024 г.  
Принята к публикации: 14 января 2024 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Представлен метод, позволяющий вычислить параметры маневров, выполняемых на нескольких витках с применением двигателя малой тяги. Эти маневры обеспечивают перелет активного космического аппарата в пределы заданной области целевого космического объекта. Перелет осуществляется в окрестности круговой орбиты. Для решения данной задачи применяются упрощенные математические модели движения. Влияние нецентральности гравитационного поля и атмосферы в расчетах не учитывается. Процесс определения параметров маневров разбит на несколько этапов: на первом и третьем этапах параметры импульсного перехода и перехода, осуществляемого двигателем малой тяги, вычисляются с использованием аналитических методов. На втором этапе распределение маневрирования между витками, обеспечивающее успешное решение задачи встречи, определяется путем изменения одной переменной. Данный метод отличается простотой и высокой надежностью в определении параметров маневров, что делает его применимым на борту космических аппаратов. В рамках исследования также проведен анализ зависимости суммарной характеристической скорости решения задачи встречи от величины тяги двигателя. Параметры маневров могут быть уточнены с помощью итерационной процедуры, чтобы учесть основные возмущения.

**Ключевые слова:** космический аппарат, околокруговая орбита, импульс скорости, расчет параметров маневров, космический объект, малая тяга

### Для цитирования

Baranov A.A., Olivio A.P. Non-coplanar rendezvous in near-circular orbit with the use a low thrust engine // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 7–20. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-7-20>

### Introduction

The problem of meeting in a near-circular orbit using low-thrust engines is important in the practice of spacecraft (SC) flights. Typical examples are the problem of rendezvous and docking of spacecraft, the implementation of a group flight of several spacecraft, the formation of a given configuration of satellite systems, during removal of space debris, during servicing of spacecraft and other astronomical missions involving more than one spacecraft.

Due to the great complexity of solving problems of spacecraft meeting with greater accuracy, over the past few years many authors have developed algorithms for solving the problem of spacecraft meeting [1–2].

Currently, three main approaches are widely used in solving complex problems of multi-impulse maneuvering of spacecraft. In the first case, the problems of maneuvering in the orbital plane and the problems of rotating the orbital plane are solved independently. This scheme was used, for example, when approaching the Shuttle spacecraft with an



orbital station, to control the movement of geostationary satellites [3], satellites within satellite systems [4–6], and so on. The advantage of this scheme lies in its simplicity and reliability, and the disadvantage is the excessive cost of characteristic velocity for maneuvering.

In the second case, numerical methods are used to find optimal solutions for the most complex multi-impulse problems, taking into account a wide range of restrictions [7–8]. The simplex method is most often used [9–10].

In the third method, at the initial stage, the solution to the Lambert problem is used to determine the parameters of the two-impulse solutions to the meeting problem. Then the behavior of the hodograph of the basis vector corresponding to the found solution is analyzed, and, if necessary, additional velocity impulses are added to obtain the optimal solution. This approach was first used in the works of Lion and Handelsman [11], Jezewski and Rozendaal [12].

There are also methods that are at the intersection of different approaches. For example, in [13–14] numerical and analytical methods for solving the multi-impulse meeting problem are proposed, combining the advantages of the first and second of the previously listed approaches. They make it possible to use the results obtained in the early papers of T. Edelbaum [15], J.P. Marec [2], when solving modern practical problems.

Since the 1960s, the process of using electric rocket engines (ERM) on spacecraft began. Thanks to their high specific impulse, electric propulsion engines can significantly reduce fuel costs for orbital maneuvering. However, the low (compared to traditional liquid rocket engines) thrust of electric propulsion engines leads to the need to take into account their long-term operation.

Problems of this type take a special place a special place among the problems of optimal maneuvering of a spacecraft. A significant number of articles have been devoted to them, and several very interesting monographs have been published [16; 17]. Particularly noteworthy are the papers of V.G. Petukhov [18–20]. Due to the complexity of the problems in which it is assumed that maneuvering is carried out using a propulsion system (PS), they have traditionally been solved numerically and by methods using the Pontryagin maximum principle or the continuation method. In recent years, Yu.P. Ulybyshev has successfully used

the interior point method to solve problems with long maneuvers [21].

In the method considered in this paper, the non-coplanar meeting problem is solved both in the impulse formulation and taking into account the long-term operation of the low-thrust engine [22–24].

To analyze the relative motion of a spacecraft in the vicinity of circular orbits, it is necessary to use special mathematical models of motion. The most popular mathematical model of the relative motion of a spacecraft in the vicinity of circular orbits is the Hill–Clohessy–Wiltshire (HCW) model. Linearized differential equations for the relative motion of a spacecraft in the vicinity of a circular orbit for the problem of rendezvous and docking were obtained by Clohessy–Wiltshire in 1960 [25], but back in the 19th century similar equations were used by Hill in his theory of lunar motion [26].

In this mathematical model, to obtain the equations of relative motion, a rotating (orbital) coordinate system and linearization of the differential equations of relative motion are used, based on the assumption that the distance between the considered spacecraft is small compared to the average orbital radius. This work uses linearized equations obtained by P.E. Elyasberg [27]. They were obtained using a cylindrical coordinate system and are significantly more convenient for solving the problem of long-duration encounters, in which there are significant deviations along the orbit.

Due to the increase in the number of maneuvering spacecraft and the increase in the efficiency of solving problems, there is currently a tendency to transfer the process of calculating maneuvers on board the spacecraft. This leads to the need to simplify the process of calculating maneuver parameters and increase the reliability of this process. The algorithm considered in this paper has precisely these properties.

## 1. Formulation of the meeting problem

The problem of calculating the parameters of transfer maneuvers between close near-circular orbits is solved in an approximate impulse formulation, within the framework of unperturbed Keplerian motion.

The conditions for transferring with the help of  $N$  velocity impulses in a fixed time from the initial orbit to a given point of the final non-coplanar orbit (meeting problem) in a linear approximation can be written in the form Ilyin and Kuzmak [22]:

$$\sum_{i=1}^N (\Delta V_{ri} \sin \varphi_i + 2\Delta V_{ti} \cos \varphi_i) = \Delta e_x, \quad (1)$$

$$\sum_{i=1}^N (-\Delta V_{ri} \cos \varphi_i + 2\Delta V_{ti} \sin \varphi_i) = \Delta e_y, \quad (2)$$

$$\sum_{i=1}^N 2\Delta V_{ti} = \Delta a, \quad (3)$$

$$\sum_{i=1}^N (2\Delta V_{ri}(1 - \cos \varphi_i) + \Delta V_{ti}(-3\varphi_i + 4\sin \varphi_i)) = \Delta t, \quad (4)$$

$$\sum_{i=1}^N -\Delta V_{zi} \sin \varphi_i = \Delta z, \quad (5)$$

$$\sum_{i=1}^N \Delta V_{zi} \cos \varphi_i = \Delta V_z, \quad (6)$$

where

$$\Delta e_x = e_f \cos \omega_f - e_0 \cos \omega_0,$$

$$\Delta e_y = e_f \sin \omega_f - e_0 \sin \omega_0,$$

$$\Delta a = (a_f - a_0)/r_0, \quad \Delta t = \lambda_0(t_f - t_0),$$

$$\Delta z = z_0/r_0, \quad \Delta V_z = \Delta V_{z0}/V_0,$$

$$\Delta V_{ti} = \Delta V_{ti}^*/V_0, \quad \Delta V_{ri} = \Delta V_{ri}^*/V_0, \quad \Delta V_{zi} = \Delta V_{zi}^*/V_0.$$

Here « $f$ », « $0$ » — the indices corresponding to the final and initial orbits,  $e_f$ ,  $e_0$  — the eccentricities of the orbits;  $a_f$ ,  $a_0$  — semi-axes major of orbits;  $\omega_f$ ,  $\omega_0$  — angles between the direction to the pericenter of the corresponding orbit and the direction to a point specified on the final orbit (the  $Ox$  axis is directed to this point);  $t_f$  — the required time of arrival at a given point,  $t_0$  — the time at which, when moving along the initial orbit, the projection of the radius vector onto the plane of the final orbit hits the ray passing through the given meeting point;  $z_0$  — the deviation of the spacecraft in the initial orbit from the plane of the final orbit at time  $t_0$ ;  $V_{z0}$  — lateral relative velocity at this moment;  $V_0$ ,  $\lambda_0$  — orbital and angular velocities of movement along the reference circular orbit of radius  $r_0$  ( $r_0 = a_f$ );  $N$  — number of velocity impulses;  $\varphi_i$  — the angle of application of the  $i$ -th velocity impulse, measured from the direction to a given meeting point in the direction of the SC motion;  $\Delta V_{ti}^*$ ,  $\Delta V_{ri}^*$ ,  $\Delta V_{zi}^*$  — transversal, radial and lateral components of the  $i$ -th velocity

impulse, respectively. It is necessary to take into account that the angles  $\varphi_i$  — negative, because it was assumed that at a given point  $\varphi_f = 0$ .

The problem of searching for parameters of optimal maneuvers can be formulated as follows: it is necessary to determine  $\Delta V_{ri}$ ,  $\Delta V_{ti}$ ,  $\Delta V_{zi}$ ,  $\varphi_i$  ( $i = 1, \dots, N$ ), at which the total characteristic velocity of maneuvers  $\Delta V$  is minimal.

$$\Delta V = \sum_{i=1}^N \Delta V_i = \sum_{i=1}^N \sqrt{\Delta V_{ri}^2 + \Delta V_{ti}^2 + \Delta V_{zi}^2},$$

under restrictions (1)–(6).

In this paper problem of the meeting is solved in several stages. At the first stage, the problem of impulse transfer between non-coplanar orbits is solved (Section 2). The velocity impulses for solving the transfer problem are then distributed among the turns allowed for maneuvering to ensure that equation (4) is satisfied (Section 3). In sections (4) and (5), a solution to the low-thrust transfer problem is sought.

The maneuver parameters can be refined using an iterative procedure to take into account all disturbances (the influence of compression of the Earth, atmosphere, etc.).

## 2. Algorithm for solving the transfer problem

When solving the problem of transfer between non-coplanar orbits, five equations of the system (1)–(6) are used.

The angle  $\varphi_1$  (the angle of application of the first velocity impulse) is searched and for each successive value of the angle the values of the velocity impulses and the angle  $\varphi_2$  are found:

$$\Delta V_{t1} = \frac{\Delta e^2 - \Delta a^2}{4(\Delta e_y \sin \varphi_{1f} + \Delta e_x \cos \varphi_{1f} - \Delta a)}, \quad (7)$$

$$\Delta V_{t2} = \frac{\Delta a}{2} - \Delta V_{t1}, \quad (8)$$

$$\tan \varphi_2 = \frac{\frac{\Delta e_y}{2} - \Delta V_{t1} \sin \varphi_{1f}}{\frac{\Delta e_x}{2} - \Delta V_{t1} \cos \varphi_{1f}}, \quad (9)$$

and then from equations (5)–(6) the values of the lateral components of the velocity impulses are determined:

$$\Delta V_{z1} = -\left(\frac{\Delta z \cos \varphi_2 + \Delta V_z \sin \varphi_2}{\sin(\varphi_1 - \varphi_2)}\right), \quad (10)$$

$$\Delta V_{z2} = - \left( \frac{\Delta z \cos \varphi_1 + \Delta V_z \sin \varphi_1}{\sin(\varphi_1 - \varphi_2)} \right). \quad (11)$$

From the entire set of solutions found, the one that provides the minimum total characteristic velocity is selected. Further, the parameters of this solution are indicated by the index « $m$ »  $\Delta V_{1tm}$ ,  $\Delta V_{z1m}$ ,  $\varphi_{1m}$ ,  $\Delta V_{i2m}$ ,  $\Delta V_{z2m}$ ,  $\varphi_{2m}$ .

### 3. Algorithm for solving the meeting problem

When solving the meeting problem, the values of the velocity impulses  $\Delta V_{1i}$ ,  $\Delta V_{2i}$ , determined when solving the transfer problem, are distributed among  $N$  turns allowed for maneuvering:

$$\Delta V_{1tm} = \sum_{i=1}^N \Delta V_{1ti}; \quad (12)$$

$$\Delta V_{2tm} = \sum_{i=1}^N \Delta V_{2ti}. \quad (13)$$

Here  $N$  is the number of turns on which maneuvering is allowed.

The lateral components are distributed in proportion to the transversal

$$\Delta V_{1zi} = \frac{|\Delta V_{1ti}|}{|\Delta V_{1t}|} \Delta V_{1zm},$$

and

$$\Delta V_{2zi} = \frac{|\Delta V_{2ti}|}{|\Delta V_{2t}|} \Delta V_{2zm}. \quad (14)$$

The further goal is to select such a distribution of the magnitudes of the velocity impulses along the turns so that equation (4) is satisfied.

To significantly simplify the solution of the problem, we assume that the magnitudes of the velocity impulses along the turns change linearly:

$$\begin{aligned} \Delta V_{1ti} &= \Delta V_{1t1} + \\ &+ (\Delta V_{1tN} - \Delta V_{1t1})(i-1)/(N-1), \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \Delta V_{2ti} &= \Delta V_{2t1} + \\ &+ (\Delta V_{2tN} - \Delta V_{2t1})(i-1)/(N-1). \end{aligned} \quad (16)$$

Here  $\Delta V_{1t1}$ ,  $\Delta V_{1tN}$  и  $\Delta V_{2t1}$ ,  $\Delta V_{2tN}$  are the magnitudes of the velocity impulses on the first and last permitted turns of maneuvering, which are a part of the first and second velocity impulses of solving the transfer problem.

Substituting the values of velocity impulses calculated using formulas (15), (16) into (12) and (13) we obtain:

$$\Delta V_{1tm} = \sum_{i=1}^N \Delta V_{1ti} = 0.5N(\Delta V_{1t1} + \Delta V_{1tN}); \quad (17)$$

$$\Delta V_{2tm} = \sum_{i=1}^N \Delta V_{2ti} = 0.5N(\Delta V_{2t1} + \Delta V_{2tN}). \quad (18)$$

Using (17) and (18), we obtain formulas for determining  $\Delta V_{1tN}$ ,  $\Delta V_{2tN}$ :

$$\Delta V_{1tN} = \frac{\Delta V_{1t}}{0.5N} - \Delta V_{1t1}; \quad (19)$$

$$\Delta V_{2tN} = \frac{\Delta V_{2t}}{0.5N} - \Delta V_{2t1}. \quad (20)$$

Substituting the found values  $\Delta V_{1tN}$ ,  $\Delta V_{2tN}$  into formulas (15) and (16), we obtain:

$$\begin{aligned} \Delta V_{1ti} &= \\ &= 2\Delta V_{1t}(i-1)/N(N-1) + \Delta V_{1t1} \left[ 1 - \frac{2(i-1)}{N-1} \right], \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \Delta V_{2ti} &= \\ &= 2\Delta V_{2t}(i-1)/N(N-1) + \Delta V_{2t1} \left[ 1 - \frac{2(i-1)}{N-1} \right]. \end{aligned} \quad (22)$$

Thus, we found the values of all velocity impulses, expressed only in terms of  $\Delta V_{1t1}$  and  $\Delta V_{2t1}$ . Substituting them into equation (3), we obtain a linear equation with two unknowns  $\Delta V_{1t1}$ ,  $\Delta V_{2t1}$ . The coefficients for velocity impulses are known, since their angles of application are known:

$$\varphi_{1i} = \varphi_{1m} + 2\pi(N_i - N), \quad (23)$$

$$\varphi_{2i} = \varphi_{2m} + 2\pi(N_i - N). \quad (24)$$

By sorting through the value of the variable  $\Delta V_{1t1}$ , within the specified limits, for each value from equation (3) we find the value of the variable  $\Delta V_{2t1}$ .

Then, using (23) and (24), we find the values of all velocity impulses. Adding the modules of all

velocity impulses, we find the total characteristic velocity of the next solution. The solution whose total characteristic velocity is minimal is accepted as a solution to the meeting problem. If the total characteristic velocity of the found solution coincides with the total characteristic velocity of the solution to the transfer problem, then a solution with the minimum possible total characteristic velocity was found.

If the duration of the largest velocity impulse does not exceed  $20^\circ$ , then the solution is close to an impulse one and we consider that the problem has already been solved. Taking into account all disturbances (non-centrality of the gravitational field, the influence of the atmosphere, etc.), the operation of a real propulsion system can be carried out using the iterative procedure described in Section 5. If the duration of the maneuvers is significant, then we proceed to solving the problem taking into account low thrust PS.

#### 4. Solving the problem with «low thrust»

It is assumed that the orientation of the propulsion system during the execution of the maneuver is fixed in the orbital coordinate system.

For each turn, we find what changes in eccentricity and semi-major axis produce the found velocity impulses determined at this turn

$$\Delta e_{1ix} = 2\Delta V_{1ti} \cos \varphi_{1i} + 2\Delta V_{2ti} \cos \varphi_{2i}, \quad (25)$$

$$\Delta e_{1iy} = 2\Delta V_{1ti} \sin \varphi_{1i} + 2\Delta V_{2ti} \sin \varphi_{2i}, \quad (26)$$

$$\Delta a_i = 2\Delta V_{1ti} + 2\Delta V_{2ti}. \quad (27)$$

Similarly for changing the lateral parameters on a turn

$$\Delta V_{iz} = \Delta V_{1zi} \cos \varphi_{1i} + \Delta V_{2zi} \cos \varphi_{2i}, \quad (28)$$

$$\Delta z_i = \Delta V_{1zi} \sin \varphi_{1i} + \Delta V_{2zi} \sin \varphi_{2i}. \quad (29)$$

Then we determine the required duration of low-thrust maneuvers that will produce the same change in these elements [20]:

$$\Delta \varphi_1 = 2 \arcsin \frac{w_c \Delta V_1}{2w}, \quad (30)$$

$$\Delta \varphi_2 = 2 \arcsin \frac{w_c \Delta V_2}{2w}. \quad (31)$$

Thus, turn by turn we find the duration of all maneuvers. The low thrust problem has been correctly solved. If the arcsine argument is greater than 1, then there is no solution (with the existing thrust and mass of the spacecraft, it is impossible to solve the meeting problem for a given number of turns).

The found solution with “low thrust” gives the same change in the eccentricity vector and orientation of the orbital plane as the original impulse solution, because the midpoints of long maneuvers coincide with the moments of application of velocity impulses.

However, the difficulty is that the change in the semi-major axis becomes larger than necessary, since it changes with orbital orientation more effectively than eccentricity. Therefore, as a result of the maneuvers, an error remains in the formation of the required value of the semi-major axis, and to eliminate this error, you can use the iterative procedure described in [20].

Let us assume that the initial deviation of the semi-major axis was  $\Delta a_0 = a_f - a_0$  (for example,  $\Delta a_0 > 0$ ), and the deviations  $\Delta a_0, \Delta e_{x0}, \Delta e_{y0}, \Delta i_0, \Delta \vartheta_0$  (the angle between the line of intersection of the orbital planes and the line of apses relative orbits) were used in determining the parameters of the maneuvers.

As a result of performing the calculation maneuvers, the semi-major axis  $a_1$  will be formed ( $a_1 > a_f$ ). In the next iteration, deviations  $\Delta a_1 = \Delta a_0 + a_f - a_1, \Delta e_{x0}, \Delta e_{y0}, \Delta i_0, \Delta \vartheta_0$  will be used, at the next iteration  $\Delta a_2 = \Delta a_1 + a_f - a_2$ , etc., until the semi-major axis is formed with the given accuracy.

Since at each turn the same change in the semi-major axis will be made as in the impulse solution, the meeting problem will be solved with the same accuracy.

#### 5. Iterative procedure

In the formulated meeting problem, linearized equations of motion are used, the non-centrality of the gravitational field, the influence of the atmosphere, etc. are not taken into account. This leads to the fact that the actual accuracy of fulfilling the terminal conditions in system (1)–(6) will be insufficient. To solve a problem with a given accuracy, you can use an iterative scheme [7–8], which consists of the following stages:

1. In the beginning of the next iteration, an “approximate” problem is solved: under the previously accepted simplifying assumptions, the parameters of maneuvers that ensure the formation of a “target” orbit are determined (at the first iteration, the “target” orbit coincides with the final orbit).

2. Then, taking into account the calculated maneuvers, using models of all necessary disturbances, an “accurate” prediction of the spacecraft motion is carried out and the parameters of the formed orbit are found.

3. The deviations of the parameters of the formed orbit from the corresponding parameters of the final orbit are calculated.

4. If the deviations exceed the permissible ones, then the parameters of the “target” orbit are changed by the value of the calculated deviations, and the next iteration is carried out.

5. The procedure ends when the terminal conditions are met with the specified accuracy.

6. For “accurate” forecasting, as a rule, numerical and/or high-precision numerical-analytical integration are used. It is possible to use different forecast methods at different iterations, but the accuracy of the forecast should increase with the number of the current iteration.

7. During numerical integration, the influence of the non-centrality of the gravitational field, atmosphere, light pressure, etc. is taken into account, the operation of the spacecraft engines is carefully modeled, therefore, despite the fact that the maneuver parameters are found at each iteration using the simplest motion model, but as a result of an iterative procedure, they ensure access to the final orbit with the required accuracy.

## 6. Example of solving the non-coplanar meeting problem

Let us consider the motion of a spacecraft (SC) relative to point O, moving in an undisturbed near circular orbit with a radius of 6871 km. Let us take the gravitational parameter of the Earth equal to  $3.9860044 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ . Let us consider the flight problem using  $N$  velocity impulses in a fixed time from the initial orbit to a given point in the final orbit from a point in phase space  $\mathbf{r}_0 = (10, 100, -5)$  km,  $\mathbf{v}_0 = (1, -10, 3) \text{ m/c}$  to the origin, that is, to the point  $\mathbf{r}_f = (0, 0, 0)$  km, with a velocity  $\mathbf{v}_f = (0, 0, 0) \text{ m/s}$ . For the problem, we will take the initial mass of the spacecraft equal to 1000 kg, the specific

impulse of the spacecraft propulsion system is 220 seconds (2157.463 m/s), and the thrust ( $T$ ) will be varied in the range from 1 to 100 N. The flight is carried out in  $N = 15$  turns.

### *Solution of the two-impulse transfer problem*

Table 1 shows the results of calculations of the parameters of the optimal two-impulse transfer between non-coplanar orbits, that is, the values of the transversal and lateral components of the velocity impulses, the angles of application of the first and second impulses are given as well. The angle of application of the first velocity impulse was varied from 0 to  $360^\circ$  with a step of  $0.75^\circ$ . It can be seen that the minimum value of the characteristic velocity that a spacecraft (SC) must have for the transfer maneuver is 10.308 m/s.

### *Multi-impulse solution to the meeting problem*

To obtain an impulse solution to the meeting problem, the velocity impulses of the two-impulse solution are distributed between 15 turns so that condition (4) is satisfied. For this purpose, the algorithm described in Section 3. The value of the first velocity impulse is varied within the range from -3.452 m/s to 0.5 m/s with a step of 0.023 m/s.

Table 2 shows parameters of the distributed impulse solution

Table 3 shows the deviations of orbital elements for each turn corresponding to the influence of distributed velocity impulses.

This impulse solution can be transformed to take into account the real thrust of the engine.

The process of obtaining a solution for  $1N$  thrust is shown below.

At the first stage, the durations of the maneuvers are calculated, which for a real low thrust ( $1N$ ) provide the changes in the orbital elements shown in Table 3 at each orbit (except for the semi-major axis). These durations are shown in Table 4.

Then the change in the semi-major axis produced for a given duration of maneuvers is calculated and a new target value of the semi-major axis is formed for the next iteration. These data are shown in Table 5.

The next iteration is performed and the parameters of the new impulse solution, the duration of the maneuver and changes made of the semi-major axis under the influence of low thrust and errors in the correction of the semi-major axis are shown in Tables 6, 7 and 8.

Table 1

**Results of the calculation the parameters of the optimal non-coplanar impulse transfer problem**

$\varphi_1^\circ$	$\varphi_2^\circ$	$\Delta V_{t1}, m/s$	$\Delta V_{t2}, m/s$	$\Delta V_{z1}, m/s$	$\Delta V_{z2}, m/s$	$\Delta V_t, m/s$	$\Delta V_z, m/s$	$\Delta V_1, m/s$	$\Delta V_2, m/s$	$\Delta V, m/s$
155	55.851	-3.452	2.367	-0.637	-6.372	5.819	7.01	3.51	6.798	10.308

Table 2

**Distribution of the two-impulse solution by turns**

$N$	$\Delta V_{t1}, m/s$	$\Delta V_{t2}, m/s$	$\Delta V_{z1}, m/s$	$\Delta V_{z2}, m/s$	$\Delta V_t, m/s$	$\Delta V_z, m/s$	$\Delta V_1, m/s$	$\Delta V_2, m/s$	$\Delta V, m/s$
1	-0.022	0.314	-0.004	-0.844	0.336	0.848	0.023	0.9	0.923
2	-0.052	0.291	-0.01	-0.784	0.343	0.794	0.053	0.837	0.89
3	-0.082	0.269	-0.015	-0.724	0.351	0.739	0.083	0.773	0.856
4	-0.111	0.247	-0.021	-0.664	0.358	0.685	0.113	0.709	0.822
5	-0.141	0.224	-0.026	-0.604	0.366	0.63	0.143	0.645	0.788
6	-0.171	0.202	-0.031	-0.545	0.373	0.576	0.174	0.581	0.755
7	-0.2	0.18	-0.037	-0.485	0.38	0.522	0.204	0.517	0.721
8	-0.23	0.158	-0.043	-0.425	0.388	0.467	0.234	0.453	0.687
9	-0.26	0.136	-0.048	-0.365	0.395	0.413	0.264	0.389	0.653
10	-0.29	0.113	-0.053	-0.305	0.403	0.358	0.294	0.325	0.619
11	-0.319	0.091	-0.059	-0.245	0.41	0.304	0.325	0.261	0.586
12	-0.349	0.069	-0.064	-0.185	0.418	0.249	0.349	0.198	0.547
13	-0.379	0.047	-0.07	-0.125	0.425	0.195	0.385	0.134	0.519
14	-0.408	0.024	-0.075	-0.066	0.433	0.141	0.415	0.07	0.485
15	-0.438	0.002	-0.081	-0.006	0.44	0.087	0.446	0.006	0.452
$\Sigma$	-3.452	2.367	-0.637	-6.372	5.819	7.01	3.51	6.798	10.308

Table 3

**Results of deviations of orbital elements by turns**

$N$	$\Delta e_{1ix} \times 10^{-4}$	$\Delta e_{1iy} \times 10^{-4}$	$\Delta e_i \times 10^{-4}$	$\varphi_{ei}^\circ$	$\Delta a_{0i} \times 10^{-4}$	$\Delta V_{zi} \times 10^{-4}$	$\Delta z_i \times 10^{-4}$	$\varphi_{zi}^\circ$
1	-0.41	-0.71	0.816	59.877	0.765	0.627	-0.915	55.578
2	-0.306	-0.691	0.755	66.096	0.629	0.589	-0.847	55.163
3	-0.203	-0.675	0.705	73.302	0.492	0.552	-0.779	54.68
4	-0.099	-0.66	0.667	81.466	0.356	0.514	-0.711	54.112
5	0.005	-0.644	0.644	-89.598	0.219	0.476	-0.642	53.435
6	0.108	-0.629	0.638	-80.254	0.083	0.439	-0.574	52.612
7	0.212	-0.614	0.649	-70.979	-0.053	0.401	-0.506	51.594
8	0.315	-0.598	0.676	-62.228	-0.19	0.364	-0.438	50.302
9	0.419	-0.583	0.718	-54.318	-0.326	0.326	-0.37	48.609
10	0.522	-0.568	0.771	-47.388	-0.463	0.288	-0.302	46.299
11	0.626	-0.552	0.835	-41.432	-0.599	0.251	-0.234	42.976
12	0.729	-0.537	0.906	-36.362	-0.736	0.213	-0.166	37.832
13	0.833	-0.521	0.983	-32.057	-0.872	0.176	-0.097	29.028
14	0.936	-0.506	1.064	-28.395	-1.009	0.138	-0.029	11.991
15	1.04	-0.491	1.15	-25.267	-1.145	0.1	0.039	-21.159

Table 4

Duration of the maneuver for  $N=15$

$N$	$\Delta\varphi_{1i}^\circ$	$\Delta\varphi_{2i}^\circ$	$\Delta\varphi_i^\circ$
1	1.427	59.874	61.301
2	3.347	55.244	58.591
3	5.268	50.71	55.978
4	7.19	46.259	53.449
5	9.115	41.881	50.996
6	11.041	37.567	48.608
7	12.971	33.306	46.277
8	14.905	29.093	43.998
9	16.843	24.92	41.763
10	18.786	20.78	39.566
11	20.734	16.667	37.401
12	22.689	12.575	35.264
13	24.65	8.5	33.15
14	26.618	4.436	31.054
15	28.595	0.377	28.972

Table 5

Changes made of the semi-major axis under the influence of low thrust and errors in the correction of the semi-major axis

$N$	$\Delta a_{0i} \times 10^{-4}$	$\Delta a_i \times 10^{-4}$	$\delta a_i \times 10^{-4}$	$\Delta a_{1i} \times 10^{-4}$
1	0.765	0.804	-0.039	0.727
2	0.629	0.659	-0.0304	0.598
3	0.492	0.516	-0.0235	0.469
4	0.356	0.374	-0.018	0.338
5	0.219	0.232	-0.013	0.2065
6	0.083	0.092	-0.0089	0.074
7	-0.053	-0.048	-0.0056	-0.059
8	-0.19	-0.187	-0.00278	-0.193
9	-0.326	-0.326	-0.00036	-0.327
10	-0.463	-0.464	-0.0018	-0.461
11	-0.599	-0.603	0.00375	-0.596
12	-0.736	-0.741	0.00565	-0.73
13	-0.872	-0.88	0.0076	-0.865
14	-1.009	-1.018	0.0097	-0.999
15	-1.145	-1.157	0.01203	-1.133

Table 6

Parameters of the new impulse solution for  $N=15$

$N$	$\Delta V_{t1}, m/s$	$\Delta V_{t2}, m/s$	$\Delta V_{z1}, m/s$	$\Delta V_{z2}, m/s$	$\Delta V_t, m/s$	$\Delta V_z, m/s$	$\Delta V_1, m/s$	$\Delta V_2, m/s$	$\Delta V, m/s$
1	-0.04	0.317	0.045	0.843	0.357	0.888	0.060	0.901	0.961
2	-0.066	0.294	0.029	0.791	0.36	0.82	0.072	0.844	0.916
3	-0.092	0.271	0.014	0.73	0.363	0.744	0.093	0.779	0.872
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
13	-0.375	0.046	-0.079	0.124	0.421	0.203	0.383	0.132	0.515
14	-0.404	0.024	-0.086	0.065	0.428	0.151	0.413	0.069	0.482
15	-0.435	0.003	-0.089	-0.009	0.438	0.098	0.444	0.009	0.453
$\Sigma$	-3.501	2.378	-0.501	5.402	5.879	7.073	3.585	6.82	10.405

It can be seen that the accuracy of the semi-major axis formation has increased.

It took four iterations to solve the problem. The information about the fourth iteration is given below (in Table 9).

Fourth iteration. In the next iteration, an impulse solution is first sought for the deviations of the orbital elements at each turn.

Then, the duration of the maneuvers is determined and shown in Table 10.

The change made in the semi-major axis is determined and shown in Table 11.

The good accuracy of the semi-major axis formation was obtained, so the iterative procedure is completed.

The duration of maneuvers is converted into impulse values. These results are shown in Table 12.

Maneuvers are calculated in a similar way for various thrust values from a given range.

The results are shown in the summary Table 13.

**Duration of the maneuver for  $N = 15$**

Table 7

$N$	$\Delta\varphi_{1i}^\circ$	$\Delta\varphi_{2i}^\circ$	$\Delta\varphi_i^\circ$
1	3.82	60.588	64.408
2	4.57	55.777	60.347
3	5.944	51.103	57.047
...	...	...	...
13	24.551	8.425	32.976
14	26.499	4.379	30.878
15	28.498	0.636	29.134

**Changes made of the semi-major axis under the influence of low thrust and errors in the correction of the semi-major axis**

Table 8

$N$	$\Delta a_{0i} \times 10^{-4}$	$\Delta a_i \times 10^{-4}$	$\delta a_i \times 10^{-4}$	$\Delta a_{1i} \times 10^{-4}$
1	0.765	0.717	0.00483	0.775
2	0.629	0.617	0.0116	0.61
3	0.492	0.494	-0.0017	0.467
4	0.356	0.3614	-0.0055	0.333
5	0.219	0.225	-0.00569	0.201
6	0.083	0.0876	-0.00461	0.0694
7	-0.053	-0.0503	-0.00314	-0.0622
8	-0.19	-0.188	-0.00164	-0.194
9	-0.326	-0.326	-0.00022	-0.327
10	-0.463	-0.454	0.0011	-0.46
11	-0.599	-0.602	0.00233	-0.593
12	-0.736	-0.723	-0.0124	-0.7425
13	-0.872	-0.869	0.00466	-0.867
14	-1.009	-1.014	0.00566	-0.993
15	-1.145	-1.15	0.00437	-1.129

**Parameters of the next impulse solution for  $N = 15$**

Table 9

$N$	$\Delta V_{t1}, m/s$	$\Delta V_{t2}, m/s$	$\Delta V_{z1}, m/s$	$\Delta V_{z2}, m/s$	$\Delta V_t, m/s$	$\Delta V_z, m/s$	$\Delta V_1, m/s$	$\Delta V_2, m/s$	$\Delta V, m/s$
1	-0.031	0.315	0.019	0.848	0.346	0.867	0.036	0.905	0.941
2	-0.061	0.293	0.015	0.788	0.354	0.803	0.063	0.841	0.904
3	-0.093	0.271	0.016	0.73	0.364	0.746	0.094	0.779	0.873
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
13	-0.373	0.046	-0.084	0.124	0.419	0.208	0.382	0.132	0.514
14	-0.401	0.024	-0.096	0.065	0.425	0.161	0.412	0.069	0.481
15	-0.434	0.005	-0.093	-0.012	0.439	0.105	0.444	0.013	0.457
$\Sigma$	-3.496	2.381	-0.517	6.382	5.877	7.039	3.562	6.834	10.396



Table 10

Duration of the maneuver for  $N = 15$

$N$	$\Delta\phi_{1i}^\circ$	$\Delta\phi_{2i}^\circ$	$\Delta\phi_i^\circ$
1	2.273	60.18	62.453
2	3.991	55.573	59.564
3	5.999	51.128	57.127
...	...	...	...
13	24.499	8.401	32.9
14	26.406	4.437	30.843
15	28.463	0.832	29.295

Table 11

Changes made of the semi-major axis under the influence of low thrust and errors in the correction of the semi-major axis

$N$	$\Delta a_{0i} \times 10^{-4}$	$\Delta a_i \times 10^{-4}$	$\delta a_i \times 10^{-4}$	$\Delta a_{1i} \times 10^{-4}$
1	0.765	0.774	-0.00872	0.738
2	0.629	0.638	-0.009	0.6
3	0.492	0.492	0.000198	0.468
4	0.356	0.356	0.0000162	0.333
5	0.219	0.219	-0.0000054	0.2
6	0.083	0.0831	-0.000121	0.0672
7	-0.053	-0.0532	-0.000263	-0.0646
8	-0.19	-0.19	-0.0002505	-0.385
9	-0.326	-0.326	-0.0000469	-0.327
10	-0.463	-0.463	0.000289	-0.458
11	-0.599	-0.6	0.000481	-0.589
12	-0.736	-0.734	-0.00196	-0.745
13	-0.872	-0.875	0.0029	-0.857
14	-1.009	-1.01	0.001031	-0.987
15	-1.145	-1.145	0.000124	-1.127

Table 12

Parameters of the solution with low thrust for  $N = 15$

$N$	$\Delta V_{t1}, m/s$	$\Delta V_{t2}, m/s$	$\Delta V_{z1}, m/s$	$\Delta V_{z2}, m/s$	$\Delta V_t, m/s$	$\Delta V_z, m/s$	$\Delta V_1, m/s$	$\Delta V_2, m/s$	$\Delta V, m/s$
1	0.035	0.33	0.006	-0.888	0.365	0.894	0.036	0.947	0.983
2	0.062	0.305	0.011	-0.82	0.367	0.831	0.063	0.875	0.938
3	0.093	0.28	0.017	-0.755	0.373	0.772	0.095	0.805	0.900
4	0.12	0.256	0.022	-0.688	0.376	0.71	0.122	0.734	0.856
5	0.148	0.231	0.027	-0.623	0.379	0.650	0.150	0.664	0.815
6	0.176	0.207	0.032	-0.558	0.383	0.59	0.179	0.595	0.774
7	0.204	0.184	0.038	-0.494	0.388	0.532	0.208	0.527	0.735
8	0.232	0.16	0.043	-0.431	0.392	0.474	0.236	0.460	0.696
9	0.261	0.137	0.048	-0.368	0.398	0.416	0.265	0.393	0.658
10	0.29	0.114	0.054	-0.306	0.404	0.36	0.295	0.327	0.622
11	0.319	0.091	0.059	-0.245	0.41	0.304	0.324	0.261	0.586
12	0.349	0.07	0.064	-0.187	0.419	0.251	0.355	0.200	0.554
13	0.379	0.046	0.07	-0.124	0.425	0.194	0.385	0.132	0.518
14	0.409	0.024	0.075	-0.065	0.433	0.14	0.416	0.069	0.485
15	0.441	0.005	0.081	-0.012	0.446	0.093	0.448	0.013	0.461
$\Sigma$	3.518	2.44	0.647	-6.564	5.958	7.211	3.577	7.003	10.580

Parameters of the solution with respect to maximal thrust magnitude

$T, N$	$\Delta V, m/s$	$M, kg$
1	10.580	4.892
2	10.377	4.798
5	10.32	4.772
10	10.318	4.771
100	10.308	4.766

## Conclusion

The paper describes an algorithm for calculating the parameters of the multi-turn, multi-impulse meeting. The main advantage of the proposed algorithm is its simplicity and reliability, which allows it to be used not only in ground control centers, but also on board a spacecraft. In the same time, this algorithm makes it possible to obtain an optimal solution to the problem in the case when the initial phase belongs to the optimal phase range and the total characteristic velocity of solving the meeting problem coincides with the total characteristic velocity of the optimal solution to the transfer problem. The algorithm makes it possible to obtain a solution even in the case when maneuvers are performed by low-thrust engines. Each stage of the algorithm is transparent for understanding and control. The examples given in the article confirm the performance of this algorithm and the high quality of the resulting solution.

## References

1. Prussing JE. Optimal two- and three-impulse fixed-time rendezvous in the vicinity of a circular orbit. *AIAA Journal*. 1970;8(7):46–56. <https://doi.org/10.2514/3.5876>
2. Marec J.P. *Optimal space trajectories* (vol. 1). Amsterdam, Oxford, New York: Elsevier Sci. Publ. Co.; 1979.
3. Bulynin YuL. Ballistic support for orbital motion control of geostationary spacecraft at various stages of operation. *System Analysis, Control and Navigation: Abstracts of Reports*. Crimea, Yevpatoria; 2008. P. 73–74. ISBN 978-5-4465-3279-7. (In Russ.)
4. Rylov YuP. Control of a spacecraft entering the satellite system using electric rocket engines. *Kosmicheskie issledovaniya*. 1985;23(5):691–700. (In Russ.)
5. Kulakov AYu. *Model and algorithms of reconfiguration of the spacecraft motion control system (dissertation of the candidate of Technical Sciences)*. St. Petersburg; 2017. (In Russ.)
6. Tkachenko IS. Analysis of key technologies for creating multisatellite orbital constellations of small spacecraft. *Ontology of Designing*. 2021;11(4):478–499. <https://doi.org/10.18287/2223-9537-2021-11-4-478-499>
7. Bazhinov IK, Gavrilov VP, Yastrebov VD, et al. *Navigation support for the flight of the Salyut — 6-Soyuz-Progress orbital complex*. Moscow: Nauka Publ.; 1985. (In Russ.)
8. Baranov A.A. Algorithm for calculating the parameters of four-impulse transitions between close almost-circular orbits. *Cosmic Research*. 1986;24(3):324–327.
9. Lidov ML. Mathematical analogy between some optimal problems of trajectory corrections and selection of measurements and algorithms of their solution. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1971;9(5):687–706. (In Russ.)
10. Gavrilov V, Obukhov E. Correction problem with fixed number of impulses. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1980;18(2):163–172. (In Russ.)
11. Lion PM, Handelsman M. Basis-vector for pulse trajectories with a given flight time. *Rocket Technology and Cosmonautics*. 1968;6(1):153–160. (In Russ.)
12. Jezewski DJ, Rozendaal HL. An efficient method for calculating optimal free-space n-impulse trajectories. *AIAA Journal*. 1968;6(11):2160–2165. (In Russ.)
13. Baranov AA. Geometric solution of the problem of a rendezvous on close nearly circular coplanar orbits. *Cosmic Research*. 1989;27(6):689–697.
14. Baranov AA, Roldugin DS. Six-impulse maneuvers for rendezvous of spacecraft in near-circular non-coplanar orbits. *Cosmic Research*. 2012;50(6):441–448.
15. Edelbaum TN. Minimum Impulse Transfer in the Vicinity of a Circular Orbit. *Journal of the Astronautical Sciences*. 1967;XIV(2):66–73.
16. Lebedev VN. *Calculation of the motion of a spacecraft with low thrust*. Moscow: Publishing House of the USSR Academy of Sciences, 1968. (In Russ.)
17. Grodzovsky GL, Ivanov YuN, Tokarev VV. *Mechanics of low-thrust space flight*. Moscow: Nauka Publ.; 1966. (In Russ.)
18. Petukhov VG. Continuation method for optimization of low-thrust interplanetary trajectories. *Cosmic Research*. 2012;50(3):258–270. (In Russ.) EDN: OXXIVF
19. Petukhov VG, Olivio AP. Optimization of the finite-thrust trajectory in the vicinity of a circular orbit. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2021;174:5–15.
20. Baranov AA. *Maneuvering in the vicinity of a circular orbit*. Moscow: Sputnik+ Publ.; 2016. (In Russ.)

21. Ulybyshev YuP. Optimization of multi-mode rendezvous trajectories with constraints. *Cosmic Research*. 2008;46(2):133–145. (In Russ.)

22. Ilyin VA, Kuzmak GE. *Optimal flights of spacecraft*. Moscow: Nauka Publ.; 1976. (In Russ.)

23. Baranov AA, Olivio AP. Coplanar multi-turn rendezvous in near-circular orbit using a low-thrust engine. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2022; 23(4):283–292. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2022-23-4-283-29>

24. Baranov A.A, de Prado AFB, Razumny VY., Baranov Jr.AA. Optimal low-thrust transfers between close near-circular coplanar orbits. *Cosmic Research*. 2011;49(3):269–279. <https://doi.org/10.1134/S0010952511030014>

25. Clohessy WH, Wiltshire RS. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. *Journal of the Aerospace Sciences*. 1960;27(9):653–678. <https://doi.org/10.2514/8.8704>

26. Hill GW. Researches in Lunar Theory. *American Journal of Mathematics*. 1878;1:5–26.

27. Elyasberg PE. *Introduction to the theory of flight of artificial Earth satellites*. Moscow: Nauka Publ.; 1965. (In Russ.)

## Список литературы

1. Пращинг Ж.Е. Оптимальные двух- и трехимпульсные встречи в окрестности круговой орбиты при фиксированном времени перехода // Ракетная техника и космонавтика. 1970. Т. 8. № 7. С. 46–56. <https://doi.org/10.2514/3.5876>

2. *Marec J.P.* Optimal space trajectories // Studies in Astronautics. Vol. 1. Amsterdam, Oxford, New York: Elsevier Sci. Publ. Co.; 1979. 329 p.

3. Булынин Ю.Л. Баллистическое обеспечение управления орбитальным движением геостационарных КА на различных этапах эксплуатации // 13-я Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация»: тезисы докладов. Крым, Евпатория, 2008. С. 73–74. ISBN 978-5-4465-3279-7.

4. Рылов Ю.П. Управление космическим аппаратом, входящим в спутниковую систему при помощи электроракетных двигателей // Космические исследования. 1985. Т. 23. № 5. С. 691–700.

5. Кулаков А.Ю. Модель и алгоритмы реконфигурации системы управления движением космического аппарата: дис. ... канд. техн. наук. СПб., 2017. 156 с.

6. Ткаченко И.С. Анализ ключевых технологий создания многоспутниковых орбитальных группировок малых космических аппаратов // Онтология проектирования. 2021. Т. 11. № 4 (42). С. 478–499. <https://doi.org/10.18287/2223-9537-2021-11-4-478-499>

7. Бажинов И.К., Гаврилов В.П., Ястребов В.Д. и др. Навигационное обеспечение полета орбиталь-

ного комплекса «Салют — 6» — «Союз» — «Прогресс». М.: Наука, 1985.

8. Баранов А.А. Алгоритм расчета параметров четырехимпульсных переходов между близкими околокруговыми орбитами // Космические исследования. 1986. Т. 24. № 3. С. 400–403

9. Лидов М.Л. Математическая аналогия между некоторыми оптимальными задачами коррекции траекторий и выбора состава измерений и алгоритмы их решения // Космические исследования. 1971. Т. 9. № 5. С. 687–706.

10. Гаврилов В.П., Обухов Е.В. Задача коррекции с ограничением на число импульсов // Космические исследования. 1980. Т. 18. № 2. С. 163–172.

11. Лайон П.М., Хенделсмен М. Базис-вектор для импульсных траекторий с заданным временем перелёта // Ракетная техника и космонавтика. 1968. Т. 6. № 1. С. 153–160.

12. Ежески Д.Дж., Розендал Х.Л. Эффективный метод расчета оптимальных  $N$ -импульсных траекторий полета в космическом пространстве // Ракетная техника и космонавтика. 1968. Т. 6. № 11. С. 138–145.

13. Баранов А.А. О геометрическом решении задачи встречи на близких почти круговых компланарных орбитах // Космические исследования. 1989. Т. 27. № 6. С. 808–816.

14. Баранов А.А., Ролдугин Д.С. Шестиимпульсные маневры встречи КА на околокруговых некомпланарных орбитах // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 6. С. 472–479.

15. Edelbaum T.N. Minimum Impulse Transfer in the Vicinity of a Circular Orbit // Journal of the Astronautical Sciences. 1967. Vol. XIV. No. 2. P. 66–73.

16. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: Изд. ВЦ АН СССР, 1968. 108 с.

17. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета с малой тягой. М.: Наука, 1966. 680 с.

18. Петухов В.Г. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 3. С. 258–270.

19. Petukhov V.G., Olivio A.P. Optimization of the Finite-Thrust Trajectory in the Vicinity of a Circular Orbit // Advances in the Astronautical Sciences. 2021. Vol. 174. P. 5–15.

20. Баранов А.А. Маневрирование в окрестности круговой орбиты. М.: Спутник, Москва. 2016. 512 с.

21. Улыбышев Ю.П. Оптимизация межорбитальных перелетов с малой тягой при ограничениях // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 5. С. 403–418.

22. Ильин В.А., Кузмак Г.Е. Оптимальные перелеты космических аппаратов. М.: Наука, 1976. 744 с.

23. Baranov A.A., Olivio A.P. Coplanar multi-turn rendezvous in near-circular orbit using a low-thrust engine // Вестник Российского университета дружбы

народов. Серия: Инженерные исследования. 2022. Т. 23. № 4. С. 283–292. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2022-23-4-283-292>

24. *Баранов А.А., Прадо А.Ф.Б., Разумный В.Ю., Баранов А.А.* Оптимальные переходы с малой тягой между близкими околокруговыми компланарными орбитами // *Космические исследования*. 2011. Т. 49. № 3. С. 278–288.

25. *Clohessy W.H., Wiltshire R.S.* Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous // *Journal of the Aerospace Sciences*. 1960. Vol. 27. No. 9. P. 653–678. <https://doi.org/10.2514/8.8704>

26. *Hill G.W.* Researches in Lunar Theory // *American Journal of Mathematics*. 1878. Vol. 1. P. 5–26.

27. *Эльясберг П.Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

#### About the authors

**Andrey A. Baranov**, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Leading Researcher, Institute for Applied Mathematics, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 6606-3690; ORCID: 0000-0003-1823-9354; E-mail: [andrey\\_baranov@list.ru](mailto:andrey_baranov@list.ru)

**Adilson P. Olivio**, Postgraduate, Department of Mechanics and Control Processes, Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 7628-6084; ORCID: 0000-0001-5632-3747; E-mail: [pedrokekule@mail.ru](mailto:pedrokekule@mail.ru)

#### Сведения об авторах

**Баранов Андрей Анатольевич**, кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша, Российская академия наук, Москва, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 6606-3690; ORCID: 0000-0003-1823-9354; E-mail: [andrey\\_baranov@list.ru](mailto:andrey_baranov@list.ru)

**Оливио Адилсон Педро**, аспирант, департамент механики и процессов управления, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 6606-3690; ORCID: 0000-0001-5632-3747; E-mail: [pedrokekule@mail.ru](mailto:pedrokekule@mail.ru)



DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-21-29

УДК 629.78

EDN: FFMTDE

Научная статья / Research article

## Математическое моделирование оптимального планирования экономики с учетом налогов с помощью прикладного вычислительного пакета Maple

Ю.В. Перепелкина<sup>a</sup> , О.Н. Литвин<sup>b</sup> , А.Н. Задиранов<sup>c</sup> 

<sup>a</sup> Московский государственный технологический университет «СТАНКИН», Москва, Россия

<sup>b</sup> Московский государственный гуманитарно-экономический университет, Москва, Россия

<sup>c</sup> Академия государственной противопожарной службы МЧС России, Москва, Россия

✉ amadeycity@yandex.com

### История статьи

Поступила в редакцию: 14 июля 2023 г.

Доработана: 4 декабря 2023 г.

Принята к публикации: 14 декабря 2023 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Рассмотрен частный вопрос оптимального планирования экономики на базе моделей межотраслевого баланса, в которые дополнительно введены налоги как один из управляющих факторов. Проведен анализ работ, описывающих применение методов оптимального управления в экономике для моделей различных типов, а также обзор прикладного программного обеспечения для разработки экономико-математических моделей и выполнения расчетов. Подробно рассмотрен математический аппарат, применяемый при решении задачи, описаны постановка задачи моделирования и правила расчета математической модели с помощью прикладного пакета численного и символьного моделирования Maple. Приведена математическая модель оптимального планирования макроэкономической системы как оптимальной задачи на быстроедействие, выделен математический аппарат признаков оптимальности. Установлена зависимость результатов планирования от влияния фактора налогообложения. Исследована степень оптимизации экономики при самом быстром ее переходе из одного состояния и ее зависимость от определенных сочетаний в комбинации управляющих функций, таких как полные затраты, фондоемкость, функции потребления, величины собираемых налогов и производственных мощностей и пр.

**Ключевые слова:** оптимизация экономики, налоги, межотраслевой баланс, математическое моделирование, вычислительный пакет Maple

### Для цитирования

Перепелкина Ю.В., Литвин О.Н., Задиранов А.Н. Математическое моделирование оптимального планирования экономики с учетом налогов с помощью прикладного вычислительного пакета Maple // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 21–29. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-21-29>



## Mathematical Modeling of Optimal Economic Planning Including the Account Tax by the Use of Maple Computational Package

Yulianna V. Perepelkina<sup>a</sup> , Oleg N. Litvin<sup>b</sup> , Alexander N. Zadiranov<sup>c</sup> 

<sup>a</sup> Moscow State University of Technology “STANKIN”, Moscow, Russia

<sup>b</sup> Moscow State University of Humanities and Economics, Moscow, Russia

<sup>c</sup> State Fire Academy of EMERCOM of Russia, Moscow, Russia

✉ amadeycity@yandex.com

### Article history

Received: July 14, 2023

Revised: December 4, 2023

Accepted: December 14, 2023

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** We consider a particular issue of optimal economic planning based on models of intersectoral balance which taxes are additionally introduced as one of the controlling factors. The analysis of describing applications of optimal control methods in economics for various models, as well as an overview of applied software for the development of economic and mathematical models and calculations. The mathematical apparatus used in solving the problem is considered in detail, the formulation of the modeling problem and the rules for calculating the mathematical model using the applied package of numerical and symbolic modeling Maple are described. The mathematical model of the macroeconomic system optimal planning as an optimal task for speed is given, the mathematical apparatus of the optimality conditions is highlighted, the dependence of the planning results on the influence of the taxation factor is established. The degree of economy optimization at its fastest transition from one state and its dependence on certain combinations in the combination of control functions, such as total costs, capital intensity, consumption functions, the amount of taxes collected and production capacity, etc., are investigated.

**Keywords:** optimization of the economy, taxes, intersectoral balance, mathematical modeling, Maple computational package

### For citation

Perepelkina YuV, Litvin ON, Zadiranov AN. Mathematical modeling of optimal economic planning including the account tax by the use of Maple computational package. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):21–29. (In Russ.) <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-21-29>

### Введение

Проблема оптимального планирования экономики всегда являлась актуальной задачей любого государства и правительства. Естественно, что в нашей стране в советское время, этому вопросу уделялось достаточно большое внимание. В 1950–1960-е гг. началось интенсивное изучение различных постановок оптимальных задач во многих областях науки, техники и в экономике. Основой послужили разработанная к этому времени теория оптимального управления и возможности реализовать на практике расчеты

на быстродействующих ЭВМ. Большой вклад в это направление науки внес академик А.В. Канторович и большая группа его сотрудников и последователей. Значительное число публикаций на эту тему появилось в выпусках Сибирского отделения АН СССР.

В ряде работ группы авторов<sup>1</sup> [1; 2] был дан краткий обзор постановок задач планирования экономики, получивших распространение в научной литературе в период 1960–1970-е гг. Среди них была рассмотрена задача оптимального планирования экономики в общей постановке. Позже появились серьезные теоретические работы по

<sup>1</sup> См.: Буркова И.В., Гельруд Я.Д., Логиновский О.В., Шестаков А.Л. Математические методы и модели управления проектами: уч. пособие. Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2018. 193 с.; Кудрявцев Е.М., Симакова Н.Е. Экономика производства: учебник: учебное электронное издание. Министерство образования и науки Российской Федерации. М.: НИУ МГСУ, 2016; Нуреев Р.М. Экономика развития: модели становления рыночной экономики: учебник. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Юр. Норма, НИЦ ИНФРА-М, 2020. 640 с.

обоснованию применения методов оптимального управления в экономике и, в частности, с применением динамической модели межотраслевого баланса [3]. При этом в качестве управляющего фактора использовались производственные мощности, и оценивалось его влияние на конечное потребление.

Однако оптимальное планирование экономики не может быть качественным без учета столь важных для функционирования любого государства налоговых сборов. Кроме того, поскольку фискальная и стимулирующие функции любой налоговой системы характеризуются противоположной направленностью, то поиск рациональных соотношений между ними и другими управляющими факторами при оптимальном планировании экономики является достаточно актуальной задачей.

В настоящее время для решения экономических задач широко применяется различный математический аппарат [4; 5] и прикладное программное обеспечение<sup>2</sup> [6–8], в частности электронные таблицы, что позволяет представлять данные электронной форме и обрабатывать их без проведения ручных расчетов.

Использование математического и программного обеспечения для решения экономических задач существенно упрощает процесс вычисления; формализует и формирует набор операторов для решения однотипных задач; дает возможность решать задачи с параметрами и проводить анализ результатов вычислений и выполнять подбор данных.

Наиболее распространенным средством работы с табличными данными является программа Microsoft Excel и системы символьной компьютерной математики, такие как MathCad, Maple. Но, несмотря на возможности, предоставляемые пакетами прикладных программ, не овладев предметной областью математической экономики и фундаментальными математическими понятиями, решить экономические задачи в математической постановке невозможно.

Целью данной работы является построение оптимальной модели макроэкономической системы на основе учета управляющих и управляемых факторов, включая функции налоговой системы [1].

В связи с этим в данной работе рассматривается оптимальное планирование экономики на базе динамической модели межотраслевого баланса, описанной в работе<sup>3</sup>, в которую дополнительно введены налоги как один из управляющих факторов.

В качестве средства решения задачи оптимального экономического планирования в данной работе применена система компьютерной математики Maple.

## 1. Постановка вариационной задачи

Задача оптимального планирования экономики рассматривается как вариационная задача на быстрое действие (задача наискорейшего перехода от исходного фиксированного уровня конечного потребления к другому заданному уровню)<sup>4</sup> [9].

При построении модели оптимального планирования экономики приняты следующие предположения и ограничения:

1. Экономика состоит из  $n$  различных «чистых» отраслей, т.е. каждая отрасль производит лишь один продукт, а каждая отрасль производит только «свой» продукт; дублирование производства одного и того же продукта несколькими отраслями отсутствует.
2. Производственный процесс рассматривается как непрерывный во времени.
3. Мощность каждой отрасли — неубывающая функция времени, т.е. отсутствуют реконструкция и конверсия, а также капитальный ремонт и выбытие мощностей.
4. Не учитываются затраты на научно-технический прогресс и изменение коэффициентов прямых затрат, т.е. элементы технологической матрицы являются постоянными величинами.
5. Отсутствуют ограничения на потребляемые ресурсы как трудовые, так и природные.

<sup>2</sup> Игнатъев Ю.Г. Математическое моделирование фундаментальных объектов и явлений в системе компьютерной математики Maple. Лекции для школы по математическому моделированию. Казань: Казанский университет, 2014. 298 с.

<sup>3</sup> Нуреев Р.М. Экономика развития: модели становления рыночной экономики: учебник. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Юр. Норма, НИЦ ИНФРА-М, 2020. 640 с.

<sup>4</sup> См.: Кудрявцев Е.М., Симакова Н.Е. Экономика производства: учебник. М.: Московский государственный строительный университет. Ай Пи Эр Медиа, ЭБС АСВ, 2017; Новиков А.И. Экономико-математические методы и модели: учебник для бакалавров. 3-е изд. М.: Издательско-торговая корпорация «Дашков и К<sup>о</sup>», 2020.

6. Отсутствуют экспорт и импорт конечного продукта

7. Желаемые уровни конечного потребления не зависят от времени, а являются постоянными величинами.

Ограничения 5–7 непринципиальны и приняты в целях упрощения задачи.

## 2. Динамическая модель межотраслевого баланса

Будем описывать эволюцию экономики посредством динамической модели межотраслевого баланса [15] в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\dot{\vec{v}}(t) = A\vec{v}(t) + B\dot{\vec{V}}(t) + \vec{P}(t) + \vec{N}(t), \quad (1)$$

где  $\vec{v}(t) = (v^1(t), \dots, v^n(t))$  — вектор-столбец выпускаемых отраслями продуктов,  $t$  — время,  $v^i(t)$  — количество  $i$ -го продукта, выпускаемого в единицу времени;  $\vec{V}(t) = (V^1(t), \dots, V^n(t))$  — вектор-столбец отраслевых мощностей,  $V^i(t)$  — максимальное количество  $i$ -го продукта, выпускаемого в единицу времени  $V^i(t) \geq 0$ ;  $\vec{P}(t) = (P^1(t), \dots, P^n(t))$  — вектор-столбец конечного потребления,  $P^i(t)$  — количество  $i$ -го продукта, идущего на конечное потребление;  $\vec{N}(t) = (N^1(t), \dots, N^n(t))$  — вектор-столбец налоговых отчислений,  $N^i(t)$  — количество налоговых отчислений по  $i$ -му продукту (отрасли),  $A = \|a_j^i\|_{i=1, \dots, n; j=1, \dots, n}$  — матрица прямых затрат (технологическая матрица),  $a_j^i$  — количество продукта  $j$ , необходимого для производства продукта  $i$  (коэффициенты прямых затрат);  $B = \|b_j^i\|_{i=1, \dots, n; j=1, \dots, n}$  — матрица удельных фондоемкостей,  $b_j^i$  — количество фондообразующего продукта  $j$ , требующегося для единичного прироста продукта  $i$  (коэффициенты фондоемкости);  $\dot{\vec{V}} = d\vec{V}/dt$  — прирост (скорость изменения) производственных мощностей, причем  $\dot{V}^i \geq 0$ .

Кроме того, имеет место ограничение по мощности:

$$0 \leq \vec{v}(t) \leq \vec{V}(t), \quad (2)$$

которое имеет простой смысл: выпуск не может превосходить производственных мощностей.

Балансовое соотношение (1) определяет распределение упомянутых выпусков: произведенный продукт  $\vec{v}(t)$  используется, во-первых, как сырье  $A\vec{v}(t)$ , во-вторых, как фондообразующий продукт  $B\dot{\vec{V}}(t)$ , в-третьих, как продукт конечного потребления  $\vec{P}(t)$ , и, наконец, в-четвертых, как налоговые отчисления  $\vec{N}(t)$ . Именно последнее слагаемое и отличает эту постановку данной задачи от изложенной Ю.Г. Игнатьевым<sup>2</sup>.

## 3. Формулировка вариационной задачи

Сформулируем задачу наискорейшего перехода экономики, описываемой динамической моделью межотраслевого баланса (1), (2) между двумя фиксированными уровнями конечного потребления. С учетом предположений и упрощений задача на максимальное быстрое действие будет иметь вид

$$\left. \begin{aligned} T \Rightarrow \min, \\ \vec{v}(t) = A\vec{v}(t) + B\dot{\vec{V}}(t) + \vec{P}(t) + \vec{N}(t), \quad 0 \leq \vec{v}(t) \leq \vec{V}(t), \\ \vec{P}(t) \geq \vec{P}_0(t), \quad t \in [0, T], \quad \vec{P}(t) \geq \vec{P}_1, \quad t \in [T, \infty), \\ \vec{N}(t) \geq \vec{N}_0(t), \quad t \in [0, T], \quad \vec{V}(0) = \vec{V}_0, \quad \dot{\vec{V}}(t) \geq 0, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

при этом должны соблюдаться дополнительные условия

$$\left. \begin{aligned} \vec{P}_0(t) \leq P_1(t) = \text{const}, \\ (E - A)\vec{V}_0 = \text{const} \geq \vec{P}_0(0) + \vec{N}_0(0), \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где  $E$  — единичная  $n \times n$  матрица.

В компактной записи задачи (3) первая строка определяет целевой функционал задачи — время перехода экономики из одного состояния в другое, а вторая строка повторяет основное балансовое соотношение (1) и ограничение по мощности (2). Третья строка отражает требование того, что в процессе перехода экономики из одного состояния в другое конечное потребление  $\vec{P}_0(t)$  не должно опускаться ниже некоторого фиксированного уровня  $\vec{P}_0(t)$ . В то же время после достижения заданного желаемого уровня



потребления  $\vec{P}_1(t)$  конечное потребление должно оставаться не ниже этого уровня во все последующие моменты времени. Четвертая строка в первой части отражает тот факт, что налоговые поступления  $\vec{N}(t)$  должны иметь место и быть не ниже установленного уровня  $\vec{N}_0(t)$  по видам продукции. Равенство и неравенство относительно производственных мощностей  $\vec{V}(t)$  отражает тот факт, что в начальный момент времени имеются производственные мощности  $\vec{V}_0$  и что вектор-функция  $\vec{V}(t)$  является неубывающей. Также по всем вектор-функциям, встречающимся в системе (3), следует заметить, что отдельные их компоненты могут быть нулевыми.

Система неравенств (4) содержит необходимые для существования оптимального решения неравенства, которым должны удовлетворять заданный уровень потребления, начальный вектор производственных мощностей, а также налоговые поступления. Именно эти три вектор-функции и будут являться управляющими функциями в сформулированной задаче оптимального планирования экономики с учетом налогов.

#### 4. Сведение вариационной задачи к краевой

Для облегчения теоретического рассмотрения задачи оптимального управления экономики преобразуем оптимальную задачу на быстрое действие (3), записанную относительно векторов потребления  $\vec{P}(t)$  и налогов  $\vec{N}(t)$ , к краевой задаче относительно вектора производственных мощностей  $\vec{V}(t)$ .

После очевидных преобразований получаем

$$\vec{v}(t) = (E - A)^{-1}[B\dot{\vec{V}}(t) + \vec{P}(t) + \vec{N}(t)], \quad (5)$$

где матрица  $(E - A)^{-1}$ , называемая также матрицей коэффициентов полных затрат, существует и преобразует любой неотрицательный вектор в неотрицательный же вектор, что следует из свойства продуктивности матрицы коэффициентов прямых затрат  $A$  (см., например, [3]).

Принимая во внимание неравенство (2), перепишем равенство (5) в виде следующего неравенства:

$$\vec{V}(t) \geq (E - A)^{-1}[B\vec{V}(t) + \vec{P}(t) + \vec{N}(t)], \quad (6)$$

тогда условие на отрезке  $\vec{P}(t) \geq \vec{P}_1 = const$ ,  $\forall t \in [T, \infty)$ , может быть заменено условием в точке  $t = T$ , а именно:

$$\vec{V}(T) \geq (E - A)^{-1}\vec{P}_1. \quad (7)$$

Обозначим теперь величину неиспользованной мощности посредством

$$\Delta\vec{V}(t): \Delta\vec{V}(t) = \vec{V}(t) - \vec{v}(t);$$

превышение конечного потребления минимального уровня посредством

$$\Delta\vec{P}(t): \Delta\vec{P}(t) = \vec{P}(t) - \vec{P}_0(t);$$

превышение мощности в момент  $T$  требуемого значения (5) посредством  $\Delta\vec{V}_1$  и, наконец, величину собираемых налогов посредством  $\vec{N}(t) = \vec{N}_0(t)$  (ожидать превышения собираемых налогов выше установленного уровня нереально). На этапе постановки задачи структура налогов  $\vec{N}(t)$  не детализируется.

Таким образом, оптимальная задача на быстрое действие (3) может быть теперь сформулирована в виде краевой задачи относительно вектора мощностей  $\vec{V}(t)$ :

$$\left. \begin{aligned} T \Rightarrow \min, \\ \vec{V}(t) &= (E - A)^{-1}B\dot{\vec{V}}(t) + (E - A)^{-1}[\Delta\vec{P}(t) + \vec{N}(t)] + \\ &+ \Delta\vec{V}(t) + (E - A)^{-1}\vec{P}_0(t), \\ \vec{V}(0) &= \vec{V}_0, \quad \vec{V}(T) = (E - A)^{-1}\vec{P}_1 + \Delta\vec{V}_1, \\ \dot{\vec{V}}(t) &\geq 0, \quad \Delta\vec{P}(t) \geq 0, \quad \vec{N}(t) \geq 0, \quad \Delta\vec{V}(t) \geq 0, \quad \Delta\vec{V}_1 \geq 0. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

В краевой задаче (8) следует выбрать свободные (управляющие) функции  $\Delta\vec{P}(t), \Delta\vec{V}(t), \vec{N}(t)$  и параметры  $\Delta\vec{V}_1$  таким образом, чтобы выполнялись краевые условия для вектор-функции  $\vec{V}(t)$ , условие неотрицательности скорости  $\dot{\vec{V}}(t)$  и при этом время перехода  $T$  было минимальным.

**Замечание.** В данной задаче оптимизации свободные функции,  $\Delta\vec{P}(t), \vec{N}(t), \Delta\vec{V}(t)$ , входящие в совокупность уравнений и неравенств (8),

следует считать некоторой комбинацией (управляющих) функций, например:

$$\vec{w}(t) = (E - A)^{-1}[\Delta\vec{P}(t) + \vec{N}(t)] + \Delta\vec{V}(t), \quad (9)$$

в которой каждое составляющее может изменяться вообще говоря произвольным образом, но тем не менее в соответствии с ограничениями (8) и (9). Поэтому если в результате расчетов искомая функция мощностей  $\vec{V}(t)$  будет каким-то образом найдена, то, соответственно, и функции  $\Delta\vec{P}(t)$ ,  $\vec{N}(t)$ ,  $\Delta\vec{V}(t)$  будут определены из комбинации (9).

Следовательно, в краевой задаче (8) выбору подлежит вектор-функция  $\vec{w}(t)$ , определяемая выражением (9). Ввиду справедливости следующих неравенств:  $\Delta\vec{P}(t) \geq 0$ ,  $\vec{N}(t) \geq 0$ ,  $\Delta\vec{V}(t) \geq 0$ , — из известных свойств матрицы фондоемкости  $(E - A)^{-1}$  следует  $\vec{w}(t) \geq 0$ . После определения оптимального значения  $\vec{w}(t)$  функция  $\Delta\vec{V}(t)$  найдется, если заданы  $\Delta\vec{P}(t)$  и  $\vec{N}(t)$ , или, наоборот, функция  $\Delta\vec{P}(t)$  будет найдена, если заданы функции  $\Delta\vec{V}(t)$ ,  $\vec{N}(t)$ . Естественно, такой выбор требует согласованности выбираемых функций, поскольку не всякие значения (даже неотрицательных компонент) функций  $\Delta\vec{P}(t)$ ,  $\vec{N}(t)$ ,  $\Delta\vec{V}(t)$  являются допустимыми. Действительно, положим для простоты объяснения  $\vec{N}(t) \equiv 0$ ,  $\Delta\vec{V}(t) \equiv 0$ , тогда из комбинации (9) имеем

$$\Delta\vec{P}(t) = (E - A)\vec{w}(t).$$

А это значит, что даже при неотрицательных значениях функции  $\vec{w}(t)$  отдельные компоненты функции  $\Delta\vec{P}(t)$  могут оказаться отрицательными. С другой стороны, конечно, могут быть найдены всевозможные варианты «разбивки» функции  $\vec{w}(t)$  на соответствующие компоненты. Например, пусть  $\Delta\vec{P}(t) = \vec{N}(t) \equiv 0$ , тогда  $\Delta\vec{V}(t) \equiv \vec{w}(t)$  при  $0 \leq t < T$  и  $\Delta\vec{P}(T) = \vec{P}_1 - \vec{P}_0(T)$ ,  $\Delta\vec{V}(T) = \vec{V}(T) - (E - A)^{-1}\vec{P}_1$  и т.п.

Конкретные варианты выбора значений отдельных составляющих комбинации (9) будут приведены при рассмотрении соответствующих

необходимых и достаточных условий оптимальности задачи.

Отметим, что приведенная неоднозначность связана с видом используемого в задаче функционала. Он оказывается нечувствителен к текущим значениям вектор-функции потребления  $\vec{P}(t)$ , но реагирует на превышение конечного потребления минимального уровня потребления  $\Delta\vec{P}(t)$ . Для функционалов другого вида, например интеграла от некоторой функции потребления, упомянутая неоднозначность может не иметь места.

Наконец, сформулируем окончательную постановку краевой задачи относительно вектора мощностей  $\vec{V}(t)$ . Для этой цели введем следующие обозначения:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\vec{V}} = \vec{u}, (E - A)B = M, (E - A)^{-1}\vec{P}_0(t) = \vec{V}_0, \\ (E - A)^{-1}\vec{P}_1 = \vec{V}_1, \Delta\vec{V}_1 = \vec{w}_1. \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

В результате оптимальная задача на быстрое действие (8) с учетом обозначений (9), (10) запишется в стандартном для задач такого типа виде:

$$\left. \begin{aligned} T \Rightarrow \min, \\ \dot{\vec{V}} = \vec{u}, \vec{V}(t) = M\vec{u}(t) + \vec{w}(t) + \vec{V}_0(t), \\ \vec{V}(0) = \vec{V}_0, \vec{V}(T) = \vec{V}_1 + \vec{w}_1, \\ \vec{u}(t) \geq 0, \vec{w}(t) \geq 0, \vec{w}_1 \geq 0. \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

Таким образом, поставлена задача оптимального наискорейшего перехода экономики, описываемого динамической моделью межотраслевого баланса из некоторого начального состояния (исходный уровень потребления) в заданное конечное состояние (желаемый уровень потребления).

Данная постановка представляет собой оптимальную задачу на быстрое действие (система обыкновенных дифференциальных уравнений, представленная во второй строке выражения (10)).

Теперь необходимо сформулировать необходимые и достаточные условия оптимальности.

## 5. Признаки оптимальности

Введем в рассмотрение некоторую векторную функцию времени  $t$ , а именно

$$\vec{p}(t) = (p_1(t), \dots, p_n(t)),$$

компоненты которой  $p_i(t)$  являются кусочно-непрерывными функциями времени. Запишем скалярное произведение только что введенной вектор-функции  $\vec{p}(t)$  и вектор-функции мощностей  $\vec{V}(t)$  и найдем производную по времени в силу дифференциальных уравнений, входящих в систему (11). Получаем

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}[\vec{p}(t)\vec{V}(t)] &= \dot{\vec{p}}\vec{V} + \vec{p}\dot{\vec{V}} = \\ &= \dot{\vec{p}}[M\vec{u} + \vec{w} + \vec{V}_0(t)] + \vec{p}\vec{u} = \\ &= (\dot{\vec{p}}M + \vec{p})\vec{u} + \dot{\vec{p}}\vec{w} + \vec{p}_0\dot{\vec{V}}_0(t). \end{aligned} \quad (12)$$

Проинтегрировав правую и левую части выражения (12) по времени на отрезке  $t \in [0, T]$ , имеем

$$\begin{aligned} \int_0^T d[\vec{p}(t)\vec{V}(t)] &= \vec{p}(T)\vec{V}(T) - \vec{p}(0)\vec{V}(0) = \\ &= \int_0^T [(\dot{\vec{p}}M + \vec{p})\vec{u} + \dot{\vec{p}}\vec{w}]dt + \int_0^T \vec{p}_0\dot{\vec{V}}_0(t)dt. \end{aligned} \quad (13)$$

В исходной задаче (10) требовалось минимизировать время перехода  $T$  из начального состояния  $\vec{V}(0) = \vec{V}_0$  на множество  $\vec{V}(T) \geq \vec{V}_1$ . Вместо этой задачи будем рассматривать следующую эквивалентную задачу: задано начальное состояние  $\vec{V}(0) = \vec{V}_0$ , время перехода  $T$ , нижние границы  $\vec{V}_1^i$  для всех конечных компонент  $V^i(T)$  вектора мощностей, кроме одной, например  $V^1(T)$ , которую необходимо минимизировать. Приведенная постановка задачи эквивалентна постановке первой, поэтому воспользуемся соотношением (13) для второй формулировки на максимум компоненты  $V^1(T)$  при фиксированном времени перехода  $T$ . Положив  $p_1(T) = 1$ , что не умаляет общности задачи, перепишем выражение (13) в виде

$$\begin{aligned} V^1(T) &= -\sum_{i=2}^n p_i(T)(V_1^i + w_1^i) + \vec{p}(0)\vec{V}_0 + \\ &+ \int_0^T \vec{p}\dot{\vec{V}}_0(t)dt + \int_0^T [(\dot{\vec{p}}M + \vec{p})\vec{u} + \dot{\vec{p}}\vec{w}]dt. \end{aligned} \quad (14)$$

И теперь имеем возможность перейти непосредственно к формулировке условий оптимальности.

## 6. Необходимые и достаточные условия оптимальности

Сформулируем необходимые и достаточные условия оптимальности задачи в отношении функций  $\vec{u}(t)$ ,  $\vec{w}(t)$  и параметров  $\vec{w}_1$ :

1. Набор функций  $u^i(t)$ ,  $w^j(t)$  оптимален тогда и только тогда, когда существуют функции  $p_i(t)$ , обладающие следующими свойствами:

$$\begin{aligned} (\dot{\vec{p}}M + \vec{p})_i &= 0, \text{ если } u^i > 0, \\ \text{и } (\dot{\vec{p}}M + \vec{p})_i &\leq 0, \text{ если } u^i = 0; \\ \dot{p}_i &= 0, \text{ если } w^j > 0, \\ \text{и } \dot{p}_i &\leq 0, \text{ если } w^j = 0. \end{aligned} \quad (15)$$

2. Набор параметров  $w_1^i$  оптимален тогда и только тогда, когда конечные значения функций  $p_i(T)$  удовлетворяют условиям:

$$\begin{aligned} p_i(T) &= 0, \text{ если } w_1^i > 0, \\ \text{и } p_i(T) &\geq 0, \text{ если } w_1^i = 0 \quad (i = 2, \dots, n). \end{aligned} \quad (16)$$

Для доказательства приведенных условий с использованием принципа максимума Л.С. Понтрягина, а также для проведения параллелей с задачами линейного программирования полезно ввести следующие обозначения:

$$\dot{\vec{p}}M + \vec{p} = \vec{\psi}, \quad \dot{\vec{p}} = \vec{\omega}. \quad (17)$$

С учетом обозначений (17) необходимые и достаточные условия оптимальности (16) примут следующий вид:

$$\begin{aligned} \psi_i &= 0, \text{ если } u^i > 0, \\ \text{и } \psi_i &\leq 0, \text{ если } u^i = 0; \\ \omega_i &= 0, \text{ если } w^j > 0, \\ \text{и } \omega_i &\leq 0, \text{ если } w^j = 0, \end{aligned} \quad (18)$$

$$(M\vec{u} + \vec{w} = \vec{V} - \vec{V}_0(t), \quad \vec{\omega}M + \vec{p} = \vec{\psi}),$$

где в скобках приведены конечные связи между старыми  $\vec{u}$ ,  $\vec{w}$  и новыми  $\vec{\psi}$ ,  $\vec{\omega}$  переменными.

## Заключение

Таким образом, можно сделать вывод о том, что степень оптимизации экономики при самом быстром ее переходе из одного состояния в другое зависит от определенных сочетаний в комбинации управляющих функций: полных затрат, фондоемкости, функции потребления, величины собираемых налогов и производственных мощностей — при ограничении некоторых из них по верхнему пределу в силу естественных факторов лимитирования физических ресурсов. Являясь смешанной системой с постоянным плотным взаимодействием элементов государственного контроля с составляющими рынка, воздействующими на организацию потребления и производства, функционал современной экономики представляет собой сложную модель, чутко реагирующую на изменения в каждой из его компонент. Расчеты промежуточных параметров проведены в вычислительном пакете Maple, позволяющие проводить преобразования сложных символьных выражений.

## Список литературы

1. Alzalg B. *Combinatorial and Algorithmic Mathematics: From Foundation to Optimization*. Seattle, WA, Kindle Direct Publ.; 2022. 543 p. URL: <https://sites.ju.edu.jo/sites/Alzalg/Pages/camfobook.aspx> (дата обращения: 01.02.2023)
2. Fan H. Research on Forecast of Macroeconomic Indicators Based on Multiobjective Optimization // *Wireless Communications and Mobile Computing*. 2022. Vol. 5. <https://doi.org/10.1155/2022/4905178>
3. Иванова В.О. Роль экономико-математических методов в оптимизации экономических решений // *Креативная экономика*. 2018. Т. 12. № 9. С. 1385–1398.
4. Трофимец А.А., Трофимец Е.Н. Разработка компьютерных моделей денежных потоков экономических процессов, их расчет и анализ // *Актуальные научные исследования в современном мире*. 2021. №. 2–7 (70). С. 158–161.
5. Перепелкина Ю.В. Оптимизация критериев математической модели экономико-социального управления в период социальной активности // *Экономика: вчера, сегодня, завтра*. 2020. Т. 10. № 4–1. С. 25–31.
6. Перепелкина Ю.В. Математическое моделирование поиска решений нелинейных систем уравнений визуальными средствами Maple // *Новое в науке и образовании: сб. тезисов докладов Межд. ежегодной науч.-практ. конф. (г. Москва, 11 апреля 2019 г.)*. М.: МАКС Пресс, 2019. С. 122–123. EDN: ZCENAD

7. Шашкин С.Ю. Использование пакета программ Maple для математического моделирования в экономике: сборник трудов конференции // *Образование, инновации, исследования как ресурс развития сообщества: материалы Междунар. науч.-практ. конф. Чебоксары, 19 дек. 2017 г.* Чебоксары: ИД «Среда», 2017. С. 121–127. EDN: YMKHHM

8. Рыжкова Т.В. Средства Maple и преобразование Лапласа для задач экономического моделирования // *III Международная конференция «Моделирование нелинейных процессов и систем» (MNPS-2015)*. М.: 2015. 191 с.

9. Грачева М.В., Туманова Е.А. Математические и инструментальные методы в современных экономических исследованиях. М.: Экономический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова, 2018. 232 с. URL: <https://www.econ.msu.ru/sys/raw.php?o=54168&p=attachment> (дата обращения: 21.03.2023)

## References

1. Alzalg B. *Combinatorial and Algorithmic Mathematics: From Foundation to Optimization*. Seattle, WA, Kindle Direct Publ.; 2022. Available from: <https://sites.ju.edu.jo/sites/Alzalg/Pages/camfobook.aspx> (accessed: 01.02.2023).
2. Fan H. Research on Forecast of Macroeconomic Indicators Based on Multiobjective Optimization. *Wireless Communications and Mobile Computing*. 2022;5: 4905178. <https://doi.org/10.1155/2022/4905178>
3. Ivanova VO. The role of economic and mathematical methods in optimizing economic decisions. *Creative Economics*. 2018;12(9):1385–1398. (In Russ.)
4. Trofimets AA, Trofimets EN. Development of computer models of cash flows of economic processes, their calculation and analysis. *Actual scientific research in the modern world*. 2021;2–7(70):158–161. (In Russ.)
5. Perepelkina YuV. Optimization of criteria of the mathematical model of economic and social management in the period of social activity. *Economy: yesterday, today, tomorrow*. 2020;10(4–1):25–31. (In Russ.)
6. Perepelkina YuV. Mathematical modeling of the search for solutions of nonlinear systems of equations by visual means of Maple. *New in science and education: collection of abstracts of reports Inter. Annual scientific and practical conference (Moscow, April 11, 2019)*. Moscow: MAKS Press; 2019. p. 122–123. (In Russ.) EDN: ZCENAD
7. Shashkin SYu. Using the Maple software package for mathematical modeling in economics: proceedings of the conference. *Education, innovation, research as a resource for community development: materials of the International Scientific and Practical Conference (Cheboksary, 19 December 2017)*. Cheboksary: Wednesday Publ.; 2017. p. 121–127. EDN: YMKHHM
8. Ryzhkova TV. Maple tools and Laplace transformation for economic modeling problems. *III International*

Conference «Modeling of nonlinear processes and systems» (MNPS–2015). Moscow; 2015. (In Russ.)

9. Gracheva MV, Tumanova EA. Mathematical and instrumental methods in modern economic research.

Moscow: Lomonosov Moscow State University, 2018. (In Russ.) Available from: <https://www.econ.msu.ru/sys/raw.php?o=54168&p=attachment> (accessed: 21.03.2023).

### Сведения об авторах

**Перепелкина Юлианна Вячеславовна**, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры информационных систем, Московский государственный технологический университет «СТАНКИН», Москва, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 5157-4093; ORCID: 0000-0001-8115-8253; E-mail: amadeycity@yandex.com

**Литвин Олег Никитович**, старший преподаватель, кафедра информационных технологий и кибербезопасности, Московский государственный гуманитарно-экономический университет, Москва, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 7608-8764; ORCID: 0009-0000-4739-7074; E-mail: leMBERG@bk.ru

**Задиранов Александр Никитович**, доктор технических наук, профессор, кафедра процессов горения и экологической безопасности, Учебно-научный комплекс процессов горения и экологической безопасности, Академия государственной противопожарной службы, Москва, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 2873-6465; ORCID: 0000-0001-7787-8290; E-mail: zadiranov@mail.ru

### About the authors

**Yulianna V. Perepelkina**, Candidate of Phys.-Math. Sci., Associate Professor of the Department of Information Systems, Moscow State Technical University “STANKIN”, Moscow, Russian Federation; eLIBRARY SPIN-code: 5157-4093; ORCID: 0000-0001-8115-8253; E-mail: amadeycity@yandex.ru

**Oleg N. Litvin**, Senior Lecturer, Department of Applied Mathematics, Moscow State University of Humanities and Economics, Moscow, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 7608-8764; ORCID: 0009-0000-4739-7074; E-mail: leMBERG@bk.ru

**Alexander N. Zadiranov**, Doctor of Technical Sciences, Professor of Combustion Behavior and Environmental Safety Department, Educational and Scientific Complex of Combustion Processes and Environmental Safety, State Fire Academy of EMERCOM of Russia, Moscow, Russian Federation; eLIBRARY SPIN-code: 2873-6465; ORCID: 0000-0001-7787-8290; E-mail: zadiranov@mail.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-30-37

UDC 621.91.01


EDN: DSRDSR

Research article / Научная статья

## Failure Analysis of a Kaplan Turbine Blade in Iraq's Haditha Hydropower Plant

Waleed Mohammed Ridha Khalid , Kazem Reza Kashyzadeh , Siamak Ghorbani  

RUDN University, Moscow, Russia

 gorbani-s@rudn.ru

### Article history

Received: September 7, 2023

Revised: December 15, 2023

Accepted: December 25, 2023

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** Kaplan turbines are widely used in low-water-head and large-capacity hydropower plants. The design of such systems is based on long-term performance. Nevertheless, many failures are reported in the industry, which lead to economic losses for the purpose of major repairs or replacement of a part of the system. Therefore, it is very important to know the failures, their causes, and finally provide useful solutions for their prevention or early treatment. In the present article, the authors focused on the failure detection of a Kaplan turbine blade in an Iraqi hydropower plant, and then, determined the direction of their future research. Quantometric test, tensile test, compression test, microhardness test, metallographic examination and study of the damaged surface were conducted from damaged runner blade. It was revealed that the raw material for manufacturing runner blade of Kaplan turbine was 304 stainless steel by employing cold drawing or rolling process. In addition, annealing treatment has also been done. In addition, it was found that the predominant damage in the studied part was severe cavitation.

**Keywords:** Hydropower plant, Kaplan hydro turbines, Runner blades, Failure, Cavitation

### For citation

Khalid MRW, Reza Kashyzadeh K, Ghorbani S. Failure analysis of a Kaplan turbine blade in Iraq's Haditha hydropower plant. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):30–37. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-30-37>



## Анализ неисправности лопатки турбины Каплана на иракской гидроэлектростанции Хадита

М.Р.В. Халид , К. Реза Каши Заде , С. Горбани ✉

Российский университет дружбы народов, Москва, Россия

✉ gorbani-s@rudn.ru

### История статьи

Поступила в редакцию: 7 сентября 2023 г.

Доработана: 15 декабря 2023 г.

Принята к публикации: 25 декабря 2023 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Турбины Каплан широко используются на маловодных и крупнотоннажных гидроэлектростанциях. Конструкция таких систем основана на долгосрочной производительности. Тем не менее в отрасли сообщается о многих сбоях, которые приводят к экономическим потерям с целью капитального ремонта или замены части системы. Поэтому очень важно знать сбои, их причины и, наконец, предлагать полезные решения для их предотвращения или раннего лечения. В настоящем исследовании авторы сосредоточились на обнаружении неисправности лопатки турбины Каплана на иракской гидроэлектростанции, а затем определили направление своих будущих исследований. С поврежденной рабочей лопатки были проведены квантовометрические испытания, испытания на растяжение, на сжатие, на микротвердость, металлографическое исследование и исследование поврежденной поверхности. Выяснилось, что сырьем для изготовления рабочей лопатки турбины Каплана была нержавеющая сталь 304, полученная методом холодной вытяжки или прокатки. Так же, была проведена обработка отжигом. Кроме того, установлено, что преобладающим повреждением в исследуемой детали является сильная кавитация.

**Ключевые слова:** гидроэлектростанция, гидротурбины Каплана, рабочие лопатки, отказ, кавитация

### Для цитирования

Khalid M.R.W., Reza Kashyzadeh K., Ghorbani S. Failure analysis of a Kaplan turbine blade in Iraq's Haditha hydropower plant // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 30–37. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-30-37>

### Introduction

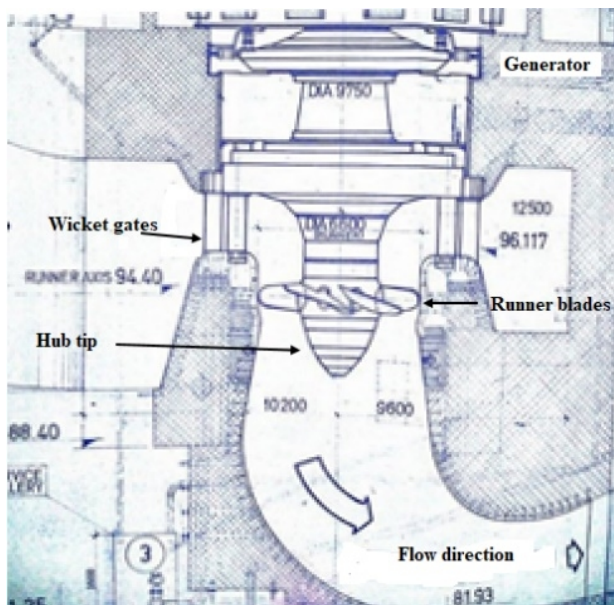
The Haditha hydropower plant, which was built in the 1980s on the Euphrates River at the Haditha dam and whose embankment was designed by the Soviet Union's Ministry of Energy, is the largest fully operational hydroelectric facility in Iraq. Moreover, its power station and equipment were designed and built by various Yugoslavian companies. This unit has a total capacity of 660 MW, which contains six 110 MW vertical-type units of the Kaplan turbines, as shown in Figure 1, and is situated on the Euphrates River in Iraq. Table 1 presents the technical specifications of the studied HPP. Kaplan turbines commonly sustain damages

from silt erosion [1–4], cavitation [5–7], and fatigue [8–11]. Also, erosion of material surfaces due to collisions of solid particles has been an old and vital challenge in the hydro-engineering field. Rivers all over the world are full of hard particles like quartz and feldspar, and as a result, typical hydroelectric power facilities are likely to experience several cavitation-related problems. This is because the pressure inside the hydro unit will frequently drop low enough to equal water's vapor pressure [12]. In vapor- or gas-filled cavities, bubbles might be generated in those regions, and they will have a strong influence on the flow stability and the hydro unit vibration behaviour [13]. Shock waves, micro jets, and noise emissions will be produced when

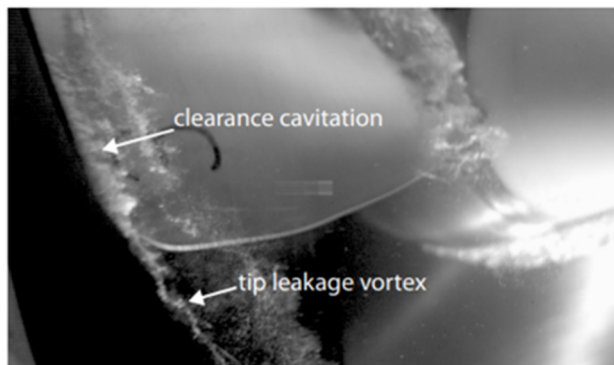
Table 1

**Haditha HPP technical specifications**

Type of turbine	Kaplan model 6-K-50
Operating Head	$H_{max} = 46.6$ m $H_{min} = 18$ m
Unit Flow Rate	$Q$ in case of $H_{max} = 259$ m <sup>3</sup> /sec $Q$ in case of $H_{min} = 223$ m <sup>3</sup> /sec
Power	$P_{max} = 110$ MW $P_{min} = 33.5$ MW
Runner diameter	6600 mm
Number of blades	6



**Figure 1.** As-Built drawing of Haditha HPP.  
Source: made by Ministry of Electricity, Iraq



**Figure 2.** Various cavitation phenomena occurred in Kaplan turbine  
Source: photo by [19]

these cavities collapse due to the energy released. The various bubble sizes will also cause a variety of loud noises and vibrations to be produced by their oscillation and collapse inside the flow [14]. The most common type of cavitation occurs at the blade tip clearance (the space between the blade tip and the stationary shroud wall casing). In fact, two types of cavitation occur in this region: 1-tip clearance cavitation and 2-tip vortex cavitation [15; 16]. Because of the high pressure difference between the pressure side and suction side of the runner blade, a leakage flow departs from the high-pressure region to the low-pressure region. The leakage flow has a very fast velocity, which causes the pressure at the tip clearance to drop. On the other hand, tip clearance cavitation typically happens when pressures fall below the saturation pressure. The leaking flow also contributes to the tip vortex cavitation.

A jet flow is produced as the leakage flow exits the blade tip gap [17]. A tip vortex is created when the flow jet leaves the suction side and interacts with the freestream flow at a separation line [18]. In this regard, the flow rolls up to form the Tip Leakage Vortex (TLV), beginning at the leading edge, and is strongly influenced by the shroud wall confinement. TLV detaches the blade's suction side and develops downstream along the runner blade. A tip leakage vortex is destined to promote cavitation, leading to erosion, flow instabilities, or noise during operation [19]. In the Haditha HPP, the plant operation regime is typically outside of the optimal design point and frequently below the minimal required water head because of the high demand for energy and the low river flow rates. However, failures in turbine blades are frequently reported by the engineering team at various stages of periodic inspection. For example, Figure 2 shows the different cavitation phenomena occurred in the Kaplan turbine. But unfortunately, with all the research done in this field, the use of prevention techniques, and employing necessary instructions, there is a need in different industries to study each of the failures on a case-by-case basis to determine and implement appropriate and effective solutions for them. Therefore, the primary goal of this research is to identify the material of damaged turbine blade because the manufacturing factories do not provide complete information about the manufacturing process to the purchasing countries. Next step is to identify the dominant failure mode in this case study. Eventually, the subject of future



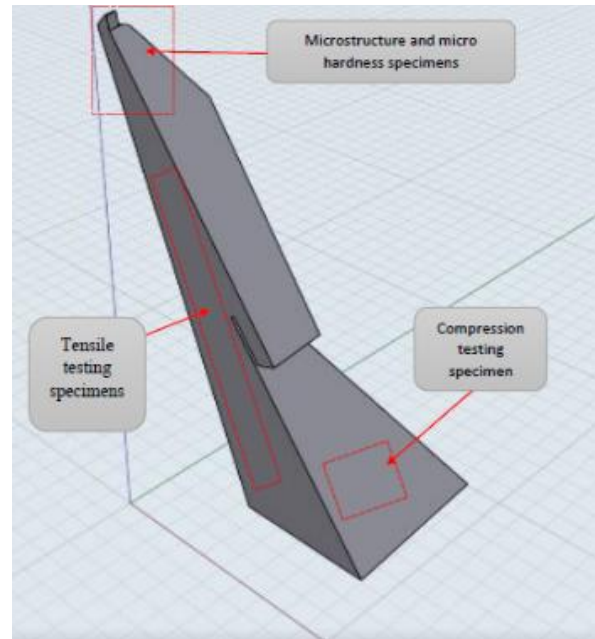
research will be determined with the aim of helping this industry.

## 1. Experimental procedure

In the first step, it is necessary to have samples of the broken part along with its working conditions [20–21]. Then, its raw material is identified, and in this regard, similar materials are also categorized so that, if necessary, alternative materials can be used. For this purpose, various mechanical, material, and metallurgical tests should be performed [22]. After determining the material, the damaged surface should be studied, and the main reason/source should be found by considering different scenarios of failure causes [23]. Finally, based on the properties of the material and the source of damage, a logical and practical solution should be provided and the platform of its implementation in the industry should be provided. Hence, a piece of damaged runner blade in the turbine of Haditha HPP was studied as a case study. To fabricate standard samples for various tests, the real piece was modeled in 3D (Figure 3) and the location of different samples was determined on it.

Next, the details of various tests performed in the current study are presented as follows:

**1.1. Quantometric test.** This test was conducted using the metal scanning device type ARUN 1650 (Figure 4) according to ASTM A240. The test was



**Figure 3.** 3D model for the runner blade piece of turbine  
Source: made by the authors

done at three different points so that more accurate results can be obtained.

**1.2. Tensile test.** This test was conducted using a 100KN computerized electromechanical universal testing device (Laryee), according to ASTM standard A370, for two samples with dimensions as shown in Figure 5.



**Figure 4.** Metal scanning device model ARUN 1650  
Source: made by the authors



DIMENSION		Subsie Specimen 1/4-in wide, mm		
G-	Gage length (Notes 1 and 2)	25.0	6	0.08
W-	Width (Note 3, 5 and 6)	6.25	6	0.05
T-	Thickness (Note 7)	-		
R-	Radius of fillet, min (Note 4)	6		
L-	Over-all length, min (Notes 2 and 8)	100		
A-	Length of reduced section, min	32		
B-	Length of grip section, min (Note 9)	32		
C-	Width of grip section approximate (Notes 4, 10 and 11)	10		

**Figure 5.** Shape and dimension of tensile testing sample

Source : made by the authors

**1.3. Compression test.** This test was conducted using a 100KN computerized electromechanical universal according to ASTM standard E9. A cylindrical sample with a length and diameter of 20 and 10 mm, respectively, was used for this test.

**1.4. Microhardness test.** A digital microhardness tester was used to measure hardness on three different points of the specimen according to ASTM E384.

**1.5. Metallographic examination.** A digital microscope was utilized in this test for one specimen according to ASTM A923. Before that, different preparation steps, including mounting, grinding, polishing, and etching by Nital (2 % HNO<sub>3</sub> + 98 % ethanol) were performed.

**1.6. Study of the damaged surface.** In this section, the damaged surfaces were examined, and the authors have tried to consider the visible characteristics of them such as cracks, the starting point of the cracks, etc. Finally, the main cause of failure in this case study was reported by considering different scenarios.

## 2. Results and discussion

The chemical composition, wt %, of the material as the results of quantometric analysis for three different point are presented in Table 2.

Table 2

The chemical composition, wt %, of the material as the results of quantometric analysis

Point No.	Fe	Si	Mn	Co	Cr	Cu	Mo	Nb	Ni	Ti	V	W
1	82.7	0.892	0.395	<0.20	8.10	0.143	0.231	<0.060	4.77	<0.100	0.0348	<3.0
2	78.5	0.988	0.254	<0.20	11.6	0.138	0.169	<0.060	5.68	<0.100	0.0259	<3.0
3	78.1	1.13	0.383	<0.20	12.2	0.138	0.156	<0.060	5.17	<0.100	0.0376	<3.0

Table 3

Microhardness results for three points on the specimen

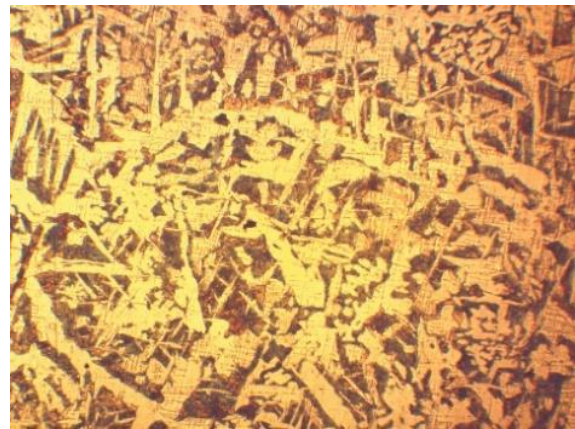
Point No.	Testing force, N	Duration time, Sec	HV, N/mm <sup>2</sup>
1	2.94	15	309.9
2	2.94	15	318.2
3	2.94	15	310.8
Mean	2.94	15	312.96

The results show that the main base of this material is iron. Also, it contains 8–12 % Chromium and 4–6 % Nickel. Therefore, so far it can be concluded that the primary material for manufacturing the runner blade of turbine was stainless steel and grade 304 in AISI standard. In addition, the tensile test results reported an average value of 702 and 825.5 MPa for the Yield Stress (YS) and Ultimate Tensile Strength (UTS) of the part, respectively. In comparison with the mechanical properties of 304 stainless steel, these values indicate that heat treatment such as annealing and then tempering has been done during the manufacturing process. This issue was confirmed by the results obtained from the compression test. Because the results were obtained about 3 to 4 times the compressive properties of 304 stainless steel. Next, the results of microhardness measurement are reported in Table 3. As it is clear, this material has an average hardness of about 313 HV. Therefore, its production method can be cold drawing, and on the other hand, there is not a tempering operation because it greatly reduces the hardness. Therefore, the material is made of 304 stainless steel and the manufacturing method is cold drawing along with annealing operation.

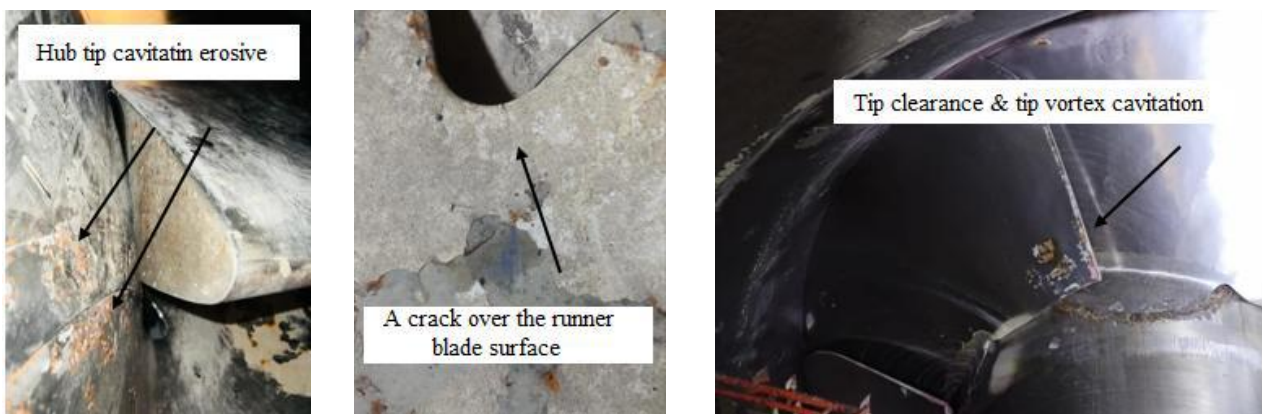
The results of examining the objective evidence on the damaged surfaces show that severe cavitation occurred due to very harsh working conditions, which resulted in high structural vibration due to dynamic loading, and finally, erosion damage of the runner blade occurred. Moreover, structural crack have been seen in the runner blades, and these

problems are exacerbated as long as the units are operating against their intended specifications. This condition resulted in damage to the runner blades in the Kaplan turbine of Haditha HPP, as shown in Figure 7. In addition to the above-mentioned damage, excessive off-design operation causes blade damage, wear in various turbine parts, and eventually fatigue damage. Figure 8 demonstrates an example of the structural damages that Haditha plant turbines suffered.

Figure 6 presents the Optic Microscope (OM) image of specimen with 10X magnification. From this Figure, the main phase is austenite. But there are numerous twins, which could be created by annealing or by rolling. In addition, parallel lines arose by the rolling during the technologic process.



**Figure 6.** The OM image of specimen with 10X magnification  
Source: photo by the authors



**Figure 7.** Cavitation and cracks of the Haditha HPP Kaplan turbine:  
image courtesy of the Ministry of Electricity, Iraq  
Source: photo by the authors



**Figure 8.** Damaged runner blades of the Haditha HPP Kaplan turbine:  
image courtesy of the Ministry of Electricity, Iraq  
Source : photo by the authors

## Conclusion

In the present research, a case study was conducted on the damaged part (runner blade) of Kaplan turbine in Haditha HPP from Iraq. After performing various tests and obtaining mechanical, material, and metallurgical properties of standard specimens, which are fabricated from damaged runner blade, it was proved that the raw material for manufacturing runner blade of Kaplan turbine was 304 stainless steel by employing cold drawing or rolling process. In addition, annealing treatment has also been done. To accurately determine the manufacturing steps, it is necessary to perform different tests and different thermal treatments on 304 stainless steel and compare the results with the data obtained from the damaged part. Furthermore, it was found that the predominant damage in the studied part was severe cavitation. In fact, cavitation is a phenomenon that occurs in a variety of turbomachinery applications and causes problems with those systems. Some of these downsides include damaging the components of the system, generating noise and vibration, and losing the turbine's efficiency over time. Thus, it is imperative to address the issue of cavitation to increase the life span of the equipment in addition to improving the system performance. However, for the high flow rate required by the Kaplan hydro turbine, which requires good cavitation erosion resistance, 304 stainless steel is the most suitable material for this type of application. Hence, the best solution is to strengthen this steel against cavitation. In summary, in their future research, the authors are looking for useful solutions (e.g., coating) to improve the properties of 304 stainless steel against cavitation, wear, and erosion phenomena.

## References

1. Thapa B, Shrestha R, Dhakal P, Thapa BS. Problems of Nepalese hydropower projects due to suspended sediments. *Aquatic Ecosystem Health and Management*. 2005;8(3):251–257. <https://doi.org/10.1080/14634980500218241>
2. Mann B. High-energy particle impact wear resistance of hard coatings and their application in hydro-turbines. *Wear*. 2000;237(1):140–146. [https://doi.org/10.1016/S0043-1648\(99\)00310-5](https://doi.org/10.1016/S0043-1648(99)00310-5)
3. Sangal S, Singhal MK, Saini RP. CFD based analysis of silt erosion in Kaplan hydraulic turbine. *2016 International Conference on Signal Processing, Communication, Power and Embedded System (SCOPES)*, Paralakhemundi, India. 2016:1765–1770. <https://doi.org/10.1109/SCOPES.2016.7955746>
4. Al-Bukhaiti MA, Ahmed SM, Badran FMF, Emarra KM. Effect of impingement angle on slurry erosion behaviour and mechanisms of 1017 steel and high-chromium white cast iron. *Wear*. 2007;262(9-10):1187–1198. <https://doi.org/10.1016/j.wear.2006.11.018>
5. Singh R, Tiwari SK, Mishra SK. Cavitation Erosion in Hydraulic Turbine Components and Mitigation by Coatings: Current Status and Future Needs. *Journal of Materials Engineering and Performance* volume. 2012; 21(7):1539–1551. <https://doi.org/10.1007/s11665-011-0051-9>
6. Kim J, Yang H, Baik K, Seong BG, Lee C, Hwang SY. Development and properties of nanostructured thermal spray coatings. *Current Applied Physics*. 2006; 6(6):1002–1006. <https://doi.org/10.1016/j.cap.2005.07.006>
7. Brijkishore KR, Prasad V. Prediction of cavitation and its mitigation techniques in hydraulic turbines — A review. *Ocean Engineering*. 2021;221: 108512. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2020.108512>
8. Luo Y, Wang Z, Zeng J, Lin J. Fatigue of piston rod caused by unsteady, unbalanced, unsynchronized blade torques in a Kaplan turbine. *Engineering Failure Analysis*. 2010;17(1):192–199. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2009.06.003>

9. Liu X, Luo Y, Wang Z. A review on fatigue damage mechanism in hydro turbines. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2016;54:1–14. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.09.025>
10. Georgievskaja E. Analytical system for predicting cracks in hydraulic turbines. *Engineering Failure Analysis*. 021;127:105489. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2021.105489>
11. Al-Tekreeti WKF, Reza Kashyzadeh K., Ghorbani S. A comprehensive review on mechanical failures cause vibration in the gas turbine of combined cycle power plants. *Engineering Failure Analysis*. 2022;143:106094. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2022.106094>
12. Gohil PP, Saini RP. Coalesced effect of cavitation and silt erosion in hydro turbines — A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2014;33:280–289. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2014.01.075>
13. Lahdelma S, Juuso EK. Vibration Analysis of Cavitation in Kaplan Water Turbines. *IFAC Proceedings Volumes*. 2008;41(2):13420–13425. <https://doi.org/10.3182/20080706-5-KR-1001.02273>
14. Dörfler P, Sick M, Coudu A. *Flow-Induced Pulsation and Vibration in Hydroelectric Machinery*. Springer London Heidelberg New York Dordrecht Springer London Heidelberg New York Dordrecht, 2013. <https://doi.org/10.1007/978-1-4471-4252-2>
15. Luo XW, Ji B, Tsujimoto T. A review of cavitation in hydraulic machinery. *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*. 2016;28(3):335–358. [https://doi.org/10.1016/S1001-6058\(16\)60638-8](https://doi.org/10.1016/S1001-6058(16)60638-8)
16. Ayli E. Cavitation in hydraulic turbines. *International Journal of Heat and Technology*. 2019;37(1):334–344. <https://doi.org/10.18280/IJHT.370140>
17. Shamsuddeen MM, Park J, Choi YS, Kim JH. Unsteady multi-phase cavitation analysis on the effect of anti-cavity fin installed on a Kaplan turbine runner. *Renewable Energy*. 2020;162(6):861–876. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2020.08.100>
18. Dreyer M, Decaix J, Münch C, Farhat M. Mind the gap — tip leakage vortex in axial turbines. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, Erosion and Cavitating Flows*. 2014;22(5):052023. <https://doi.org/10.1088/1755-1315/22/5/052023>
19. Decaix J, Dreyer M, Balarac G, Farhat M, Münch C. RANS computations of a confined cavitating tip-leakage vortex. *European Journal of Mechanics — B/Fluids*. 2018;67:198–210. <https://doi.org/10.1016/j.euromechflu.2017.09.004>
20. Farrahi GH, Chamani M, Reza KK, Mostafazade A, Mahmoudi AH, Afshin H. Failure analysis of bolt connections in fired heater of a petrochemical unit. *Engineering Failure Analysis*. 2018;92:327–342. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2018.06.004>
21. Farrahi GH, Fallah A, Reza KK. Fracture toughness evaluation of 1.4841 bolt subjected to simultaneous effects of creep and hydrogen embrittlement phenomena using small punch test: A case study in a superheater of a petrochemical unit. *Engineering Failure Analysis*. 2023;144(1):106956. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2022.106956>
22. Kashyzadeh KR, Farrahi GH, Shariyat M, Ahmadian MT. Experimental accuracy assessment of various high-cycle fatigue criteria for a critical component with a complicated geometry and multi-input random non-proportional 3D stress components. *Engineering Failure Analysis*. 2018;90:534–553. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2018.03.033>
23. Amiri N, Shaterabadi M, Kashyzadeh RK, Chizari M. A Comprehensive Review on Design, Monitoring, and Failure in Fixed Offshore Platforms. *Journal of Marine Science and Engineering*. 2021;9(12):1349. <https://doi.org/10.3390/jmse9121349>

#### About the authors

**Waleed Mohammed Ridha Khalid**, Ph.D. student, Department of Mechanical Engineering Technologies, Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; ORCID: 0009-0009-0798-4317; E-mail: 1042218144@rudn.ru

**Kazem Reza Kashyzadeh**, Candidate of Technical Sciences, Professor, Department of Transport, Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; ORCID: 0000-0003-0552-9950; E-mail: reza-kashi-zade-ka@rudn.ru

**Siamak Ghorbani**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Department of Mechanical Engineering Technologies, Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 8272-2337; ORCID: 0000-0003-0251-3144; E-mail: gorbani-s@rudn.ru

#### Сведения об авторах

**Халид Мохаммед Ридха Валид**, аспирант базовой кафедры машиностроительных технологий, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; ORCID: 0009-0009-0798-4317; E-mail: 1042218144@rudn.ru

**Реза Каши Заде Казем**, кандидат технических наук, профессор департамента транспорта, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; ORCID: 0000-0003-0552-9950; E-mail: reza-kashi-zade-ka@rudn.ru

**Горбани Сиамак**, кандидат технических наук, доцент базовой кафедры машиностроительных технологий, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 8272-2337; ORCID: 0000-0003-0251-3144; E-mail: gorbani-s@rudn.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-38-51  
УДК 621.914.1  
EDN: DUABVN

Научная статья / Research article

## Выбор оптимальных режимов резания с учетом качества обработанной поверхности детали на фрезерном станке Roland MDX-20

Д.Г. Алленов<sup>✉</sup>, Н.А. Яковлева<sup>✉</sup>, К.Б. Дейнова<sup>✉</sup>,  
Д.В. Данилов<sup>✉</sup>, М.В. Азанов<sup>✉</sup>

Российский университет дружбы народов, Москва, Россия  
✉ allenov-dg@rudn.ru

### История статьи

Поступила в редакцию: 10 июля 2023 г.  
Доработана: 22 ноября 2023 г.  
Принята к публикации: 1 декабря 2023 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Приведены результаты оптимизации процесса фрезерования на станке Roland MDX-20: эмпирически установлены максимально допустимые и оптимальные режимы резания деталей из пенопласта, твердого и мягкого модельных пластиков, древесины твердой породы. На первом этапе исследования изучен полный перечень типов стратегий для черновой и чистовой обработок, представленных в САМ-системе Modela Player 4 (MP4), в результате выбрана оптимальная для задуманного эксперимента (осуществлены 9 виртуальных тестов), за анализируемый параметр принято время обработки. Для понимания специфики работы на исследуемом станке и проверки пригодности использования параметров обработки и типа стратегии осуществлена тестовая обработка пенопласта. Основные критерии оптимизации — скорость, выраженная в виде времени обработки, и качество получаемой поверхности. На втором этапе исследования — эксперимент — описаны методы черновой обработки горизонтальных поверхностей 20×20 мм моделей, состоящих из усеченной пирамиды и полусферы, на фрезерном станке Roland MDX-20 с использованием MP4. В качестве режущих инструментов в обоих исследованиях применялись для черновой обработки цилиндрическая фреза Hanita 400305002 Ø6 мм, для чистовой — сферическая фреза Hanita 400103002 Ø3 мм. Установлены рекомендуемые режимы резания, позволяющие сократить время обработки деталей на 40–50 %, не ухудшая качества обрабатываемых поверхностей.

**Ключевые слова:** режимы резания, время обработки, типы стратегий обработки, скорость обработки, качество поверхности

### Для цитирования

Алленов Д.Г., Яковлева Н.А., Дейнова К.Б., Данилов Д.В., Азанов М.В. Выбор оптимальных режимов резания с учетом качества обработанной поверхности детали на фрезерном станке Roland MDX-20 // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 38–51. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-38-51>

## The Choice of Optimal Cutting Conditions, Taking into Account the Quality of the Machined Surface of the Part on the Roland MDX-20 Milling Machine

Dmitry G. Allenov<sup>✉</sup>, Nadezhda A. Yakovleva<sup>✉</sup>, Kristina B. Deinova<sup>✉</sup>,  
Danila V. Danilov<sup>✉</sup>, Matvey V. Azanov<sup>✉</sup>

RUDN University, Moscow, Russia

✉ allenov-dg@rudn.ru

### Article history

Received: July 10, 2023

Revised: November 22, 2023

Accepted: December 1, 2023

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** The results of optimizing the milling process on the Roland MDX-20 machine are presented: the maximum allowable and optimal cutting conditions for parts made of foam, hard and soft modeling plastics, and hardwood are empirically established. At the first stage of the study, a complete list of types of strategies for roughing and finishing, presented in the CAM-system Modela Player 4 (MP4), was studied, as a result of which the optimal one for the intended experiment was chosen (9 virtual tests were carried out), processing time was taken as the analyzed parameter. To understand the specifics of the work on the machine under study and to check the suitability of using the processing parameters and the type of strategy, test processing of the foam was carried out. The main optimization criteria are speed, expressed as processing time, and the quality of the resulting surface. At the second stage of the study — experiment — methods for roughing horizontal surfaces of 20×20 mm models, consisting of a truncated pyramid and a hemisphere, are described on a Roland MDX-20 milling machine using MP4. As cutting tools in both studies, a Hanita 400305002 Ø6 mm cylindrical cutter was used for roughing, and a Hanita 400103002 Ø3 mm spherical cutter was used for finishing. The recommended cutting conditions have been established, which allow reducing the processing time of parts by 40–50 % without deteriorating the quality of the machined surfaces.

**Keywords:** cutting conditions, machining time, types of machining strategies, machining speed, surface quality

### For citation

Allenov DG, Yakovleva NA, Deinova KB, Danilov DV, Azanov MV. The choice of optimal cutting conditions, taking into account the quality of the machined surface of the part on the Roland MDX-20 milling machine. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):38–51. (In Russ.) <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-38-51>

## Введение

Задание оптимальных режимов резания имеет принципиальное значение при механической обработке деталей различной сложности и напрямую влияет на качество получаемой поверхности. Вопрос оптимизации режимов высокоскоростного фрезерования деталей по критерию максимальной производительности рассмотрен в работе [1], где в качестве обрабатываемого материала изучен титановый сплав. Результат работы подразумевал установление сочетания режимов резания (параметров оптимизации: частоты вращения шпинделя станка  $n$ , подачи на зуб  $S_z$ , глубины резания  $t$ ), которое позволит обеспечить максимальную производительность

процесса и качество обрабатываемых поверхностей. При этом при поиске оптимального режима обработки изучалась взаимосвязь величины расходов с условиями протекания процесса резания. В ходе работы выявлено, что критерий оптимизации  $F$  зависит от трех переменных, указанных выше:

$$F = n \cdot S_z \cdot t \Rightarrow \max. \quad (1)$$

А желаемое достижение максимального значения  $F$  выполнимо путем модификации значений параметров оптимизации в определенных допустимых пределах.

Аналогичная работа была проведена в [2], где определение оптимальных режимов резания

для высокоскоростного фрезерования титанового сплава ВТ22 фрезерами с встроенным демпфером выполнено на базе модального и динамометрического анализов [3]: первый из которых основан на измерении собственных частот технологической системы и определении областей стабильного безвибрационного резания (в диапазоне частот вращения шпинделя станка); второй — на измерении проекций сил резания при обработке с целью определения оптимальных конструктивных и геометрических параметров режущего инструмента (РИ), режимов резания и стратегий обработки по такому основному критерию, как минимальных расход энергии на удаление единицы объема материала.

Выводы [1] обоснованно подтверждаются в [4], где анализируется влияние условий обработки на основные характеристики качества поверхностного слоя деталей. В данном труде на базе положения постоянства температуры резания разработан метод установления оптимальных режимов резания — метод ускоренного определения [4], анализируя особенности которого можно констатировать, что в качестве базовых рассмотрены используемые в [1] параметры [4]. А в [5] проведена оптимизация режимов резания для обработки карманов обечайки космического корабля с вафельной конструкцией произвольной геометрии с учетом исключения деформации дна при чистовой обработке. Специфика подхода немного отлична от предыдущих: параметры режима резания (подача на зуб  $S_z$  и угол врезания  $\tau$ ) определяются уравнением, при этом выведены допустимые диапазоны, в которых должны находиться рассматриваемые параметры.

Типовая схема назначения и расчета режимов резания при фрезеровании, как один из этапов оптимизации режимов резания, рассмотрена подробно в [6].

В [7] для определения оптимальных режимов обработки используется численное моделирование процесса цилиндрического фрезерования концевой фрезой. Основным оцениваемым параметром выступают максимально допустимые значения пластических деформаций детали и РИ. Изучены модели статички обработки в 3D-постановке задачи на основе конечно-элементарного анализа в программном комплексе Ansys. Вывод оптимальных режимов резания произведен по результату выявления их взаимосвязи с

точностью обрабатываемой детали, деформацией детали и РИ.

Автор [8] относит оптимизацию к главенствующему методу управления обработки резанием, при этом особое внимание, по его мнению, необходимо уделить анализу обрабатываемого материала ввиду различия в природе физико-химических явлений и их интенсивности и работоспособности инструмента, а именно его ресурсу и стабильности работы во времени. Отсюда и необходимость поиска компромиссного решения (оптимального режима резания), позволяющего обеспечить стабильность протекания процесса обработки. Таким образом, актуальность поднятой в нашей научной работе темы не вызывает сомнения.

Современные САМ-системы позволяют организовать внедрение более совершенных технологических процессов посредством подбора наиболее эффективных стратегий обработки и выбора режимов резания в зависимости от вида обработки, РИ и обрабатываемого материала. Один из таких продуктов, который позволяет организовать оптимальную механическую обработку, — программа Modela Player 4 (MP4).

MP4 относится к продвинутым САМ-системам с широким профессиональным функционалом, позволяющим создавать изделия высокого качества: автоматически строит и отображает траекторию РИ, позволяет задать направление фрезерования, области обработки, выполняет 4-осевую обработку [9]. К функциональным возможностям MP4, оказывающим влияние на скорость обработки и качество обрабатываемой поверхности деталей, относятся:

– *вид обработки*: выравнивание, черновая или чистовая обработки, сверление;

– *режущий инструмент*: параметры резания заданы в программе и прикреплены к одному из 20 предложенных видов РИ, допустимо создание нового инструмента;

– *материал*: параметры резания задаются автоматически при выборе материала, список материалов ограничен и представлен наиболее часто используемыми при фрезеровании, допустимо внесение изменений в библиотеку материалов;

– *стратегия обработки изделия* — направления движения РИ во время обработки: по координатам  $X$ ,  $Y$ ,  $X+Y$ ; по контурным линиям, начиная с верхней или нижней поверхностей (допустим выбор команд «оптимизация подачи» или



«обработка только по контуру»); по спирали, начиная с верхней или нижней поверхности),

– *параметры резания* (автоматически или корректируются вручную): скорость движения шпинделя, мм/с; по осям *X*, *Y* и *Z*, скорость вращения шпинделя, об./мин; глубина врезания, мм; шаг РИ, мм, припуск под чистовую обработку, мм; остановка на дне отверстия, с.

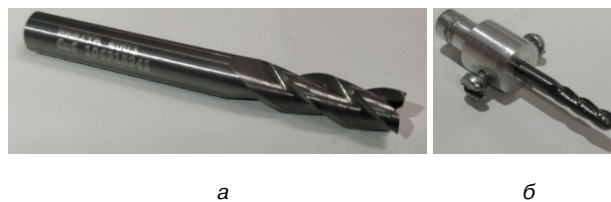
**Цель исследования** — оценка особенностей типов стратегий обработки в САМ-системе Modela Player 4 с подбором определенного типа для конкретной модели, который позволит оптимизировать фрезерование на трехкоординатном станке Roland MDX-20, установление оптимальных режимов резания по максимальной производительности при визуальной оценке качества получаемых поверхностей деталей из пенопласта, твердого и мягкого модельных пластиков, древесины твердой породы, выявление зависимости между временем обработки, мощностью и затраченной работой с математической обработкой экспериментальных данных.

## 1. Материалы и методы

Первый этап исследования — определение времени обработки при разных стратегиях и одинаковых параметрах резания — реализован в виде тестов в программе MP4. Приведенные режимы и стратегии обработки в MP4 не всегда оптимальны для конкретного вида детали, а выбор материала заготовки оказывает влияние на скорость и качество обработки. Исходные данные этапа — параметры резания, которые постоянны на протяжении всего эксперимента.

В качестве РИ применялись для черновой обработки цилиндрическая фреза Hanita 400305002 (твердосплавная без покрытия с плоским торцом для обработки пазов и уступов; диаметр хвостовика — 6 мм; диаметр режущей части (диаметр пятна) — 5 мм; длина — 50 мм; длина режущей кромки — 14 мм; количество зубьев — 3; угол наклона спирали — 37°) (рис. 1, а), для чистовой — сферическая фреза Hanita 400103002 (твердосплавная без покрытия со сферическим торцом для трехмерного фрезерования; диаметр хвостовика — 3 мм; диаметр режущей части — 3 мм; длина — 38 мм; длина режущей кромки — 9,5 мм; число зубьев — 2; угол наклона спирали — 30°) (рис. 1, б) [10; 11]. Применимость указанных фрез в нашем исследовании допустима: обе

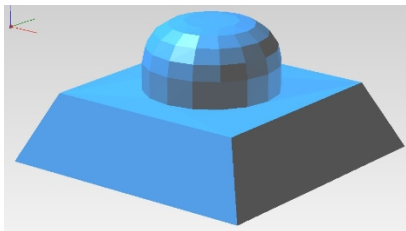
рассматриваемые фрезы общего назначения; фрезы без покрытия с углом наклона спирали порядка 40 град. предназначены для обработки алюминиевых сплавов, что позволяет произвести обработку данными РИ рассматриваемых нами материалов. На данном этапе исследования для простоты эксперимента осуществлены обработки моделей из пенопласта. Параметр оценки допустимости обработки — плотность материала: алюминий (для сравнения) — 2698,9 кг/м<sup>3</sup>; обрабатываемые материалы: пенопласт — 40–70 кг/м<sup>3</sup>, модельные пластики — 500–620 кг/м<sup>3</sup> (мягкий) и 620–720 кг/м<sup>3</sup> (твердый), древесина твердой породы — 550–740 кг/м<sup>3</sup>.



**Рис. 1.** Режущий инструмент:  
а — фреза Hanita 400305002; б — фреза Hanita 400103002  
Источник: фото Д.Г. Алленова, К.Б. Дейновой

**Figure 1.** Cutting tool:  
а — milling cutter Hanita 400305002;  
б — milling cutter Hanita 400103002  
Source: photo by D.G. Allenov, K.B. Deinova

Модель (рис. 2) подготовлена в Компас-3D, состоит из усеченной пирамиды и полусферы, что позволяет оценить специфику фрезерования для рассматриваемых материалов в разных направлениях (например, для дерева вдоль и поперек волокон) и визуально проанализировать обработку поверхностей разной конфигурации (поверхности обработки: сфера, горизонтальная и 4 наклонные плоскости) и, как следствие, оптимальным образом подобрать стратегию обработки, выработав направления по улучшению качества обработки. Предложенная форма модели позволяет осуществить дополнительный анализ: в некоторых точках обработка производилась цилиндрической частью фрезы, что изменяло направление вектора результирующей силы (выявлено ухудшение качества получаемых поверхностей, поскольку вектор силы начал действовать перпендикулярно оси вращения инструмента).



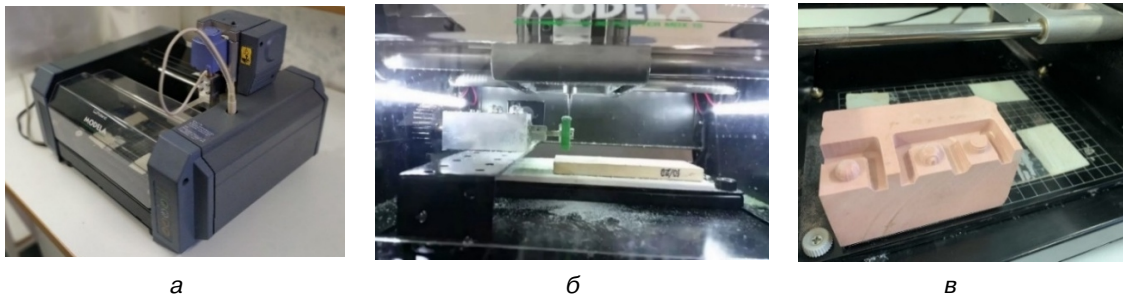
**Рис. 2.** Обрабатываемая модель  
Источник: фото Д.Г. Алленова, К.Б. Дейновой  
**Figure 2.** Processed model  
Source: made by D.G. Allenov, K.B. Deinova

Второй этап исследования — экспериментальная часть — включал в себя определение максимально допустимых и оптимальных режимов резания моделей из пенопласта, твердого и мягкого модельных пластиков, древесины твердой породы при черновом фрезеровании горизонтальной поверхности 20×20 мм. Скорость вращения шпинделя станка  $n$  не изменялась на протяжении всего эксперимента и была принята равной 6500 об/мин. Применяемый инструмент — цилиндрическая фреза Hanita 400305002 (6 мм).

Скорость резания  $v = 125$  м/мин (рассчитана по типовой формуле; допустимая для данной фрезы — 400 м/мин: получено усредненное значение, что позволяет компенсировать отсутствие жесткости системы).

Используемое оборудование — фрезерный станок Roland MDX-20 (рис. 3, а) — гибрид трехкоординатной фрезерной машины и 3D-сканера [12–15]. Технические параметры:

- мощность — 10 Вт;
- скорость вращения — 6500 об./мин;
- подача — 0,1–15 мм/с;
- габариты — 476,8×381,6×305 мм;
- масса — 13,7 кг;
- рабочая зона — 203,2×152,4×60,5 мм;
- XY размеры стола — 220×160 мм;
- вес заготовки — 1 кг;
- интерфейс — Serial (RS-232C);
- разрешения 0,025 мм/шаг (программное), 0,00625 мм/шаг (механическое);
- РИ — фрезы, сверла, боры;
- держатель РИ — 6 мм;
- метод сканирования — контактный со скоростью 4–15 мм/сек;
- разрешение сканирования (Dr. PICZA) — 0,05–5 мм с дискретностью 0,05 мм (XY оси) и 0,025 мм (Z-ось);
- сенсор — активный пьезосенсор Roland Active Piezo Scanner (RAPS) длиной 60 мм, диаметр кончика 0,08 мм;
- метод передачи данных — асинхронный, дуплексная передача со скоростью 9600 бит/сек.



**Рис. 3.** Фрезерный станок Roland MDX-20: а — общий вид; б, в — рабочая зона обработки  
Источник: фото Д.Г. Алленова, К.Б. Дейновой  
**Figure 3.** Roland MDX-20 milling machine: а — general view; б, в — working area of processing  
Source: photo by D.G. Allenov, K.B. Deinova

При установленной пьезосканирующей головке RAPS есть возможность оцифровывать 3D-объекты с точностью до 0,05 мм, создавая их точные компьютерные модели: сканирование широкого диапазона объектов, в частности мягких (пластилин, фрукты) и представляющих трудность для оптических сканеров (стеклянные объекты). После смены головки на фрезерную

MDX-20 становится полноценной трехкоординатной фрезерной машиной со способностью обработки дерева, пластика, смолы (модельный, ювелирный воск, пенопласт, оргстекло), химического дерева, мягкого металла (алюминий, латунь), и управляемой с ПК. MDX-20 комплектуется программой 3D Engrave для трехмерной гравировки. ПО для MDX-20: Dr. PICZA, MODELA

Player и Dr. 3D Engrave. Программа Virtual MODELA визуализирует процесс обработки с учетом выбранного инструмента, показывая чистоту и время обработки. Назначение MDX-20: моделирование, полиграфия, ювелирное дело (работа с золотом, серебром, платиной; изготовление мастер-моделей из восков, ювелирных пластиков и цветных металлов; обработка янтаря, бивня мамонта), изготовление прототипов и литейных форм, дизайн упаковки, гравировка по различным материалам. На рис. 3, б, представлена рабочая зона обработки.

Состав экспериментальной установки: Roland MDX-20, РИ, совместимое со станком ПО Modela Player 4, предназначение которого заключалось в описании стратегии обработки, задании режимов резания и предварительном подборе оптимального типа стратегии.

## 2. Результаты и обсуждения

Принцип черновой обработки — послонно выбрать максимум припуска для исключения его дальнейшего влияния на отжим фрезы, что на выходе позволяет при чистовой обработке компенсировать жесткостью РИ оставшийся припуск, не ухудшив качество конечной поверхности деталей. Принятые допущения: технологическая система СПИД (станок, приспособление, инструмент, деталь) не обеспечена должной жесткостью (вылет

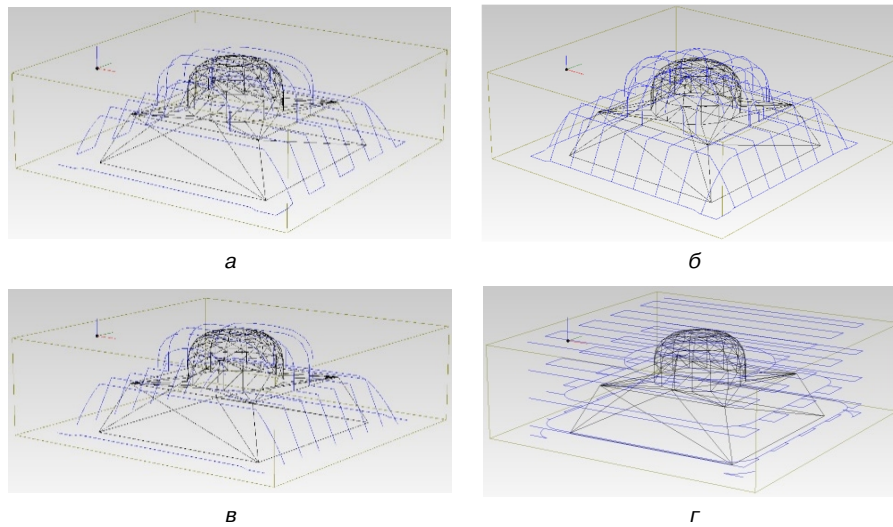
цилиндрической фрезы Hanita 400305002 — 40 мм — примерно 7 диаметров); модель крепилась на столе двухсторонним скотчем, что не позволяет обеспечить должное закрепление при обработке; отсутствовала получистовая обработка, основное предназначение которой — обеспечить равномерное распределение припуска перед обработкой начисто. Оценка механообработки производится современным методом: за счет объема снимаемого материала за единицу времени (производительность). При фрезеровании на протяжении всего эксперимента отсутствовало сопровождение обработки подачей СОЖ или воздуха, что компенсируется невысокой скоростью резания. Оцениваемые в данной статье параметры представлены для черновой обработки, для визуальной оценки приемлемости осуществления обработок по заданным входным параметрам (проверки процессов и окончательного качества: достижения заданного размера и обеспечения наименьшей шероховатости поверхности) модели из пенопласта и мягкого модельного пластика дорабатывались сферической фрезой Hanita 400305002 начисто. Скорость резания при чистовой обработке — 62 м/мин.

Тесты в пространстве MP4 (первый этап исследования) проведены для черновой и чистовой обработок: визуализация тестирований для первой из них представлена на рис. 4, для второй — на рис. 5. Полученные результаты тестирования представлены в табл. 1.

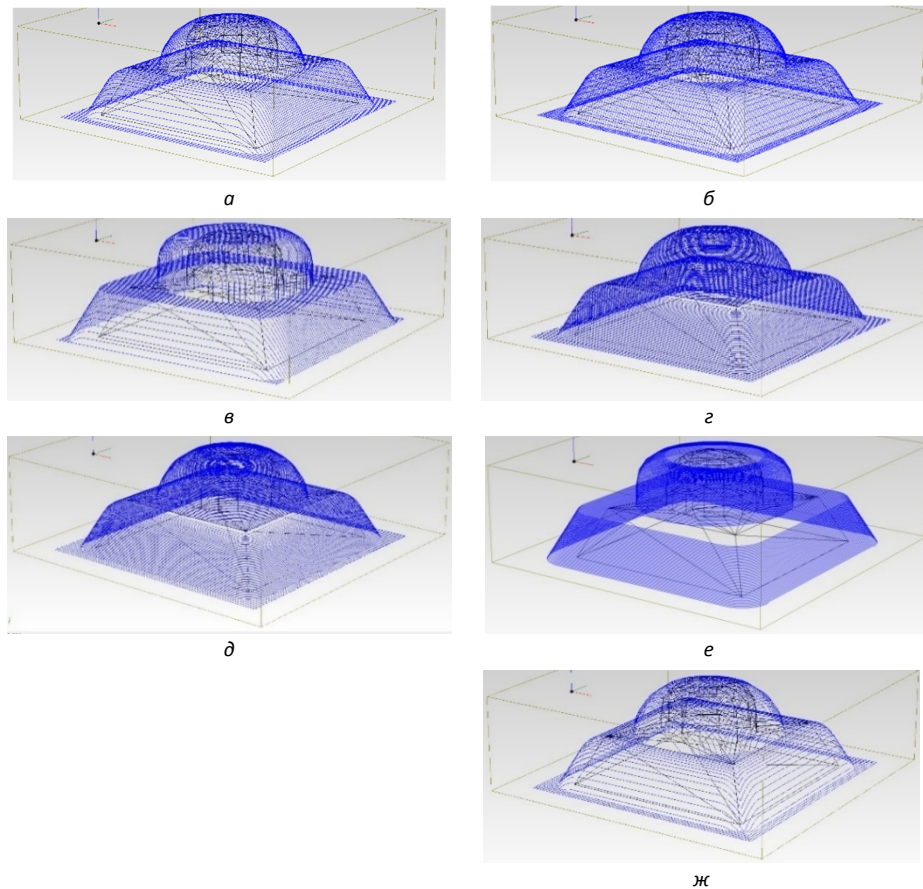
Таблица 1 / Table 1

Результаты тестирования в Modela Player 4

№ теста / Test No	Название стратегии обработки / Test results in Modela Player 4	Время обработки, с / Time of processing, sec	
		Черновая / Roughing	Чистовая / Finishing
1	Сканирующие линии по осям X, Y / Scanning lines along the X, Y axes	140	287
2	Сканирующие линии по X+Y / Scanning lines along the X+Y axes	300	575
3	Обработка только в одном направлении по осям X или Y / Machining in only one direction along the X or Y axes	266	590
4-5	По контурным линиям (Up cut и Down cut) / Along the contour lines (Up cut and Down cut)	126	724
6	По контурным линиям (Up + Optimized pitch) / Along the contour lines (Up + Optimized pitch)	–	868
7	По контурным линиям (Up + Optimized pitch + Outline only) / Along the contour lines (Up + Optimized pitch + Outline only)	–	680
8-9	По спирали (Up cut и Down cut) / In a spiral (Up cut and Down cut)	–	229
Незаполненные ячейки — стратегии применимы только для чистовой обработки (не задаются в MP4) / Empty cells — strategies are applicable only for finishing (not specified in MP4).			



**Рис. 4.** Черновая обработка (по номерам тестов): а — 1; б — 2; в — 3; г — 4-5  
Источник: выполнено Д.Г. Алленовым, К.Б. Дейновой  
**Figure 4.** Roughing (according to test numbers): а — 1; б — 2; в — 3; г — 4-5  
Source: made by D.G. Allenov, K.B. Deinova



**Рис. 5.** Чистовая обработка (по номерам тестов): а — 1; б — 2; в — 3; г — 4-5; д — 6; е — 7; ж — 8-9  
Источник: выполнено Д.Г. Алленовым, К.Б. Дейновой  
**Figure 5.** Finishing (according to test numbers): а — 1; б — 2; в — 3; г — 4-5; д — 6; е — 7; ж — 8-9  
Source: made by D.G. Allenov, K.B. Deinova

По результату первого этапа исследования можно сделать ряд выводов:

1) время обработки при стратегии сканирующих линий по осям  $X + Y$  увеличилось в 2 раза по сравнению с временем, что по осям  $X, Y$ , при этом качество обработки значительно возросло;

2) при изменении стратегии на выполняемую только в одном направлении качество обработки осталось прежним, затрачиваемое время изменилось незначительно, стратегия подходит для материала, обрабатываемого вдоль волокон (дерево);

3) при анализе стратегии «По контурным линиям (Up cut и Down cut)» отличия в качестве обработок не выявлены, особенность в начальной плоскости обработки — верхняя или нижняя.

4) для стратегии «По контурным линиям (Up + Optimized pitch)» относительно прошлых тестов количество линий обработки вертикальных поверхностей увеличилось;

5) «по контурным линиям (Up + Optimized pitch + Outline only)»: после добавления в стратегию функции Outline only обработка горизонтальной поверхности не проводилась.

Таким образом, за базовую принята стратегия «Сканирующие линии по оси  $X$ ».

На втором этапе, оперируя полученными в МР4 данными, режимные параметры условно разделили на предустановленные, рекомендуемые и максимальные. Работа в МР4: загрузка модели, выбор материала, типа процесса (вида обработки), задание РИ, координат его захода (первая точка обработки), стратегии и параметров обработки. Точка привязки задавалась методом касания РИ, а при задании исходных параметров нулевая точка предлагалась автоматически, привязываясь к положению модели (выбранной контактным методом точке на поверхности: позиционирование модели на столе — входной параметр). Предустановленные режимы резания выводились автоматически при задании указанных выше входных данных, рекомендуемые — оптимальные — установлены экспериментально при достижении наилучших условий и времени обработки: изначально задавался интервал входных параметров близкий к среднему значению (от предустановленных и максимальных). Для выявления оптимальных

режимных параметров устанавливалась максимальная скорость движения шпинделя (15 мм/с — по паспорту станка). Глубина резания и шаг РИ выявлялись экспериментальным путем (фиксируются при явном нарушении критериев — плавность работы, шум, перегрев). Режимы резания принимались максимальными (по мощности станка), для оценки приемлемости работы осуществлен аналитический [18] расчет потребляемой мощности:

$$N = \frac{t \cdot B \cdot S_{\text{мин}} \cdot k_c}{60 \cdot 10^6}, \quad (2)$$

где  $t$  — глубина резания, мм;  $B$  — ширина фрезерования, мм;  $S_{\text{мин}}$  — скорость подачи, мм/мин;  $k_c$  — удельная сила резания, Н/мм<sup>2</sup> (для алюминиевых сплавов от 350 до 1250 Н/мм<sup>2</sup>) [19].

Удельная сила резания — касательная сила, необходимая для срезания слоя сечением 1 мм<sup>2</sup> (постоянная величина для каждого обрабатываемого материала).

Одними из главных критериев оценки максимальной нагрузки служили параметры, при которых шпиндель станка переставал вращаться или РИ начинал разрушать обрабатываемую поверхность, оптимальной — плавность работы станка (минимум производственного шума на рабочем месте), отсутствие перегрева мотора привода шпинделя при длительной нагрузке. Полученные экспериментальные данные представлены в табл. 2.

Оптимизация режимных параметров направлена на уменьшение (за счет задания соответствующих режимных параметров) времени обработки, которое возможно организовать путем повышения потребляемой мощности: увеличения ширины, глубины фрезерования и подачи (до 15 мм/с). Выбор обрабатываемого материала диктует проработку особенностей оптимизации для рассматриваемых малоизученных и «неклассических» материалов, например, для модельного пластика при отсутствии запаса мощности характерно дробление.

Отмечаем, что по причине отсутствия программы Virtual MODELA и особенностей структур исследуемых материалов, оценка качества производилась только визуально.

Таблица 2

## Определение максимально допустимых и оптимальных режимов резания

Режимы резания	$S$ , мм/с		$S_z$ , мм/зуб	$t$ , мм	$B$ , мм	$T_0$ , с	$N$ , Вт	$Q$ , см <sup>3</sup> /с	$A$ , Дж
	оси XY	ось Z	оси XY						
Обработка пенопласта при $k_c = 50$ Н/мм <sup>2</sup>									
Предустановленные	10	1	0,031	1	3	89	1,5	0,030	2,7
Рекомендуемые	15	15	0,046	3	4	50	9,0	0,180	9,0
Максимальные	15	15	0,046	3	4	50	9,0	0,180	9,0
Обработка мягкого модельного пластика при $k_c = 250$ Н/мм <sup>2</sup>									
Предустановленные	10	0,3	0,031	0,3	2	340	1,7	0,007	2,4
Рекомендуемые	13	0,7	0,040	0,5	3	102	5,0	0,020	2,0
Максимальные	15	0,8	0,046	0,5	3	90	6,0	0,024	2,2
Обработка твердого модельного пластика при $k_c = 300$ Н/мм <sup>2</sup>									
Предустановленные	8	0,2	0,025	0,2	2	410	1,0	0,003	1,2
Рекомендуемые	12	0,2	0,037	0,2	3	230	2,2	0,007	1,6
Максимальные	15	0,2	0,046	0,2	4	180	3,8	0,013	2,3
Обработка древесины твердой породы при $k_c = 250$ Н/мм <sup>2</sup>									
Предустановленные	8	0,2	0,025	0,2	2	420	0,8	0,002	0,8
Рекомендуемые	12	0,2	0,037	0,3	3	231	2,7	0,011	2,5
Максимальные	15	0,3	0,043	0,2	3	207	2,5	0,010	2,1

Примечание.  $S$  — скорость подачи, мм/с;  $S_z$  — подача на зуб, мм/зуб;  $t$  — глубина врезания (резания), мм;  $B$  — шаг режущего инструмента (ширина фрезерования), мм;  $T_0$  — время обработки, с;  $N$  — потребляемая мощность, Вт;  $Q$  — производительность, см<sup>3</sup>/с;  $A$  — работа, Дж.

Table 2

## Determination of the maximum allowable and optimal cutting conditions

Cutting conditions	$S$ , mm/sec		$S_z$ , mm/tooth	$t$ , mm	$B$ , mm	$T_0$ , sec	$N$ , Wt	$Q$ , sm <sup>3</sup> /sec	$A$ , J
	axes XY	axis Z	axes XY						
Processing of styrofoam at $k_c = 50$ N/mm <sup>3</sup>									
Preinstalled	10	1	0.031	1	3	89	1.5	0.030	2.7
Featured	15	15	0.046	3	4	50	9.0	0.180	9.0
Maximum	15	15	0.046	3	4	50	9.0	0.180	9.0
Processing of soft modeling plastic at $k_c = 250$ N/mm <sup>3</sup>									
Preinstalled	10	0.3	0.031	0.3	2	340	1.7	0.007	2.4
Featured	13	0.7	0.040	0.5	3	102	5.0	0.020	2.0
Maximum	15	0.8	0.046	0.5	3	90	6.0	0.024	2.2
Processing of solid modeling plastic at $k_c = 300$ N/mm <sup>3</sup>									
Preinstalled	8	0.2	0.025	0.2	2	410	1.0	0.003	1.2
Featured	12	0.2	0.037	0.2	3	230	2.2	0.007	1.6
Maximum	15	0.2	0.046	0.2	4	180	3.8	0.013	2.3
Processing of hardwood at $k_c = 250$ N/mm <sup>3</sup>									
Preinstalled	8	0.2	0.025	0.2	2	420	0.8	0.002	0.8
Featured	12	0.2	0.037	0.3	3	231	2.7	0.011	2.5
Maximum	15	0.3	0.043	0.2	3	207	2.5	0.010	2.1

Note.  $S$  — feed rate, mm/sec;  $S_z$  — feed per tooth, mm/tooth;  $t$  — plunging depth (cutting), mm;  $B$  — cutting tool pitch (milling width), mm;  $T_0$  — time of processing, sec;  $N$  — power consumption, Wt;  $Q$  — performance, sm<sup>3</sup>/sec;  $A$  — working, J.

Согласно<sup>1</sup> [20], зависимость между производительностью (скоростью съема материала)  $Q$  и затраченной механической мощностью  $N$ :

$$Q = \frac{1}{k_c} \cdot N = \frac{B \cdot t \cdot S_{\text{мин}}}{1000}, \quad (3)$$

Задача данного исследования — связать время обработки с мощностью через затраченную работу.

Производительность — объем снимаемого материала [24] (произведение глубины, ширины и подачи) за единицу времени (рис. 6 — интегральная функция (закон) распределения):

$$N = Q \cdot k_c \Rightarrow dN = Q(k_c) \cdot d(k_c) \Rightarrow \\ \Rightarrow Q(k_c) = \frac{dN}{d(k_c)} = N'(k_c). \quad (4)$$

Производительность — первая производная мощности по удельной силе резания:

$$N = \int_{k_{c1}}^{k_{c2}} Q(k_c) d(k_c). \quad (5)$$

Значение производительности можно найти графически, как площадь фигуры под графиком зависимости мощности от удельной силы резания. Поскольку  $k_c$  всегда постоянна (значение по

оси абсцисс — const), построение графика нецелесообразно: в нашем случае дифференциал аргумента (максимально маленькое приращение по оси абсцисс)  $d(k_c)$  — постоянная величина (принимается в зависимости от материала), то есть всегда проецируется в одну точку на оси абсцисс, а площадь фигуры под графиком зависит от изменения величины по оси ординат, то есть затрачиваемой на обработку мощности  $N$ , и постоянного коэффициента  $d(k_c)$ , кроме того, полученные графики и формулы применимы только для рассматриваемого материала и имеющих исходных данных — разброс данных минимален. Таким образом, нахождение значения производительности  $Q$  графически ошибочно, с точки зрения математического описания экспериментальных данных.

Работа характеризует скорость съема материала за единицу времени

$$A = Q \cdot t. \quad (6)$$

Если рассмотреть совершаемую работу за единицу времени, то дифференциал функции:

$$dA = Q(t) \cdot dt \Rightarrow A'(t) = Q(t). \quad (7)$$

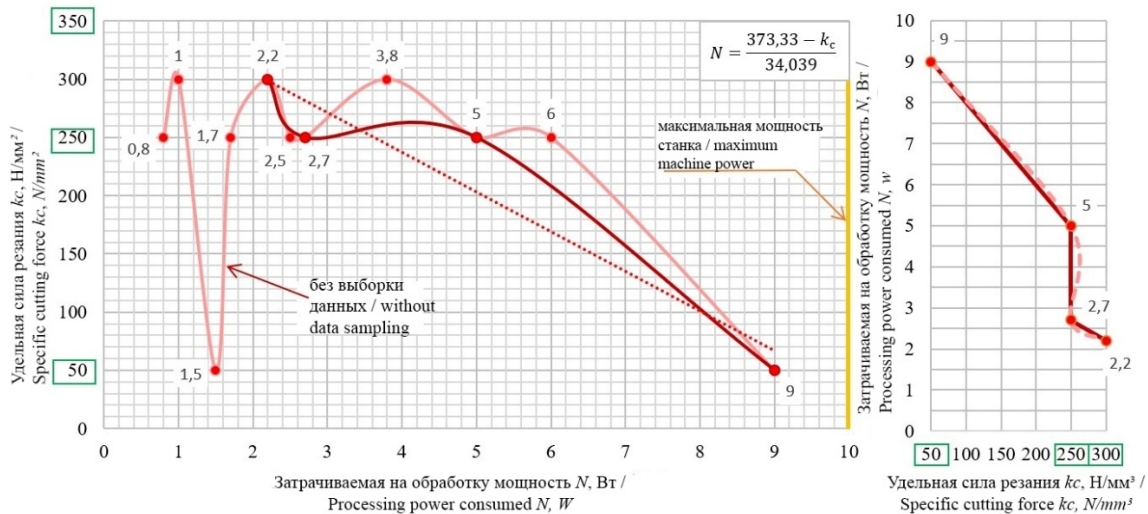


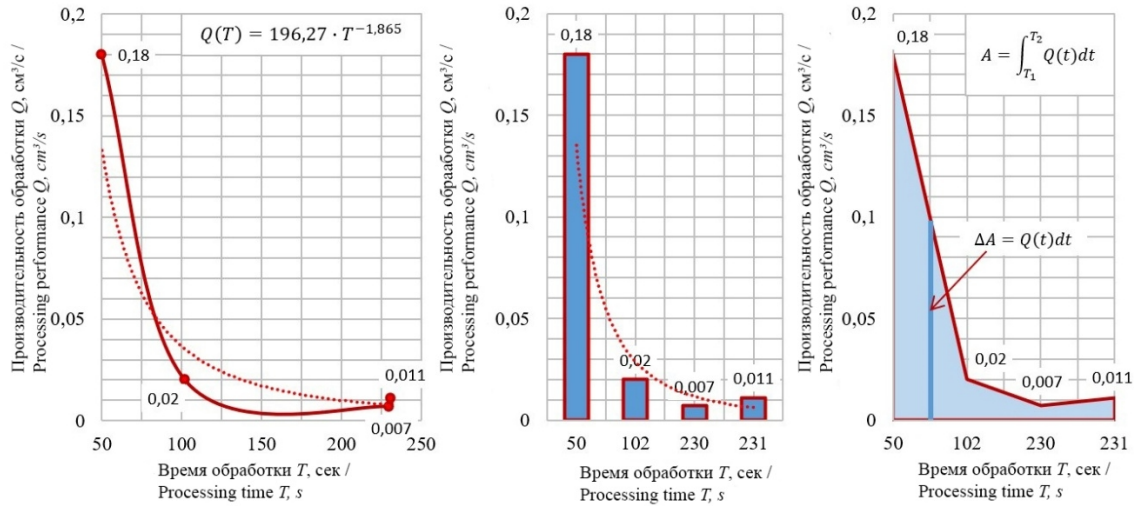
Рис. 6. Графики зависимостей между мощностью  $N$  и удельной силой резания  $k_c$

Источники: выполнено Д.Г. Алленовым, К.Б. Дейновой

Figure 6. Graphs of dependencies between power  $N$  and specific cutting force  $k_c$

Source: made by D.G. Allenov, K.B. Deinova

<sup>1</sup> Sandvik Coromant. Sweden; 2009.



**Рис. 7.** Графики зависимостей между производительностью  $Q$  и временем обработки  $T$   
Источник: выполнено Д.Г. Алленовым, К.Б. Дейновой

**Figure 7.** Graphs of dependencies between productivity  $Q$  and processing time  $T$   
Source: made by D.G. Allenov, K.B. Deinova

Таким образом, производительность — первая производная работы по времени, тогда работу можно найти через определенный интеграл, и она будет представлена как сумма бесконечного числа бесконечных слагаемых (площадь фигуры под графиком, см. рис. 7):

$$A = \int_{T_1}^{T_2} Q(t) dt. \quad (8)$$

Результат расчета значений производительности и работы представлен в табл. 2. По полученным данным построены зависимости (см. рис. 7 — дифференциальная функция (закон) плотности распределения). Математическое описание зависимостей осуществлено в Microsoft Excel: по максимальному коэффициенту детерминации  $R^2$  выведены уравнения нелинейной регрессии. Отмечаем, что данные выражения применимы исключительно для рассмотренных случаев: конкретного инструмента, входных данных эксперимента, диапазона  $N$  до 10 Вт, значений удельных сил резания  $k_c$  (в зависимости от материала: 50, 250, 300 Н/мм<sup>3</sup>).

Таким образом, способы нахождения параметров:

– мощность  $N$  — по формуле (линейная линия тренда с  $R^2 = 0,9058$ );

$$N = \frac{373,33 - k_c}{34,039}; \quad (9)$$

– производительность  $Q$  — по формуле (степенная линия тренда с  $R^2 = 0,9750$ );

$$Q(T) = 196,27 \cdot T^{-1,865}; \quad (10)$$

– работа  $A$  — графически — как площадь фигуры под графиком зависимости производительности  $Q$  от времени обработки  $T$  (см. рис. 7).

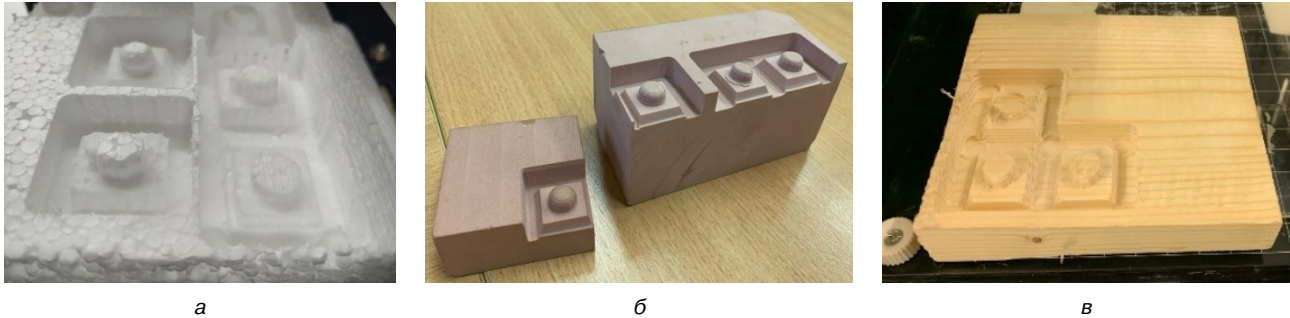
Достижение оптимальных режимов резания обеспечивается выявлением времени обработки, при которых появляется возможность приблизиться к максимальной мощности, выдаваемой станком (достижением максимума скорости движения шпинделя, выявленной экспериментально) в пределах допустимой в условиях эксперимента плавности работы системы СПИД (с учетом допущений, указанных выше).

Оптимизация режимных параметров (формула (1)) при обработке пенопласта (рис. 8, а) позволила сократить время обработки приблизительно в 1,8 раза. Отмечаем, что при максимальных параметрах РИ не успевал обрабатывать поверхности, вырывание зерен пенопласта происходило при увеличении глубины снимаемого слоя до 4 мм, однако в рамках исследования данные параметры — самые эффективные. Обработка мягкого модельного пластика (рис. 8, б) на максимальных режимах резания характеризо-



валась затруднением работы станка и интенсивным нагревом мотора привода шпинделя [9]. Для твердого модельного пластика при рекомендуемом режиме резания скорость обработки увеличилась в 2 раза при неизменном получаемом качестве, при максимальном — остановка шпинделя [16]. Обработка древесины твердой породы (рис. 8, в) производилась вдоль волокон (в отличие от однородных по структуре модельных

пластиков, где направление фрезерования не имело значения). При достижении максимального режима резания зафиксирована неравномерность обработки поверхности, РИ начинал не срезать, а вырывать волокна [17]. Наиболее характерные результаты (рис. 9), подтверждающие правильность подбора режимов, отвечающих требованиям оптимизации, получены на моделях из дерева (причина: волокнистость).



**Рис. 8.** Результат обработки: а — пенопласт; б — мягкий модельный пластик; в — древесина твердой породы  
Источник: фото Д.Г. Алленова, К.Б. Дейновой

**Figure 8.** The result of processing: а — styrofoam; б — soft modeling plastic; в — hardwood  
Source: photo by D.G. Allenov, K.B. Deinova



**Рис. 9.** Наиболее показательный результат обработки (древесина твердой породы)  
Источник: фото Д.Г. Алленова, К.Б. Дейновой

**Figure 9.** The most significant processing result (hardwood)  
Source: photo by D.G. Allenov, K.B. Deinova

## Заключение

По результату исследования представленных в пространстве Modela Player 4 типов стратегий можно утверждать: для обработки древесины лучше всего подходят стратегии «Сканирующие линии по осям  $X$ ,  $Y$ » или «Обработка только в одном направлении по осям  $X$  или  $Y$ », поскольку при расположении заготовки волок-

нами вдоль выбранной оси обработка происходит равномерно без вырывания; для модельного пластика и пенопласта при черновой обработке рекомендуется использовать стратегии «По контурным линиям (Up cut и Down Cut)» (минимальное время обработки и качественная подготовка к чистовой обработке).

Эмпирически установленные рекомендуемые режимы резания сокращают время обработки деталей в среднем на 40–50 %, не ухудшая качество обрабатываемой поверхности, при этом вывод по качеству обработки производился визуальной оценкой чистоты получаемых поверхностей (однородность получаемой поверхности, соответствие изначально заданной форме модели, отсутствие видимых дефектов и вырывания волокон (для дерева), необходимость доводки поверхностей). Следует отметить, что при превышении максимальных значений происходит остановка шпинделя из-за нехватки мощности. Номинальные значения, определенные программой, являются самыми щадящими для станка и гарантирующими работоспособность в течение гарантийного срока службы.

Оперируя трудами представленного обзора, оптимизация выполнена по таким параметрам, как максимальная производительность процесса (время обработки, отсутствие вибраций, остатков оборудования) и достижение желаемого качества обрабатываемых поверхностей. При этом в качестве параметров оптимизации приняты частота вращения шпинделя станка  $n$ , подача на зуб  $S_z$ , глубина резания  $t$ . Основные критерии оптимизации: качество обработки при визуальной оценке и сокращение времени обработки с максимальным соблюдением корректности работы — позволяют констатировать выработку направления к явной тенденции по возможному повышению производительности для обработки рассматриваемых нами материалов.

### Список литературы

1. Гавриленко Я.Н., Мозговой С.В., Павленко Д.В. Оптимизация режимов высокоскоростного фрезерования деталей из титановых сплавов // Вестник двигателестроения. 2006. № 1. С. 123–129.
2. Савилов А.В., Пятых А.С., Тимофеев С.А. Современные методы оптимизации высокопроизводительного фрезерования // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15. № 6(2). С. 476–479. EDN: SEWSON
3. Савилов А.В. Оптимизация процессов механообработки на основе модального и динамометрического анализа // Наука и технологии в промышленности. 2013. № 1–2. С. 42–46.
4. Макаров А.Д. Оптимизация процесса резания. М.: Машиностроение, 1976.
5. Зайцев А.М., Шачнев С.Ю., Грубый С.В. Оптимизация режимов резания при фрезеровании карманов обечайки с вафельной конструкцией // Космическая техника и технологии. 2020. № 3(30). С. 14–23.
6. Свирева Д.М., Сухоцкий С.А. Учебно-методическое издание «Резание материалов». Могилев: МОУ ВО «Белорусско-Российский университет», 2015. С. 24–31.
7. Галицкий П.И., Гисметулин А.Р. Оптимизация режимов резания операцией фрезерования на основании данных инженерных расчетов в системе Ansys // Ученые записки УлГУ. Сер. Математика и информационные технологии. 2019. № 1. С. 24–34.
8. Старков В.К. Физика и оптимизация резания материалов. М.: Машиностроение, 2009.
9. Roland. Поставляемое программное обеспечение URL: [https://rdm24.ru/products/dophar/detail.php?ELEMENT\\_ID=506](https://rdm24.ru/products/dophar/detail.php?ELEMENT_ID=506) (дата обращения: 15.04.2023).
10. Hanita — Тип 4003. URL: <http://t-tool.ru/catalog/tools/hanita/4003.php> (дата обращения: 15.04.2023).
11. Hanita — Тип 4001. URL: <http://t-tool.ru/catalog/tools/hanita/4001.php> (дата обращения: 15.04.2023).

12. 3D-фрезер. Институт информационных технологий. URL: <https://iit.vvsu.ru/education/base/fablab/3D%20fraser/> (дата обращения: 15.04.2023).
13. Фрезерно-гравировальный станок Roland Modela MDX-20. URL: <https://www.forsign.ru/catalog/oborudovanie/> (дата обращения: 15.04.2023).
14. Roland GP corporation. This User's Manual is intended for MDX-20 and MDX-15. USA, 2010. 72 p.
15. MDX-20 Настольная фрезерная машина и 3D сканер MODELA. URL: <http://www.juvin.ru/index.php?productID=435> (дата обращения: 15.04.2023).
16. Жуков А.Д. Деревообработка. Инструменты и оборудование. М.: Феникс, 2006.
17. Яковлев А.Д. Технология изготовления деталей из пластмасс. М.: Химия, 1977.
18. Потребляемая мощность при фрезерной обработке материалов. URL: <https://www.intuwiz.ru/calcs/mill-power.html> (дата обращения: 15.04.2023).
19. АБ универсал. Режимы обработки модельного пластика Obomodulan. URL: <http://абуниверсал.рф/equipment/consumables/oboMachining.php> (дата обращения: 15.04.2023).
20. Болсуновский С.А., Вермель В.Д., Губанов Г.А., Зиняев В.В. Оценка максимальной производительности обрабатывающего центра с ЧПУ, оснащенного интегрированным мотор-шпинделем (энергетический аспект) // Вестник двигателестроения. 2010. № 1. С. 91–95. EDN: WIYEPV

### References

1. Gavrilenko YaN., Mozgovoy SV., Pavlenko DV. Optimization of modes of high-speed milling of parts from titanium alloys. *Vestnik dvigatelestroeniya*. 2006; 1:123–129. (In Russ.)
2. Savilov AV., Pyatykh AS., Timofeev SA. The modern methods of optimization the high productive milling. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. 2013;15(6(2)):476–479. (In Russ.) EDN: SEWSON
3. Savilov AV. Optimization of machining processes based on modal and dynamometric analysis. *Science and technology in industry*. 2013;1-2:42–46. (In Russ.)
4. Makarov AD. *Optimization of the cutting process*. Moscow: Mashinostroenie Publ.; 1976. (In Russ.)
5. Zaitsev AM., Shachnev SYu., Gruby SV. Optimization of cutting conditions when milling shell pockets with a wafer structure. *Space technics and technologies*. 2020;3(30):14–23. (In Russ.)
6. Svirepa DM., Sukhotsky SA. *Educational and methodical edition «Cutting materials»*. Mogilev: IEI HE «Belarusian-Russian University»; 2015;24–31.
7. Galitskov PI., Gismetulin AR. Optimization of cutting conditions by milling operation based on engineering calculations data in the Ansys system. *Uchenye zapiski UIGU. Ser. Mathematics and Information Technology*. 2019; 1:24–34. (In Russ.)

8. Starkov VK. *Physics and optimization of cutting materials*. Moscow: Mashinostroenie; 2009. (In Russ.)
9. Roland. *Supplied software*. Available from: [https://rdm24.ru/products/dophar/detail.php?ELEMENT\\_ID=506](https://rdm24.ru/products/dophar/detail.php?ELEMENT_ID=506) (accessed: 15.04.2023)
10. Hanita — Type 4003. Available from: <http://t-tool.ru/catalog/tools/hanita/4003.php> (accessed: 15.04.2023)
11. Hanita — Type 4001. Available from: <http://t-tool.ru/catalog/tools/hanita/4001.php> (accessed: 15.04.2023)
12. 3D milling machine. Institute of Information Technologies. Available from: <https://iit.vvsu.ru/education/base/fablab/3D%20fraser/> (accessed: 15.04.2023)
13. Milling Engraving machine Roland Modela MDX-20 [cited 15 April 2023]. Available from: <https://www.forsign.ru/catalog/oborudovanie/> (accessed: 15.04.2023).
14. Roland GP corporation. *This User's Manual is intended for MDX-20 and MDX-15*. USA; 2010.
15. MDX-20 Desktop milling machine and 3D scanner MODELA. Available from: <http://www.juvin.ru/index.php?productID=435>.
16. Zhukov AD. *Woodworking. Tools and equipment*. Moscow: Phoenix; 2006. (In Russ.)
17. Yakovlev AD. *Technology for the manufacture of plastic parts*. Moscow: Chemistry; 1977. (In Russ.)
18. Power consumption during milling processing of materials. Available from: <https://www.intuwiz.ru/calcs/mill-power.html> (accessed: 15.04.2023)
19. AB universal. Processing modes of Obomodulan model plastic. Available from: <http://абуниверсал.рф/equipment/consumables/oboMachining.php> (accessed: 15.04.2023)
20. Bolsunovsky SA., Vermel VD., Gubanov GA., Zinyaev VV. Evaluation of the maximum performance of a CNC machining center equipped with an integrated motor-spindle (energy aspect). *Vestnik dvigatelestroyeniya*. 2010;1;91–95. EDN: WIYEPV.

#### Сведения об авторах

**Алленов Дмитрий Геннадьевич**, кандидат технических наук, доцент базовой кафедры машиностроительных технологий, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; eLIBRARI SPIN-код: 4589-8524; ORCID: 0000-0002-3663-1790; E-mail: [allenov-dg@rudn.ru](mailto:allenov-dg@rudn.ru)

**Яковлева Надежда Александровна**, магистрант базовой кафедры машиностроительных технологий, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; ORCID: 0009-0007-0731-7990; E-mail: [yana\\_485@mail.ru](mailto:yana_485@mail.ru)

**Дейнова Кристина Борисовна**, магистрант базовой кафедры машиностроительных технологий, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; eLIBRARI SPIN-код: 2640-1910; ORCID: 009-0002-1864-9564; E-mail: [kristina.deinova@yandex.ru](mailto:kristina.deinova@yandex.ru)

**Данилов Данила Валерьевич**, выпускник базовой кафедры машиностроительных технологий, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; ORCID: 0009-0000-2551-9034; E-mail: [1032172557@rudn.ru](mailto:1032172557@rudn.ru)

**Азанов Матвей Васильевич**, ассистент базовой кафедры энергетического машиностроения, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; eLIBRARI SPIN-код: 6483-4716; ORCID: 0000-0003-3053-9210; E-mail: [azanov-mv@rudn.ru](mailto:azanov-mv@rudn.ru)

#### About the authors

**Dmitry G. Allenov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Basic Department of Mechanical Engineering Technologies, Engineering Academy, RUDN University, Moscow, Russia; eLIBRARI SPIN-code: 4589-8524; ORCID: 0000-0002-3663-1790; E-mail: [allenov-dg@rudn.ru](mailto:allenov-dg@rudn.ru)

**Nadezhda A. Yakovleva**, Master's Student of the Basic Department of Mechanical Engineering Technologies, Engineering Academy, RUDN University, Moscow, Russia; ORCID: 0009-0007-0731-7990; E-mail: [yana\\_485@mail.ru](mailto:yana_485@mail.ru)

**Kristina B. Deinova**, Master's Student of the Basic Department of Mechanical Engineering Technologies, Engineering Academy, RUDN University, Moscow, Russia; eLIBRARI SPIN-code: 2640-1910; ORCID: 009-0002-1864-9564; E-mail: [kristina.deinova@yandex.ru](mailto:kristina.deinova@yandex.ru)

**Danila V. Danilov**, Graduate of the Basic Department of Mechanical Engineering Technologies, Engineering Academy, RUDN University, Moscow, Russia; ORCID: 0009-0000-2551-9034; E-mail: [1032172557@rudn.ru](mailto:1032172557@rudn.ru)

**Matvey V. Azanov**, Assistant at the Basic Department of Power Engineering, Engineering Academy, RUDN University, Moscow, Russia; eLIBRARI SPIN-code: 6483-4716; ORCID: 0000-0003-3053-9210; E-mail: [azanov-mv@rudn.ru](mailto:azanov-mv@rudn.ru)



DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-52-56

УДК 621.383.51

EDN: ННРНБ5

Научная статья / Research article

## Сверхтонкие высокоэффективные солнечные элементы на гетероструктурах $A^{III}B^V/Ge$ для космического применения

А.И. Никифоров<sup>✉</sup>, Н.А. Паханов<sup>✉</sup>, О.П. Пчеляков<sup>✉</sup>, А.В. Латышев<sup>✉</sup>

Институт физики полупроводников СО РАН им. А.В. Ржанова, Новосибирск, Россия

✉ nikif@isp.nsc.ru

### История статьи

Поступила в редакцию: 12 июня 2023 г.

Доработана: 15 сентября 2023 г.

Принята к публикации: 12 октября 2023 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Проведен анализ перспектив создания сверхтонких, легких и высокоэффективных солнечных элементов на гетероструктурах  $A^{III}B^V/Ge$ . Обсуждаются технологические проблемы и перспективы различных вариантов. В качестве наиболее перспективного метода предлагается использовать химическое утонение гетероструктур  $A^{III}B^V/Ge$  с применением временного технологического носителя. Выращенный на германиевой подложке солнечный элемент с контактной сеткой, просветляющим покрытием и защитным от радиации стеклом, но без тыльного металлического контакта, приклеивается лицевой стороной на технологический носитель. Далее Ge-подложка травится до нужной толщины и создается тыльный контакт, а носитель удаляется нагреванием. Данная методика позволяет утонять Ge-подложку до нескольких десятков микрон и существенно увеличить процент выхода годных приборов практически без риска разрушить гетероструктуру. Измерение вольтамперных характеристик утоненного солнечного элемента показали, что для наземного спектра значения параметров утоненного образца совпадают с исходными значениями. Напряжения холостого хода составляет 2,67 В, плотность тока 14 мА/см<sup>2</sup>. Это открывает возможность создания высокоэффективных тонких и легких солнечных элементов для космических батарей на основе массово производимых в настоящее время гетероструктур —  $A^{III}B^V/Ge$ .

**Ключевые слова:** солнечные преобразователи, гетероструктуры,  $A3B5$ , Ge, утонение

### Для цитирования

Никифоров А.И., Паханов Н.А., Пчеляков О.П., Латышев А.В. Сверхтонкие высокоэффективные солнечные элементы на гетероструктурах  $A^{III}B^V/Ge$  для космического применения // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 52–56. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-52-56>

© Никифоров А.И., Паханов Н.А., Пчеляков О.П., Латышев А.В., 2024



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

## Ultrathin High-Efficiency Solar Cells Based on A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>/Ge Heterostructures for Space Applications

Alexandr I. Nikiforov<sup>✉</sup>, Nikolai A. Pakhanov<sup>✉</sup>, Oleg P. Pchelyakov<sup>✉</sup>, Alexandr V. Latyshev<sup>✉</sup>

Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS, Novosibirsk, Russia

✉ nikif@isp.nsc.ru

### Article history

Received: June 12, 2023

Revised: September 15, 2023

Accepted: October 12, 2023

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** The analysis of the prospects for the creation of ultrathin, lightweight and highly efficient solar cells based on A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>/Ge heterostructures. Technological problems and prospects of various options are discussed. As the most promising method, it is proposed to use chemical thinning of A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>/Ge heterostructures using a temporary technological carrier. A solar cell grown on a germanium substrate with a contact grid, an antireflection coating and radiation-proof glass, but without a back metal contact, is glued face-on to a technological carrier. Next, the Ge substrate is etched to the desired thickness and a back contact is created, and the carrier is removed by heating. This technique makes it possible to thin the Ge substrate to several tens of microns and significantly increase the percentage of yield of suitable devices almost without the risk of destroying the heterostructure. Measurement of the current-voltage characteristics of a thinned solar cell showed that for the terrestrial spectrum, the values of the parameters of the thinned sample coincide with the initial values. The idling voltage is 2.67 V, the current density is 14 mA/cm<sup>2</sup>. This opens up the possibility of creating highly efficient thin and light solar cells for space batteries based on currently mass-produced heterostructures — A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>/Ge.

**Keywords:** solar converters, heterostructures, A3B5, Ge, thinning

### For citation

Nikiforov AI, Pakhanov NA, Pchelyakov OP, Latyshev AV. Ultrathin high-efficiency solar cells based on A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>/Ge heterostructures for space applications. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):52–56. (In Russ.) <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-52-56>

## Введение

В настоящее время имеется острая потребность улучшения энергомассовых характеристик солнечных батарей для космических аппаратов. Особенно важное значение эти характеристики будут иметь при построении солнечного аэрокосмического многофункционального энерго-технологического комплекса с дистанционной передачей энергии по СВЧ и лазерным каналам. Такие комплексы предполагают применение большого числа солнечных батарей с высокой мощностью генерируемой энергии.

Для решения этой задачи необходимо увеличение КПД преобразования солнечной энергии в электрическую и снижение веса солнечных элементов (СЭ). Наиболее широко используемые солнечные батареи изготавливаются на основе соединений A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>, которые обладают наибольшей эффективностью. Благодаря интен-

сивным исследованиям эффективность СЭ на A<sup>III</sup>B<sup>V</sup> непрерывно увеличивается и растет примерно на 1 абсолютный процент в год [1]. В настоящее время для космических аппаратов (КА) используются СЭ на гетероструктурах — A<sup>III</sup>B<sup>V</sup> на подложках германия с КПД около 30 %. Ожидается, что в ближайшие несколько лет эффективность солнечных батарей на соединениях A<sup>III</sup>B<sup>V</sup> для космоса может приблизиться к 40 %. Для таких батарей необходимы высокоэффективные, легкие и желательны гибкие СЭ.

### 1. Инвертированный эпитаксиальный метаморфный рост солнечных элементов

Для достижения высоких КПД необходимы новые архитектуры и качественные полупроводниковые материалы, оптимизированные по фотоэлектрическим параметрам. С этой целью разрабатываются сверхтонкие многокаскадные вы-

сокоэффективные СЭ на гетероструктурах  $A^{III}B^V$ , например InGaP/GaAs/GaInAs, получаемые инвертированным эпитаксиальным метаморфным ростом. Далее гетероструктура отделяется от подложки за счет создания в процессе роста и последующего вытравливания в HF

жертвенного слоя, который находится между подложкой и активной областью гетероструктуры. После этого гетероструктура переносится на новый легкий носитель [2]. Схематично технология отделения и переноса представлена на рис. 1.

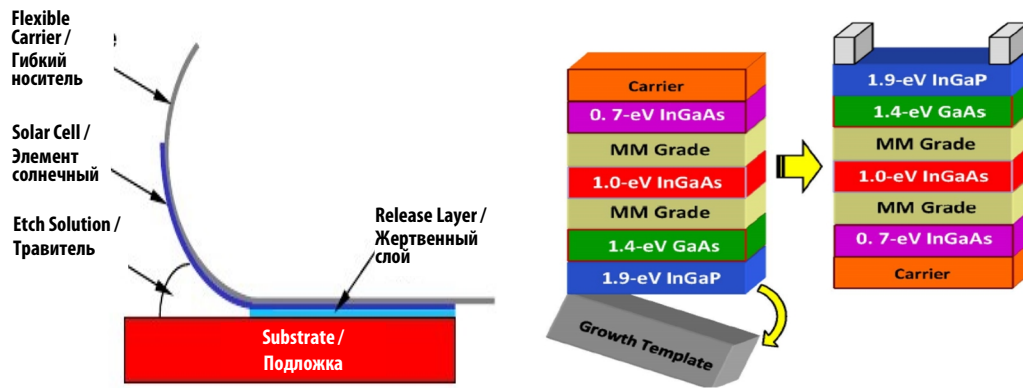


Рис. 1. Схема отделения и переноса гетероструктуры на легкий носитель для инвертированного эпитаксиального метаморфного роста [2]

Figure 1. Scheme of separation and transfer of heterostructure to a light carrier for inverted epitaxial metamorphic growth [2]

Несмотря на значительные и многолетние усилия ведущих мировых производителей производство СБ на гетероструктурах InGaP/GaAs/GaInAs довести до реальных коммерческих панелей до настоящего времени не удалось из-за сложности данной технологии. Это связано с недостатками данного метода, а именно с длительностью нахождения гетероструктуры в плавиковой кислоте (сутки и более) при вытравливании жертвенного слоя и отделении от подложки. К тому же при отделении от подложки такие сверхтонкие структуры (толщиной около 5 микрон) могут ломаться ввиду их крайней хрупкости, что снижает процент выхода годных. Положительной стороной данной технологии отделения является возможное повторное использование подложки. Недостатком является также наличие в данной архитектуре СЭ толстого укрепляющего металлического слоя (25–50 мкм), что значительно увеличивает вес элемента [2].

## 2. Утонения Ge-подложки на гетероструктурах $A^{III}B^V/Ge$

Уменьшение толщины таких СЭ до желаемых 20–50 мкм, а также дальнейшие послеростовые операции, ввиду их крайней хрупкости,

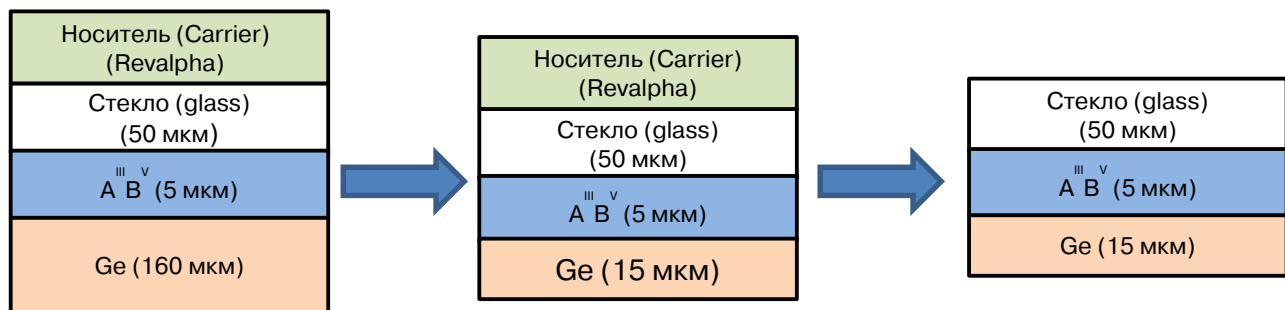
являются сложной технологической проблемой. Именно поэтому СЭ на Ge  $p-n$ -переходе имеют высокую удельную массу и поэтому их стараются заменить на СЭ, выращенные инвертированным эпитаксиальным метаморфным ростом с последующим отделением подложки. Такие тонкие и легкие СЭ толщиной до 20 мкм с удельной массой до 34 мг/см<sup>2</sup> на гетероструктуре InGaP/GaAs/Ge созданы фирмой AZUR Space Solar Power [3]. Утоненные СЭ прошли успешные летные испытания на немецком технологическом спутнике TET-1, запущенном в 2012 г. на российском носителе Союз. Наилучшую эффективность показали самые тонкие (20 мкм) СЭ. Однако технология создания таких СЭ является ноу-хау и не разглашается.

Другим, более технологичным, предложенным нами в [4] способом утонения Ge-подложки на гетероструктурах  $A^{III}B^V/Ge$  до толщин 20 мкм является химическое травление германия с применением временного химически стойкого технологического носителя (рис. 2). Как показано в [3], такой толщины вполне достаточно для полноценной работы Ge-каскада. Это позволяет уменьшить удельную массу СЭ на 70–80 % [3]. Наиболее удобным технологическим носителем является REVALPHA [5]. С одной стороны, он

имеет клеевой слой, который очень удобно наносится на СЭ, а также просто удаляется при нагревании до определенной заданной температуры: 90, 120, 150 или 170 °С.

Технология утонения германиевой подложки с использованием технологического носителя заключается в следующем: выращенный на германиевой подложке СЭ с контактной сеткой, просветляющим покрытием и защитным от радиации стеклом, но без тыльного металлического контакта, приклеивается лицевой стороной

(защитным стеклом) на технологический носитель. Таким образом получается достаточно прочная конструкция, опирающаяся на стекло (толщина 100 мкм) плюс REVALPHA (толщина 100–180 мкм), что позволяет проводить все дальнейшие операции практически без риска разрушить ГС. Далее Ge подложка травится до нужной толщины (при этом планарная сторона защищена технологическим носителем). Затем создается тыльный контакт и носитель легко и чисто удаляется нагреванием [6].



**Рис. 2.** Схема методики утонения подложки СЭ с использованием технологического носителя [4]  
**Figure 2.** Scheme of the technique for refining the substrate of a solar cell using a technological carrier [4]

Апробация данной методики проводилась на СЭ с защитным стеклом и коварными контактами. Начальная толщина германиевого слоя составляла 180 мкм, конечная 50 мкм. При этом удельная масса уменьшилась с 116 мг/см<sup>2</sup> до 63 мг/см<sup>2</sup>. Травление проводилось в растворе H<sub>3</sub>PO<sub>4</sub>-H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>-H<sub>2</sub>O [6] в течение 180 минут после шлифовывания многослойного тыльного контакта. Новый контакт создавался напылением сплошного слоя индия толщиной один микрон. Далее СЭ приклеивался проводящим эпоксидным клеем к металлизированному In углепластику. Верхний контакт изолирован.

Измерение вольтамперных характеристик утоненного солнечного элемента показало, что для наземного спектра (AM1.5D — 1000 Вт/м<sup>2</sup>) значения параметров утоненного образца совпадают со штатными значениями исходных СЭ InGaP/GaInAs/Ge. Они составляют: напряжение холостого хода  $V_{oc} = 2,66718$  В, плотность тока  $J_{oc} = 0,014$  А/см<sup>2</sup>. Несколько ниже ожидаемой оказалась эффективность  $E_{eff} = 28,7$  %, что, скорее всего, связано с возникновением дефектов при шлифовывании металла тыльного контакта. Понятно, что в реальной технологической

цепочке нанесение тыльного контакта до травления исключается.

Большие перспективы представляет использование предлагаемых сверхтонких СЭ совместно с разработанными в России предприятиями НПП «Технология» и НПП «ТАИС» сверхлегкими углепластиковыми каркасами для солнечных батарей с удельной массой 0,5 кг/м<sup>2</sup>. В этом случае результирующая удельная масса солнечных батарей может быть уменьшена до рекордно низкой величины — 1 кг/см<sup>2</sup>. Особенно важно, что такой тип панелей может обеспечить гораздо более плотную упаковку СЭ, увеличить площадь и, следовательно, мощность при сохранении веса солнечных батарей.

## Заключение

Таким образом, технология химического утонения подложки открывает дополнительную возможность создания высокоэффективных тонких и легких СЭ на массово производимых в настоящее время гетероструктурах — A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>/Ge, с высоким процентом выхода годных СЭ, а также удобного способа их переноса на постоянный

гибкий легкий носитель. При этом эффективность таких СЭ в перспективе не должна уступать исходному солнечному элементу на обычной подложке.

### Список литературы

1. Bett A.W., Philipps S.P., Essig S., Heckelmann S., Kellenbenz R., Klinger V., Bach M.G., Lackner D., Frank D. Overview about technology perspectives for high efficiency solar cells for space and terrestrial applications // 28th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition., Paris, France, 2013. <https://doi.org/10.4229/28thEUPVSEC2013-1AP.1.1>
2. Youtsey C., Adams J., Chan R., Elarde V., Hillier G., Osowski M., McCallum D., Miyamoto H., Pan N., Stender C., Tatavarti R., Tuminello F., Wibowo A. Epitaxial Lift-Off of Large-Area GaAs Thin-Film Multi-Junction Solar Cells // CS MANTECH Conference, April 23rd — 26th, 2012, Boston, Massachusetts, USA, 2012.
3. Strobl G.F.X., Ebel L., Fuhrmann D. et al. Development of lightweight space solar cells with 30% efficiency at end-of-life // IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference (PVSC). Denver, CO, USA, 2014. P. 3595–3600. <https://doi.org/10.1109/PVSC.2014.6924884>
4. Паханов Н.А., Пчеляков О.П., Владимиров В.М. Сверхтонкие солнечные элементы на гетероструктурах АІІВV/Ge // Автометрия. 2017. Т. 53. № 6. С. 106–110. <https://doi.org/10.15372/AUT20170613>
5. Nitto Denko Corporation. Press Release. URL: <https://www.nitto.com/eu/en/press/2017/> (дата обращения: 15.04.2023).

### Сведения об авторах

**Никифоров Александр Иванович**, доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией, Институт физики полупроводников СО РАН им. А.В. Ржанова, Новосибирск, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 6815-6777; ORCID: 0000-0003-0583-0508; E-mail: [nikif@isp.nsc.ru](mailto:nikif@isp.nsc.ru)

**Паханов Николай Андреевич**, кандидат физико-математических наук, ведущий инженер, Институт физики полупроводников СО РАН им. А.В. Ржанова, Новосибирск, Россия; AuthorID: 164581; ORCID: 0000-0002-3999-5231; E-mail: [pakhanov@isp.nsc.ru](mailto:pakhanov@isp.nsc.ru)

**Пчеляков Олег Петрович**, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом, Институт физики полупроводников СО РАН им. А.В. Ржанова, Новосибирск, Россия; ORCID: 0000-0003-0520-5905; E-mail: [pch@isp.nsc.ru](mailto:pch@isp.nsc.ru)

**Латышев Александр Васильевич**, доктор физико-математических наук, академик РАН, директор, Институт физики полупроводников СО РАН им. А.В. Ржанова, Новосибирск, Россия; AuthorID: 164581; ORCID: 0000-0002-4016-593X; E-mail: [latyshev@isp.nsc.ru](mailto:latyshev@isp.nsc.ru)

### About the authors

**Alexandr I. Nikiforov**, Doctor of Physics and Mathematics Sciences, Head of Laboratory, Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS, Novosibirsk, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 6815-6777; ORCID: 0000-0003-0583-0508; E-mail: [nikif@isp.nsc.ru](mailto:nikif@isp.nsc.ru)

**Nikolai A. Pakhanov**, Candidate of Physics and Mathematics Sciences, Leading Engineer, Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS, Novosibirsk, Russia; AuthorID: 164581; ORCID: 0000-0002-3999-5231; E-mail: [pakhanov@isp.nsc.ru](mailto:pakhanov@isp.nsc.ru)

**Oleg P. Pchelyakov**, Doctor of Physics and Mathematics Sciences, Professor, Head of Department, Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS, Novosibirsk, Russia; AuthorID: 274; ORCID: 0000-0003-0520-5905; E-mail: [pch@isp.nsc.ru](mailto:pch@isp.nsc.ru)

**Alexandr V. Latyshev**, Doctor of Physics and Mathematics Sciences, RAS Academician, Director, Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS, Novosibirsk, Russia; AuthorID: 164581; ORCID: 0000-0002-4016-593X; E-mail: [latyshev@isp.nsc.ru](mailto:latyshev@isp.nsc.ru)

6. Kagawa S., Mikawa T., Kaneda T. Chemical Etching of Germanium with H<sub>3</sub>PO<sub>4</sub>-H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>-H<sub>2</sub>O Solution // Japanese Journal of Applied Physics. 1982. Vol. 21 (11R). <https://doi.org/10.1143/JJAP.21.1616>

### References

1. Bett A.W., Philipps S.P., Essig S. et al. Overview about technology perspectives for high efficiency solar cells for space and terrestrial applications. *28th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition.*, Paris, France, 2013. <https://doi.org/10.4229/28thEUPVSEC2013-1AP.1.1>
2. Youtsey C., Adams J., Chan R. et al. Epitaxial Lift-Off of Large-Area GaAs Thin-Film Multi-Junction Solar Cell. // CS MANTECH Conference, April 23rd — 26th, 2012, Boston, Massachusetts, USA.
3. Strobl GFX, Ebel L, Fuhrmann D. et al. Development of lightweight space solar cells with 30 % efficiency at end-of-life. *IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference (PVSC)*. Denver, CO, USA, 2014:3595–3600. <https://doi.org/10.1109/PVSC.2014.6924884>
4. Pakhanov NA, Pchelyakov OP, Vladimirov VM. Superthin solar cells based on A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>/ Ge heterostructures. *Avtometriya*. 2017;6:106–110. (In Russ.) <https://doi.org/10.15372/AUT20170613>
5. Nitto Denko Corporation. Press Release. Available from: <https://www.nitto.com/eu/en/press/2017/> (accessed: 10.04.2023)
6. Kagawa S, Mikawa T, Kaneda T. Chemical Etching of Germanium with H<sub>3</sub>PO<sub>4</sub>-H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>-H<sub>2</sub>O Solution. *Japanese Journal of Applied Physics*. 1982;21(11R):1616. <https://doi.org/10.1143/JJAP.21.1616>





DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-57-74

UDC 681.586

EDN: DZDZTS

Review / Обзор

## Optimizing MEMS-based Navigation Sensors for Aerospace Vehicles

Ali Alizadeh<sup>a,b</sup>✉, Olga A. Saltykova<sup>a</sup>, Alireza B. Novinzadeh<sup>b</sup>

<sup>a</sup>RUDN University, Moscow, Russia

<sup>b</sup>K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

✉ ali.rim.alizadeh@gmail.com

### Article history

Received: September 21, 2023

Revised: December 4, 2023

Accepted: December 12, 2023

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** This comprehensive study delves deeply into the intricate domain of optimizing Micro-electromechanical Systems (MEMS)-based navigation sensors for aerospace vehicles. It entails a meticulous examination of MEMS sensors, focusing on their role in guidance, navigation, and control, with particular emphasis on MEMS inertial sensors and crucial performance metrics. The study investigates a spectrum of techniques for sensor optimization, including strategies for enhancing fabrication and production through smart structures and mathematical modeling. Additionally, it explores methodologies and mechanisms for improving navigation sensor fabrication, along with the incorporation of optimizer techniques to manage computational complexities effectively. The key findings underscore the challenges tied to material selection and structural intricacies in optimizing these sensors for aerospace applications. Integration of sensors into integrated circuits, development of advanced mathematical models, and harmonization with artificial intelligence algorithms are vital for boosting sensor performance, while calibration and error mitigation during user deployment are essential. Furthermore, the study underscores the imperative for addressing limitations in sensor accuracy and precision through refined calibration mechanisms and error correction processes. The trajectory for future research involves advancing material selection, mathematical models, and innovative calibration techniques to comprehensively enhance sensor performance and reliability in aerospace applications.

**Keywords:** performance metrics, calibration, inertial sensors, Artificial Intelligence, mathematical modeling, smart structures

### For citation

Alizadeh A., Saltykova O.A., Novinzadeh A.B. Optimizing MEMS-based navigation sensors for aerospace vehicles. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):57–74. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-57-74>



## Оптимизация навигационных сенсоров на основе МЭМС для аэрокосмических транспортных средств

А. Ализадеh<sup>a,b</sup>✉, О.А. Салтыкова<sup>a</sup>, А.Б. Новинзадеh<sup>b</sup>

<sup>a</sup> Российский университет дружбы народов, Москва, Россия

<sup>b</sup> Технологический университет имени К.Н. Туси, Тегеран, Иран

✉ ali.rim.alizadeh@gmail.com

### История статьи

Поступила в редакцию: 21 сентября 2023 г.

Доработана: 4 декабря 2023 г.

Принята к публикации: 12 декабря 2023 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Проведен анализ исследований, посвященных оптимизации навигационных датчиков, выполненных на основе микроэлектромеханических систем (МЭМС) для аэрокосмических транспортных средств. Рассмотрены МЭМС-датчики, их задачи в управлении, навигации и контроле, особенности инерционных МЭМС-датчиков и важные показатели их производительности. Исследован широкий спектр методов оптимизации датчиков, включая стратегии улучшения производства, изготовления через смарт-структуры и математическое моделирование. Исследованы методология и механизмы улучшения производства навигационных датчиков, а также внедрение методов оптимизации для эффективного управления вычислительными сложностями алгоритмов. Основные результаты подчеркивают вызовы, связанные с выбором материалов и структурными сложностями при оптимизации МЭМС-датчиков для аэрокосмических задач. Интеграция датчиков в интегральные схемы, разработка продвинутых математических моделей и согласование с алгоритмами искусственного интеллекта необходимы для повышения производительности датчиков. Калибровка и устранение ошибок при развертывании датчиков пользователем являются обязательными этапами их внедрения. В работе подчеркивается необходимость нахождения способов для снятия ограничений по точности и прецизионности датчиков путем совершенствования механизмов калибровки и процессов коррекции ошибок. Сделан вывод о том, что направления дальнейших исследований лежат в области разработки новых материалов, построения более точных математических моделей и применения инновационных методов калибровки для всестороннего улучшения производительности и надежности МЭМС-датчиков в аэрокосмических приложениях.

**Ключевые слова:** показатели производительности, калибровка, инерционные датчики, искусственный интеллект, математическое моделирование, интеллектуальные конструкции

### Для цитирования

Alizadeh A., Saltykova O.A., Novinzadeh A.B. Optimizing MEMS-based navigation sensors for aerospace vehicles // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 57–74. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-57-74>

### Introduction

The use of microelectromechanical systems (MEMS) in space applications has shown potential to revolutionize future spacecraft systems, which is why careful attention to material selection is always required. Technology Readiness Levels (TRLs) are

a method for estimating the maturity of MEMS-based devices offer miniaturization advantages [1]. MEMS technology offers miniaturization advantages but packaging and testing remain significant challenges that account for a major part of the final cost of MEMS devices [2].

MEMS-based devices offer a promising solution for navigation systems of autonomous aerospace vehicles. However, the performance of sensitive MEMS devices, such as magnetometers, can be significantly affected by the test environment (factors such as electrical activity and ferrous materials), which affects the magnetometer output [3]. Thus, thermal engineers and guidance, navigation, and control (GN&C) engineers have considered both the benefits and challenges when dealing with MEMS technology in space [4]. A potential approach suggested by researchers is topology optimization, which divides MEMS structures into elements and assigns a design variable to each one to determine optimal material distribution [5]. On the other hand [6], emphasized the significance of MEMS features in achieving low mass and high reliability in aerospace systems, as the current industry standard for launching a satellite into low-Earth orbit (LEO) stands at roughly \$5,000 per kilogram.

MEMS navigation sensors have gained attention from aerospace engineers and a wide range of users due to their compact size, lightweight, and cost-effectiveness [7]. These sensors have great potential for integration with space instruments and find widespread applications in aviation [8–10]. Their small dimensions and affordable manufacturing make them highly desirable for aerospace-related purposes, leading to a steady increase in global market demand [11].

In recent years, there has been increased interest in MEMS Inertial Measurement Units (IMUs) due to their small size and low cost. IMUs are used to obtain navigation data when GPS signal-unavailable environments or electronic interference are present. However, a major disadvantage of IMUs has been the accumulated error when integrating them with navigation equations alone to find the position [12]. To improve the accuracy of

navigation data, various IMU sensors, consisting of accelerometers and gyroscopes, are assembled together into a printed circuit board known as the IMU Cluster that calibration process is needed to optimize the systematic errors [13].

This review will examine topology optimization techniques as potential solutions for the design and material distribution optimization challenges encountered in MEMS navigation sensors. By addressing these advancements and challenges, this review aims to offer valuable insights to researchers, engineers, and industry professionals, fostering progress and innovation in MEMS-based navigation systems across various applications.

### 1. MEMS in Guidance, Navigation and Control

MEMS technology involves micromachining silicon to create micron-scale structures such as cantilevers, free-standing bridges, membranes, and channels, which are then combined with microelectronics fabrication methodology and technology to produce miniature systems that integrate electronics with sensors, transducers, and actuators. MEMS devices have potential applications in spacecraft GN&C systems for navigational functions. As shown in Table 1 [4] the essential functional elements of a spacecraft GN&C system are sensors, processors, and actuators, and MEMS technology can be used to develop miniaturized sensing and control devices, including accelerometers, gyroscopes, star trackers, sun sensors, magnetometers, reaction wheels, and thrusters. MEMS technology for space can be categorized into various areas, such as inertial navigation, RF switches, and variable capacitors. However, reliability is a crucial concern for space hardware due to radiation, thermal cycling, thermal shocks, vibration, and mechanical shock [14; 15].

Table 1

**Typical Spacecraft GN&C Attitude Sensing and Control Devices**

Attitude Sensing Devices	Navigation Sensing Devices	Attitude Control Actuation Devices
Sun sensors		Thrusters
Earth sensors		Magnetic torquers
Horizon sensors	IMU and IMMU <sup>*</sup>	Antenna pointing gimbals
Gyroscopes	Gyroscopes	Momentum wheels
Accelerometers	Accelerometers	Reaction wheels
Magnetometers	Magnetometers	Control moment gyros
Fine guidance sensors		Solar array drives

<sup>\*</sup> Note. When magnetometers are combined to accelerometers and gyroscopes, IMUs are referred to as IMMUs.

### 1.1. Current Types of MEMS Sensors in Aerospace Navigation

#### 1.1.1. MEMS inertial sensors

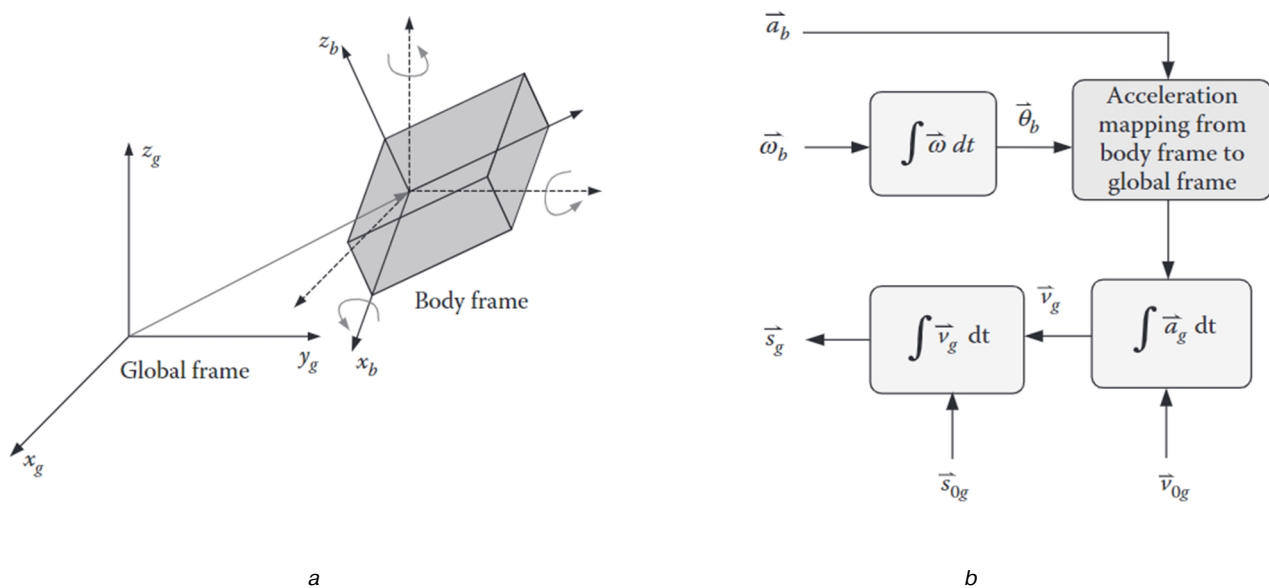
The use of Inertial Measurement Units (IMUs) has been integral to navigation and guidance systems in aerospace and military applications. Traditionally, IMUs consisted of three accelerometers and three gyroscopes to sense linear accelerations and angular velocities. However, advancements in Micro-Electro-Mechanical Systems (MEMS) technology have resulted in the development of new low-power wireless transceiver-based applications, leading to smaller, more cost-effective IMUs. These IMUs are implemented as strap-down systems and offer advantages over traditional IMUs, including higher accuracy and lower power consumption. As can be seen in Figure 1 by measuring local angular velocity and linear acceleration, it is possible to determine the moving displacement or absolute position in the global inertial reference frame [16].

MEMS IMMU technology is a critical component in modern aerospace and defense systems, providing precise positioning, velocity, and orientation data crucial for safe and reliable navigation.

Furthermore, recent research has shown the potential for MEMS IMUs to improve safety and mobility during space missions through the development of highly accurate gait detection algorithms for various positions of the human body [17–19]. This technology could be integrated into astronaut clothing, providing real-time feedback on movement and position.

#### 1.1.2. Performance Metrics

To ensure cost-effectiveness, reliability, and safety, stable MEMS performance is necessary throughout its life cycle [20]. Achieving high sensitivity and accurate modeling of the sensors is crucial. The harsh environment of aerospace applications requires specialized designs and modeling techniques, such as micro-dampers and protective materials, to withstand conditions like vibrations, shocks, temperature gradients, and fluids. Additionally, compliance with export control regulations and aeronautics development standards and processes is essential, which may involve incorporating anti-proliferation devices and technologies. Table 2 shows the necessary requirements for performance of some prevalent navigation sensors [21].



**Figure 1.** Global Positioning via Local Angular Velocity and Linear Acceleration Measurements. The inertial navigation basic: a — strap-down systems; b — position calculation

Source: made by the Iniewski et al [16]

Table 2

MEMS for Aerospace Navigations; Standards and Performance

Gyroscope	Accelerometers	IMU
Q factor > 100000	Measurement Range, Bandwidth: > 100 g, 500 Hz	Volume: 150 cm <sup>3</sup>
Bias stability: 1,30/h drift rate < 5°/h	Bias Accuracy of 50µg to 1 mg	Power Consumption: < 3W
Range of Allan Variance of Walk obtained on Rate Gyros: $0. \frac{13}{0} h$	Scale Factor Error of 300 ppm to 1000 ppm	MTBF: 100000 FH

Note. The performance metrics of navigation sensors vary for each mission. Therefore, Table 2 specifies the minimum requirements for sensors when performing a simple mission in the aerospace field. To achieve detailed data about Characterization of Inertial Measurement Units under Environmental Stress Screening, refer to the studies of Capriglione et al [22]. For more study, Liu et al [23], and have referred to exact performance metrics of magnetometer.

## 2. Techniques for Optimizing MEMS-Based Navigation Sensors and Solutions

### 2.1. Fabrication and Production Optimization

Fabrication optimizing methodologies are divided into two main parts:

- selection of *Smart Structure (Materials)*;
- development of *Mathematical Models* for modeling and analysis purposes.

#### 2.1.1. Smart Structure

Smart technology has been extensively employed across science and engineering fields, offering immense potential for highly significant applications. It has successfully addressed challenges in aerospace and electronics through the utilization of innovative materials with electromechanical/magneto mechanical coupling capabilities. These materials have enabled the conversion of energy from one form to another, thereby facilitating the development of sensors and actuators from the same substances. A control mechanism integrated into the system has responded to sensor signals, determining the appropriate actions of the actuators. Researchers worldwide have devised methods to incorporate these components, introducing smartness into systems. Initially, this technology was applied in larger systems, but there has been a growing focus on miniaturization, particularly with the rise of microelectromechanical systems (MEMS), driven by the need for lightweight designs. The engineering of smart systems and MEMS has involved multidisciplinary

research and has presented numerous technological challenges. As smart systems technology has expanded into various disciplines, there has been a crucial and timely need to consolidate technological advancements in specific areas, providing valuable insights for practicing researchers in science and engineering who are interested in potential applications of this technology [24; 25].

#### 2.1.2. Mathematical Modeling

In mathematical modeling, the governing differential equation of a system is essential. There are two methods to achieve this. The first method involves isolating a small block from the continuum system, analyzing the 3-D state of stress on the block, and writing the equilibrium equation to obtain the governing equation. Approximations in lower dimensions can be derived from the 3-D equations by converting stresses into stress resultants. This method, known as the Theory of Elasticity, involves dealing with tensors and vectors. An alternative approach is the energy method, where minimizing the energy functional yields the desired governing equations and their associated boundary conditions. This method is widely used in discrete modeling techniques. The Finite Element Method (FEM) is extensively used for analyzing smart structures, but it may become computationally prohibitive for certain scenarios such as high-frequency loads or Structural Health Monitoring (SHM) in composites. In such cases, wave-based techniques are employed [26; 27].

**2.2. Review of Navigation Sensors Fabrication Optimizing Methodologies and Mechanisms**

In order to enhance the structural optimization of micro-electromechanical devices and select materials that effectively increase optimization parameters such as construction costs, production efficiency, and performance, it is imperative to establish a fundamental framework that serves as a basis for relevant research and provides general principles. Consequently, Varadan et al. [26], have addressed these fundamental principles and their design calculations. However, unlike the compilation of materials by Nithtianov et al. [28], specific optimization solutions have not been discussed. Instead, their work serves as a comprehensive reference for reviewing general principles and the fundamental concept of utilizing smart materials alongside their mathematical modeling.

Ananthasuresh’s research provides a comprehensive overview of MEMS design concepts, focusing on system-level synthesis methodology for modifying sensor structure topology. The study emphasizes automating design processes for fixed MEMS transducer topologies, involving identifying design variables, establishing constraints (as shown in Table 3), and formulating a mixed-integer non-linear optimization problem. The optimization problems are solved through a sequence of linearized sub-problems using sensitivity information. These large-scale problems involve thousands to millions of design variables and relatively few constraints. Clearly in Figure 2, the geometrical parameters and other details of Table 3 are shown. Various

methods, such as Optimality Criteria, Sequential Linear Programming, and the Method of Moving Asymptotes (MMA), are employed to solve these optimization problems, with MMA being popular for advanced topology optimization. Quadratic programming methods are not used due to their high computational cost. The solutions to these problems are mesh-dependent and non-unique, but schemes can be implemented to ensure well-posed problems, such as modifying sensitivities within a fixed radius of the element [29]

$$\frac{\partial \widehat{E_{pqrs}^H}}{\partial \rho_k} = \frac{1}{\rho_k \sum_{i=1}^n \widehat{H}_i} \sum_{i=1}^n \widehat{H}_i \rho_i \frac{\partial E_{pqrs}^H}{\partial \rho_i}. \tag{1}$$

Where the *mesh-independent* convolution operator (weight factor)  $\widehat{H}_i$  is written as:

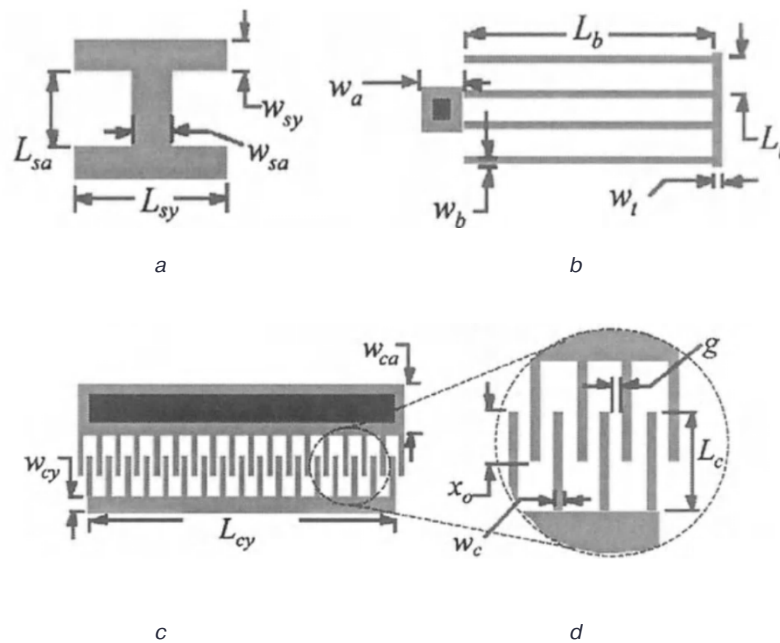
$$\widehat{H}_i = r_{min} - dist(k, i) \\ \{i \in N \mid dist(k, i) \leq r_{min}\}, k = 1, \dots, N. \tag{2}$$

In this expression, the operator  $dist(k, i)$  is defined as the distance between the center of the element  $k$  and the center of an element  $i$ . The convolution operator  $\widehat{H}_i$  is zero outside the filter area. The convolution operator for element  $i$  is seen to decay linearly with the distance from element  $k$ . It is worthwhile noting that the sensitivity converges to the original sensitivity when the filter radius  $r_{min}$  approaches zero and that all sensitivities will be equal (resulting in an even distribution of material) when  $r_{min}$  approaches infinity [29].

Table 3

**Geometric Constraints**

Constraint Description	Expression	Min [ $\mu m$ ]	Max [ $\mu m$ ]
Actuator length	$L_{cy} + 2g + 2w_c$	0	700
Comb-fill	$(2N + 1)w_c + 2Ng - L_{cy}$	700	0
Flexure length	$L_{sy} + 2L_b + 2w_t$	0	700
Total resonator width	$3L_t + w_{sy} + 4L_c - 2x_o + 2w_{cy} + 2w_{cg}$	0	700
Comb clearance during motion	$L_c - (x_o + x_{disp})$	4	200
Minimum comb overlap	$x_o - x_{disp}$	4	200
Shuttle clearance during motion	$L_t - x_{disp} - \frac{w_{sy} + w_b}{2}$	4	200
Shuttle gap in y	$\frac{L_{sy} - 2w_{bg} + w_{sg}}{2}$	2	200



**Figure 2.** Geometrical parameters and dimensions of the micro resonator elements (sensors):  
 a — shuttle mass; b — folded-flexure; c — comb drive with  $N$  movable 'rotor' fingers;  
 d — close-up view of comb fingers  
 Source: made by the Ananthasuresh [29]

As part of the investigation into the proposed constraints in design and synthesis, Kläui [30] conducted a comprehensive exploration of geometrically confined domain walls, employing a range of magnetometry and imaging techniques. The research encompassed the examination of spin structures, phase diagrams, thermal excitations, stray fields, and magnetic dipolar coupling. However, to enhance the scientific rigor and reliability of the findings, further details regarding the methodological aspects, including experimental setups, sample preparation, and measurement protocols, are required. Additionally, a more comprehensive data analysis would be beneficial.

Compliant mechanisms overcome challenges faced by traditional rigid-body mechanisms, such as backlash, wear, and increased part count. They utilize single-piece flexible structures for force and motion transmission, resulting in dimensions and cost savings in MEMS fabrication. According to the studies conducted by Shuib et al. [31], there are two common approaches for designing compliant mechanisms that include the kinematics-based approach, which represents compliant segments as rigid links with added torsional springs, and the

structural optimization-based of approach, which focuses on determining the topology, shape, and size of the compliant mechanism through numerical methods like topology optimization. While compliant mechanisms offer benefits, their design and analysis still pose challenges, including the lack of formal synthesis methods and the complexity of determining force-deflection relationships and optimizing design variables that further research is needed to enhance their effectiveness.

The silicon accelerometer utilizes piezoresistive techniques to convert mechanical motion into an electrical signal. It consists of a silicon base, double cantilever beams, and piezo resistors. Kal and Das [32], explain well this accelerometer achieves a range of  $\pm 13$  g with low off-axis acceleration, high resolution, and linearity. this design specifically suggested for aircraft motion sensing in avionics. they stated, the quartz double-ended tuning fork (DETF) accelerometer is qualified for space applications. In completing this research process, Liu et al. [33], focused on a robust optimum design of shape and size for an accelerometer fabricated by silicon micromachining technology is proposed to minimize the effect of

variations from micro fabrication without a preliminary assumption on the probabilistic distributions. The sensitivity analysis technology is employed to reduce design space and to find the key parameters that have greatest influence on the accelerometer. Then, the constraint conditions and objective functions for robust optimization and the corresponding mathematical model are presented.

The unit stiffness sensitivity of the spring beams should be equal to the unit mass sensitivity of the detecting mass:

$$\left\{ \begin{array}{l} h(x) = \left( \frac{\partial k}{\partial \zeta} \right) \Big|_{\zeta=0} = \left( \frac{\partial m}{\partial \zeta} \right) \Big|_{\zeta=0} \leq h_0(x) \\ \\ \text{Max } k(\mathbf{X}), \text{Min } S_c(\mathbf{X}): \\ \\ \text{Max } f(x) = a \cdot \frac{1}{S_c} + b \cdot k \end{array} \right.$$

For this purpose, the unit stiffness sensitivity of the spring beams should be equal to the unit mass sensitivity of the detecting mass. where  $\zeta$  is a random variable;  $k$  is the stiffness of the spring beam;  $m$  is the mass the detecting mass;  $h_0(x)$  is the initial value of the robust constraints.  $\text{Max } k(\mathbf{X})$ ,

$\text{Min } S_c(\mathbf{X})$  are Maximum and minimum fabrication errors influence on the performance of the accelerometer and  $\text{Max } f(x)$ , is objective function. This formulation is practically applicable since no statistical information on the uncertainties is required during the process of the robust optimal analysis in advance. Considering that the magnitude of fabrication errors and uncertainties in an accelerometer structure are comparatively large, the present robust optimal design method can be valuable for practical accelerometer design.

The optimization problem is solved by the Multiple-island Genetic Algorithm is employed to solve the optimization problem, and the results are shown in Table 4.

A design methodology for optimizing MEMS impedance matching networks based on the uniformity of the Smith chart coverage is presented by Domingue et al. [34], that approach is validated through a comparison between traditional coplanar waveguide (CPW) designs and improved designs using a slow-wave (SW) structure. The proposed reconfigurable impedance matching network based on distributed MEMS transmission line (DMTL) coupled with the SW structure achieves a 25 % reduction in physical length compared to traditional DMTL. In this regard, a better view of the results of this study are shown in Figure 3.

Table 4

**Results of Robust Optimization**

Description	Symbols	Initial design	Optimum design
Design variables (mm)	$x_1$	8	8.774876
	$x_2$	5	4.485502
	$x_3$	1.5	1.567798
	$x_4$	0.8	0.847795
	$x_5$	0.4	0.379551
	$x_6$	1.5	1.592313
1st-order natural frequency (Hz)	$f_1$	25.1349	22.489963
2st-order natural frequency (Hz)	$f_2$	40.1076	39.126760
Frequency difference (Hz)	$f$	15	16.636797
Sensitivity of detecting capacitance	$k$	2.5947e-12	3.16742e-12
Robust constraints	$h(x)$	1.3056e13	1.0914e13

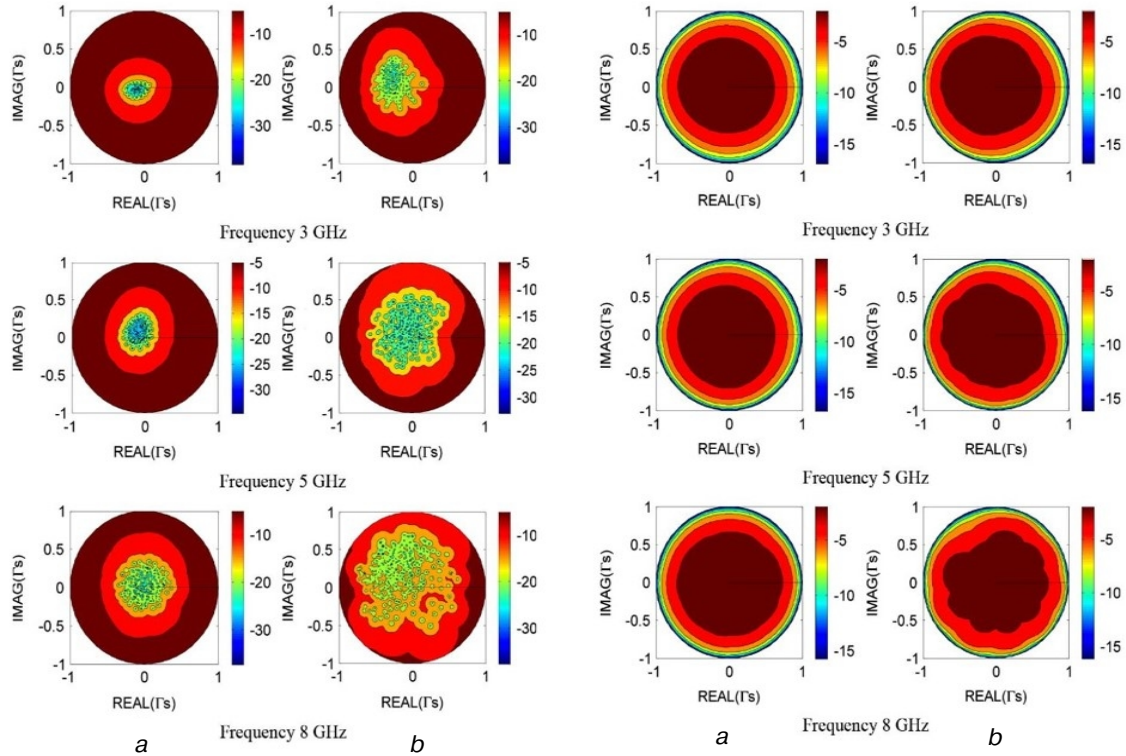
A team of researchers [35], proposed a methodology for determining true chaos in distributed mechanical systems. It focuses on a beam structure with contact interaction, modeling nonlinearity using the Cantor model. The problem is formulated using partial differential equations and solved as an ordinary differential equation system using finite

differences and Runge — Kutta methods. The analysis includes nonlinear dynamics methods and the qualitative theory of differential equations. The study confirms the existence of chaotic behavior, synchronization of oscillations, and the convergence of results through signal analysis as shown in Figure 4. Parameter values and methods for reliability and



validity are established. The findings emphasize the importance of considering nonlinearities, and a comparison between linear and nonlinear problems

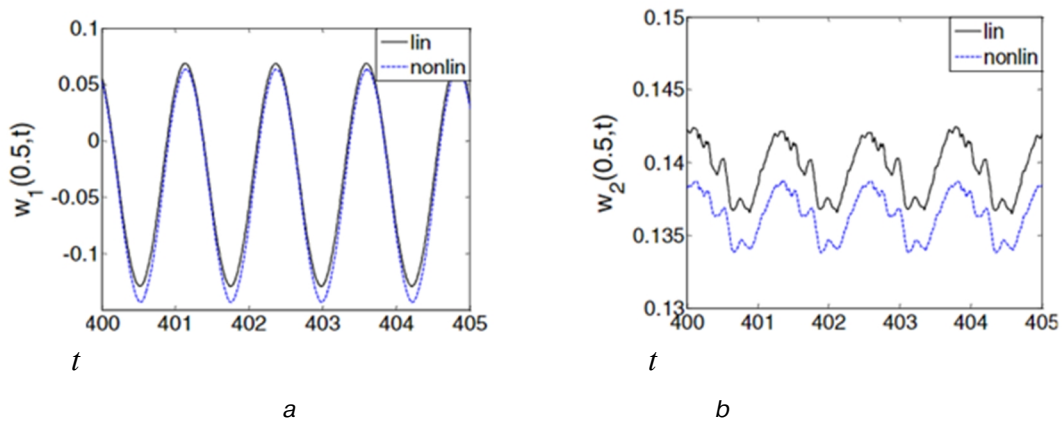
with contact interaction reveals reduced chaoticization through increased equations and regularization of oscillations.



**Figure 3.** Measured return loss performance and Measured power transfer performance:

From left-side: Measured return loss performance over the gamma plane for the fabricated designs (in decibels): *a* — CPW design; *b* — SW design.  
 From right-side: Measured power transfer performance over the gamma plane for the fabricated designs (in decibels): *a* — CPW design; *b* — SW design

Source: made by the Domingue et al. [34]



**Figure 4.** Comparison of beam signals. Beam signals, with and without geometric nonlinearity:  
*a* — Beam 1; *b* — Beam 2

Source: made by the Krysko et al. [35]

The recent research of Nguyen, Saltykova and Krysko [36], focused on analyzing the nonlinear dynamics of MEMS cantilever beams using mathematical models and the finite element method with the ANSYS software package. The researchers investigated the dependence of vibration characteristics on geometric parameters and considered spatial vibrations in a 3D space. The study presented results such as time signals, phase portraits, wavelet spectra, and Fourier spectra. The advantage of using the finite element method is its ability to capture complex geometries and nonlinear behavior accurately. However, the explicit integration method, specifically the Euler method, employed for solving the problem has limitations in terms of stability and accuracy, especially for long-term simulations. The research highlights the importance of considering spatial vibrations and provides insights into the effects of beam geometry on vibration amplitudes and frequencies. Overall, the research contributes to the understanding of MEMS cantilever beam dynamics but could benefit from more advanced numerical integration techniques to improve accuracy and stability in long-duration simulations.

The main purpose of the investigated methodologies for fabrication on the surface of the smart material or the desired semiconductor is to check the possibility of reducing the dimensions of the desired sensor IC, and the proposed calculations and

modeling are more focused on the manufacturing accuracy. Scientists [28], mentioned this issue in the review of the presented equations and modeling that mechanical sensitivity in the event of unmatched modes is significantly decreased since the quality factor of the sense mode is no longer fully exploited. In particular, for the range  $\frac{f_s}{2Q_s} < \Delta f < f_s$  the mechanical sensitivity for the unmatched frequency condition can be expressed as:

$$\frac{\Delta C_D}{\Delta \Omega} \Big|_{\text{unmatched}} = 2 \frac{C_{0,S}}{y_0} = F_c(t) \frac{Q_s}{K_s} = 4 \frac{C_{0,S}}{y_0} \frac{2}{360} \frac{F_{D,\max}}{b_D^2} \frac{c}{f_s} \frac{s(2 f_D t)}{B W_{\text{unmatched}}}$$

As a rule of thumb, the higher the required bandwidth, the lower the mechanical sensitivity that can be obtained from a MEMS gyroscope. On the other hand other studies explain the electromechanical systems of accelerometers and provide insights into their operation and interface circuitry. Shaeffer et al. [37], discussed the challenges of achieving DC accuracy, minimizing drift, and addressing thermal variations for accelerometers. Finally, they mentioned upon vibratory rate gyroscopes, which measure angular rate of rotation based on detecting Coriolis acceleration. Table 5 has referred more typical methodologies to optimizing MEMS fabrication.

Table 5

Optimization Methodologies Based on Challenges and Typical Techniques Selecting

Challenge	Main Solution or techniques	Advantages/Disadvantages	Ref
CMOS compatible integrated MEMS process for fabricating a differential capacitance-based sensor on a SOI (Silicon-On-Insulator) wafer	Deep Reactive Ion Etching (DRIE) process	Overall, the challenge lies in developing a process that enables the integration of MEMS and CMOS technologies, while ensuring proper electrical isolation, maintaining mechanical	[38]
To find an effective method for depositing thick layers of SU-8 photoresist, particularly for applications such as microfluidics and polymeric membranes fabrication using lithography	1) Spin Coating 2) Self-Planarization 3) Sandwiching	The sandwiching technique has several advantages over spin coating and self-planarization. It ensures thickness uniformity, eliminates surface irregularities, and allows for efficient production of thick and uniform coatings. The technique is simple, fast, and achieves the desired thickness in a single step, overcoming some limitations of other coating methods	[38]
To optimize the sensitivity of micro-cantilever sensors by incorporating stress — concentration — regions (SCR) and modeling their effects	Integration of stress concentration regions (SCR) on a micro-cantilever sensor to improve its performance	Advantage of the technique used is that it enhances the performance of the micro-cantilever sensor by increasing — the differential surface stress through the incorporation of SCR holes. However, the disadvantage is that designs with multiple SCR holes may not provide significant improvements in performance while adding complexity and cost.	[38]

Challenge	Main Solution or techniques	Advantages/Disadvantages	Ref
Characterization of residual stresses in microelectromechanical systems (MEMS)	Measuring deformation or deflection and applying mathematical models to extract stress values and material properties	Relies on the Stoney formula, which is based on simplified assumptions and may lead to modeling errors in certain cases	[39]
Integrating gyroscope and accelerometer sensors into a compact package while maintaining mechanical stability and electrical compatibility with existing systems	1) Heavily doped silicon sensor mechanisms and a MEMS foundry at Honeywell 2) Use of a vibration isolator in the IMU design, leveraging the design of the vibration isolator	Vibration isolator helps attenuate external vibrations at critical sensor resonant frequencies, allowing the IMU to maintain full performance even under harsh tactical conditions with high vibration levels	[40]
To develop and optimize a IMU for use in the Lobster-Eye X-ray Satellite to achieve high precision and stability in measuring angular rates while considering the specific requirements and constraints of satellite applications	1) Frequency Stabilization and Frequency Split Mitigation. 2) Anti-Interference Design of External Environment. 3) Self-Calibration	Overall, the technique and solution offer significant advantages in terms of performance, size, and versatility, making the MEMS IMU a valuable choice for high-precision navigation applications. However, certain trade-offs and limitations (such as: Limitations in Absolute Accuracy & Sacrifice in Range and Bandwidth) should be considered based on the specific requirements of the application	[41]
Improving performance parameters, and optimizing design features to enhance the precision and robustness of MEMS vibrating gyroscopes for applications in harsh environments	In summary, the techniques and solutions in this research involve understanding the fundamentals of vibrating gyroscopes, addressing mode-matching challenges, exploring different gyroscopic designs like gimbal and multi-axis gyroscopes, and finding ways to minimize mode mismatch during microfabrication processes	1) Mode Mismatch Challenges. 2) Limited Bandwidth. 3) Sensitivity to External Factors. 4) Complex Design and Calibration	[42]

Note. These are classical methods for optimizing Micro-Electro-Mechanical sensors and navigation micro devices. Additional sources provide ample opportunities to explore and extract further examples for analysis [43].

### 3. Modern Fabrication Methodologies

In contemporary design practices, there is a prominent inclination among scientists to leverage various levels of artificial intelligence (AI) with the aim of diminishing calculation errors and curtailing production costs associated with micro-electromechanical devices [44]. This trend has consequently facilitated the amalgamation of conventional optimization techniques with cutting-edge technologies such as machine learning, neural networks, and related methodologies [45; 46].

#### 3.1. Unveiling Modern Methodologies for MEMS Navigation Sensor Fabrication

Fontanella et al [47], conducted research to optimize the calibration of an IMU by addressing bias drift error caused by temperature variations in MEMS gyroscopes. They proposed using *Back-Propagation (BP) Neural Networks* as a solution to improve calibration accuracy and reduce residual

errors compared to the polynomial fitting method. The study included an analytical model for bias, a description of the standard calibration procedure, and a comparison of flight attitude angles calculated using both methods. In this context, the *Least Mean Squares* (LMS) curve fitting method is employed for constructing a temperature model of the sensor's zero-bias. By using a polynomial of order  $m$  to approximate the relationship between experimental data, the following expression is derived:

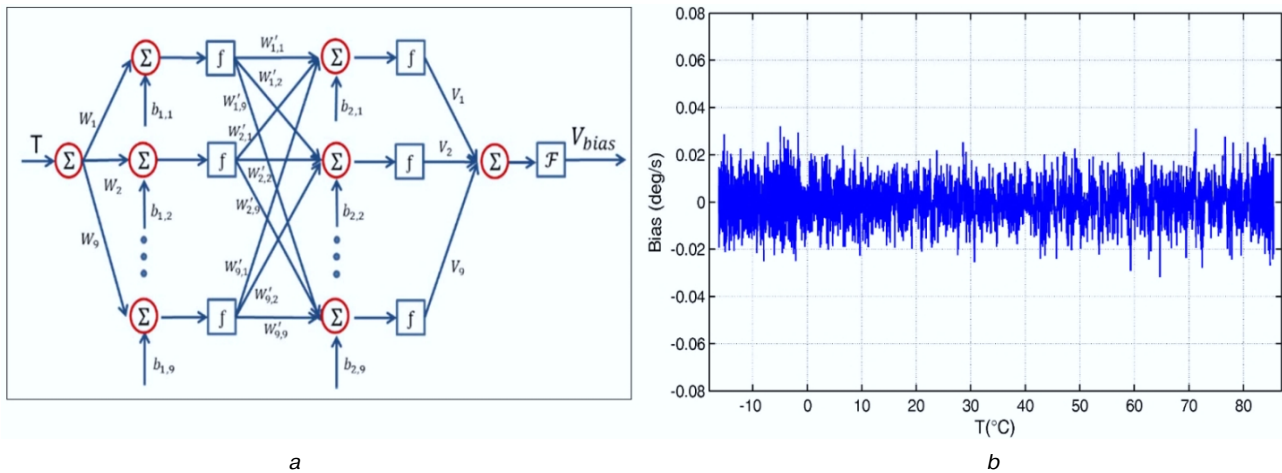
$$v_i = B_i - \sum_{j=0}^m a_j T_i^j.$$

Here,  $T_i$  represents temperature,  $B_i$  represents the corresponding gyro output, and  $v_i$  represents the error between the gyro output and the value calculated using the regression equation (where 'i' ranges from 1 to  $n$ , the number of samples of static IMU data). Employing LMS theory, the aim is to minimize the square of  $v_i$  to determine the optimal coefficients  $a_j$ :  $\varphi(a_0, a_1, \dots, a_m) = \sum_{i=1}^n v_i^2 \rightarrow \min$ .

After thorough evaluation, the efficacy of the neural network calibration technique was conclusively demonstrated. Finally, the useful effect of neural network on beam signals is shown in Figure 5.

Modeling the random drift of MEMS gyroscopes is an important research area because it directly contributes to improving the accuracy of MEMS gyroscopes. For this purpose, in line with Fontanella et al’s research [47], the key contribution of Xing et al.’s research [48], is in reconstructing MEMS gyroscope random drift data using PSR method and subsequent analysis using both BP-ANN and CPSO-LSSVM methods. It is important. In this study investigated the non-linear and non-constant random drift characteristics of MEMS gy-

roscopes. The proposed approach in this paper consists of using a wavelet filter to reduce the noise in the original data of MEMS gyroscopes, followed by reconstruction of the random drift data using phase space reconstruction (PSR). The reconstructed data are then used to build a model using a least squares support vector machine (LSSVM), with the model parameters optimized through chaotic particle swarm optimization (CPSO). The CPSO-LSSVM method effectively reduces the standard deviation of random drift through compensation, as shown in Table 6, and shows superior prediction accuracy compared to BP-ANN, as shown by statistical indices such as MAE, RMSE and ARE are shown for the test data set.



**Figure 5.** Comparison of beam signals:  
 a — Structure of the BP Neural Network adopted for modelling;  
 b — Compensated bias, obtained using the BP Neural Network calibration method  
 (z-axis gyroscope of Axitude AX1)  
 Source: made by the Fontanella et al. [47]

Table 6

The statistical analysis of BP-ANN and CPSO-LSSVM. MAE

Model	Group I	Group II	Group III
	MAE, °/S	RMSE, °/S	ARE
BP-ANN	0.0421	0.0554	11.10%
CPSO-LSSVM	0.0099	0.0263	8.86%
<b>Before compensation, °/S</b>	0.00354	0.00412	0.00328
<b>After compensation, °/S</b>	0.00065	0.00072	0.00053

Note. MAE — mean absolute error; RMSE — root mean square error; ARE — average relative error.

Upon examining Table 5, a notable reduction in the standard deviation of the random drift was evident following compensation. These findings provide additional evidence to support the effectiveness

and credibility of the CPSO-LSSVM method. Consequently, this approach proves to be a viable and gratifying means of constructing the model for MEMS gyroscope random drift.

The set of these researches, despite all the advantages, did not provide an answer for the performance of the proposed solution at higher resonant frequencies and expanding its frequency range. Therefore, Pertin et al [49] have focused on optimizing the design of a conical piezoelectric MEMS vibration energy harvester using artificial intelligence techniques, in order to increase the harvester’s performance at higher resonant frequencies and expand its frequency range.

FEM simulations generated datasets used to train an artificial neural network (ANN) for optimization algorithms. Two training methods of Levenberg — Marquardt (LM) [50; 51] and Scaled Conjugate Gradient (SCG) [52; 53] and two optimization methods of GAM (Goal Attainment Method) [54] and Genetic Algorithm (GA) [55–59] were compared. The results showed that the genetic algorithm with ANN trained by SCG provided the best solution. The optimized structure achieved over five times more power below 200 Hz and a wider frequency range. The proposed harvester is suitable for low-frequency energy harvesting and can be applied to similar structures. The approach allows for further improvements and investigations using different algorithms for ANN training or optimization (In order to learn more about the structure of the methods mentioned in this paragraph, refer to the given references).

Different training methods and approaches yield distinct artificial neural network (ANN) fitting functions, which are evaluated using two key metrics: mean squared error (MSE) and regression coefficient ( $R$ ). The MSE measures the dissimilarity between the desired target ‘ $t$ ’ and the ANN's generated output ‘ $a$ ’, with lower values indicating better performance. The regression coefficient  $R$ , also known as the coefficient of correlation, gauges the correlation between the target and the ANN's output, aiming for a value closer to one for superior performance where  $N$  is the number of examples in a dataset, and  $\bar{t}_i$  is the arithmetic mean of the target values.

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (t_i - a_i)^2}{\sum_{i=1}^N (\bar{t} - t_i)^2}.$$

Regression coefficients above 95.152 % were obtained using the Levenberg-Marquardt (LM) training algorithm, considered satisfactory. The correlation between targets and ANN outputs is not automatically computed for the two outputs, but separate assessments are conducted to ascertain the ANN's capability to achieve favorable results for new data. The LM training method outperformed the SCG training algorithm in terms of MSE, particularly in predicting the frequency and power of the first resonant mode. The LM training method yielded an MSE an order of magnitude lower than the SCG training method's MSE for predicting the normalized frequency of the resonant mode ( $3.8398 \times 10^{-4}$ ).

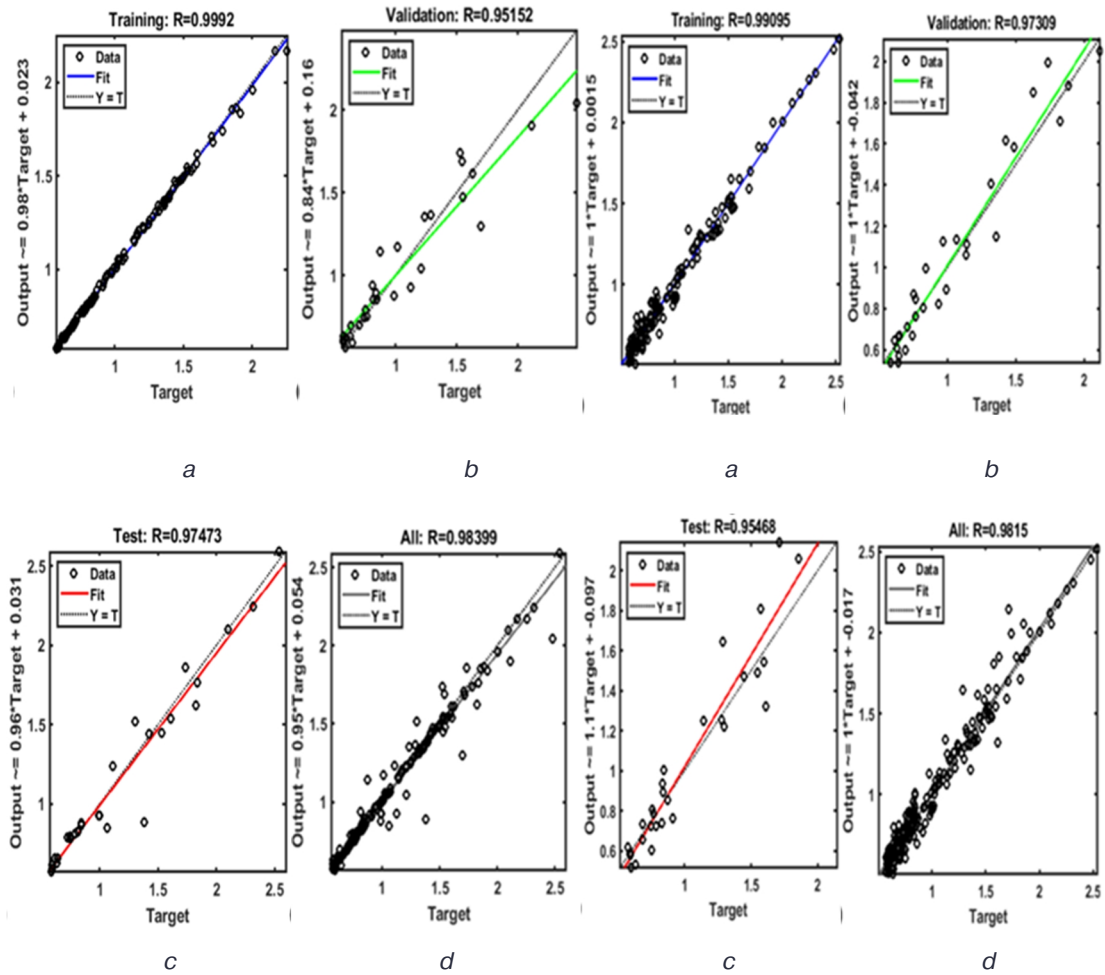
The ANN fitting functions obtained using the LM training algorithm exhibited regression coefficients above 95.152 %, indicating good performance as shown in Figure 6. However, since the ANN generates output as a two-column vector, the correlation between the targets and the ANN outputs is not automatically calculated. Separate analysis was conducted to assess the ANN's capability to achieve satisfactory results for new data. On the other hand, applying the SCG training algorithm yielded even better regression coefficients, surpassing 95.468 %. The LM training method outperformed other methods in terms of mean squared error (MSE), particularly in predicting the frequency and power of the first resonant mode. The MSE for the LM method was  $3.8398 \times 10^{-4}$ , significantly lower than that of the SCG method. Although a perfect fit to the training data does not guarantee a reliable predictive model, the ANN was further tested using unseen data.

### 3.2. Integrating Optimizer Techniques for Managing Computational Complexity

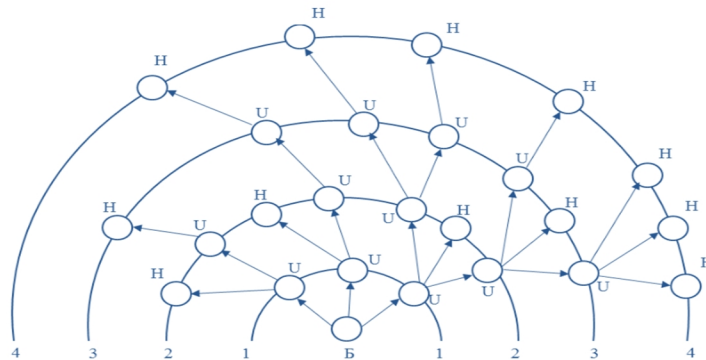
The challenge of researchers is finding optimal, suboptimal solutions and reducing computing costs for MEMS design and developing a bionic CAD system [60]. On the other hand meeting modern MEMS element design requirements requires complex multi-physics analysis, accurately describing the project structure. Furthermore, new knowledge accumulation and synthesis of sub-optimal solutions are also crucial. Koryagin et al's proposed approach [61], offers a promising direction for bionic CAD development, balancing computational complexity and competitive device solutions. Cognitive adaptation and the use of cognitive knowledge banks are proposed to handle the complexity of MEMS design that goal is to find optimal and suboptimal solutions by utilizing cognitive knowledge banks and adaptive methods. Thus, there is a complex mathematical model of the designed system shown below:

$$k = \left\{ \frac{f}{u}, \{J_c c/C\}; \{J_a a/A\}, \{J_e e/E\} \rightarrow \{J_b b/B\} \right\},$$

where:  $k$  is a mathematical model,  $A$  &  $B$  is a set of input, output variables of the model,  $C$  is a semantic network (Figure 7),  $J$  is a semantic network synthesis operator,  $\frac{f}{u}$  is a computing mechanisms complex,  $E$  is a structured system pattern.



**Figure 6.** Regression diagrams for the ANN trained by applying Levenberg – Marquardt algorithm & Scaled Conjugate gradient Algorithm:  
 a – training dataset; b – validation dataset; c – dataset used for testing;  
 d – dataset with all three aforementioned groups of data  
 Source: made by the Pertin et al. [49]



**Figure 7.** Example of the semantic wave:  
 B — home domain, B — home domain, E — terminal nodes, U — intermediate vertex  
 Source: made by the Koryagin et al. [61]

Partial differential equations (PDEs) describe MEMS element dynamics. Simulating them is complex due to multiple physical processes. SAM technology enables optimization in MEMS design cycles. The bionic CAD system's core architecture includes models, preprocessor, bionic search, and postprocessor blocks. It has allowed parallelization, search management, and solution generation.

Validation involves comparing calculation results with published data and experiments. The adaptive MEMS design system based on SAM tech reduces computational costs and simulation errors. Computational intelligence is widely used in MEMS design, but bionic systems with AI and cognitive technologies are more promising compared to traditional methods.

#### 4. Discussion

To overcome the challenges associated with optimizing MEMS-based navigation solutions, a comprehensive approach must be adopted. This includes meticulous material selection, sophisticated mathematical modeling techniques, and rigorous calibration procedures. The integration of AI methods can certainly enhance the optimization process, but it should be acknowledged that the foundation for effective optimization lies in addressing fundamental issues.

The optimization of functional errors in MEMS sensors within electronic circuits has long been a challenge for users. Leveraging the Kalman filter and artificial intelligence has significantly enhanced the accuracy and precision of navigation mission outputs. However, researchers are actively seeking more optimal and integrated solutions to further optimize these sensors at the user level. These endeavors serve as a promising basis for future research in the field [62; 63].

#### Conclusion

In the conclusion of this paper several key results and insights can be summarized. These conclusions reflect the findings and contributions:

1. Optimizing MEMS navigation sensors for aerospace vehicles poses challenges in material selection and structural complexities.

2. Integration of sensors into an IC and efficient mathematical modeling are crucial for performance. While AI can optimize sensor data, ensuring seamless integration and compatibility

between AI algorithms and the sensor hardware can be challenging.

3. Calibration during startup and mitigating functional errors by users are essential.

4. MEMS-based sensors may have limitations in terms of accuracy and precision, especially in demanding navigation applications. Addressing these issues could involve improving the sensor's calibration and error correction mechanisms.

5. Future research should refine material selection, advance mathematical models, and explore novel calibration techniques. Enhancing sensor performance and reliability in aerospace requires a multidimensional approach and focus on fundamental challenges.

#### References

1. Zukersteinova A. *Skill Needs in Emerging Technologies: Nanotechnology*. Cedefop; 2007.
2. Salomon P. *MEMS — Recent Developments, Future Directions*.
3. Litman K. *Static and dynamic assessment of the accuracy and precision of FOUR SHIMMER 2r microelectronic measuring systems (MEMS)*. 2015.
4. Osiander R, Champion J, Darrin MAG. *MEMS and Microstructures in Aerospace Applications*. Taylor & Francis; 2006.
5. Gaura E, Newman R, Kraft M, Flewitt A. *Smart MEMS and sensor systems*. Imperial College Press (ICP); 2006.
6. Janson SW. Aerospace applications of MEMS. In: *MEMS/MOEMS Components and Their Applications II*. Vol. 5717. SPIE; 2005:1. <https://doi.org/10.1117/12.601836>
7. Ko WH. Trends and frontiers of MEMS. *Sens Actuators A Phys*. 2007;136(1):62–67. <https://doi.org/10.1016/j.sna.2007.02.001>
8. Liddle JD, Holt AP, Jason SJ, O'Donnell KA, Stevens EJ. Space science with CubeSats and nanosatellites. *Nat Astron*. 2020;4(11):1026–1030. <https://doi.org/10.1038/S41550-020-01247-2>
9. Winkler S, Buschmann M, Kruger L, Schulz HW, Vorsmann P. *Multiple Sensor Fusion for Autonomous Mini and Micro Aerial Vehicle Navigation*. 2007.
10. Wilson WC, Atkinson GM, Barclay RO. *NASA NDE Applications for Mobile MEMS Devices and Sensors*.
11. Barhoum A, Altintas Z. *Advanced Sensor Technology\_ Biomedical, Environmental, and Construction Applications-Elsevier* (2022). Published online 2022.
12. PHM Society, American Industrial Arts Association, Institute of Electrical and Electronics Engineers. *2014 IEEE Aerospace Conference: Yellowstone Conference Center, Big Sky, Montana, March 1-8, 2014*. 2014.

13. Bittner DE. *Advances in MEMS IMU Cluster Technology for Small Satellite Advances in MEMS IMU Cluster Technology for Small Satellite Applications Applications*. 2015. <https://researchrepository.wvu.edu/etd>
14. Setter N. *Electroceramic-Based MEMS: Fabrication-Technology and Applications (Electronic Materials: Science & Technology)*. 2005.
15. IEEE Electron Devices Society. *The 15th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators & Microsystems: Transducers 2009: Denver, Colorado, U.S.A., June 21-25, 2009, Sheraton Denver Hotel*. IEEE Electron Devices Society; 2009.
16. Iniewski K, Ricketts D, Ham D, Morris J, Iannone E. *Fundamental Technology and Applications*. 2013.
17. Shi LF, Liu H, Liu GX, Zheng F. Body Topology Recognition and Gait Detection Algorithms with Nine-Axial IMMU. *IEEE Trans Instrum Meas*. 2020; 69(3):721–728. doi:10.1109/TIM.2019.2906969
18. Shi LF, Zhao Y Le, Liu GX, Chen S, Wang Y, Shi YF. A Robust Pedestrian Dead Reckoning System Using Low-Cost Magnetic and Inertial Sensors. *IEEE Trans Instrum Meas*. 2019;68(8):2996–3003. <https://doi.org/10.1109/TIM.2018.2869262>
19. Cao Z, Hu L, Yi G, Wang Z. Arm Motion Capture and Recognition Algorithm Based on MEMS Sensor Networks and KPA. In: *2021 International Conference on Electronic Information Engineering and Computer Science, EIECS 2021*. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.; 2021:133–139. <https://doi.org/10.1109/EIECS53707.2021.9588046>
20. Institute of Electrical and Electronics Engineers, et al. *The 2nd IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems IEEE ISISS 2015: March 23–26, Hawaii, USA*; 2015.
21. Leclerc J. MEMs for Aerospace Navigation. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. 2007;22(10): 31–36. <https://doi.org/10.1109/MAES.2007.4385708>
22. Capriglione D, Carratù M, Pietrosanto A, Som-mella P, Catelani M, Signorini L. Characterization of Inertial Measurement Units under Environmental Stress Screening. *IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC), Dubrovnik, Croatia*, 2020;1–6. <https://doi.org/10.1109/I2MTC 43012.2020.9129263>
23. Liu S, Liang H, Xiong B. An out-of-plane electromagnetic induction based resonant MEMS magnetometer. *Sens Actuators A Phys*. 2019;285:248–257. <https://doi.org/10.1016/j.sna.2018.11.003>
24. Flatau AB, Chong KP. Dynamic Smart Material and Structural Systems. *Engineering Structures*. 2002;24(3): 261–270. [https://doi.org/10.1016/S0141-0296\(01\)00093-1](https://doi.org/10.1016/S0141-0296(01)00093-1)
25. Fitzgerald AM, Fitzgerald AM. *45 MEMS Inertial Sensors*; 2021.
26. Varadan VK, Vinoy KJ, Gopalakrishnan S. *Smart Material Systems and MEMS: Design and Development Methodologies*. Wiley; 2006.
27. Barba PDi, Wiak S. *MEMS: Field Models and Optimal Design*. Lecture Notes in Electrical Engineering 573; 2020.
28. Kraft M, White N (Neil M). *MEMS for Automotive and Aerospace Applications*. Vol. 556. (Nihtianov S, Luque A, eds.). Woodhead Publishing Limited; 2014.
29. Ananthasuresh GK. *Optimal Synthesis Methods for MEMS*. Vol. 13. Springer US; 2003. <https://doi.org/10.1007/978-1-4615-0487-0>
30. Azzerboni B, Asti G, Pareti L. *Magnetic Nanostructures in Modern Technology*. (Ghidini M, ed.). Springer-NATO Science for Peace and Security Series; 2006. <http://www.nato.int/science>
31. Shuib S, Ridzwan MIZ, Kadarman AH. Methodology of compliant mechanisms and its current developments in applications: A review. *Am J Appl Sci*. 2007; 4(3):160–167. <https://doi.org/10.3844/ajassp.2007.160.167>
32. Kal S., Das S. (2006). Development of silicon and quartz-based MEMS high precision accelerometers. *Indian Journal of Pure & Applied Physics*, 45, 299–303.
33. Guo D, Wang J, Jia Z, Kang R, Gao H, Wang X. *Advances in Materials Manufacturing Science and Technology XIII Volume II*; 2009.
34. Domingue F, Fouladi S, Kouki AB, Mansour RR. Design methodology and optimization of distributed MEMS matching networks for low-microwave-frequency applications. *IEEE Trans Microw Theory Tech*. 2009; 57(12):3030–3041. <https://doi.org/10.1109/TMTT.2009.2034218>
35. Krysko VA, Krysko AV, Saltykova OA, Papkova IV. *Nonlinear Dynamics of Contact Interaction of MEMS Beam Elements Accounting the Euler-Bernoulli Hypothesis in A Temperature Field*. 2017.
36. Nguyen VK, Saltykova OA, Krysko AV. Investigation of nonlinear spatial oscillations of a MEMS beam. *Computer science and information technology. Materials of the International Scientific Conference*. Saratov: IC Nauka Publ.; 2016:286–288. (In Russ.) EDN: WFWNQV
37. Shaeffer DK. MEMS Inertial Sensors: A Tutorial Overview. *IEEE Communications Magazine*. 2013;51(4): 100–109. <https://doi.org/10.1109/MCOM.2013.6495768>
38. Khine L, Tsai JM. *NEMS/MEMS Technology and Devices*. Selected, peer reviewed papers from the International Conference on Materials for Advanced Technologies (ICMAT 2011), Symposium G: NEMS/MEMS and microTAS, 26 June to 1 July 2011, Suntec, Singapore. 2011. <https://doi.org/10.4028/b-3EnkIB>
39. Chen KS, Ou KS. MEMS residual stress characterization: Methodology and perspective. In: *Handbook of Silicon Based MEMS Materials and Technologies*. Elsevier; 2020:787–801. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-817786-0.00039-6>
40. Johnson B, Albrecht C, Braman T, et al. Development of a Navigation-Grade MEMS IMU. In: *INERTIAL 2021 — 8th IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems, Proceedings*. Institute of Electrical



and Electronics Engineers Inc.; 2021. <https://doi.org/10.1109/INERTIAL51137.2021.9430466>

41. Zhao W, Cheng Y, Zhao S, et al. Navigation grade mems imu for a satellite. *Micromachines (Basel)*. 2021;12(2):1–12. <https://doi.org/10.3390/mi12020151>

42. Gill WA, Howard I, Mazhar I, McKee K. A Review of MEMS Vibrating Gyroscopes and Their Reliability Issues in Harsh Environments. *Sensors*. 2022; 22(19). <https://doi.org/10.3390/s22197405>

43. Hajare R, Reddy V, Srikanth R. MEMS based sensors — A comprehensive review of commonly used fabrication techniques. In: *Materials Today: Proceedings*. Vol 49. Elsevier Ltd; 2021:720–730. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.05.223>

44. Goebel R, Tanaka Y, Wahlster W. Autonomous and Intelligent Systems. *Third International Conference, AIS 2012, Aviero, Portugal, June 25-27, 2012, Proceedings*. Springer Berlin Heidelberg; 2012;283. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-31368-4>

45. Kumar A, Pradeep B, Mallick K, Liu CM, Balas Editors VE. *Studies in Computational Intelligence 903 Bio-Inspired Neurocomputing*. <http://www.springer.com/series/7092>

46. Carbonell JG, Siekmann J. *Lecture Notes in Artificial Intelligence 3397 Subseries of Lecture Notes in Computer Science*; 2004.

47. Fontanella R, Accardo D, Caricati E, Cimmino S, Simone DDe. (2016). An Extensive Analysis for the Use of Back Propagation Neural Networks to Perform the Calibration of MEMS Gyro Bias Thermal Drift. *IEEE*, 1–9.

48. Xing H, Hou B, Lin Z, Guo M. Modeling and compensation of random drift of MEMS gyroscopes based on least squares support vector machine optimized by chaotic particle swarm optimization. *Sensors (Switzerland)*. 2017;17(10). <https://doi.org/10.3390/s17102335>

49. Pertin O, Guha K, Jakšić O. Artificial intelligence-based optimization of a bimorph-segmented tapered piezoelectric mems energy harvester for multimode operation. *Computation*. 2021;9(8). <https://doi.org/10.3390/computation9080084>

50. Calandra H, Gratton S, Riccietti E, Vasseur X. On a multilevel Levenberg–Marquardt method for the training of artificial neural networks and its application to the solution of partial differential equations. *Optim Methods Softw*. 2022;37(1):361–386. <https://doi.org/10.1080/10556788.2020.1775828>

51. Yu H, Wilamowski BM. *2–2 Intelligent Systems*; 2011.

52. Abraham A. Meta learning evolutionary artificial neural networks. *Neurocomputing*. 2004;56(1-4):1–38. [https://doi.org/10.1016/S0925-2312\(03\)00369-2](https://doi.org/10.1016/S0925-2312(03)00369-2)

53. Mohamad N, Zaini F, Johari A, Yassin IM, Zaidi A. Comparison between Levenberg–Marquardt and Scaled Conjugate Gradient Training Algorithms for Breast Cancer Diagnosis using MLP. *6th International Colloquium on Signal Processing & its Applications*. Malacca, Malaysia, 2010:162–169. <https://doi.org/10.1109/CSPA.2010.5545325>

54. Rahmani S, Amjady N. Enhanced goal attainment method for solving multi-objective security-constrained optimal power flow considering dynamic thermal rating of lines. *Applied Soft Computing Journal*. 2019;77:41–49. <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2019.01.014>

55. Sivanandam SN, Deepa SN. *Introduction to Genetic Algorithms*. Springer-Verlag Berlin, Heidelberg; 2008. <https://doi.org/10.1007/978-3-540-73190-0>

56. Sastry K, Goldberg D, Kendall G. Genetic Algorithms: The Design of Innovation. In: *Genetic Algorithms: The Design of Innovation*. 2nd ed. Springer; 2010:97–125.

57. Haupt RL, Haupt SE. *Practical genetic algorithms second edition*. 2nd ed. Wiley; 2004.

58. Katoch S, Chauhan SS, Kumar V. A review on genetic algorithm: past, present, and future. *Multimed Tools Appl*. 2021;80(5):8091–8126. <https://doi.org/10.1007/s11042-020-10139-6>

59. Alam T, Qamar S, Benaida M. Genetic Algorithm: Reviews, Implementations, and Applications. *International Journal of Engineering Pedagogy*. 2020. <https://doi.org/10.36227/techrxiv.12657173>

60. Regassa Hunde B, Debebe Woldeyohannes A. Future prospects of computer-aided design (CAD) — A review from the perspective of artificial intelligence (AI), extended reality, and 3D printing. *Results in Engineering*. 2022;14. <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2022.100478>

61. Koryagin S, Klachek P, Vasileva V. Development of bionic approaches in the microelectromechanical systems design based on cognitive knowledge bank. *2017 14th International Conference the Experience of Designing and Application of CAD Systems in Microelectronics (CADSM)*, Lviv, Ukraine, 2017:285–288. <https://doi.org/10.1109/CADSM.2017.7916136>

62. Institute of Electrical and Electronics Engineers. *NAECON 2018 — IEEE National Aerospace and Electronics Conference*, Dayton, OH, USA, 2018.

63. Cong L, Yue S, Qin H, Li B, Yao J. Implementation of a MEMS-Based GNSS/INS Integrated Scheme Using Supported Vector Machine for Land Vehicle Navigation. *IEEE Sens J*. 2020;20(23):14423–14435. <https://doi.org/10.1109/JSEN.2020.3007892>

#### About the authors

**Ali Alizadeh**, M.S Student of Control in Technical Systems-Space Engineering of the Department of Mechanics and Control Processes, Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; M.S Student of Space Engineering, Faculty of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran; eLIBRARI SPIN-code: 1755-9674; ORCID: 0009-0006-0673-1893; E-mail: ali.rim.alizadeh@gmail.com

**Olga A. Saltykova**, Ph.D. of Physico-mathematical Sciences, Associate Professor of the Department of Mechanics and Control Processes, Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; eLIBRARI SPIN-code: 3969-6707; ORCID: 0000-0002-3880-6662; E-mail: saltykova-oa@rudn.ru

**Alireza B. Novinzadeh**, Ph.D. of Space Engineering, Associate Professor and Head of the Department of Space Engineering, Faculty of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran; E-mail: novinzadeh@kntu.ac.ir

#### **Сведения об авторах**

**Ализадех Али**, магистрант департамента механики и процессов управления, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; студент магистратуры космической техники, факультет аэрокосмической техники, Технологический университет К.Н. Туси, Тегеран, Иран; eLIBRARI SPIN-код: 1755-9674; ORCID: 0009-0006-0673-1893; E-mail: ali.rim.alizadeh@gmail.com

**Салтыкова Ольга Александровна**, кандидат физико-математических наук, доцент департамента механики и процессов управления, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; eLIBRARI SPIN-код: 3969-6707; ORCID: 0000-0002-3880-6662; E-mail: saltykova-oa@rudn.ru

**Новинзадех Алиреза Б.**, доктор наук в области космической инженерии, доцент и заведующий кафедрой космической инженерии, факультет аэрокосмической инженерии, Университет технологии имени К.Н. Туси, Тегеран, Иран; E-mail: novinzadeh@kntu.ac.ir



DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-75-85

УДК 629.7.064.5

EDN: EALRET

Научная статья / Research article

## Высокоэффективные фотоэлектрические преобразователи мощного лазерного излучения

В.М. Андреев<sup>✉</sup>, Н.А. Калюжный<sup>✉</sup>, А.В. Малевская<sup>✉</sup>,  
М.В. Нахимович<sup>✉</sup>, М.З. Шварц<sup>✉</sup>

Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург, Россия

✉ vmandreev@mail.ioffe.ru

### История статьи

Поступила в редакцию: 27 сентября 2023 г.

Доработана: 10 ноября 2023 г.

Принята к публикации: 18 ноября 2023 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Фотоэлектрическое преобразование лазерного излучения нашло широкое применение в волоконно-оптических линиях связи. Передача энергии по лазерному лучу также актуальна для систем дистанционного энергопитания на Земле и в космосе. Данные системы могут найти применение для подпитки беспилотных летательных аппаратов, для передачи лазерной энергии между космическими аппаратами и с космических солнечных батарей на Землю. Одной из главных задач при создании таких систем является обеспечение высокой эффективности фотоэлектрических преобразователей при повышенной мощности (более 100 Вт/см<sup>2</sup>) лазерного излучения. Представлены результаты исследований и разработок фотоэлектрических преобразователей мощного лазерного излучения на основе наногетероструктур, полученных методом МОС-гидридной эпитаксии. Повышение КПД достигнуто путем встраивания в структуру тыльного комбинированного отражателя «диэлектрик-серебро». Увеличение генерируемого напряжения достигнуто путем смещения области объемного заряда в широкозонный слой р-GaAs-p-Al<sub>x</sub>Ga<sub>1-x</sub>As гетероперехода. Благодаря дополнительному снижению омических потерь достигнуты значения КПД > 60 % при мощности лазерного излучения ( $\lambda = 860$  нм) в диапазоне 50–400 Вт/см<sup>2</sup>.

**Ключевые слова:** фотоэлектрический преобразователь, AlGaAs/GaAs гетероструктура, лазерное излучение, брэгговский отражатель

### Благодарности

Авторы благодарят С.А. Минтаирова, Р.А. Салия, Ф.Ю. Солдатенкова, П.В. Покровского и Д.А. Малевского за помощь в экспериментах и полезные обсуждения.

### Для цитирования

Андреев В.М., Калюжный Н.А., Малевская А.В., Нахимович М.В., Шварц М.З. Высокоэффективные фотоэлектрические преобразователи мощного лазерного излучения // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 75–85. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-75-85>



## Highly Efficient Photovoltaic Laser Power Converters

Viacheslav M. Andreev<sup>✉</sup>, Nikolay A. Kalyuzhnyy<sup>✉</sup>, Aleksandra V. Malevskaya<sup>✉</sup>,  
Mariia V. Nakhimovitch<sup>✉</sup>, Maxim Z. Shvarts<sup>✉</sup>

Ioffe Institute, *St. Petersburg, Russia*

✉ vmandreev@mail.ioffe.ru

### Article history

Received: June 27, 2023

Revised: November 10, 2023

Accepted: November 18, 2023

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** Photovoltaic conversion of laser radiation has found wide application in fiberoptic communication lines. Energy transfer via a laser beam is also relevant for remote power supply systems on Earth and in space. These systems can be used to power unmanned aerial vehicles, to transfer laser energy between spacecraft and from space solar panels to Earth. One of the main tasks in creating such systems is to ensure high efficiency of photovoltaic converters at high power (more than 100 W/cm<sup>2</sup>) of laser radiation. The article presents the results of research and development of photovoltaic converters of high-power laser radiation based on nanoheterostructures obtained by MOCVD epitaxy. The reduction of losses was achieved by embedding the “dielectric-silver” rear combined reflector into the structure. An increase in the generated voltage was achieved by shifting the volume charge region into the wide-gap layer of the p-GaAs-n-Al<sub>x</sub>Ga<sub>1-x</sub>As heterojunction. Thanks to an additional reduction in ohmic losses, efficiency values of > 60 % have been achieved at laser radiation ( $\lambda = 860$  nm) powers in the range of 50–400 W/cm<sup>2</sup>.

**Keywords:** photovoltaic converter, AlGaAs/GaAs heterostructure, laser radiation, Bragg reflector

### Acknowledgements

The authors thank S.A. Mintairov, R.A. Salia, F.Y. Soldatenkov, P.V. Pokrovsky and D.A. Malevsky for their help in experiments and useful discussions.

### For citation

Andreev VM, Kalyuzhnyy NA, Malevskaya AV, Nakhimovitch MV, Shvarts MZ. Highly efficient photovoltaic laser power converters. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):75–85. (In Russ.) <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-75-85>

### Введение

Для дальних волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) наибольшее распространение получили фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) лазерного излучения на основе системы InGaAs/InP, перекрывающие спектральный диапазон излучения лазеров 1,55 мкм, в котором достигнуты минимальные оптические потери и минимальная дисперсия в оптических волокнах, что очень важно для ВОЛС большой протяженности. Однако для ВОЛС малой протяженности (внутриобъектовых и др. длиной менее 1 км) затухание излучения  $\lambda = 0,8$  мкм составляет менее 1 дБ и потери в волокне не играют заметной роли. ФЭП на основе AlGaAs/GaAs гетероструктур обеспечивает максимальный КПД при длине волны лазерного излучения в диапазоне

800–860 нм, что делает их наиболее перспективными для систем передачи энергии по лазерному лучу. Таким образом, для коротких ВОЛС, а также для передачи энергии по открытому оптическому каналу на Земле и в космосе использование ФЭП на основе AlGaAs/GaAs гетероструктуры не только приемлемо, но и может быть в ряде случаев предпочтительным.

Впервые гетероструктурные AlGaAs/GaAs фотоэлементы были созданы в ФТИ им. А.Ф. Иоффе под руководством Ж.И. Алферова [1–4]. Использование этих гетероструктур для фотопреобразователей мощного лазерного излучения обеспечивает следующие преимущества:

– GaAs ФЭП имеют большее значение КПД. Теоретическое значение КПД в GaAs ФЭП, работающем в фотовольтаическом режиме (без внешнего напряжения) для мощного (более 10<sup>2</sup> Вт/см<sup>2</sup>)

лазерного излучения ( $\lambda = 0,85$  мкм), превышает 80 %;

– GaAs ФЭП имеют лучшую температурную стабильность генерируемого напряжения и, следовательно, меньшее значение температурного коэффициента КПД  $\eta_T = 1,4 \cdot 10^{-3}$  град $^{-1}$  при плотности фототока 30 А/см $^2$  (в 1,8 раза меньше, чем в ФЭП на основе Si и в 3 раза меньше, чем в InGaAs ФЭП).

Если при использовании ФЭП в системах передачи информации главным требованием является повышение быстродействия ФЭП, то в

системах передачи энергии по лазерному лучу главными параметрами ФЭП являются предельная генерируемая мощность и КПД [5–11].

Наибольший интерес для систем передачи энергии представляют длины волн, соответствующие имеющимся мощным источникам лазерного излучения и окнам прозрачности как оптического волокна, так и атмосферы: 808, 970, 1070, 1300 и 1550 нм (рис. 1).

На рис. 1 сверху приведены спектры фототока ФЭП на основе различных материалов, указанных в нижней части.

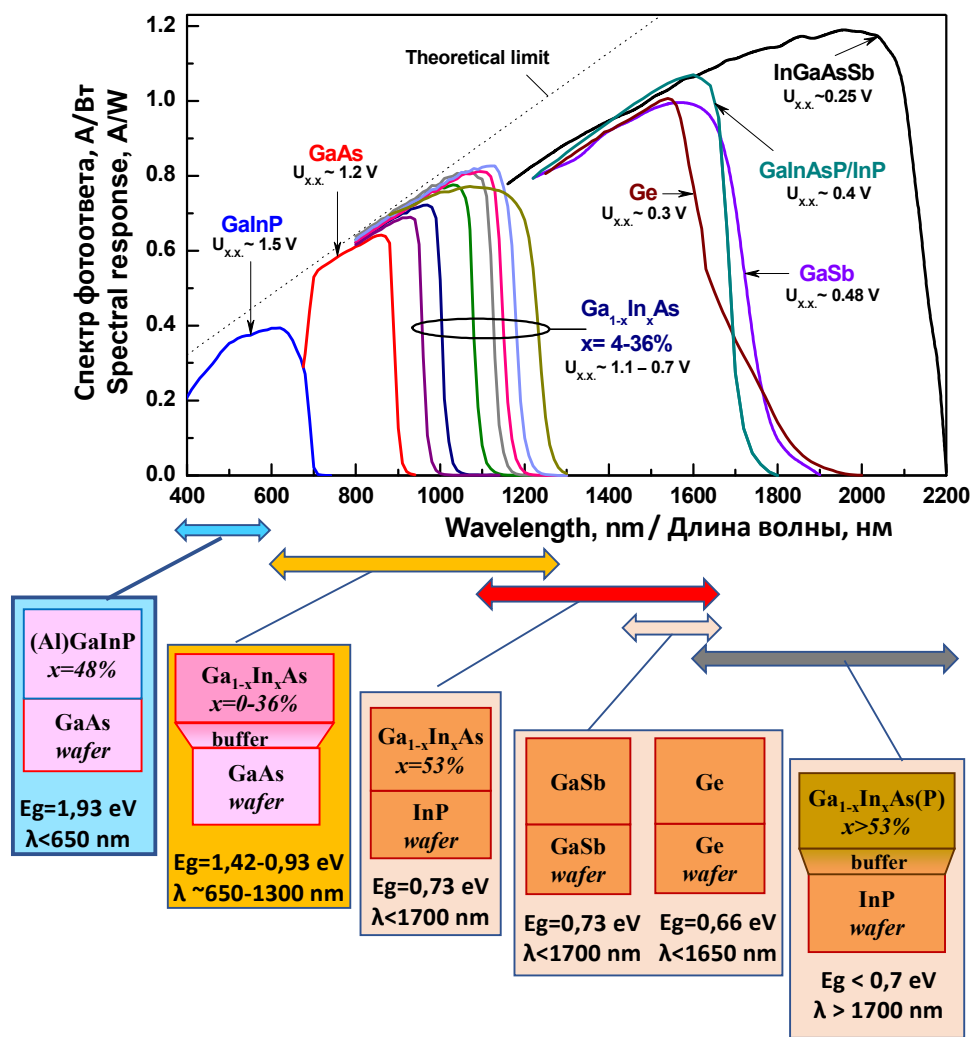


Рис. 1. Спектры фототока и соответствующие структуры фотоэлектрических преобразователей лазерного излучения

Источники: составлено авторами Н.А. Калюжным, М.З. Шварцем

Figure 1. Spectral photoresponse and corresponding structures of laser power photovoltaic converters  
Source: made by the authors N.A. Kalyuzhnyy, M.Z. Shvarts

Для создания «длинноволновых» ФЭП мощного лазерного излучения в диапазоне 1,3–1,55 мкм перспективны материалы, в которых достигнут КПД  $\sim 45\%$ :

–  $\text{In}_{0,53}\text{Ga}_{0,47}\text{As}/\text{InP}$  (край поглощения  $\sim 1,65$  мкм) [12];

–  $\text{GaSb}$  ( $\sim 1,68$  мкм) [13].

ФЭП на основе полупроводников с меньшей шириной запрещенной зоны имеют меньшие значения КПД из-за потерь на термализацию, например, на основе Ge (край поглощения 1,88 мкм) [14; 15]. В «микронном» спектральном диапазоне метаморфные структуры  $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$  на подложках GaAs [16–18] показали эффективность более 52 % для  $\lambda = 1,06$  мкм ( $6,5 \text{ Вт/см}^2$ ) и 55 % для  $\lambda = 1,02$  мкм ( $4 \text{ Вт/см}^2$ ) [17] и КПД  $> 48\%$  при мощности лазерного излучения  $13 \text{ Вт/см}^2$  [16].

В спектральном диапазоне 800–870 нм наибольшую эффективность имеют ФЭП на основе  $\text{AlGaAs}/\text{GaAs}$  гетероструктур. Максимальные теоретические значения КПД мощных фотоэлектрических преобразователей лазерного излучения с длиной волны 800–860 нм превышают 85 % при плотности излучения более  $100 \text{ Вт/см}^2$  [19]. Практически достигнутые значения КПД для ФЭП на основе GaAs, составляют: КПД = 55 % при плотности мощности лазерного излучения  $P = 36 \text{ Вт/см}^2$  [19], КПД = 54 % при  $P = 800\text{--}1000 \text{ Вт/см}^2$  [20] и КПД = 60 % при  $P = 10 \text{ Вт/см}^2$  [21]. Рекордное значение КПД  $\sim 69\%$  получено [22] при  $P = 11 \text{ Вт/см}^2$  как за счет смещения области пространственного заряда фотоактивного гетероструктурного  $p$ - $n$  перехода в область широкозонного слоя  $\text{AlGaAs}$ , так и за счет тыльного отражателя.

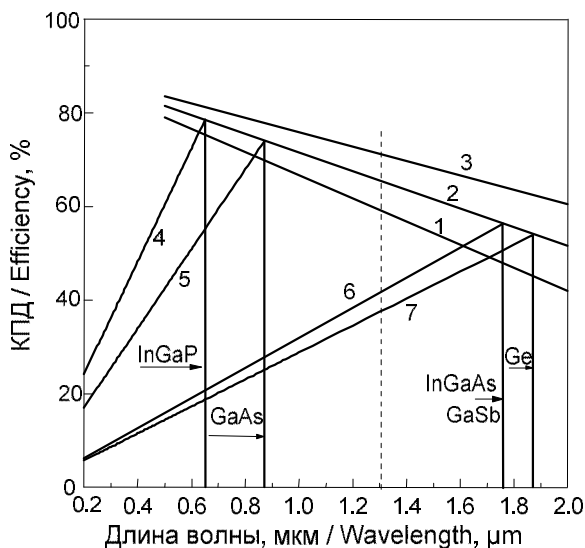
### 1. Предельные теоретические значения КПД фотоэлектрических преобразователей лазерного излучения

Полупроводниковые соединения типа АЗВ5 с «прямой» структурой зон являются наиболее перспективными материалами для создания мощных фотопреобразователей.  $\text{AlGaAs}/\text{GaAs}$ ,  $\text{InGaAsP}/\text{InP}$  и  $\text{GaSb}$  являются материалами, на основе которых могут быть созданы такие ФЭП. При этом GaAs обеспечивает эффективное преобразование лазерного излучения в диапазоне длин волн 0,8–0,87 мкм, а на основе  $\text{InGaAsP}/\text{InP}$  и  $\text{GaSb}$  могут быть изготовлены ФЭП на спектральный диапазон излучения 1,3–1,55 мкм [23].

Согласно оценкам, представленным в разделе 1.4 монографии [1], максимальное теоретическое значение КПД преобразования лазерного излучения ( $h\nu = 1,424 \text{ эВ}$ ,  $\lambda = 0,87$  мкм) превышает  $\sim 80\%$  при 300 К (рис. 2) при величине фототока более  $10 \text{ А/см}^2$ . Граничная длина волны  $\lambda_{\Gamma}$ , начиная с которой фотоны будут поглощаться в материале ФЭП с шириной запрещенной зоны  $E_g$ , равна  $\lambda_{\Gamma} = 1,24 / E_g$ . Фотоны с энергией  $h\nu > E_g$  создают «горячие» носители тока, имеющие, помимо избыточной потенциальной энергии  $E_g$ , еще и избыточную кинетическую энергию, равную разности  $h\nu - E_g$ . Однако эта кинетическая энергия быстро расходуется на нагревание кристаллической решетки (носители термализуются, т.е. приходят в тепловое равновесие с решеткой). Таким образом, в потенциальную энергию электронно-дырочных пар преобразуется лишь часть высокоэнергетичных фотонов. Значения «монохроматического» КПД (при  $h\nu = E_g$ ) показаны линиями 1, 2, и 3 на рис. 2 для трех значений фототока  $i_{\phi}$ . На этом рисунке по оси абсцисс отложена длина волны, которую в данном случае следует рассматривать как граничную длину волны для каждого полупроводникового материала. Для каждого материала значения КПД преобразования более коротковолнового по сравнению с  $\lambda_{\Gamma}$  излучения должны быть уменьшены в  $\lambda/\lambda_{\Gamma}$  раз, что в качестве примера изображено четырьмя наклонными прямыми для материалов  $\text{InGaP}$  (4)  $\text{GaAs}$  (5),  $\text{GaSb}$ ,  $\text{InGaAs}$  (6) и Ge (7) и  $i_{\phi} = 1,0 \text{ А}\cdot\text{см}^{-2}$ .

Максимум для КПД идеализированного фотоэлектрического преобразователя лазерной энергии на основе каждого из выбранных материалов увеличивается с увеличением плотности фототока, т.е. с увеличением мощности лазерного излучения, и уменьшается с увеличением длины волны лазерного излучения. При этом для лазерного излучения с энергией 0,8–0,87 мкм оптимальным материалом для изготовления ФЭП является GaAs (теоретическое значение КПД  $> 80\%$ ), а для лазерного излучения с длиной волны 1,3–1,55 мкм полупроводники  $\text{GaSb}$  и твердые растворы  $\text{InGaAsP}$ ,  $\text{InGaAs}$  (теоретическое значение КПД  $\sim 50 \div 60\%$ ).

Значения КПД на рис. 2 рассчитаны в предположении нулевых оптических потерь излучения на отражение света от поверхности ФЭП и на затенение контактами и нулевых рекомбинационных потерях фотогенерированных электронно-



**Рис. 2.** Максимальные значения монохроматического КПД для величин фототока  $i_{\phi} = 0.1; 1.0$  и  $10 \text{ A}\cdot\text{см}^{-2}$  (линии 1, 2, 3, соответственно) в зависимости от граничной длины волны полупроводникового материала; 4, 5, 6, 7 — КПД преобразования энергии монохроматического излучения для идеализированных ФЭП на основе InGaP, GaAs, InGaAs (GaSb) и Ge соответственно в зависимости от длины волны преобразуемого излучения

Источник: составлено авторами В.М. Андреевым, М.З. Шварцем

**Figure 2.** Plots of maximum magnitudes of the monochromatic efficiency for photocurrent densities  $i_{\phi} = 0.1; 1.0$  and  $10 \text{ A}\cdot\text{cm}^{-2}$  (lines 1,2,3 respectively), which depend on boundary wavelength of the semiconductor material; lines 4, 5, 6, 7 — conversion efficiency of monochromatic radiation for idealized photovoltaic converters based on InGaP, GaAs, InGaAs (GaSb), Ge respectively which depend on wavelength of converted radiation

Source: made by the authors V.M. Andreev, M.Z. Shvarts

дырочных пар до их разделения  $p$ - $n$ -переходом. Не учитывались также потери, связанные с протеканием в объеме  $p$ - и  $n$ -области ФЭП фотогенерированных носителей тока.

Причинами оптических потерь в преобразователях лазерного излучения являются отражение части излучения от поверхности ФЭП и затенение контактной сеткой. Снижение коэффициента отражения  $R$  достигается нанесением на поверхность ФЭП просветляющих покрытий в виде тонких пленок, обеспечивающих интерференцию и взаимное гашение световых волн, отраженных от поверхности пленки и от границы пленка — полупроводник. Интегральный коэффициент отражения, таким образом, может быть уменьшен от  $R \approx 30\%$  для непросветленной поверхности до  $R < 1\%$  при использовании многослойных просветляющих покрытий.

Вторую часть оптических потерь в ФЭП составляют потери на затенение светочувствитель-

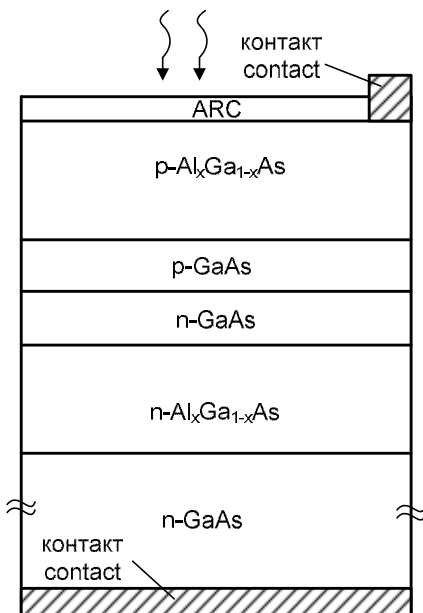
ной поверхности электрическим контактом к освещаемой области  $p$ - $n$ -перехода. Для снижения омических потерь контакт обычно выполняется в виде металлической сетки с шагом от 100–200 мкм (для преобразования лазерного излучения средней мощности —  $1\text{--}10 \text{ Вт}/\text{см}^2$ ) до 50 мкм (для преобразования более мощного лазерного излучения). При этом потери на затенение могут составлять от нескольких процентов до 10%.

Основным способом повышения фоточувствительности является увеличение времени жизни генерированных электронов (дырок), приводящее к увеличению КПД, что достигается использованием материала более высокого качества.

Поверхностную рекомбинацию на тыльной стороне фотоактивной области ФЭП уменьшают при создании потенциального барьера за счет создания тыльного широкозонного барье-

ра (рис. 3). Для уменьшения рекомбинационных потерь и эффективного собирания носителей тока, отраженных от тыльного потенциального барьера, уменьшают толщину базовой области. Однако при этом увеличивается прозрачность структуры для излучения с  $h\nu \approx E_g$ .

Эффективным путем снижения потерь для этого излучения является использование встроенного брэгговского зеркала, состоящего из периодической структуры с чередованием слоев GaAs и AlAs, имеющих различную оптическую плотность. Недостатком брэгговского зеркала является обеспечение высокого коэффициента отражения только внутри телесного угла с раскрытием  $\pm 20$  угловых градусов, что не позволяет обеспечить отражение рекомбинационного излучения, генерированного неразделенными  $p$ - $n$ -переходом электронно-дырочными парами. Более эффективное отражение и рециркуляцию фотонов обеспечивает тыльный Ag-отражатель, встроенный в структуру. ФЭП такого типа с Ag-отражателем будут рассмотрены в последнем разделе статьи.



**Рис. 3.** Гетероструктура фотоэлектрического преобразователя мощного лазерного излучения

И с т о ч н и к: составлено авторами В.М. Андреевым, Н.А. Калюжным

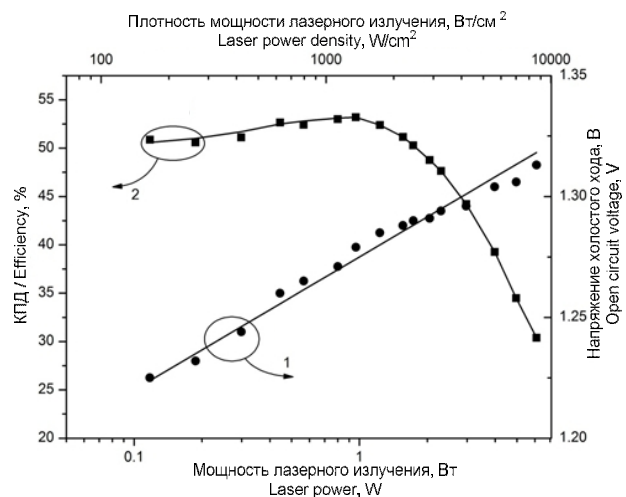
**Figure 3.** Heterostructure of photovoltaic laser power converter  
S o u r c e: made by the authors V.M. Andreev, N.A. Kalyuzhnyy

## 2. Фотоэлектрические преобразователи мощного лазерного излучения на основе AlGaAs/GaAs структур

На рис. 3 показана AlGaAs/GaAs структура фотоэлектрических преобразователей мощного лазерного излучения ( $\lambda = 800\text{--}870$  нм), получаемых методом МОС-гидридной эпитаксии на подложках n-GaAs.

Первый слой  $n\text{-Al}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$  ( $x = 0,2\text{--}0,3$ ) в структуре, показанной на рис. 3, выполняет функцию потенциального барьера для носителей тока, генерированных в фотоактивной области, включающей слои n-GaAs и p-GaAs, суммарной толщиной порядка 2 мкм.

Фронтальный сильно легированный слой  $p\text{-Al}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$  ( $x = 0,15\text{--}0,2$ ) выполняет функцию широкозонного «окна», прозрачного для излучения с длиной волны 820–870 нм. Этот слой выращивается с повышенным уровнем легирования ( $10^{19}$  см<sup>-3</sup>) для снижения сопротивления растекания для носителей тока, генерированных между токоотводящими полосковыми контактами.



**Рис. 4.** Зависимость напряжения холостого хода (кривая 1) и КПД (2) от мощности импульсного лазерного излучения (нижняя шкала абсцисс) и от плотности мощности (верхняя шкала) AlGaAs/GaAs фотопреобразователя

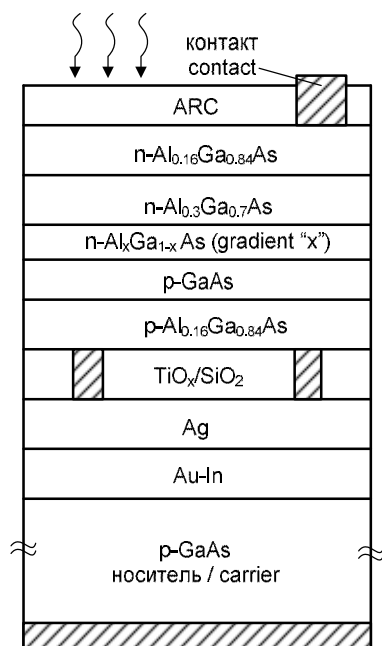
И с т о ч н и к: составлено авторами М.В. Нахимовичем, М.З. Шварцем

**Figure 4.** Plots of open-circuit voltage (1) and conversion efficiency (2) vs. laser pulse power (bottom scale) and power density (top scale) for AlGaAs/GaAs photovoltaic converter

S o u r c e: made by the authors M.V. Nakhimovitch, M.Z. Shvarts



На рис. 4 приведены основные характеристики ФЭП лазерного излучения с длиной волны 840 нм, оптимизированного для работы при повышенной мощности (более  $10^2$  Вт/см<sup>2</sup>) излучения [20]. Гетероструктура ФЭП подобна изображенной на рис. 3 при ширине контактных полос 6 мкм и шаге 50 мкм, что обеспечивает минимизацию омических потерь в ФЭП при высокой мощности лазерного излучения. Измерения проводились под импульсным лазерным облучением с длительностью импульсов 300 нс. При максимальной мощности облучения ( $\sim 10^4$  Вт/см<sup>2</sup>) достигнуто значение напряжения холостого хода, равное 1,32 В. Максимальная величина КПД = 54 % получена при мощности лазерного излучения 1,4 кВт/см<sup>2</sup>.



**Рис. 5.** Гетероструктура высокоэффективного фотоэлектрического преобразователя лазерного излучения с  $Al_{0.3}Ga_{0.7}As$  слоем в области пространственного заряда  $p-n$ -перехода и с тыльным Ag-отражателем

И с т о ч н и к: составлено авторами В.М. Андреевым, А.В. Малевской

**Figure 5.** Photovoltaic converter heterostructure with  $Al_{0.3}Ga_{0.7}As$  in space charge of the  $p-n$ -junction and with rear Ag-reflector

S o u r c e: made by the authors V.M. Andreev, A.V. Malevskaya

На рис. 5 представлена разработанная гетероструктура фотоэлектрического преобразователя, основными особенностями которой являются встроенное Ag-зеркало и выполнение фотоак-

тивной области на основе  $n-Al_{0.35}Ga_{0.65}As/p-GaAs$  гетероперехода со встроенным в гетеропереход слоем  $Al_xGa_{1-x}As$ , включая плавный гетеропереход с линейным увеличением содержания AlAs от  $x = 0$  вблизи слоя  $p-GaAs$  до  $x = 0,3$  вблизи слоя  $n-Al_{0.3}Ga_{0.7}As$ .

### 3. Высокоэффективные фотоэлектрические преобразователи на основе гетероструктур с тыльным Ag-отражателем

Смещение широкозонного материала в область пространственного заряда  $p-n$ -гетероперехода уменьшает темновой ток насыщения, что обеспечивает увеличение напряжения в точке оптимальной нагрузки и рост КПД. Увеличение КПД получено также благодаря формированию в структуре тыльного Ag-отражателя и возврата в активную область рекомбинационного излучения, генерированного при рекомбинации части электронно-дырочных пар, не разделенных полем  $p-n$ -перехода. Это рекомбинационное излучение является изотропным, распространяющимся от  $p-n$ -перехода равновероятно во всех направлениях.

Для эффективного внутреннего отражения и преобразования вторичного рекомбинационного излучения была разработана «инверсная» эпитаксиальная структура с удаляемой подложкой и технология комбинированного отражателя в виде слоя серебра, нанесенного на промежуточный слой диэлектрика ( $TiO_x + SiO_2$ ). Такое зеркало обеспечивает двухстадийное отражение: полное внутреннее отражение «латеральных» лучей, падающих на границу полупроводник/диэлектрик под углами, превосходящими угол полного внутреннего отражения, и отражение лучей, падающих на Ag-зеркало под углами, меньшими угла полного отражения от границы полупроводник/диэлектрик. Процессы рециркуляции и перепоглощения фотонов, происходящие благодаря тыльному отражателю, обеспечивают увеличение эффективного времени жизни генерированных носителей тока, увеличение фототока и генерируемого напряжения ФЭП.

Постростовая технология изготовления чипов ФЭП (см. рис. 5) включала встраивание в структуру Ag-отражателя путем переноса гетероструктуры на пластину-носитель  $p-GaAs$ . Сначала на фронтальной поверхности гетероструктуры к слою  $p-Al_{0.16}Ga_{0.84}As$  изготавливались точечные металлические контакты с затенением 2 % по-

верхности. Затем в местах, свободных от точечных контактов, наносилось диэлектрическое покрытие  $\text{TiO}_x/\text{SiO}_2$ , обеспечивающее планаризацию поверхности и защиту напыляемого на  $\text{SiO}_2$  слоя серебра от взаимодействия (спекания) со слоем  $p\text{-Al}_{0.16}\text{Ga}_{0.84}\text{As}$  и для увеличения коэффициента отражения тыльного зеркала за счет использования эффекта полного внутреннего отражения от границы полупроводник/диэлектрик.

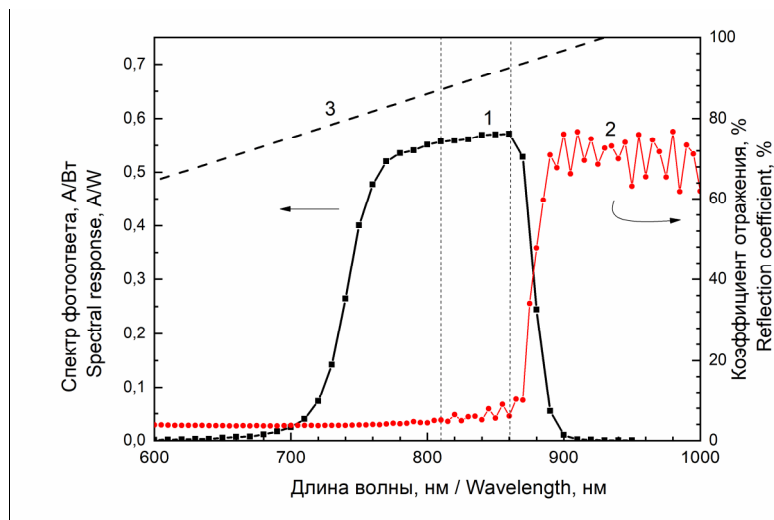
Перенос гетероструктуры на пластину-носитель  $p\text{-GaAs}$  осуществлялся путем сплавления с использованием электропроводящего сплава  $\text{Au-In}$ . Далее осуществлялось удаление ростовой подложки  $n\text{-GaAs}$  до «жертвенного» слоя  $\text{Al}_{0.9}\text{Ga}_{0.1}\text{As}$  и травление «жертвенного» слоя. Далее осуществлялось «переворачивание» гетероструктуры, изготавливались фронтальные полосковые контакты к  $n\text{-Al}_{0.16}\text{Ga}_{0.84}\text{As}$  (ширина полос 6 мкм, шаг 50 мкм), наносилось антиотражающее покрытие (ARC) и осуществлялось формирование чипа ФЭП с фоточувствительной областью диаметром 500 мкм с контактными полосами шириной 6 мкм и с шагом 50 мкм.

На рис. 6 (кривая 1) приведена спектральная зависимость внешней фоточувствительности ( $SR_{ext}$ ) и коэффициента отражения (кривая 2) от поверхности ФЭП с антиотражающим покрытием  $\text{TiO}_x/\text{SiO}_2$ . На спектрах отражения в спек-

тральном диапазоне более 850 нм наблюдаются пики фоточувствительности и отражения вследствие интерференции в тонких слоях диэлектриков ( $\text{TiO}_x$  и  $\text{SiO}_2$ ).

На рис. 7 приведены зависимости параметров разработанных ФЭП от плотности мощности импульсного (300 мкс) лазерного излучения. Значение фактора заполнения ВАХ составляют:  $FF = 87\%$  при  $P = 60\text{--}170\text{ Вт/см}^2$  и  $FF = 79\%$  при  $P = 550\text{ Вт/см}^2$ . Напряжение холостого хода ( $V_{oc}$ ) в ФЭП увеличивается от  $V_{oc} = 1,26\text{ В}$  при  $P = 170\text{ Вт/см}^2$  и до  $V_{oc} = 1,28\text{ В}$  при  $P = 550\text{ Вт/см}^2$ . Полученные значения напряжения холостого хода превышают значения  $V_{oc}$ , полученные в ФЭП на основе структур с гомо  $p\text{-}n$ -переходом в  $\text{GaAs}$  без тыльного отражателя. Существенное увеличение  $V_{oc}$  в разработанных ФЭП получено благодаря включению широкозонного слоя  $\text{Al}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$  в область объемного заряда гетероперехода  $p\text{-GaAs}/n\text{-Al}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$  и благодаря внутреннему переотражению (рециклированию) «подзонных» фотонов от встроенного тыльного отражателя.

Максимальное значение КПД  $> 60\%$  достигнуто в изготовленных ФЭП при длине волны лазерного излучения 860 нм в диапазоне плотности мощности 50–400  $\text{Вт/см}^2$  (рис. 7, кривая 1). При максимальной мощности  $P = 550\text{ Вт/см}^2$  получен КПД = 57,8 %.

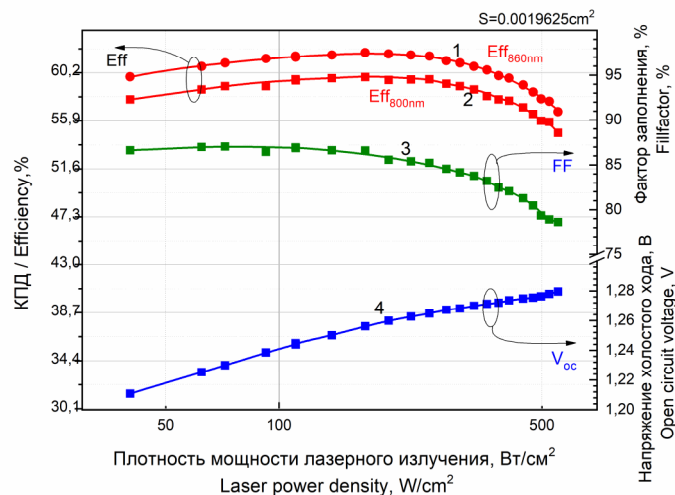


**Рис. 6.** Спектры фотоответа (1), коэффициента отражения (2) фотоэлектрического преобразователя лазерного излучения с тыльным  $\text{Ag}$ -отражателем и спектральная зависимость предельной теоретической фоточувствительности (3)

Источник: составлено авторами М.В. Нахимовичем, М.З. Шварцем

**Figure 6.** Spectral photoresponse (1), reflection coefficient of photovoltaic laser power converter with rear  $\text{Ag}$ -reflector (2), and theoretical maximum of spectral photoresponse (3)

Source: made by the authors M.V. Nakhimovitch, M.Z. Shvarts



**Рис. 7.** Зависимости КПД (Eff) фотопреобразователя лазерного излучения при  $\lambda = 860$  нм (кривая 1) и при  $\lambda = 800$  нм (2), фактора заполнения (FF) (3) нагрузочной вольтамперной характеристики и напряжения холостого хода ( $V_{oc}$ ) (4) от плотности мощности лазерного излучения  
Источники: составлено авторами М.В. Нахимовичем, М.З. Шварцем

**Figure 7.** Photovoltaic converter efficiency (Eff) of laser radiation at  $\lambda = 860$  nm (curve 1) and  $\lambda = 800$  nm (2), fillfactor (FF) (3) of voltage-current characteristics and open circuit voltage ( $V_{oc}$ ) (4) depending of the value of laser power density

Source: made by the authors M.V. Nakhimovitch, M.Z. Shvarts

## Закключение

Разработаны фотоэлектрические преобразователи мощного (более 100 Вт/см<sup>2</sup>) лазерного излучения с длиной волны 800-860 нм. ФЭП изготовлены на основе AlGaAs/GaAs гетероструктур, полученных методом МОС-гидридной эпитаксии. ФЭП включают узкозонную активную область в GaAs, окруженную широкозонными фронтальным и тыльным слоями. Для повышения генерируемого напряжения активная область была выполнена на основе гетероперехода Al<sub>0,3</sub>Ga<sub>0,7</sub>As/p-GaAs со встроенным «градиентным» слоем Al<sub>x</sub>Ga<sub>1-x</sub>As, сглаживающим потенциальные барьеры. В структуру ФЭП добавлен тыльный Ag-отражатель, обеспечивающий отражение фотонов в активную область ФЭП и снижение рекомбинационных потерь.

Максимальный КПД > 60% преобразования лазерного излучения ( $\lambda = 860$  нм) достигнут в диапазоне плотности мощности лазерного излучения 50–400 Вт/см<sup>2</sup>. Разработанные ФЭП, обеспечивающие высокоэффективное преобразование мощного лазерного излучения, могут найти широкое применение в лазерных системах передачи энергии по оптоволокну и по открытому оптическому каналу на Земле и в космосе.

## Список литературы / References

1. Andreev VM, Grilikhes VA, Rumyantsev VD. *Photovoltaic Conversion of Concentrated Sunlight* (monograph). John Wiley Publ.; 1997.
2. Alferov ZhI, Andreev VM, Rumyantsev VD. III–V heterostructures in photovoltaics. *Concentrator Photovoltaics. Springer Series in Optical Sciences*. 2007; 130:25–50. [https://doi.org/10.1007/978-3-540-68798-6\\_2](https://doi.org/10.1007/978-3-540-68798-6_2)
3. Alferov ZhI, Andreev VM, Rumyantsev VD. III–V solar cells and concentrator arrays. *High-Efficient Low-Cost Photovoltaics, Springer Series in Optical Sciences*. 2008;140:101–141. [https://doi.org/10.1007/978-3-540-79359-5\\_8](https://doi.org/10.1007/978-3-540-79359-5_8)
4. Alferov ZhI, Andreev VM, Shvarts MZ. III–V Solar Cells and Concentrator Arrays. *High-Efficient Low-Cost Photovoltaics. Recent Developments. Springer Series in Optical Sciences*. 2020;140:133–174. [https://doi.org/10.1007/978-3-030-22864-4\\_8](https://doi.org/10.1007/978-3-030-22864-4_8)
5. Iles PA. Non-solar photovoltaic cells. *IEEE Conference on Photovoltaic Specialists, Kissimmee, FL, USA*, 1990;(1):420–425. <https://doi.org/10.1109/PVSC.1990.111659>
6. Olsen LC, Huber DA, Dunham G, Addis FW, Anheier N. High efficiency monochromatic GaAs solar cells. *Proceedings of 22nd IEEE Photovoltaic Specialists Conference, Las Vegas, NV, USA*. 1991;(1):419–424. <https://doi.org/10.1109/PVSC.1991.169250>
7. Howell JT, O’Neill MJ, Fork RL. Advanced receiver/converter experiments for laser wireless power

transmission. In: *Proc. 5th Wireless Power Transmission Conf. together with 4th Intern. Conf. on Solar Power from Space*. Granada, Spain, 2004. p. 187–194.

8. Schubert J, Oliva E, Dimroth F, Guter W, Loeckenhoff R, Bett AW. High-voltage GaAs photovoltaic laser power converters. *IEEE Transactions of electron devices*. 2009;56(2):170–175.

9. Helmers H, Bett AW. Photovoltaic laser power converters for wireless optical power supply of sensor systems. *IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments (WiSEE)*. 2016. <https://doi.org/10.1109/WiSEE.2016.7877321>

10. Jarvis S.D., Mukherjee J., Perren M., Sweeney S.J. Development and characterisation of laser power converters for optical power transfer applications. *IET Optoelectron*. 2014;8(2):64. <https://doi.org/10.1049/iet-opt.2013.0066>

11. Kimovec R, Helmers H, Bett AW, Topic M. Comprehensive electrical loss analysis of monolithic interconnected multi-segment laser power converters. *Progress in Photovoltaics Research and Application*. 2019;27(3):199–209. <https://doi.org/10.1002/pip.3075>

12. Mukherjee J, Jarvis S, Perren M, Sweeney SJ. Efficiency limits of laser power converters for optical power transfer applications. *Journal of Physics D: Applied Physics*. 2013;46(26):264006. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/46/26/264006>

13. Andreev V, Khvostikov V, Kalinovsky V, Lantratov V, Grilikhes V, Romyantsev V, Shvarts M, Fokanov V, Pavlov A. High current density GaAs and GaSb photovoltaic cells for laser power beaming. *Proc. 3rd World Conf. on Photovoltaic Energy Conversion (Osaka)*. 2003;3P-B5-33.

14. Klinger S, Vogel W, Berroth M, Kaschel M. Ge on Si p-i-n photodetectors with 40 GHz bandwidth. *5th IEEE International Conference on Group IV Photonics, Sorrento, Italy*. 2008:188–190. <https://doi.org/10.1109/GROUP4.2008.4638140>

15. Piels M, Bowers JE. 40 GHz Si/Ge uni-traveling carrier waveguide photodiode. *Lightwave Technology*. 2014;32(20):3502–3508. <https://doi.org/10.1109/JLT.2014.2310780>

16. Kalyuzhnyy NA, Emelyanov VM, Evstropov VV, Mintairov SA, Mintairov MA, Nahimovich MV, Salii RA,

Shvarts MZ. Optimization of photoelectric parameters of InGaAs metamorphic laser ( $\lambda = 1064$  nm) power converters with over 50 % efficiency. *Solar Energy Materials and Solar Cells*. 2020;217:110710. <https://doi.org/10.1016/j.solmat.2020.110710>

17. Kalyuzhnyy NA, Emelyanov VM, Mintairov SA, Nahimovich MV, Salii RA, Shvarts MZ. InGaAs metamorphic laser power converters with distributed Bragg reflector for wavelength range  $\lambda = 1-1.1$   $\mu\text{m}$ . *AIP Conference Proceedings*. 2020;2298(1):030001. <https://doi.org/10.1063/5.0032903>

18. Kim Y, Shin H-B, Lee W-H, Jung SH, Kim CZ, Kim H, Lee YT, Kang HK. 1080 nm InGaAs laser power converters grown by MOCVD using InAlGaAs metamorphic buffer layers. *Solar Energy Materials and Solar Cells*. 2019;200:109984. <https://doi.org/10.1016/j.solmat.2019.109984>

19. Oliva E, Dimroth E, Bett AW. GaAs converters for high power densities of laser illumination. *Progress in Photovoltaics. Research and Applications*. 2008;16:289–295. <https://doi.org/10.1002/pip.811>

20. Panchak AN, Pokrovskiy PV, Malevskiy DA, Larionov VR, Shvarts MZ. High-Efficiency Conversion of High-Power-Density Laser Radiation. *Technical Physics Letters*. 2019;45(1):24–26. <https://doi.org/10.1134/S1063785019010310>

21. Khvostikov VP, Kalyuzhnyy NA, Mintairov SA, Sorokina SV, Potapovich NS, Emelyanov VM, Timoshina NK, Andreev VM. Photovoltaic Laser-Power Converter Based on AlGaAs/GaAs Heterostructures. *Semiconductors*. 2016;50(9):1220–1224. <https://doi.org/10.1134/S1063782616090128>

22. Helmers H, Lopez E, Höhn O, Lackner D, Schön J, Schauerte M, Schachtner M, Dimroth F, Bett AW. 68.9 % Efficient GaAs-Based Photonic Power Conversion Enabled by Photon Recycling and Optical Resonance. *Phys. Status Solidi RRL*. 2021;2100113. <https://doi.org/10.1002/pssr.202100113>

23. Beattie MN, Helmers H, Forcade GP, Valdivia CE, Höhn O, Hinzer K. InP- and GaAs-Based Photonic Power Converters Under O-Band Laser Illumination: Performance Analysis and Comparison. *IEEE Journal of Photovoltaics*. 2023;13(1):113–121.

## Сведения об авторах

**Андреев Вячеслав Михайлович**, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, главный научный сотрудник лаборатории фотоэлектрических преобразователей, Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 8199-5248; ORCID: 0000-0001-9927-3719; E-mail: vmandreev@mail.ioffe.ru

**Калюжный Николай Александрович**, кандидат физико-математических наук, заведующий лабораторией наногетероструктурных излучателей и фотоприемников, Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 2106-9180; ORCID: 0000-0001-8443-4663; E-mail: Nickk@mail.ioffe.ru

**Малевская Александра Вячеславовна**, научный сотрудник лаборатории наногетероструктурных излучателей и фотоприемников, Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург, Россия; AuthorID: 175341; ORCID: 0000-0003-4018-6631; E-mail: amalevskaya@mail.ioffe.ru

**Нахимович Мария Валерьевна**, научный сотрудник лаборатории фотоэлектрических преобразователей, Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург, Россия; ORCID: 0009-0005-4371-1077; E-mail: NMar@mail.ioffe.ru

**Шварц Максим Зиновьевич**, кандидат физико-математических наук, заведующий лабораторией фотоэлектрических преобразователей, Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 6900-3137; ORCID: 0000-0002-2230-7770; E-mail: shvarts@scell.ioffe.ru

#### About the authors

**Viacheslav M. Andreev**, Doctor of Technical Sciences, Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Chief Researcher of Photovoltaics Laboratory, Ioffe Institute, Petersburg, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 8199-5248; ORCID: 0000-0001-9927-3719; E-mail: vmandreev@mail.ioffe.ru

**Nikolay A. Kalyuzhnyy**, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Head of Nanoheterostructural Emitters and photodetectors Laboratory, Ioffe Institute, St. Petersburg, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 2106-9180; ORCID: 0000-0001-8443-4663; E-mail: Nickk@mail.ioffe.ru

**Alexandra V. Malevskaya**, researcher of Nanoheterostructural emitters and photodetectors laboratory, Ioffe Institute, 26 Polytechnicheskaya str., St. Petersburg, 194021, Russia; AuthorID: 175341; ORCID: 0000-0003-4018-6631; E-mail: amalevskaya@mail.ioffe.ru

**Mariia V. Nakhimovitch**, Researcher of Photovoltaics Laboratory, Ioffe Institute, St. Petersburg, Russia; ORCID: 0009-0005-4371-1077; E-mail: NMar@mail.ioffe.ru

**Maxim Z. Shvarts**, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Head of Photovoltaics Laboratory, Ioffe Institute, St. Petersburg, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 6900-3137; ORCID: 0000-0002-2230-7770; E-mail: shvarts@scell.ioffe.ru



DOI: 10.22363/2312-8143-2024-25-1-86-104

UDC 621.91.01

EDN: JDCYOB

Research article / Научная статья

## Analysing the Feasibility of Adopting Gas Turbine Technology for Electric Power Generation in Iraq

Wissam H.S. Alaabidy<sup>a</sup>, Majid S.S. Al-Rubaiawi<sup>b</sup>,  
Mikhail A. Chertousov<sup>a</sup>, Mikhail Y. Frolov<sup>a</sup>✉

<sup>a</sup> RUDN University, Moscow, Russia

<sup>b</sup> Shiite Endowment Office, Iraq

✉ frolov-myu@rudn.ru

### Article history

Received: July 15, 2023

Revised: December 4, 2023

Accepted: December 20, 2023

### Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

### Authors' contribution

Undivided co-authorship.

**Abstract.** A study was undertaken to understand the status of electric power demand, generation and supply in Iraq and the feasibility for adopting gas turbine technology for generating electric power. Based on the climatic and weather data, it was found that Iraq in general experiences a hot and dry climate with cooler nights. Apart from the coastal regions of the country, the relative humidity is generally low. This was found to be an encouraging factor for adopting cost effective evaporative cooling systems for the air entering gas turbine used for power generation (GTPG). The higher frequency dust storms in Iraq can result in operational problems, shorter life span and higher maintenance costs for GTPG, making air filtration mandatory for efficient operation of GTPG. Taking into account the district wise climatic and weather conditions, the district of Nineweh was found to be more suitable for the establishment of gas turbine plant for electric power generation (GTPEG). Among the different cooling systems available taking into account the cost effectiveness and the simplicity in design, construction, operation and maintenance, it was found that evaporative cooling system was more suitable. Further, it was found that the effectiveness of evaporative cooling system can be enhanced by taking advantage of the low night temperature and cooling the water to be used in the evaporative cooling system. Analysing the performance of the gas turbine, it was found that adopting the cooling system will result in reducing the power loss from 6.68–46.89 % to 2.77 to 21.17 %.

**Keywords:** gas turbine, cooling systems, Iraq, Nineweh region performance losses

### For citation

Alaabidy W.H.S., Al-Rubaiawi M.S.S., Chertousov M.A., Frolov M.Y., 2024. Analysing the feasibility of adopting gas turbine technology for electric power generation in Iraq. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2024;25(1):86–104. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-86-104>



## Анализ целесообразности внедрения газотурбинной технологии для производства электроэнергии в Ираке

В.Х.С. Ал-Аабиди<sup>а</sup>, М.С.С. Аль-Рубаяви<sup>б</sup>,  
М.А. Чертоусов<sup>а</sup>, М.Ю. Фролов<sup>а</sup>

<sup>а</sup> Российский университет дружбы народов, Москва, Россия

<sup>б</sup> Шиитский благотворительный офис, Ирак

✉ frolov-myu@rudn.ru

### История статьи

Поступила в редакцию: 15 июля 2023 г.

Доработана: 4 декабря 2023 г.

Принята к публикации: 20 декабря 2023 г.

### Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### Вклад авторов

Нераздельное соавторство.

**Аннотация.** Проведенное исследование посвящено анализу состояния спроса, выработки и предложения электроэнергии в Ираке и целесообразности внедрения газотурбинной технологии для выработки электроэнергии. На основе климатических и погодных данных было установлено, что в Ираке в целом жаркий и сухой климат с более прохладными ночами. За исключением прибрежных районов страны относительная влажность, как правило, низкая. Это является обнадеживающим фактором для внедрения экономически эффективных систем испарительного охлаждения для воздуха, поступающего в газовую турбину, используемую для выработки электроэнергии (ГТВЭ). Более частые пыльные бури в Ираке могут привести к проблемам в эксплуатации, сокращению срока службы и увеличению затрат на техническое обслуживание ГТВЭ, что делает фильтрацию воздуха обязательной для эффективной работы ГТВЭ. Принимая во внимание климатические и погодные условия района, район Найнив был признан более подходящим для создания газотурбинной установки для выработки электроэнергии. Среди различных доступных систем охлаждения, принимая во внимание экономическую эффективность и простоту проектирования, конструкции, эксплуатации и технического обслуживания, было установлено, что система испарительного охлаждения является наиболее подходящей. Показано, что эффективность системы испарительного охлаждения может быть повышена за счет использования преимуществ низкой ночной температуры и охлаждения воды, которая будет использоваться в системе испарительного охлаждения. При анализе производительности газовой турбины было установлено, что внедрение системы охлаждения приведет к снижению потерь мощности с 6,68–46,89 до 2,77–21,17 %.

**Ключевые слова:** газовая турбина, охлаждающие системы, Ирак, регион Найнив, потери мощности

### Для цитирования

Alaabidy W.H.S., Al-Rubaiawi M.S.S., Chertousov M.A., Frolov M.Y. Analysing the feasibility of adopting gas turbine technology for electric power generation in Iraq // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2024. Т. 25. № 1. С. 86–104. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-1-86-104>

### Introduction

In this modern era, energy has become a vital component for the development of any human society and with the increasing population its demand is increasing day by day. Among the different energy sources, electrical energy stands as the primary requirement for humans. Taking into account the

rate of increasing population for any energy supply systems to have a sustainable impact, it has to be designed taking into account the estimated population by 2050. Energy consumption analysis studies reveal that the energy demand is increasing by 2.9 % every year since 2010 and nearly 73 % of this demand is met from fossil fuel resources (FFR) [1]. Taking into account the environmental effects

caused and its limited quantity available, the use of FFR is being reduced slowly by different countries [2]. In spite of all this, fossil fuel based technology (FFBT) cannot be completely ruled out as they are proven sources presently available for effective economic progress of developing economies [3]. This dependence of FFR will continue for many more years to come as making a sudden step back is practically difficult, especially for developing economies. This highlights the importance of researchers on improving the effectiveness of FFBT as researches on finding economic alternatives for FFR. This can bring twin benefits of not retarding the present economic progress of developing economies and at the same time having alternatives to FFR.

The energy sector of the economically developing countries have to tackle two major problems, the ongoing variations in the energy prices and the steadily increasing energy demand [4]. Among the various FFR considered for power generation, natural gas has proved to be more environment friendly, thus in the recent years natural gas fuelled gas turbines (NGGT) are being widely considered instead of steam turbines fuelled by coal and petro-fuel [5]. Using natural gas as fuel instead of coal and petro-fuel will result in huge reductions in CO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub>, and SO<sub>2</sub> emissions [6]. In fact, using natural gas instead of coal for power generation can result in nearly 50 % reduction of CO<sub>2</sub> leading to reduced environmental effects. In addition to this they are economical and have better thermal efficiencies than the other FFBT [5]. It is estimated that the natural gas demand will be increased by 40 % by 2050 than what was supplied in 2018 [7]. As gas turbines are simple in construction, operation and able to respond quickly to varying load requirements, they are being widely considered and recommended. But it should also be noted that both its thermal efficiency and the quantity of power produced is highly dependent on the ambient environmental conditions [8]. The important factors that affect the performance of GTPG are, the geographical location, inlet air temperature which decides the quantity of work by the compressor, ambient temperature, air density, air pressure, relative humidity and fuel [9–11].

Iraq is geographically divided into western desert region, northern mountainous region and fertile plains in the south and middle region. Iraq is the home for 0.57 % of the global population, with

70 % of its population living in the urban areas and have an annual population growth rate of 2.45 % [12]. Being the 5<sup>th</sup> largest oil reserve and 13<sup>th</sup> largest gas reserve, Iraq mainly depends on the energy sector for its development. In general, Iraq has a subtropical semi-arid type of climate, with the day temperature much higher than that of the night, so is the demand for electric power. Thus, for the sustainable development of the country's economy sufficient quantity electric power has to be produced effectively and economically. To achieve this suitable technology has to be adopted such that it is suitable for the conditions prevailing in the area, installed in the most appropriate geographical location such that it can operate with the highest possible efficiency producing power in an economic way and distribute the power with the minimum possible losses. This study analyses the present status of electric power generation and distribution in Iraq, the suitability of GTPG to the climatic and whether conditions prevailing in Iraq, identify the suitable area for establishing the GTPEG, the functional components required by GTPG for effective operation and further conduct a theoretical evaluation on the operating performance of GTPG.

## 1. Energy status of Iraq

Iraq is facing serious energy shortage and the gap between the demand and supply is increasing drastically since 2003 [14]. The repeated wars in Iraq have destroyed its economy, growth and infrastructure. The country now is facing huge electric power shortages both in production and distribution [15]. Iraq has a production of about 25GW which is 28.6 % less than its actual demand [13], in addition to this the demand is growing every year at the rate of 7 % [16]. It is estimated that Iraq has 8.5 % and 1.8 % of global oil and natural gas reserves respectively, placing the country in the 11<sup>th</sup> position globally in terms of oil and natural gas reserves. The southern region of the country holds about 71 % of the total FFR [7]. The country's economy and its electrical power generation sector mainly depends on these FFR. Despite sufficient fuel resource, Iraq imports power from Iran and Turkey at higher cost and supplies to its population at subsidised rates [14] due to inadequate generation capacity and huge losses in the distribution network. This is further adding economic burden on the country's economy which is trying to improve.



With aim of providing continuous power supply to its people, Integrated National Energy Strategy (INES) was launched by Iraq in 2013. The INES aimed to produce 40 % additional power by 2015 but was successful in achieving only 50 % of its estimated goal [18]. As the country was making steady progress, the invasion of Islamic State of Iraq and Syria (ISIS) during the period between 2014-18 caused huge damage to the power plants and destroyed the electricity supply lines. The total damage to the power sector caused by the ISIS invasion was estimated to be \$ 7 billion [19]. In 2019, as the result of the fast-track programme by the ministry of electricity witnessed a 20 % increase in generation. During the same year a \$ 16.3 billion project was set to upgrade 40 gas turbine plants and construct new power plants with an aim to add 1.6 GW to the existing production. In spite of all these the progress is slow and Iraq still remains as a country having the lowest electricity generation per capita in the Middle East [18] and is finding hard to meet the electric power requirements of its population. The government is making huge investments in this sector so as to meet the peoples demand. To make electricity affordable to the public, government is forced to supply it at subsidised rates. This in turn is putting huge economic burden on country and along with this the demand-supply gap is increasing every year [20].

## 2. Suitability of GTPG in Iraq

Electricity generation plants using gas turbines are considered to be more suitable for Iraq among the fossil fuel based technologies [21] as Iraq can effectively use the advantage of having about 81 % of its natural gas reserve as associated gas [7] and have lower water requirements than the other FFBT [14]. Using natural gas from associated sources which is usually burnt as flare [22] results in much lesser tapping cost [23], making power generation more economical. It is estimated that by using the associated gas for electricity generation instead of burning as flares can save about fifty million tonnes of CO<sub>2</sub> annually, thus benefiting the environment too [22]. Taking these facts into consideration Iraq is already trying to mainly depend on GTPG for power generation. In fact, 61 % to the total power production of the country is obtained from its 28 gas turbine power stations [16] but the matter of

concern is that they are having lower production efficiency [24].

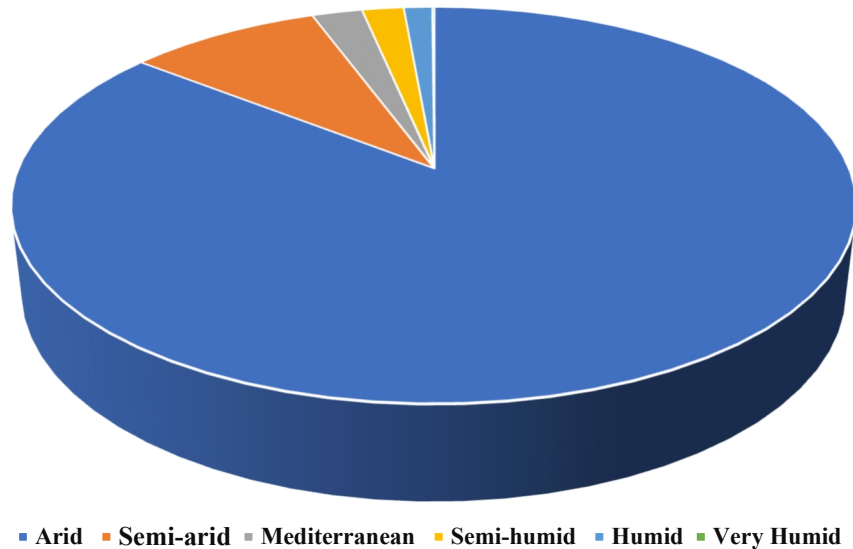
Among the climatic factors, ambient temperature affects the performance of GTPG the most [25]. The GTPG is designed such that they provide the best performance when operated in ISO conditions (typical thermal efficiency of GTPG when operated in ISO conditions is 30 %) and for every degree rise in the inlet air temperature above the ISO condition, there will be approximately a reduction of 0.64 % in the total power output [10] and 0.18 % in thermal efficiency [26]. Thus, in hot climatic regions like Iraq both the quantity of power produced and the production efficiency of GTPG will be highly affected, leading to increased production cost and pollution produced per kW of electric power generated [27]. In addition to the ambient temperature, GTPG operating in the Iraq will face problems related to higher filtration requirements for the air entering the GTPG due to the general dusty environment prevailing in the region [28]. Improper air filtration can affect the life, performance and frequent higher maintenance requirements for the GTPG. Relative humidity is the next important parameter that affects the performance of performance of GTPG. The thermodynamic property of the working medium (air-water vapour mixture) varies with the change in relative humidity, which in turn will affect the engine performance [29]. The relative humidity play a major role in accurately estimating the performance of GTPG when the ambient temperature is greater than 30 °C and relative humidity is above 70 % [30].

### **2.1. Climatic and geographical factors of Iraq that influence the operational performance GTPG and the region suitable for the establishment of power plant**

Among the countries of the Arab region, Iraq is the most vulnerable and experiences extreme weather events [31]. Though geographically located in the northern temperate zone, the country experiences continental and subtropical climate. Scarcity of sufficient and reliable metrological data from Iraq forms an hinderance while analysing the climatic conditions. It's clear from Figure 1 that 94.4 % of Iraq is experiencing arid to semi-arid climate and is considered as one among the fastest warming countries of the world [32]. Broadly Iraq can be classified into four climatic zones as (i) Mediterranean climatic zone: comprising of the moun-

tainous region spread along the north and the north-east region occupying 21 % of the total land area, (ii) steppe climatic zone: occupying the 9.6 % of the area comprising of the undulating lands of the southern and western region, lies between the mediterranean and the desert zones having cold winter and very hot summer and receives about 200–400 mm of rainfall during winter season (ii) Desert zone: located in the western region of the country and occupies the largest share of land (39.2 %) and the (IV) semi-arid zone: occupying 30.2 % of the land area and is spread along the central and the

southern region. It was clear that Iraq in general experiences a hot and dry climate apart from the cool and wet winter season starting from November to March with the rains extending up to April. During the winter the average day temperature reach about 16 °C and will go as low as 2 °C in the night. During the summer the day temperature can go over 43 °C, but the nights are usually cool with a temperature about 26 °C [33]. In general the country have more hotter days in a year, resulting in high ambient temperatures during the day time and much lower temperatures during the night time [34].



**Figure 1.** Area classification of Iraq based on aridity index [85]

To understand the climatic conditions of the different regions in Iraq, the climatological data from the year 1991 to 2020 obtained from the Climate Change Knowledge Portal of the World Bank Group [35] was analysed. The climatological analysis was done with the aim to find the most suitable region for the establishment of power plant in Iraq. Considering the month wise average maximum and minimum temperatures from the period between 1991–2020 (Figure 2), it was found that day temperatures from March to November were above 30 °C with the months April to October having an average above 40 °C. In fact the highest temperature (54 °C) of the Eastern Hemisphere was recorded in Iraq on 22<sup>nd</sup> July 2016 [36]. During the night the temperatures are too low with only the months June to August had temperatures above the optimum

working temperatures of GTPG. Relative humidity also plays a major role in cooling air while using evaporative cooling systems. The extent of cooling depends on the relative humidity, under same temperature air having lower humidity will be cooled more than air with higher humidity. It was observed by Barakat et al. [8] that the temperature drop decreased by 22.8 % when the relative humidity changed from 20 to 80 %. Moreover, higher humidity results in increased heat consumption in the combustion chamber of GTPG. This is due to the high specific heat of water. The lower relative humidity (Figure 3) during the hotter months and higher humidity in the cooler months serves as a beneficial factor for the operation of GTPG. This helps in employing the cost-effective evaporative cooling system effectively [9; 37].

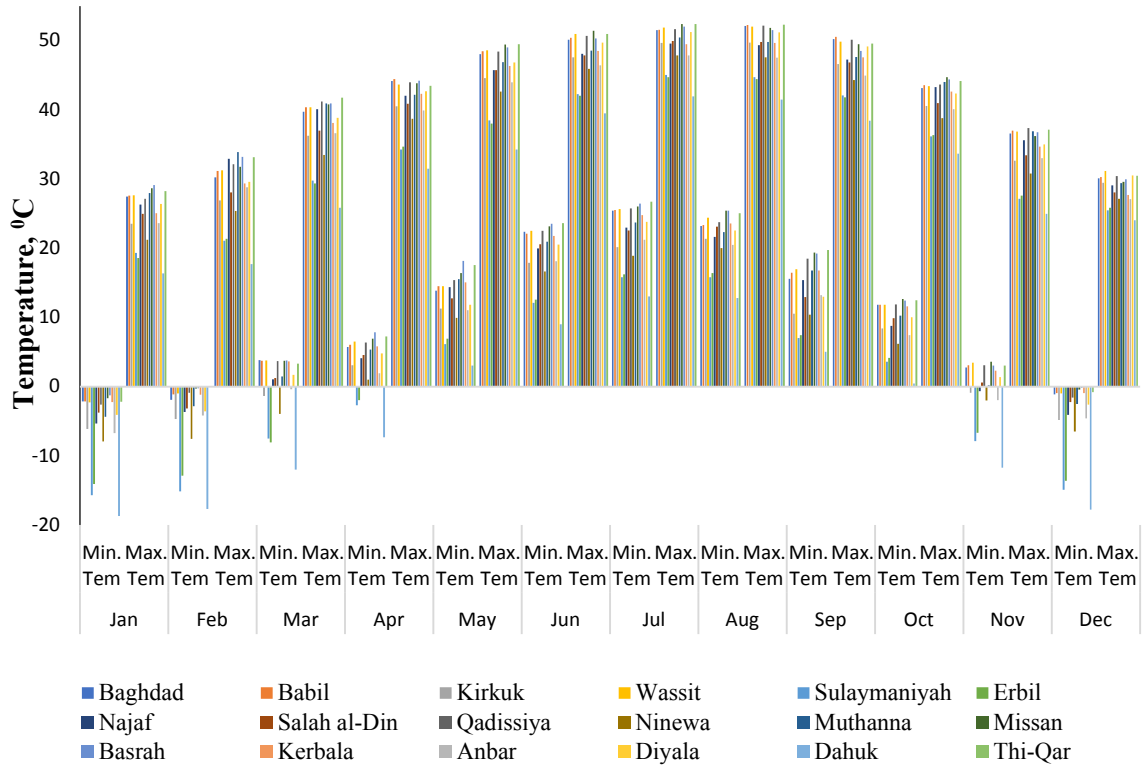


Figure 2. Monthly average maximum and minimum temperatures of different regions of Iraq [35]

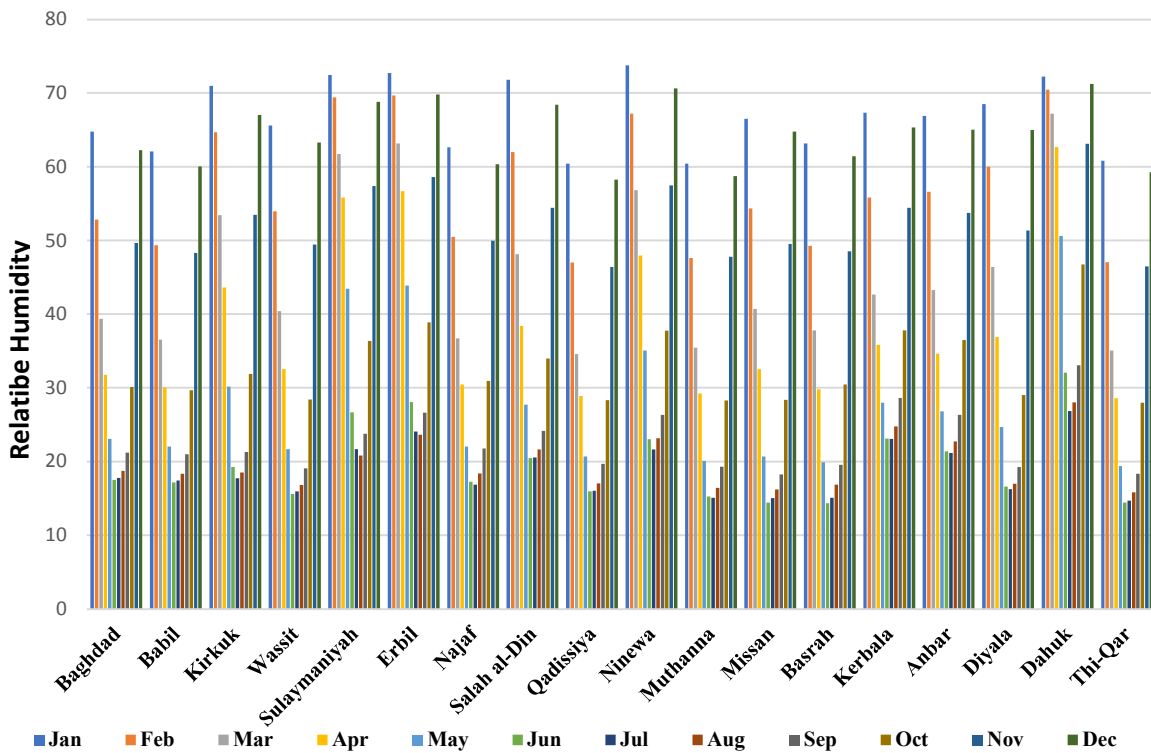
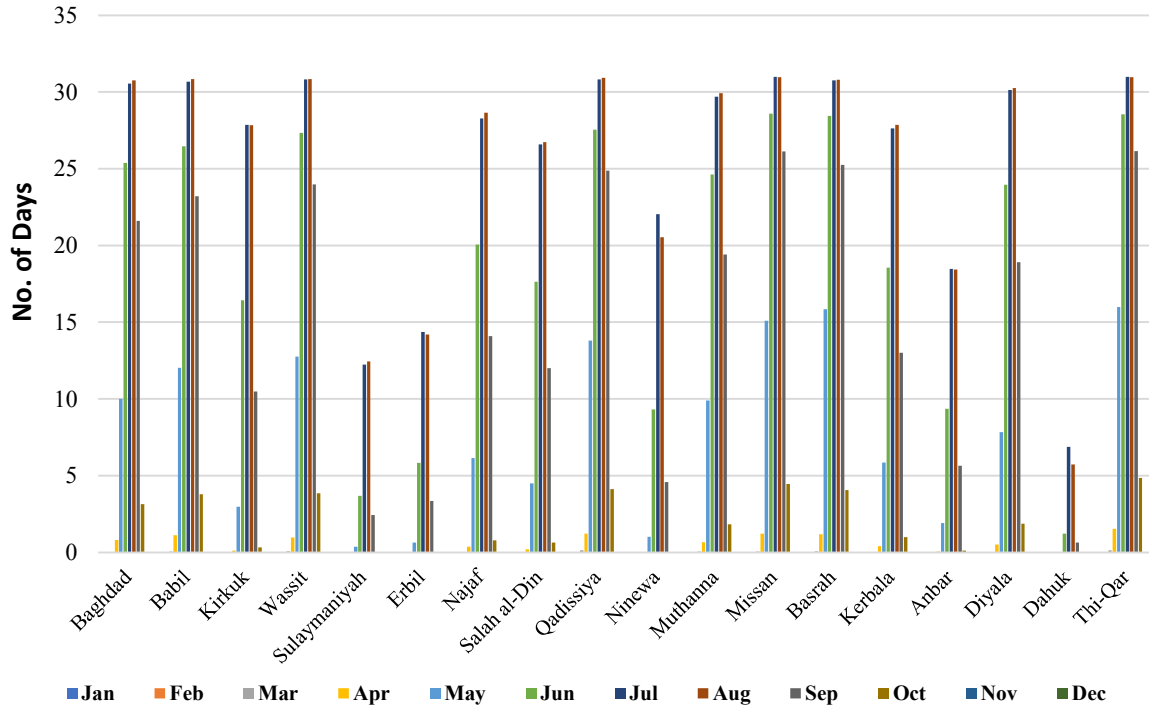
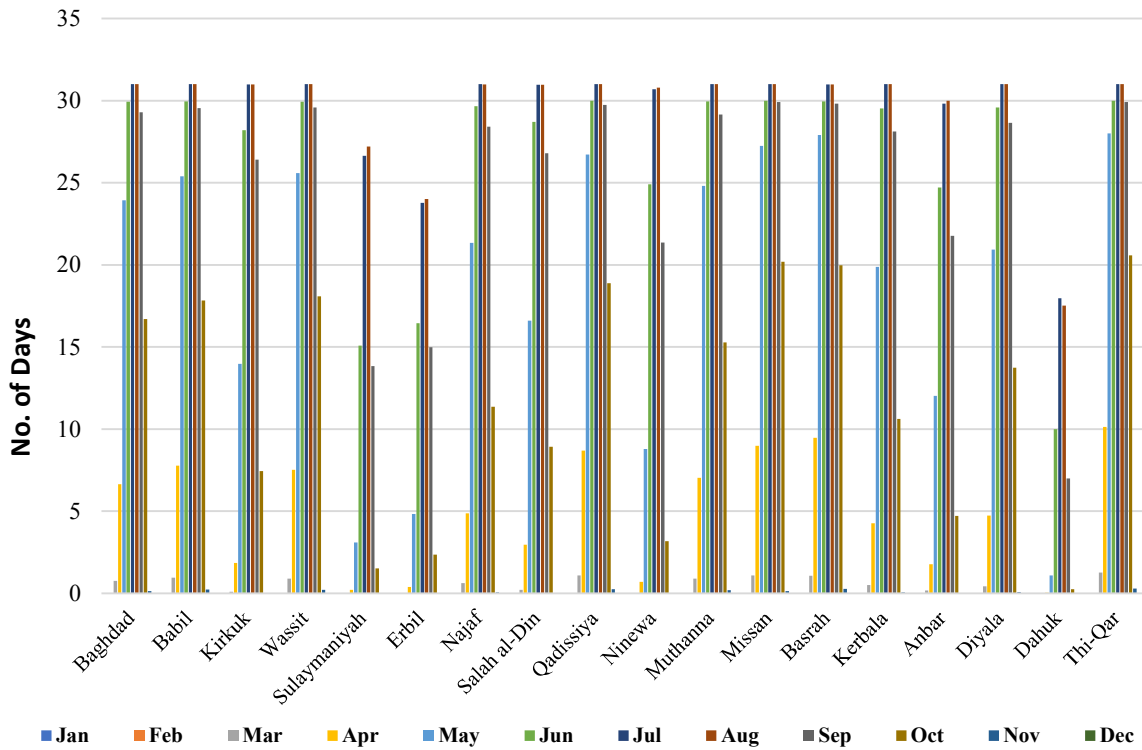


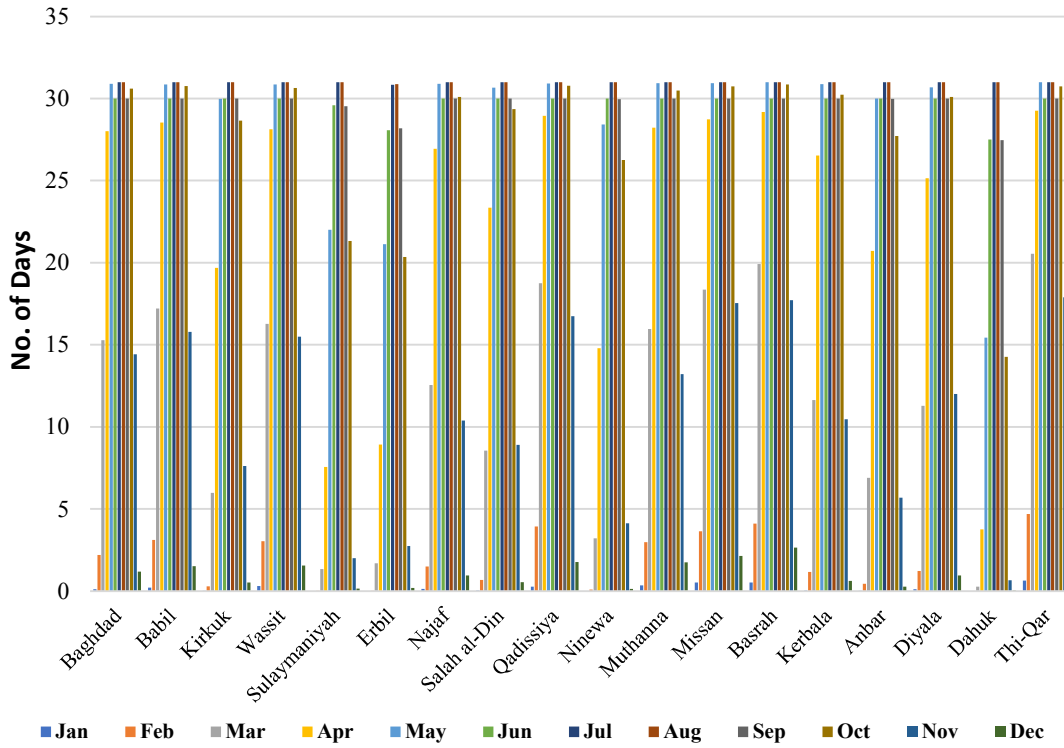
Figure 3. Monthly average relative humidity of different regions of Iraq [35]



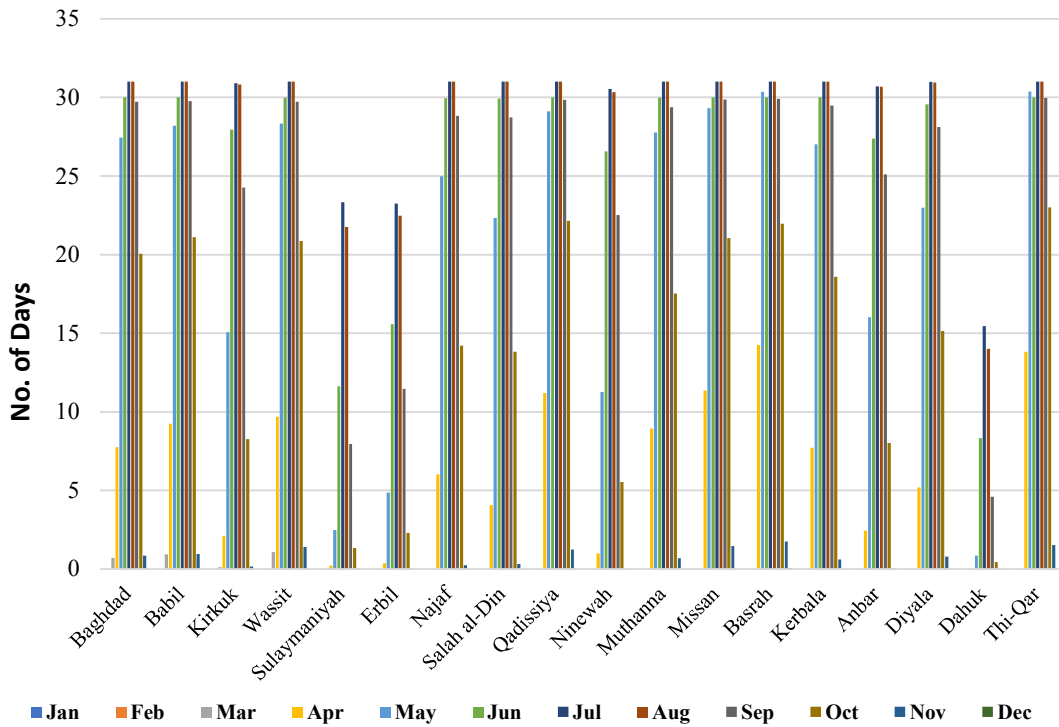
**Figure 4.** Number of days having day temperature above 40 °C (monthly average) on different regions of Iraq [35]



**Figure 5.** Number of days having day temperature above 35 °C (monthly average) on different regions of Iraq [35]



**Figure 6.** Number of days having day temperature above 25 °C (monthly average) on different regions of Iraq [35]



**Figure 7.** Number of days having night temperature above 20 °C (monthly average) on different regions of Iraq [35]

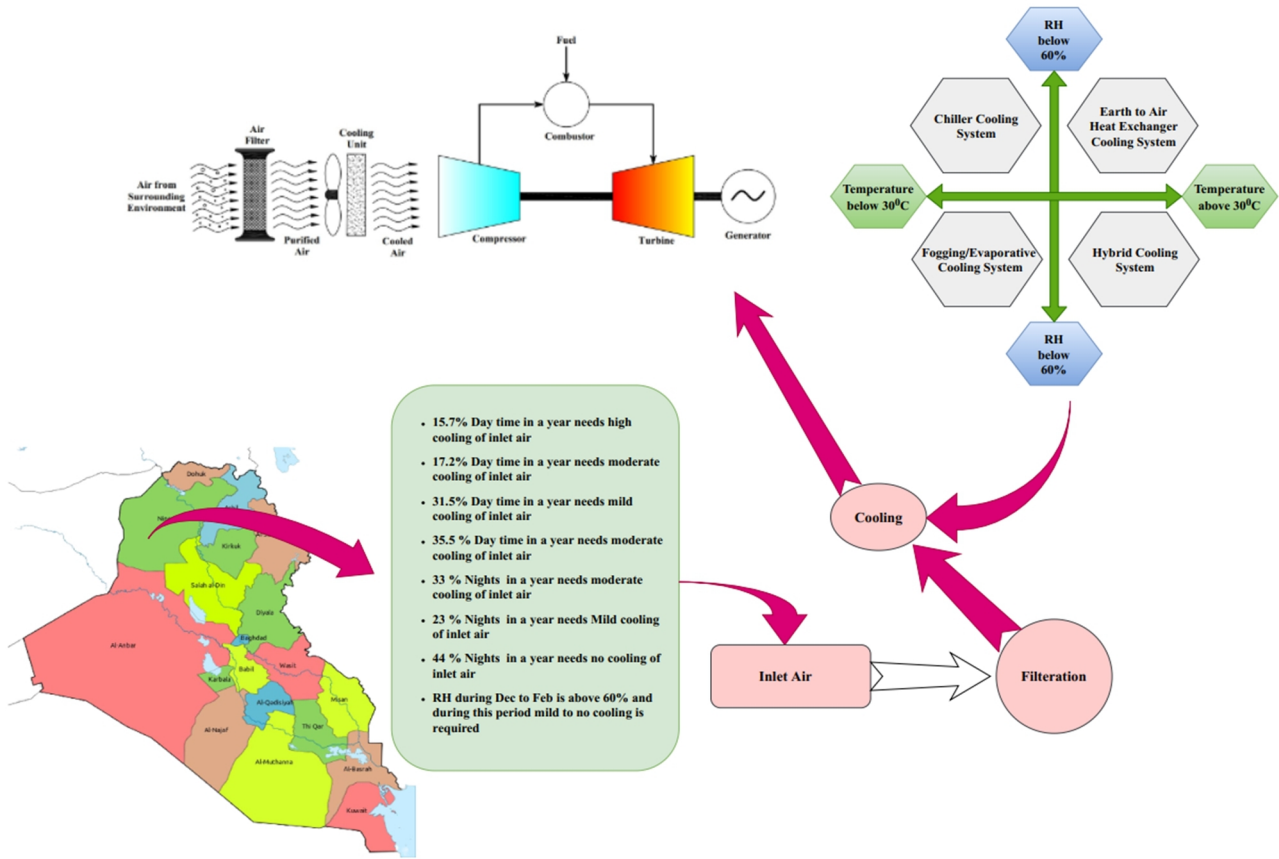
Considering the different districts on all climatic parameters considered, Dahuk had the most preferable conditions for the operation of GTPG followed by Erbil, Sulaymaniyah and Nineweh. But Dahuk, Erbil and Sulaymaniyah being mountainous regions will have lower air density affecting the mass flow rate of air and lower oxygen concentrations, thereby affecting performance of GTPG [38]. The number of days (month wise for each district of Iraq) during which the temperature is above 40 °C (Figure 4), 35 °C (Figure 5) and 25 °C (Figure 6) during day and 20 °C (Figure 7) during night is also an important factor to be considered. It was found that the district of Nineweh on average during the day time had 57.46 days above 40 °C, 120.41 days above 35 °C and 198.91 days above 25 °C and 127.75 days above 20 °C during night. This indicates that cooling load requirement is lesser for about 165 days in a year, adding better economic advantage than being placed in the desert regions of the country. In addition, the lower relative humidity of Nineweh helps in effectively adopting evaporative cooling system [39].

In addition to the climatological parameters the frequent dust storms in Iraq affects the performance and life of GTPG, imposing higher filtration requirements for the air entering the GTPG [28]. On an average about 38 dust storms happen in a year [40], most of them originating from the deserts of Iran, Iraq and Arabian Peninsula. The dust storms happen more frequently during the summer with few taking place during the winter season. It was found by Mohammadpour et al. [41] that between 2003–2012 there were 155 dust storm events with majority of them occurring during the months of April and May. The majority of the dust particles have diameter in the range 0.1–10 µm and requiring a minimum time of 14 hours to settle [42]. The dust storms carry small light weight particles of silt, clay and sand, the quantity and extent of dust load depends on the strength of the causing wind and shape, size and density of the particles. Studies have found that dust particles in a dust storm can be vertically lifted to a height of 6 km and carried horizontally to a distance up to 6000 km [43], not allowing even the mountainous region escaping from it. In Iraq majority of the dust storms takes place in the lower Mesopotamian plains. The Nineveh district is located in the north-western region of Iraq and is highly prone to dust storms [39] making air

filtration requirements very essential of the GTPG located in the region.

### **3. Functional component requirements of GTPG for effective operation in Nineveh district of Iraq**

The district of Nineveh selected for the establishment of gas turbine plant for power generation generally experiences a long hot and dry spell and short wet and cool spell (December–February) [44]. Thus, taking into consideration the geographic feature of Nineveh district and the prevailing weather conditions, the requirements of GTPG for effective operation is described in Figure 8. GTPG being constant-volume engines, their shaft power is proportional to the mass flow rate of air. As the temperature of the inlet air increases, its density decreases resulting in reduced mass flow rate and thereby increasing the work of the compressor. Reducing the temperature of the inlet air increases its density at constant pressure, increasing the mass flow rate and thereby the output power. Increase in inlet air temperatures above 15 °C results in the reduction of both thermal efficiency and power output [45]. It was found by Zeitoun [46] that a GTPG delivering 84.4 MW power at 15 °C dropped down to 69 MW at 45 °C. Further El-Shazly et al. [45] observed that by reducing the inlet air temperature by 10 °C from 40 °C can result in output power enhancement of 10 %. In addition to power and thermal efficiency enhancement, GTPG operating with lower inlet temperature result in better heat rate and enhanced turbine life. Studies have shown that for every °C rise in temperature above 15 °C, the GTPG power output reduces by 0.77 %, thermal efficiency by 0.1 % and the air mass flow rate by 0.36 % [47]. This highlights the importance of cooling the inlet air when the GTPG is operating in conditions having high ambient temperature. Thus, for better performance of the GTPG, the temperature of the inlet air has to be 15 °C or brought down as close as possible. It was clear from the climatological and weather data of Nineveh that for better GTPG performance, inlet air cooling and air filtration systems are unavoidable components. The proper selection of the appropriate cooling system and the air cleaning system decides the operating and economic effectiveness of the GTPG.



**Figure 8.** Pictographically representation of the GTPG requirements for effective operation in the Nineveh district Iraq  
 Source: made by the authors

### 3.1. Air cooling systems proven effective in GTPG

The different inlet air cooling systems used in GTPG can be broadly classified as systems lowering temperature only and systems lowering the temperature along with increase in humidity of the incoming air. The systems that only cool the incoming air are absorption chiller cooling systems that cool the incoming air using heat exchangers [48], mechanical refrigerate cooling systems [37] and cooling systems using thermal storage options. While those that increase the humidity of air along with cooling the air are systems that cool the air by absorbing the latent heat of evaporation commonly called as evaporative cooling systems [49] and using high pressure fogging system [50]. Each system has its own advantages and disadvantages [8] and a particular system has to be selected taking into consideration the economics, technical requirements and the

extend of its suitability in handling the ambient conditions prevailing in the area.

Both high pressure fogging and cooling using media (evaporative cooling systems) are considered as better options for GTPG operating in hot and dry conditions [51]. Here cooling of air is achieved by the thermodynamic process called adiabatic saturation, in which thermal energy of the air is consumed by the water causing it to evaporate and the temperature of the inlet air is dropped to a value very close to the wet bulb temperature. Thus, wet-bulb depression is a deciding factor on the extend of temperature reduction and thereby the performance of the GTPG [52]. According to studies, the effectiveness of evaporative cooling method using media range between 0.85–0.9 while high pressure fogging system range between 0.97–1 [53]. Moreover its simplicity in design, easy to install, operate and

above all cost effectiveness make the evaporative cooling method, cooling using high pressure fogging system being widely practiced [54]. The effectiveness of the fogging system can be enhanced by using cold water and reducing the spray droplet size (30–50  $\mu\text{m}$  is considered as ideal droplet size) [56].

Inlet air cooling using mechanical compression and absorption cooling systems are usually considered as a second option next to evaporative cooling systems as they bring about change in only temperature of the incoming air. As they do not add moisture to the intake air, so the associated negative effects such as erosion, corrosion etc., on different parts of the turbine is avoided [58]. Both the systems are capable of producing better cooling effect than evaporative cooling systems, but are associated with parasitic losses in terms of more electricity consumptions for their operation [59], making it not that favourable option to be considered for Iraq now. Studies indicate that both mechanical compression and absorption cooling systems have a coefficient of performance above 6.0 [60]. In the study conducted by Santos and Andrade [57] it was found that absorption chillers are better than mechanical compression systems in providing higher energy increments at lower cost, but still costlier than evaporative cooling system. Absorption chillers are capable of reducing the temperature of the incoming air by 16.7 to 26.7 % more than evaporative cooling systems, increase the power output by 15 to 20 % and the thermal efficiency by 1–2 % [61] and decrease the electricity production cost by 2.97–5.04 % [27] regardless to the prevailing ambient conditions. Though the power output produced is 40 to 55 % more than that of high pressure fogging system [61], but the system is more complex and consumes more energy than cooling system using high pressure fogging system. Thus, making the operating cost much higher than the evaporative cooling systems [62]. In fact the payback period of evaporative cooling system is just 41.1 % of that of absorption chiller system [63].

In systems adopting stored thermal energy to cool the incoming air to the compressor, cooling is based on requirement [64]. The storage system is either sensible or latent heat type, with the latent type changing its phase while rejecting the stored energy to the incoming air. The latent type of system can store more energy than the sensible system [65]. The commonly used sensible thermal energy

storage medium is water and ice as latent thermal energy storage medium, in addition glycol chiller and encapsulated phase change materials are also being widely used [66]. In the study conducted by Sanaye et al. [65] it was found that using the thermal energy stored in the ice was effective in increasing the power output by 3.9–25.7 %, the thermal efficiency by 2.1–5.2 %, but the payback period increased from 4 to 7.7 years. The increase payback period is due to the increased installation cost of the system.

Relative humidity is often considered by researchers that it does not affect the performance of GTPG significantly, but the thermodynamic property of the working medium (air-water vapour mixture) changes with the change in relative humidity, which in turn affect the engine performance [29]. Alasfour et al. [67] in their study found that both temperature and relative humidity are important parameters while determining the exergetic performance of GTPG. The relative humidity play a major role in accurately estimating the performance of GTPG when the ambient temperature is greater than 30  $^{\circ}\text{C}$  and relative humidity is above 70 % [30]. Especially while calculating the excess air requirement for the GTPG. Lugo-Leyte et al. [68] found that neglecting relative humidity can result in estimating excess air requirement over 5 % of what is actually required. An efficiency reduction of 6.28 % was observed in the study conducted by AL-Salman et al. [52] when the relative humidity of air was increased from 10 to 60 % at constant ambient temperature. In addition to this relative humidity of air is an important parameter that decides the reduction in temperature of the air while using evaporative cooling systems. It was observed by Barakat et al. [8] that the temperature drop decreased by 22.8 % when the relative humidity changed from 20 to 80 %. Moreover, higher humidity results in increased heat consumption in the combustion chamber of GTPG. This is due to the high specific heat of water.

Results of the studies cited above indicate that evaporative cooling systems (both media and fog) are more suitable and economically effective solutions for hot and dry areas than the expensive absorption and vapour compression chiller methods [69]. As in the evaporative cooling system, sensible heat of the air is exchanged for the latent heat of evaporation from water is adiabatic, can result in enhancing the GTPG power output by about 12 %



in regions having a hot and dry climate [70]. This makes the adoption of evaporative cooling system as the most cost-effective method to enhance the power output of GTPG in regions like Iraq having a hot-dry desert type of climate. Based on these results of the various studies conducted on evaporative cooling systems, it could be concluded that adopting high pressure fogging system is a better method to increase the power output of gas turbines in region of Nineveh as area is characterised with higher ambient temperature and lower relative humidity. The basic disadvantage of this system is that it consumes huge amount of water and can be a problem in places having water availability problems. This will not be a major concern due to the presence of Khosr and Tigris rivers. Though the evaporative cooling system using media consumes about 10.15 % lower water than that of high pressure fogging system [61], the pressure drop while the air passes through the media and the need for regular media replacements results in increased operating cost of the system [69].

### 3.2. Air filtration systems for GTPG

The mass flow rate and quality of air is an important factor that decides the performance, useful life and maintenance requirements of GTPG. Iraq as a whole and Nineveh in particular have very poor air quality. Thus, the air entering the GTPG should be properly filtered and at the same time the filtration system should not negatively affect the mass flow rate of air. While selecting filter, air resistance and pressure drop induced, dust holding capacity and efficiency of filtration has to be taken into consideration [71]. Taking the results of Parolari et al. [42] into consideration, the filter selected should be able to filter out particles having diameters of 0.1  $\mu\text{m}$ , but as per Schroth and Cagna [72] filters used for GTPG should be able to filter out particles sizes in the range of 0.01  $\mu\text{m}$  to 3 mm. In addition, poor air quality can result in filters getting loaded fast, requiring frequent cleaning. Thus, to avoid frequent stopping of the GTPG for cleaning the filters, self-cleaning filters are more suitable. This saves a considerable cost of labour required for cleaning when compared to the non-self-cleaning type of filters [73]. More over due to the complex and harsh conditions prevailing in the desert type climate, often the filters used don't get in actual the useful life prescribed by the manufacturer [74]. Thus, for effi-

cient operation and longer life of the GTPG, filtration of the incoming air is very essential and filter has to be selected by properly evaluating the information provided by the filter manufacturer, the prevailing operating conditions and taking into account the investment and maintenance cost required [75].

## 4. Case study: Performance analysis of a 25 MW GTPG operating in Nineveh region

The performance of a 25 MW GTPG proposed by Lebele-Alawa and Le-ol [76] was theoretical was theoretically analysed based on the climatic data for the Nineveh district of Iraq reported by the Climate Change Knowledge Portal [35] and The Global Historical Weather and Climate Data [77]. The Performance of the GTPG was compared both with and without cooling the inlet air to the compressor month wise for the maximum and minimum temperatures. It was assumed that the air into the compressor was cooled using evaporative (high pressure fogging) cooling system. The technical specifications and operating data at ISO condition of the GTPG as detailed in Table 1.

Table 1

Technical specification of the GTPG considered for the study	
Parameter	Value
Pressure of air entering the compressor	101.3 kPa
Pressure of air leaving the compressor	1000 kPa
Mass flow rate of air	122.9 $\text{kg s}^{-1}$
Turbine inlet temperature	1232 K
Isentropic efficiency of compressor	85 %
Isentropic efficiency of turbine	86.8 %
Combustion efficiency	99 %
Combustion chamber pressure loss	1.17 %
Thermal efficiency	26.6 %
Fuel	Natural Gas
Calorific value of fuel used	48235.6 kJ/kg

### 4.1. Thermodynamic Model of a single shaft simple GTPG

While analysing the performance of the selected GTPG the following assumptions were taken into consideration:

- It was assumed that the air is entering into the cooling unit was at ambient temperature.
- The ambient pressure ( $P_a = 101.3 \text{ kPa}$ ) and it was assumed that the pressure of the air leaving the cooling system was same as the ambient pressure ( $P_a = P_i$ ) [57].

c) The cooling process was adiabatic with no water loss while being injected and had an effectiveness of 90 %.

d) In the fogging chamber all the fog droplets were evaporated and the air from the fog chamber enters the compressor unit in saturated condition [78].

e) The air and the products of combustion behaves like ideal gases.

The equations used for calculating the performance of the selected GTPG was as follows.

Temperature of the air coming out of the cooling unit [78].

$$t_o = t_i - (t_i - t_{wb})\eta_c. \quad (1)$$

The cooling load of the cooling unit [57].

$$q_{cl} = m_{\text{air}} C_{\text{dap}} (t_i - t_o). \quad (2)$$

Pressure of the air while leaving the compressor [57].

$$P_1 = rP_i. \quad (3)$$

Considering the polytropic relations for gas ideal and isentropic efficiency of compressor, the temperature of air coming out of the compressor ( $t_1$ ) was obtained by [57]:

$$t_1 = \frac{t_o}{\eta_{\text{comp}}} \left[ \left( \frac{P_1}{P_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] + t_o. \quad (4)$$

By applying the first law of thermodynamics, the work done by the compressor was calculated [57]:

$$W_{\text{comp}} = m_{\text{air}} C_{\text{dap}} (t_1 - t_o). \quad (5)$$

The discharge pressure from the combustion chamber was calculated based on the pre-defined combustor pressure drop ( $P_{\text{cpd}}$ ) [57]:

$$P_2 = P_1 - P_{\text{cpd}}. \quad (6)$$

Using energy balance in the combustion chamber, the heat delivered by combustion chamber was calculated as follows [57]:

$$q_{in} = C_{\text{flue gas}} (t_2 - t_1). \quad (7)$$

The mass flow rate of the natural gas used for combustion by the gas turbine was calculated based on the calorific value of the fuel gas used [57]:

$$m_f = \frac{q_{in}/CV_f}{\eta_{\text{compustor}}}. \quad (8)$$

The turbine discharge temperature was calculated as follows [57]:

$$t_3 = t_2 - \eta_t t_1 \left[ 1 - \left( \frac{1}{P_2/P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]. \quad (9)$$

The turbine power was calculated using the following equation [57].

$$W_t = m_t C_{\text{flue gas}} (t_2 - t_3), \quad (10)$$

where

$$m_t = m_{\text{air}} + m_f \quad (11)$$

net power obtained from the gas turbine is given by [57]:

$$W_{\text{net}} = W_t - W_{\text{comp}}. \quad (12)$$

The specific fuel consumption was determined by [57]:

$$T_{\text{sfc}} = \frac{3600 m_f}{W_{\text{net}}}. \quad (13)$$

The thermal efficiency of the gas turbine was determined by the following equation [57]:

$$\eta_{TH} = \frac{W_{\text{net}}}{m_f CV_f}. \quad (14)$$

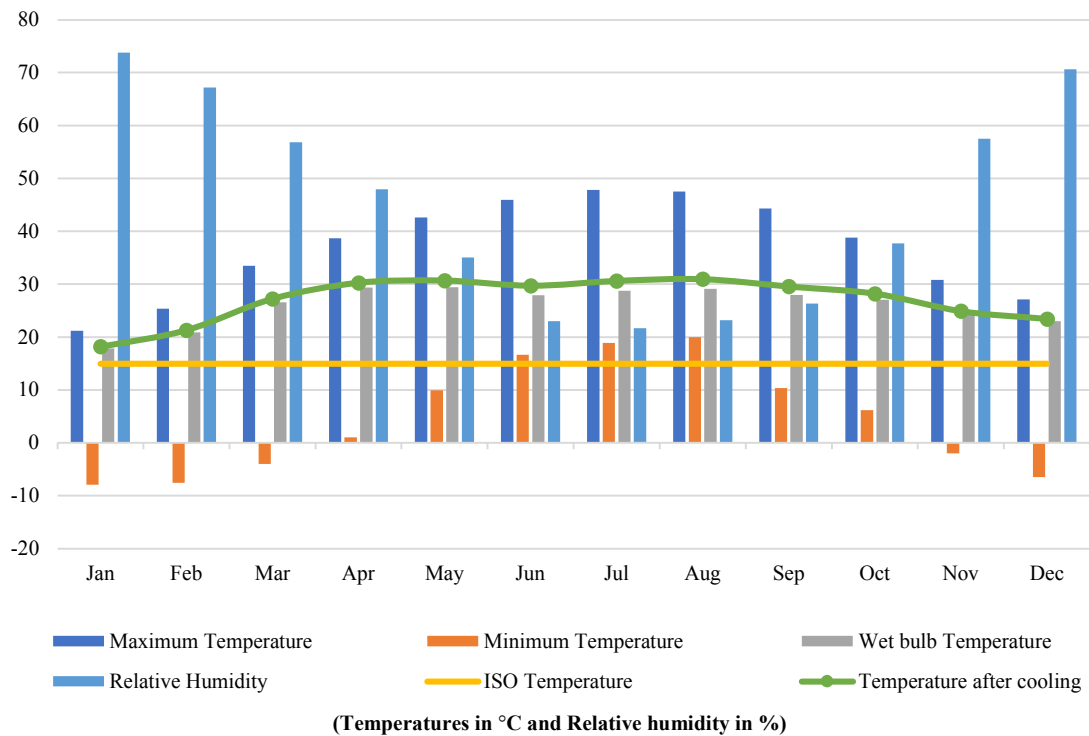
## 4.2. Results

*i Cooling effect.* The comparison of monthly average maximum, minimum and wet bulb temperature, relative humidity and the temperature of air after cooling using evaporative cooling system is portrayed in Figure 9. It was evident from the generally the night temperatures are below the ISO rating expect during the months of June, July and August (respectively 10.9, 26 and 33.2 % above the ISO rating). While taking the day temperatures into consideration, cooling the inlet air is essential throughout the year and using evaporative cooling system ISO rating temperature of inlet air cannot be attained, indicating unavoidable power loss. The GTPG has to be operated with an air inlet temperature in the range between 18.19 to 30.97 °C during the day time. Thus, based on the finding of

Al-Ansary et al. [10] operating GTPG will be associated with a power output loss in the range between 4.8–9.6 % with the normal evaporative cooling system in use.

The temperature drops were calculated assuming the effectiveness of cooling system as 90 %, while Barakat et al. [8] reported 5 % higher and Hamedani et al. [79] 10 % lesser effectiveness than what was assumed in the present study. The finding of the present study, that evaporative cooling system while operating in high temperature conditions not able to lower the temperature below wet bulb temperature and thus unable to attain the ISO rated temperature was supported by the findings of Mar-

zouk and Hanafi [21] in a study conducted in south-eastern Egypt, Zeitoun [46] in Riyadh, Sh. Alnasur and Al-Furaiji [24] in Baghdad and Dinc et al. [80] in Kuwait. Further as per the findings of Chaker et al. [55] that cooling using evaporative method can be attained below the wet bulb temperature range by using cold water can be effectively and economically implemented in the Nineveh district of Iraq as the night temperature is very low. The water used for the evaporative cooling can be cooled using the low night temperature, stored in thermal insulation and used for fogging as per the requirement. This will help to bring down the inlet air temperature close to the ISO rating.



**Figure 9.** Comparison of monthly average temperatures (maximum, minimum and wet bulb), relative humidity and temperature of inlet air after cooling using evaporative cooling system [35]

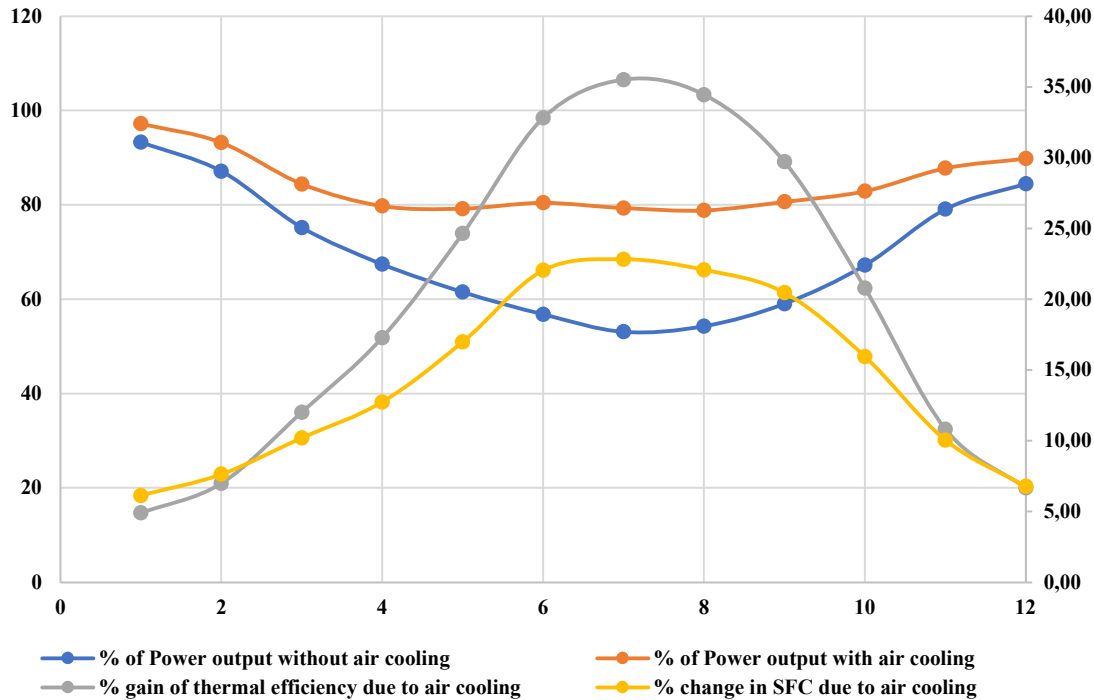
**ii Performance of GTPG.** It was assumed that GTPG will be able to deliver its full capacity during the night time as the night temperatures of the Nineveh district of Iraq apart from the months of June, July and August are below the ISO rating (Figure 9). In addition, even during these three months the temperature are not that high, so it was assumed that the temperature of the air into the compressor could be cooled to the ISO rating. Thus,

the performance of the GTPG was evaluated taking into consideration the day temperatures only and results are portrayed in Figure 10.

Taking into consideration the month wise performance, it was found that the power loss in the GTPG without cooling ranged between 6.68 to 46.89 % and with cooling a power loss was reduced to 2.77 to 21.17 %. As expected, the maximum power loss without cooling the air into the compressor

(38.5–46.89%) was observed during the months between May to September, out of which the months June–August had losses ranging between 43.19–46.89%. It was also observed that the peak losses could be reduced by about 50% by adopting evaporative cooling and could be further enhanced if used

colder water. It was also observed that as the temperature increased, there is a considerable decrease in thermal efficiency and increase in the specific fuel consumption. It was also found that cooling the inlet air temperature brought great improvements on both thermal efficiency and specific fuel consumption.



**Figure 10.** Effect of cooling inlet air on GTPG performance  
Source: made by the author Wissam Huzam Salman Alaabidy

While operating GTPG in hot climatic conditions Punwani [81] experienced 30% reduction in output power and 5% in thermal efficiency. Karakas et al. [83] reported that there will be 10% reduction in output power for every 10 °C increase ambient temperature. Chacartegui et al. [82] experienced 7% output power reduction while operating the GTPG at 25 °C, which further increased to 15% when the temperature increased to 36 °C. Hamedani et al. [79] experienced 12.5% reduction in power output and 2% reduction in thermal efficiency and Marzouk and Hanafi [21] experienced 20% reduction in power output and 2% reduction in thermal efficiency while operating their respective GTPG at 40 °C. While the study conducted by Dinc et al. [80] resulted in reduction of power output by 21.3%, thermal efficiency by 3.6% and increased SFC by 9.31% while operating the GTPG at 55 °C.

The results of these studies supports the power reduction outcomes of the present study. With regard to the improvements in power output as the result of cooling the incoming air, Oyedepo and Kilanko [84] using evaporative cooler obtained 5–10% and 2–5% and Marzouk and Hanafi [21] 6.84% and 2% enhancement is power output and thermal efficiency respectively.

## Conclusion

The following conclusions were derived from the present study.

i. On the basis of the climatic data of the different districts of Iraq during the period 1991 to 2020, it was found that the district of Nineveh was more suitable for the establishment of gas turbine plant for power generation.

ii. The climatic data also explains that cooling of the inlet air to the GTPG is very essential for effective power generation. The climatic data of Nineveh supports the use of evaporative cooling system (either media or high-pressure fogging) as it has twin benefits of both reducing the temperature and increasing the relative humidity at a comparatively lower cost.

iii. As the night temperatures in the Nineveh region is very low, cooling the water used in the evaporative cooling system using the low night temperature can increase the cooling effect of the system.

iv. As the area experiences frequent sand storms air filtration is essential for both effective functioning and longer life of the GTPG.

v. Evaluating the performance of the cooling system, due to the limitations offered by the wet bulb temperature, it was found that the ISO rated temperature cannot be attained for ambient temperatures above 23 °C. Thus, power loss cannot be avoided but can only be reduced during the day time. As the nights and the early morning hours of the day are generally associated with lower temperatures, rated output power from the GTPG can be obtained for about 9–12 hour duration in a day.

## Reference

1. Bashir MF, Sadiq M, Talbi B, Shahzad L, Adnan Bashir M. An outlook on the development of renewable energy, policy measures to reshape the current energy mix, and how to achieve sustainable economic growth in the post COVID-19 era. *Environmental Science and Pollution Research*. 2022;29(29):43636–43647. <https://doi.org/10.1007/s11356-022-20010-w>
2. Tian J, Yu L, Xue R, Zhuang S, Shan Y. Global low-carbon energy transition in the post-COVID-19 era. *Applied Energy*. 2022;307:118205. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2021.118205>
3. Altawell N. (ed.). 12 — Energy technologies and energy storage systems for sustainable development. In: *Rural Electrification*. Academic Press; 2021. p. 231–248.
4. Alhazmy MM, Jassim RK, Zaki GM. Performance enhancement of gas turbines by inlet air-cooling in hot and humid climates. *International Journal of Energy Research*. 2006;30(10):777–797. <https://doi.org/10.1002/er.1184>
5. Hashmi MB, Majid MAA, Lemma TA. Combined effect of inlet air cooling and fouling on performance of variable geometry industrial gas turbines. *Alexandria Engineering Journal*. 2020;59(3):1811–1821. <https://doi.org/10.1016/j.aej.2020.04.050>

6. de Gouw JA, Parrish DD, Frost GJ, Trainer M. Reduced emissions of CO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub>, and SO<sub>2</sub> from U.S. power plants owing to switch from coal to natural gas with combined cycle technology. *Earth's Futur*. 2014; 2(2):75–82. <https://doi.org/10.1002/2014EF000196>
7. Jasim DJ, Mohammed J, Abid MF. Natural Gas in Iraq, Currently and Future Prospects: A Review. *Journal of Engineering Research*. 2021;1–15. <https://doi.org/10.36909/jer.11989>
8. Barakat S, Ramzy A, Hamed AM, El-Emam SH. Augmentation of gas turbine performance using integrated EAHE and Fogging Inlet Air Cooling System. *Energy*. 2019;189:116133. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116133>
9. Majdi Yazdi MR, Ommi F, Ehyaei MA, Rosen MA. Comparison of gas turbine inlet air cooling systems for several climates in Iran using energy, exergy, economic, and environmental (4E) analyses. *Energy Convers Manag*. 2020;216:112944. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2020.112944>
10. Al-Ansary HA, Orfi JA, Ali ME. Impact of the use of a hybrid turbine inlet air cooling system in arid climates. *Energy Convers Manag*. 2013;75:214–223. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2013.06.005>
11. Erdem HH, Sevilgen SH. Case study: Effect of ambient temperature on the electricity production and fuel consumption of a simple cycle gas turbine in Turkey. *Appl Therm Eng*. 2006;26(2):320–326. <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2005.08.002>
12. Iraq Population 2022. World Population Review. Available from: <https://worldpopulationreview.com/countries/iraq-population> (cited 2022 Oct 5)
13. Majhool MH, Salim ALRikabi HTH, Farhan MS. Design and Implementation of Sunlight Tracking Based on the Internet of Things. *IOP Conf Ser Earth Environ Sci*. 2021;877(1):12026.
14. Al-Khafaji H. *Electricity generation in Iraq Problems and solutions*. Iraq. 2018.
15. Almusawi HM, Farnoosh A. Economic Analysis of the Electricity Mix of Iraq using Portfolio Optimization Approach. *Int Energy J*. 2021;21:235–244.
16. Altai HDS, Abed FT, Lazim MH, Alrikabi HTS. Analysis of the problems of electricity in Iraq and recommendations of methods of overcoming them. *Period Eng Nat Sci*. 2022;10(1):607–614. <http://doi.org/10.21533/pen.v10i1.2722>
17. Saeed IM, Ramli AT, Saleh MA. Assessment of sustainability in energy of Iraq, and achievable opportunities in the long run. *Renew Sustain Energy Rev*. 2016; 58:1207–1215. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.12.302>
18. Mills R, Salman M. *Powering Iraq: Challenges facing the Electricity Sector in Iraq*. 2020.
19. Gordon MR, Coles I. Defeat of ISIS in Iraq Caused \$45.7 Billion in Damage to Infrastructure, Study Finds. *The Wall Street Journal*. 2018 Feb 11;
20. Abass AZ, Pavlyuchenko DA, AlRikabi HT, Abed FT, Gaidukov J. Economic Feasibility Study of a

Hybrid Power Station Between Solar Panels and Wind Turbine with The National Grid in Al-Hayy City in the Central of Iraq. *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*. 2021;1184(1):12001.

21. Marzouk AM, Hanafi AS. Thermo-economic analysis of inlet air cooling in gas turbine plants. *J Power Technol*. 2013;93(2).

22. Al-Fehdly H, ElMaraghy W, Wilkinson S. Carbon Footprint Estimation for Oil Production: Iraq Case Study for The Utilization of Waste Gas in Generating Electricity. *Procedia CIRP*. 2019;80:389–92.

23. Hussein MMF. Comparison of Time Series Models before and after Using Wavelet Shrinkage Filtering to Forecast the Amount of Natural Gas in Iraq. *Cihan Univ Sci J*. 2022;6(1):32–46.

24. Alnasur F, Al-Furajji MA. Estimation the Performance of Gas Turbine Power Station with Air Cooling Fog System. *J Phys Conf Ser*. 2021;1973(1):12040.

25. Shirazi A, Najafi B, Aminyavari M, Rinaldi F, Taylor RA. Thermal-economic-environmental analysis and multi-objective optimization of an ice thermal energy storage system for gas turbine cycle inlet air cooling. *Energy*. 2014;69:212–26.

26. Farzaneh-Gord M, Deymi-Dashtebayaz M. A new approach for enhancing performance of a gas turbine (case study: Khangiran refinery). *Appl Energy*. 2009;86(12):2750–2759.

27. Ehyaei MA, Mozafari A, Alibiglou MH. Exergy, economic & environmental (3E) analysis of inlet fogging for gas turbine power plant. *Energy*. 2011;36(12):6851–6861.

28. Soleimani Z, Teymouri P, Darvishi Bolorani A, Mesdaghinia A, Middleton N, Griffin DW. An overview of bioaerosol load and health impacts associated with dust storms: A focus on the Middle East. *Atmos Environ*. 2020;223:117187.

29. Mathioudakis K, Tsalavoutas T. Uncertainty Reduction in Gas Turbine Performance Diagnostics by Accounting for Humidity Effects. *J Eng Gas Turbines Power*. 2002 Sep 24;124(4):801–808.

30. Rice IG. Thermodynamic Evaluation of Gas Turbine Cogeneration Cycles: Part I—Heat Balance Method Analysis. *J Eng Gas Turbines Power*. 1987 Jan 1;109(1):1–7.

31. Osman Y, Abdellatif M, Al-Ansari N, Knutsson S, Jawad S. Climate change and future precipitation in an arid environment of the Middle East: case study of Iraq. *J Environ Hydrol*. 2017;25(3):1–22.

32. Salman SA, Shahid S, Ismail T, Chung E-S, Al-Abadi AM. Long-term trends in daily temperature extremes in Iraq. *Atmos Res*. 2017;198:97–107.

33. Zakaria S, Al-Ansari N, Knutsson S. Historical and future climatic change scenarios for temperature and rainfall for Iraq. *J Civ Eng Archit*. 2013;7(12):1574–94.

34. Khwarahm NR, Ararat K, HamadAmin BA, Najmaddin PM, Rasul A, Qader S. Spatial distribution

modeling of the wild boar (*Sus scrofa*) under current and future climate conditions in Iraq. *Biologia (Bratisl)*. 2022;77(2):369–83.

35. Climate Change Knowledge Portal. *The World Bank Group*. 2021. Available from: <https://climateknowledgeportal.worldbank.org/download-data> (accessed: 10.10.2022).

36. Salman SA, Shahid S, Ismail T, Ahmed K, Wang X-J. Selection of climate models for projection of spatiotemporal changes in temperature of Iraq with uncertainties. *Atmos Res*. 2018;213:509–22.

37. Baakeem SS, Orfi J, Al-Ansary H. Performance improvement of gas turbine power plants by utilizing turbine inlet air-cooling (TIAC) technologies in Riyadh, Saudi Arabia. *Appl Therm Eng*. 2018;138:417–32.

38. MacPhee DW, Beyene A. Impact of Air Quality and Site Selection on Gas Turbine Engine Performance. *J Energy Resour Technol*. 2017;140(2).

39. Yahya BM, Seker DZ. The Impact of Dust and Sandstorms in Increasing Drought Areas in Nineveh Province, North-western Iraq. *J Asian Afr Stud*. 2018 Nov 21;54(3):346–359.

40. Hasanean HM. Middle East Meteorology [Internet]. *Encyclopedia of Life Support Systems*. Available from: <https://www.eolss.net/sample-chapters/c01/E6-158-19.pdf> (accessed: 11.07.2022)

41. Mohammadpour K, Sciortino M, Kaskaoutis DG. Classification of weather clusters over the Middle East associated with high atmospheric dust-AODs in West Iran. *Atmos Res*. 2021;259:105682.

42. Parolari AJ, Li D, Bou-Zeid E, Katul GG, Assouline S. Climate, not conflict, explains extreme Middle East dust storm. *Environ Res Lett*. 2016;11(11):114013.

43. Hafeznia MR, Taheri A, Asl MF. Political Effects Resulting from Dust Storms in Tigris and Euphrates Basins. *Geopolit Q*. 2017;12(4):13–38.

44. Shukur OB, Ali SH, Saber LA. Climatic Temperature Data Forecasting in Nineveh Governorate Using the Recurrent Neural Network Method. *Int J Adv Sci Eng Inf Technol*. 2021;11(1):113–123.

45. El-Shazly AA, Elhelw M, Sorour MM, El-Maghlany WM. Gas turbine performance enhancement via utilizing different integrated turbine inlet cooling techniques. *Alexandria Eng J*. 2016;55(3):1903–1914.

46. Zeitoun O. Two-Stage Evaporative Inlet Air Gas Turbine Cooling. *Energies*. 2021;14(5):1382. <https://doi.org/10.3390/en14051382>

47. Ameri M, Hejazi SH. The study of capacity enhancement of the Chabahar gas turbine installation using an absorption chiller. *Appl Therm Eng*. 2004;24(1):59–68.

48. Shukla AK, Singh O. Thermodynamic investigation of parameters affecting the execution of steam injected cooled gas turbine based combined cycle power plant with vapor absorption inlet air cooling. *Appl Therm Eng*. 2017;122:380–388.

49. Kakaras E, Doukelis A, Prelipceanu A, Karellas S. Inlet Air Cooling Methods for Gas Turbine Based

Power Plants. *J Eng Gas Turbines Power*. 2005;128(2): 312–317.

50. Mostafa M, Eldrainy YA, EL-Kassaby MM. A comprehensive study of simple and recuperative gas turbine cycles with inlet fogging and overspray. *Therm Sci Eng Prog*. 2018;8:318–326.

51. Hosseini R, Beshkani A, Soltani M. Performance improvement of gas turbines of Fars (Iran) combined cycle power plant by intake air cooling using a media evaporative cooler. *Energy Convers Manag*. 2007;48(4): 1055–1064.

52. AL-Salman KY, Rishack QA, AL-Mousawi SJ. Parametric study of gas turbine cycle with fogging system. *J Basrah Res*. 2007;33(4):16–30.

53. Meher-Homji CB, Mee III TR. *Inlet Fogging of Gas Turbine Engines: Part A — Theory, Psychrometrics and Fog Generation*. 2000.

54. Savic S, Hemminger B, Mee T. High fogging application for alstom gas turbines. In: *Proceedings of PowerGen november*. Orlando, USA; 2013.

55. Chaker MA, Meher-Homji CB. *Effect of Water Temperature on the Performance of Gas Turbine Inlet Air-Fogging Systems*. 2013.

56. Chaker M, Meher-Homji CB, Mee III T. Inlet fogging of gas turbine engines — part B: Fog droplet sizing analysis, nozzle types, measurement and testing. In: *American Society of Mechanical Engineers, International Gas Turbine Institute, Turbo Expo (Publication) IGTI*. 2002. P. 4 A 429–441.

57. Santos AP, Andrade CR. Analysis of Gas Turbine Performance with Inlet Air Cooling Techniques Applied to Brazilian Sites. *J Aerosp Technol Manag*. 2012;4(3): 341–353.

58. Dizaji SH, Hu EJ, Chen L, Pourhedayat S. Using novel integrated Maisotsenko cooler and absorption chiller for cooling of gas turbine inlet air. *Energy Convers Manag*. 2019;195:1067–1078.

59. Kwon HM, Kim TS, Sohn JL, Kang DW. Performance improvement of gas turbine combined cycle power plant by dual cooling of the inlet air and turbine coolant using an absorption chiller. *Energy*. 2018;163: 1050–1061.

60. Sanaye S, Tahani M. Analysis of gas turbine operating parameters with inlet fogging and wet compression processes. *Appl Therm Eng*. 2010;30(2):234–244.

61. Dawoud B, Zurigat YH, Bortmany J. Thermodynamic assessment of power requirements and impact of different gas-turbine inlet air cooling techniques at two different locations in Oman. *Appl Therm Eng*. 2005;25 (11):1579–1598.

62. Farzaneh-Gord M, Deymi-Dashtebayaz M. Effect of various inlet air cooling methods on gas turbine performance. *Energy*. 2011;36(2):1196–1205.

63. Yang C, Yang Z, Cai R. Analytical method for evaluation of gas turbine inlet air cooling in combined cycle power plant. *Appl Energy*. 2009;86(6):848–856.

64. Zurigat YH, Dawoud B, Bortmany J. On the technical feasibility of gas turbine inlet air cooling utilizing thermal energy storage. *Int J Energy Res*. 2006 Apr 1;30(5):291–305.

65. Sanaye S, Fardad A, Mostakhdemi M. Thermo-economic optimization of an ice thermal storage system for gas turbine inlet cooling. *Energy*. 2011;36(2):1057–1067.

66. Bédécarrats J-P, Strub F. Gas turbine performance increase using an air cooler with a phase change energy storage. *Appl Therm Eng*. 2009;29(5):1166–1172.

67. Alasfour FN, Al-Fahed SF, Abdulrahim HK. The effect of elevated inlet air temperature and relative humidity on Gas Turbine cogeneration system: exergy assessment. *Int J Exergy*. 2011;8(3):247–264.

68. Lugo-Leyte R, Zamora-Mata JM, Toledo-Velázquez M, Salazar-Pereyra M, Torres-Aldaco A. Methodology to determine the appropriate amount of excess air for the operation of a gas turbine in a wet environment. *Energy*. 2010;35(2):550–555.

69. Ameri M, Shahbazian HR, Nabizadeh M. Comparison of evaporative inlet air cooling systems to enhance the gas turbine generated power. *Int J Energy Res*. 2007;31(15):1483–1503.

70. Ibrahim TK, Rahman MM, Abdalla AN. Improvement of gas turbine performance based on inlet air cooling systems: A technical review. *Int J Phys Sci*. 2011;6(6):620–627.

71. Effiom SO, Abam FI, Ohunakin OS. Performance modeling of industrial gas turbines with inlet air filtration system. *Case Stud Therm Eng*. 2015;5:160–167.

72. Schroth T, Cagna M. Economical Benefits of Highly Efficient Three-Stage Intake Air Filtration for Gas Turbines. Conference ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, 2008:889–894. <https://doi.org/10.1115/GT2008-50280>

73. Brake C. Identifying Areas Prone to Dusty Winds for Gas Turbine Inlet Specification. 2007:749–759.

74. Jin Y, Liu C, Tian X, Huang H, Deng G, Guan Y, et al. A novel integrated modeling approach for filter diagnosis in gas turbine air intake system. *Proc Inst Mech Eng Part A J Power Energy*. 2021;236(3):435–449. <https://doi.org/10.1177/09576509211044392>

75. Zaba T, Lombardi P. *Experience in the Operation of Air Filters in Gas Turbine Installations*. 1984.

76. Lebele-Alawa BT, Le-ol AK. Improved Design of a 25 MW Gas Turbine Plant Using Combined Cycle Application. *Journal of Power and Energy Engineering*. 2015;3(8):1–14. <https://doi.org/10.4236/jpee.2015.38001>

77. Nineveh, Iraq Climate. The Global Historical Weather and Climate Data. 2022. Available from: <https://tckctck.org/iraq/nineveh> (accessed: 02.10.2022)

78. Watt JR. *Evaporative air conditioning handbook*. Springer Science & Business Media; 2012.

79. Hamedani AM, Manesh MHK, Salehi G, Masoomi M. Performance Analysis of Gas Turbine Inlet Air

Cooling Plant with Hybrid Indirect Evaporative Cooling and Absorption Chiller System. *Int J Thermodyn*. 2021; 24(3):248–259. <https://doi.org/10.5541/ijot.840496>

80. Dinc A, Tahe R, Derakhshandeh JF, Fayed M, Elbadawy I, Gharbia Y. Performance Degradation of a 43 MW Class Gas Turbine Engine in Kuwait Climate. *Int Res J Innov Eng Technol*. 2021;5(4):108–113. <https://doi.org/10.47001/IRJET/2021.504016>

81. Punwani DV. Hybrid Systems for Cooling Turbine Inlet Air for Preventing Capacity Loss and Energy Efficiency Reduction of Combustion Turbine Systems. *Proceedings of the ASME 2010 Power Conference*. ASME 2010 Power Conference. Chicago, Illinois, USA. July 13–15, 2010. p. 485–488. <https://doi.org/10.1115/POWER.2010-27010>

82. Chacartegui R, Jiménez-Espadafor F, Sánchez D, Sánchez T. Analysis of combustion turbine inlet air cooling systems applied to an operating cogeneration power plant. *Energy Convers Manag*. 2008;49(8):2130–2141.

83. Kakaras E, Doukelis A, Karellas S. Compressor intake-air cooling in gas turbine plants. *Energy*. 2004; 29(12):2347–2358.

84. Oyedepo S, Kilanko O. Thermodynamic Analysis of a Gas Turbine Power Plant Modelled with an Evaporative Cooler. *International Journal of Thermodynamics*. 2014;1(1):14–20. <https://doi.org/10.5541/ijot.76988>

85. Alwan IA, Karim HH, Aziz NA. Agro-Climatic Zones (ACZ) Using Climate Satellite Data in Iraq Republic. *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*. 2019;518(2): 22034.

#### About the authors

**Wissam H.S. Alaabidy**, Postgraduate Student of the Department of Energy Engineering of Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; ORCID: 0009-0008-9824-1852; E-mail: 1042238172@pfur.ru

**Majid S.S. Al-Rubaiawi**, Shiite Endowment Office, Iraq; ORCID: 0009-0003-4279-5761; E-mail: majed.sbbar@yahoo.com

**Mikhail A. Chertousov**, Postgraduate Student of the Department of Energy Engineering of Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; ORCID: 0009-0001-3719-6292; E-mail: Chertousov.mikhail@gmail.com

**Mikhail Y. Frolov**, PhD (Technical Sciences), Associate Professor of the Department of Energy Engineering of Academy of Engineering, RUDN University, Moscow, Russia; eLIBRARY SPIN-code: 3995-2331; ORCID: 0000-0003-2356-6587; E-mail: michel-f@yandex.ru

#### Сведения об авторах

**Ал-Аабиди Виссам Хузам Салман**, аспирант кафедры энергетического машиностроения, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; ORCID: 0009-0008-9824-1852; E-mail: 1042238172@pfur.ru

**Аль-Рубаяви Маджид Саббар Салих**, Шиитский благотворительный офис, Ирак, ORCID: 0009-0003-4279-5761; E-mail: majed.sbbar@yahoo.com

**Чертоусов Михаил Алексеевич**, аспирант базовой кафедры энергетического машиностроения, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; ORCID: 0009-0001-3719-6292; E-mail: Chertousov.mikhail@gmail.com

**Фролов Михаил Юрьевич**, кандидат технических наук, доцент базовой кафедры энергетического машиностроения, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Москва, Россия; eLIBRARY SPIN-код: 3995-2331; ORCID: 0000-0003-2356-6587; E-mail: michel-f@yandex.ru