

ISSN: 2949-401X

АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

НАУЧНЫЙ
РЕЦЕНЗИРУЕМЫЙ
СЕТЕВОЙ
ЖУРНАЛ

ТОМ 3,
№ 2.
2025

WWW.AEROCOSMTECH.RU

Научный рецензируемый сетевой журнал

АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

Том 3, № 2. 2025

Учредитель

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова»

Издатель

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова»

Главный редактор Чернышов Михаил Викторович, д-р техн. наук, чл.-корр. РАН, профессор кафедры плазмодинамики и теплотехники факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, chernyshov_mv@voenmeh.ru

Ответственный секретарь Иванова Оксана Валерьевна, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, cosmtech@voenmeh.ru, cosmtech@yandex.ru

О журнале

Периодичность: 4 раза в год

Журнал предоставляет открытый доступ к своему контенту на сайте <http://aerocosmtech.ru/> по лицензии Creative Commons Attribution 4.0 International Public License

Плата за публикацию с авторов не взимается

Контакты

Адреса издателя и редакции совпадают: 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская улица, д. 1

Тел. 8 (812) 490-05-67

E-mail: cosmtech@voenmeh.ru, cosmtech@yandex.ru

Перевод на английский язык – А. Н. Крышня

Литературное редактирование и корректура – В. Е. Филиппова

Верстка – А. Л. Рядкова

Свидетельство о регистрации СМИ: Эл № ФС77-85225 от 25 апреля 2023 г., выдано Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)

Минимальные системные требования

Тип компьютера, процессор, сопроцессор, частота: Pentium IV и выше; оперативная память (RAM): 256 Мб и выше; необходимо на винчестере: не менее 64 Мб; ОС MacOS, Windows (XP, Vista, 7); видеосистема: встроенная; дополнительное ПО: Adobe Reader версия от 7.X или аналог. Защита от незаконного распространения: реализуется встроенными средствами Adobe Acrobat.

Выход в свет 15.07.2025



Scientific Reviewed Online Journal

AEROSPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY

Vol. 3, no. 2. 2025

Founder

Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education
Baltic State Technical University "VOENMEH"

Publisher

Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education
Baltic State Technical University "VOENMEH"

Editor-in-Chief **Mikhail Chernyshov**, Doctor of Engineering Sciences,
Corresponding Member of the Russian Academy of Rocket and Artillery
Sciences, Professor of "Plasma, Gas Dynamics and Heat Engineering"
Department, Faculty of Rocket and Space Engineering, Baltic State Technical University "VOENMEH", Saint
Petersburg, chernyshov_mv@voenmeh.ru

Executive Secretary **Oksana Ivanova**, Baltic State Technical University "VOENMEH", Saint Petersburg,
cosmtech@voenmeh.ru, cosmtech@yandex.ru

About the journal

The journal is published four times a year

All the issues are posted on the official website <http://aerocosmtech.ru/> and are publicly available under a Creative
Commons Attribution 4.0 International Public License

No publication fees are charged to the authors

Contacts

Publisher and Editorial Address: 1, 1st Krasnoarmeyskaya Street, St. Petersburg, 190005

Tel. 8 (812) 490-05-67

E-mail: cosmtech@voenmeh.ru, cosmtech@yandex.ru

English translation by A. Kryshnia

Editing and proofreading by V. Filippova

Typesetting by A. Ryadkova

Certificate of registration of mass media: El. no. FS77-85225; April 25, 2023, issued by the Federal Service for
Supervision of Communications, Information Technology and Mass Media (Roskomnadzor)

The minimum system requirements

Computer type, processor, co-processor, frequency: Pentium IV or higher; RAM: 256 Mb or more; disk space required: at least 64 Mb;
MacOS, Windows (XP, Vista, 7); video system: installed; additional software: Adobe Reader version 7.X or similar. Protection against
illegal distribution: Implemented with the installed Adobe Acrobat.



Редакционный совет

Шашурин Александр Евгеньевич – доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАЕН, ректор Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова – **председатель редакционного совета**

Чернышов Михаил Викторович – доктор технических наук, доцент, член-корреспондент РАН, профессор кафедры плазмогазодинамики и теплотехники факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова – **главный редактор журнала, председатель редакционной коллегии**

Иванов Константин Михайлович – доктор технических наук, профессор, академик РАН, лауреат Государственной премии Российской Федерации им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова, научный руководитель Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, профессор кафедры технологии и производства артиллерийского вооружения факультета «Оружие и системы вооружения»

Анцев Георгий Владимирович – доктор технических наук, Генеральный директор – Генеральный конструктор АО «НПП «Радар ММС» (Санкт-Петербург), Почетный радист РФ, лауреат Государственной премии РФ, премии Правительства РФ в области науки и техники, кавалер Ордена «За заслуги перед Отечеством» III и IV степени, кавалер Ордена Почета, Герой Труда Российской Федерации

Бородавкин Вячеслав Александрович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой ракетостроения факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Заслуженный работник высшей школы РФ, Почетный работник высшего профессионального образования РФ, Почетный машиностроитель РФ

Буренок Василий Михайлович – доктор технических наук, профессор, президент РАН, Заслуженный деятель науки РФ, лауреат Государственной премии РФ имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова и премии Правительства РФ

Лебига Вадим Аксентьевич – доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, главный научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН (Новосибирск), профессор кафедры аэрогидродинамики Новосибирского государственного технического университета, лауреат премии Н. Е. Жуковского

Левин Владимир Алексеевич – доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН, заведующий лабораторией газодинамики взрыва и реагирующих систем НИИ механики Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова, лауреат Государственной премии РФ, премии Н. Е. Жуковского и премии С. А. Чаплыгина АН СССР, кавалер Ордена Почета

Липанов Алексей Матвеевич – доктор технических наук, профессор, академик РАН, академик РАН, главный научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН (Москва), лауреат Государственной премии РФ, премии Правительства РФ в области науки и техники, премии им. Ф. А. Цандера РАН, кавалер Ордена «За заслуги перед Отечеством» IV степени, Ордена Дружбы, Ордена «Знак Почета»

Пенязьков Олег Глебович – доктор физико-математических наук, профессор, академик Национальной академии наук Беларуси, директор Института тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова НАН Беларуси

Петров Юрий Викторович – доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН, директор НИЦ «Динамика» математико-механического факультета Санкт-Петербургского государственного университета, заведующий отделом «Экстремальные состояния материалов и конструкций» Института проблем машиноведения РАН

Попов Гарри Алексеевич – доктор технических наук, профессор, академик РАН, первый заместитель директора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (национального исследовательского университета), кавалер Ордена «Знак Почета», лауреат Государственной премии РФ и премии Совета Министров СССР

Сильников Михаил Владимирович – доктор технических наук, профессор, академик РАН, академик РАН, Генеральный директор – Генеральный конструктор АО «НПО Спецматериалов», Заслуженный деятель науки РФ, лауреат Государственной премии РФ, премий Правительства РФ в области науки и техники, премии Президента РФ в области образования, кавалер Ордена «За заслуги перед Отечеством» IV степени, Ордена Александра Невского, Ордена «За военные заслуги», Ордена Почета

Соколовский Михаил Иванович – доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, заведующий кафедрой ракетно-космической техники и энергетических систем Пермского национального исследовательского политехнического университета, Заслуженный деятель науки и техники СССР, лауреат Ленинской премии СССР и премии Правительства РФ в области науки и техники, кавалер Ордена «За заслуги перед Отечеством» III степени, Ордена Почета, орденов Трудового Красного Знамени

Тестоедов Николай Алексеевич – доктор технических наук, профессор, академик РАН, директор Института космических технологий ФИЦ «Красноярский научный центр» Сибирского отделения РАН, Заслуженный деятель науки РФ, лауреат Государственной премии РФ, премий Правительства РФ в области науки и техники

Editorial Council

Aleksandr E. Shashurin – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Corresponding Member of the Russian Academy of Natural Sciences, Rector of Baltic State Technical University “VOENMEH” – **Chairman of the Editorial Council**

Mikhail V. Chernyshov – Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor, Corresponding Member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Professor of the Department “Plasma, Gas Dynamics and Heat Engineering” of “Aerospace Engineering” Faculty of Baltic State Technical University “VOENMEH” – **Editor-in-Chief, Chairman of Editorial Board**

Konstantin M. Ivanov – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Academician of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Research Supervisor of Baltic State Technical University “VOENMEH”, Professor of the Department “Technology and Production of Artillery” of “Weapons and Armament Systems” Faculty

Georgiy V. Antsev – Doctor of Engineering Sciences, General Director – General Designer of Radar MMS, Corp. (Saint Petersburg)

Vyacheslav A. Borodavkin – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Head of the Department “Rocket Engineering” of “Aerospace Engineering” Faculty of Baltic State Technical University “VOENMEH”

Vasiliy M. Burenok – Doctor of Engineering Sciences, Professor, President of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences

Vadim A. Lebiga – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Corresponding Member of the RAS, Chief Researcher of Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch of the RAS (Novosibirsk), Professor of the Department of Air and Hydrodynamics at Novosibirsk State Technical University

Vladimir A. Levin – Doctor of Physics and Mathematics, Professor, Academician of the RAS, Head of the Laboratory of Explosion Gas Dynamics and Reactive Systems of the Research Institute of Mechanics of Moscow State University

Alexey M. Lipanov – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Academician of the RAS, Academician of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Chief Researcher of the Keldysh Institute of Applied Mathematics

Oleg G. Penyazkov – Doctor of Physics and Mathematics, Professor, Academician of the National Academy of Sciences of Belarus, Director of the A. V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the National Academy of Sciences of Belarus

Yury V. Petrov – Doctor of Physics and Mathematics, Professor, Academician of the RAS, Director of Research Center “Dynamics”, Faculty Mathematics and Mechanics, St. Petersburg State University, Head of Department “Extreme Conditions of Materials and Constructions” of Institute for Problems of Mechanical Engineering of the RAS

Garry A. Popov – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Academician of the RAS, First Deputy Director of the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (National Research University)

Mikhail V. Silnikov – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Academician of the RAS, Academician of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, General Director – General Designer of Special Materials Corp.

Mikhail I. Sokolovsky – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Corresponding Member of the RAS, Head of the Department of “Rocket and Space Technology and Power Systems”, Perm National Research Polytechnic University

Nikolay A. Testodov – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Academician of the RAS, Director of the Institute of Space Technologies, Krasnoyarsk Science Centre of the Siberian Branch of the RAS

Редакционная коллегия

Чернышов Михаил Викторович, доктор технических наук, доцент, член-корреспондент РАН, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург – **главный редактор журнала, председатель редакционной коллегии**

Афанасьев Александр Сергеевич, доктор технических наук, доцент, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Бабук Валерий Александрович, доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Балашов Виктор Михайлович, доктор технических наук, профессор, АО «НПП „Радар ММС“», Санкт-Петербург

Борейшо Анатолий Сергеевич, доктор технических наук, профессор, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Булат Павел Викторович, доктор физико-математических наук, кандидат экономических наук, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Васильков Дмитрий Витальевич, доктор технических наук, профессор, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Винник Петр Михайлович, доктор технических наук, доцент, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Евсеев Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Ермолаев Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Зайцев Александр Владимирович, доктор технических наук, профессор, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, Военная академия Ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва

Исаев Сергей Александрович, доктор физико-математических наук, профессор, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург

Кабанов Сергей Александрович, доктор технических наук, профессор, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Красильников Роман Валентинович, доктор технических наук, доцент, член-корреспондент РАН, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова; Концерн «Морское подводное оружие – Гидроприбор», Санкт-Петербург

Куцова Елена Владимировна, доктор физико-математических наук, профессор, профессор РАН, Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург

Левихин Артем Алексеевич, кандидат технических наук, доцент, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Лихачёв Алексей Николаевич, доктор технических наук, доцент, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Мальков Виктор Михайлович, доктор технических наук, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Михайлин Андрей Иванович, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, лауреат премии Правительства РФ в области науки и техники, АО «НПО Спецматериалов», Санкт-Петербург

Палкин Максим Вячеславович, доктор технических наук, АО «ВПК «НПО машиностроения» (г. Реутов, Московская обл.); Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, Москва

Петров Владимир Маркович, доктор технических наук, профессор, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Петров Сергей Константинович, кандидат технических наук, доцент, лауреат премии Правительства РФ в области науки и техники, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Савин Андрей Валерьевич, доктор технических наук, профессор, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Санников Владимир Антонович, доктор технических наук, доцент, Почетный работник высшего профессионального образования Российской Федерации, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Соколов Евгений Иванович, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Стажков Сергей Михайлович, доктор технических наук, профессор, Почетный работник высшей школы Российской Федерации, кавалер Ордена Дружбы, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Страхов Сергей Юрьевич, доктор технических наук, профессор, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Стрижак Павел Александрович, доктор физико-математических наук, профессор, член-корреспондент РАН, лауреат премии Правительства РФ для молодых ученых в области проблем энергетики, Национальный исследовательский Томский политехнический университет, Томск

Титарев Владимир Александрович, доктор физико-математических наук, ФИЦ «Информатика и управление» РАН, Москва

Толпегин Олег Александрович, доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Халиманович Владимир Иванович, кандидат физико-математических наук, профессор, почетный радист СССР, лауреат Государственной премии СССР, премии Правительства Российской Федерации в области науки и техники, премии Правительства РФ им. Ю. А. Гагарина в области космической деятельности, кавалер ордена Трудового Красного Знамени и ордена Почета, АО ««Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», Железногорск

Циркунов Юрий Михайлович, доктор физико-математических наук, профессор, лауреат премии первой степени им. Н. Е. Жуковского, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Editorial Board

Mikhail V. Chernyshov, Doctor of Engineering Sciences, Corresponding Member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg – **Editor-in-Chief, Chairman of Editorial Board**

Aleksandr S. Afanasyev, Doctor of Engineering Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Valery A. Babuk, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Corresponding Member of Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Viktor M. Balashov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Radar MMS Corp., Saint Petersburg

Anatoly S. Boreisho, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Pavel V. Bulat, Doctor of Physics and Mathematics, Candidate of Economics, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Dmitry V. Vasilkov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Petr M. Vinnik, Doctor of Engineering Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Vladimir I. Evseev, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Corresponding Member of the Russian Academy of Natural Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Vladimir I. Ermolaev, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Aleksandr V. Zaitsev, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Peter the Great Military Academy of Strategic Missile Forces, Moscow Aviation Institute, Moscow

Sergey A. Isaev, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor, Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg

Sergey A. Kabanov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Roman V. Krasilnikov, Doctor of Engineering Sciences, Corresponding Member of the Russian Academy of Natural Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, JSC “Concern “Sea Underwater Weapon – Gidropribor”, Saint Petersburg

Elena V. Kustova, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor, Professor of the RAS, Saint Petersburg State University, Saint Petersburg

Artem A. Levikhin, Candidate of Engineering Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Alesey N. Likhachev, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Victor M. Malkov, Doctor of Engineering Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Andrey I. Mikhaylin, Doctor of Engineering Sciences, Corresponding Member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Special Materials Corp., Saint Petersburg

Maksim V. Palkin, Doctor of Engineering Sciences, JSC “Military-Industrial Corporation “NPO Mashinostroyeniya” (Reutov, Moscow Region), Bauman Moscow State Technical University (National Research University), Moscow

Vladimir M. Petrov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Sergey K. Petrov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Andrey V. Savin, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Vladimir A. Sannikov, Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Evgeny I. Sokolov, Doctor of Physics and Mathematics, Senior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Sergey M. Stazhkov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Sergey Yu. Strakhov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Pavel A. Strizhak, Doctor of Physics and Mathematics, Professor, Corresponding Member of the RAS, Tomsk Polytechnic University, Tomsk

Vladimir A. Titarev, Doctor of Physics and Mathematics, Federal Research Center “Computer Science and Control” of the Russian Academy of Sciences, Moscow

Oleg A. Tolpegin, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Corresponding Member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

Vladimir I. Khalimanovich, Candidate of Physics and Mathematics, Professor, JSC Information Satellite Systems Reshetnev; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Zheleznogorsk

Yury M. Tsirkunov, Doctor of Physics and Mathematics, Professor, Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg

СОДЕРЖАНИЕ

АЭРОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛОМАССООБМЕН

Булат П. В., Дудников С. Ю., Продан Н. В., Чернышов П. С.	Развитие теории и методов проектирования высоконесущих и пропульсивных профилей	226
--	---	-----

Гордеев А. А., Доновский Д. Е., Каймаков Д. А., Юрченко А. Е.	Нестационарный расчет колебаний модели SDM с постоянной частотой при различных установочных углах атаки	261
--	---	-----

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

Баранов И. Я., Коптев А. В.	Концепция получения электрической энергии для ионного ракетного двигателя с лазерным инициированием ядерной реакции «водород – бор»	271
--------------------------------	---	-----

Афонина Ю. С., Овчинникова О. К., Ярошевская Е. Ю.	Разработка виртуальной модели двигателя Стирлинга	293
--	---	-----

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Андрюшкин А. Ю., Иванова Ю. Н., Никифорова Е. С.	Влияние числа сборочных единиц в изготавливаемой партии на вероятность благоприятного сочетания размеров звеньев сборочной цепи, рассчитанной по теоретико-вероятностному методу	302
--	--	-----

Максименко Н. Д., Набоков Ю. А., Никулин Е. Н.	Сравнительный анализ результатов численного моделирования процесса объемной штамповки осесимметричной детали с использованием разных постановок в программном комплексе LS-DYNA	317
--	---	-----

Баранов Г. О.	Применение зависимых допусков с требованиями минимума материала и взаимодействия	327
---------------	--	-----

Хитрина А. В., Колыванова Д. А.	Перспективный облик и основные характеристики механизма синхронного раскрытия консолей крыла летательных аппаратов	336
------------------------------------	--	-----

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Цыбрий А. И., Гуськов А. В.	Выделение этапов при пуске неуправляемых авиационных ракет с носителя	350
--------------------------------	---	-----

ЭКСПЛУАТАЦИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Тирищук Д. И., Сирица Ф. В.	Применение авиационных ложных целей для противодействия противовоздушной и противоракетной обороне. Многоагентный подход к обучению с подкреплением	362
--------------------------------	---	-----

CONTENTS

AIR, GAS DYNAMICS AND HEAT EXCHANGE

<i>Bulat P. V., Dudnikov S. Yu., Prodan N. V., Chernyshov P. S.</i>	Development of the theory and methods for designing high-lift and propulsive profiles	226
---	---	-----

<i>Gordeev A. A., Donovsky D. E., Kaymakov D. A., Yurchenko A. E.</i>	Unsteady calculation of SDM model oscillations with constant frequency and various angles of attack	261
---	---	-----

ENGINE AND POWER PLANTS

<i>Baranov I. Ya., Koptev A. V.</i>	Concept for electric power generation for an ion thruster using laser-initiated hydrogen–boron nuclear reaction	271
---	---	-----

<i>Afonina Yu. S., Ovchinnikova O. K., Yaroshevskaya E. Yu.</i>	Development of a virtual model of a Stirling engine	293
---	---	-----

AIRCRAFT DESIGN, CONSTRUCTION AND MANUFACTURING

<i>Andryushkin A. Yu., Ivanova Yu. N., Nikiforova E. S.</i>	The influence of the number of assembly units in a manufactured batch on the probability of a favorable combination of dimensions in an assembly chain, calculated using a probability-theoretic method	302
---	---	-----

<i>Maksimenko N. D., Nabokov Yu. A., Nikulin E. N.</i>	Comparative analysis of numerical simulation results for the bulk forming of an axisymmetric part using different setups in the LS-DYNA software package	317
--	--	-----

<i>Baranov G. O.</i>	Application of dependent tolerances with minimum material and interaction requirements	327
----------------------	--	-----

<i>Khitrina A. V., Kolyvanova D. A.</i>	Advanced design and key characteristics of a synchronized wing panel deployment mechanism for aircraft	336
---	--	-----

AIRCRAFT FLIGHT CONTROL

<i>Tsybriy A. I., Guskov A. V.</i>	Identification of stages in the launch of unguided aircraft rockets from a carrier	350
--	--	-----

OPERATION OF AEROSPACE EQUIPMENT

<i>Tirishchuk D. I., Siritsa F. V.</i>	Applying of aircraft decoys to counter air and missile defense: a multi-agent reinforcement learning approach	362
--	---	-----

УДК 533.697.25

РАЗВИТИЕ ТЕОРИИ И МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОКОНЕСУЩИХ И ПРОПУЛЬСИВНЫХ ПРОФИЛЕЙ

П. В. Булат^{1,2}, С. Ю. Дудников¹, Н. В. Продан^{1,2}, П. С. Чернышов^{1,2}

¹ Севастопольский государственный университет, Севастополь, Россия

² Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Рассмотрена история изучения основных математических моделей, прямых, обратных и смешанных методов проектирования высоконесущих профилей с отбором воздуха с поверхности и выдувом его через щелевые сопла. Изучена история работ по развитию методов решения обратных некорректных краевых задач аэродинамики. Обратные некорректные методы проектирования аэродинамических профилей рассмотрены в контексте создания транспортных воздушных судов с несущим пропульсивным фюзеляжем и крылом малого удлинения.

Ключевые слова: аэродинамический профиль, активные методы управления обтеканием, высоконесущий профиль, ламинаризация, отбор воздуха с поверхности, обратная некорректная задача аэродинамики, отбор воздуха с поверхности, пограничный слой, пропульсивная аэродинамика, пропульсивный профиль

Для цитирования: Булат П. В., Дудников С. Ю., Продан Н. В., Чернышов П. С. Развитие теории и методов проектирования высоконесущих и пропульсивных профилей // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 226–260. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-226-260. EDN BAZMTF

DEVELOPMENT OF THE THEORY AND METHODS FOR DESIGNING HIGH-LIFT AND PROPULSIVE PROFILES

P. V. Bulat^{1,2}, S. Yu. Dudnikov¹, N. V. Prodan^{1,2}, P. S. Chernyshov^{1,2}

¹ Sevastopol State University, Sevastopol, Russia

² Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia

Abstract. This paper presents a historical review of key mathematical models and the evolution of direct, inverse, and mixed methods for designing high-lift profiles featuring surface air suction and blowing through slotted nozzles. It traces the development of approaches to solving inverse ill-posed boundary value problems in aerodynamics. Inverse ill-posed methods for designing aerodynamic profiles are discussed in the context of developing transport aircraft with a lifting propulsive fuselage and low-aspect-ratio wings.

Keywords: aerodynamic profile, active flow control methods, high-lift profile, laminarization, surface air suction, inverse ill-posed problem in aerodynamics, boundary layer, propulsive aerodynamics, propulsive profile

For citation: Bulat P. V., Dudnikov S. Yu., Prodan N. V., Chernyshov P. S. Development of the theory and methods for designing high-lift and propulsive profiles. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 226–260. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-226-260. EDN BAZMTF (In Russian)

Введение

Современные методы аэродинамического проектирования можно разделить на три основные группы:

- прямые, позволяющие по заданной форме профиля определять его аэродинамические характеристики;
- обратные, используемые для нахождения формы профиля по желаемым характеристикам течения около профиля;
- методы аэродинамической оптимизации, применяемые для нахождения формы профиля (аэродинамической поверхности) с наилучшими аэродинамическими характеристиками

Последние обычно представляют собой итерационные расчеты прямым методом с промежуточной корректировкой формы профиля. Встречаются примеры решения оптимизационной задачи обратными методами или комбинацией обратного и прямого метода. Преимуществами прямых методов являются их относительная простота и доступность благодаря активному развитию численных методов гидрогазодинамики (Computer Fluid Dynamic – CFD). Преимущество обратных методов – возможность получить аэродинамический профиль с заданными характеристиками за один шаг.

Обратные краевые задачи аэродинамики

Теория обратных методов хорошо развита для модели идеальной несжимаемой жидкости. В России и СССР исторически теория обратных краевых задач аэродинамики (ОКЗА) развивалась в значительной степени усилиями ученых Казанского университета. Необходимо отметить работы М. Т. Нужина и Г. Г. Тумашева, которые сформулировали ОКЗА как задачу теории аналитических функций и дали классификацию обратных задач [1]. Последовательное изложение теории ОКЗА и обзор истории ее разработки даны в работах [2, 3]. В монографии [4] изложены конкретные примеры решения задач построения оптимальных профилей с механизацией и энергетическими методами управления обтеканием. Методы решения обратных задач основаны на применении аппарата аналитических функций комплексного переменного. При установившемся течении идеальной несжимаемой жидкости потенциал скорости $\varphi(x, y)$ и функция тока $\psi(x, y)$ удовлетворяют уравнениям Коши – Римана, т. е. являются гармонически сопряженными, и можно ввести в рассмотрение в физической плоскости $z = x + iy$ аналитическую функцию комплексного потенциала потока $w(z) = \varphi(x, y) + i\psi(x, y)$. Это позволяет отобразить замкнутый кон-

тур профиля L_z в физической плоскости z на окружность в канонической плоскости ζ (рис. 1).

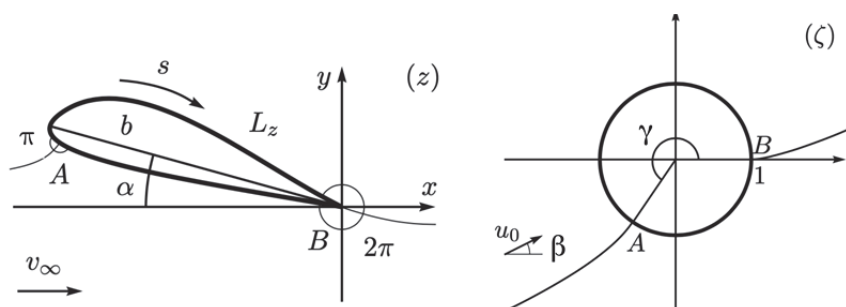


Рис. 1. Отображение замкнутого профиля L_z в физической плоскости z в окружность в канонической области ζ

При таком отображении естественной координате s , отсчитываемой вдоль контура профиля, будет соответствовать дуговая координата вдоль окружности, задаваемая углом γ , углу атаки α – эффективный (неизвестный и подлежащий вычислению) угол β , скорости потока v_∞ – неизвестная скорость u_0 , точке торможения A и точке схода потока B – соответствующие точки на окружности. Отыскание поля течения в области, ограниченной внешними границами потока и границами профиля с заданными на них условиями, составляет граничную задачу. В прямой задаче на границах задано граничное условие и необходимо найти заданную функцию во всей области, удовлетворяющей дифференциальному уравнению. В обратных краевых задачах аэродинамики одна из границ (контур профиля) неизвестна или частично известна, и задано распределение скорости или давления на этой границе.

Обратные краевые задачи аэродинамики можно сформулировать следующим образом. Пусть имеется некоторая область D_z в физической области (рис. 2).

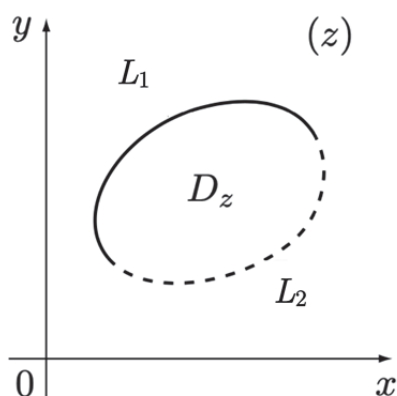


Рис. 2. К постановке обратной краевой задачи аэродинамики

D_z – область параметров в физической области z ; L_1 – граница с известной геометрией; L_2 – граница, которую требуется достроить

Пусть на участке L_1 известна вещественная часть $Re w(s) = u(s)$ или мнимая часть $Im w(s) = v(s)$ скорости, а на участке L_2 известна вся функция $w(s) = u(s) + iv(s)$, но сама геометрия участка L_2 неизвестна или известна не полностью, т. е. имеются некоторые свободные параметры, определяющие форму L_2 , которые требуется найти. Задача – достроить L_2 и найти функцию $w(z)$ в области D_z .

Суть ОКЗА состоит в нахождении границы (геометрии профиля) и функции скорости v и/или давления p на ней. Отображение физической плоскости z в каноническую плоскость ζ серьезно облегчает решение ОКЗА. Теория аналитических функций комплексного переменного хорошо развита, поэтому данная группа методов широко использовалась для проектирования профилей, начиная с 30-х годов XX в.

Первыми работами по ОКЗА были статьи Ф. Венинга в 1929 г. [5] и С. Шмидена в 1932 г. [6], в которых сформулирована постановка обратной задачи. Уже в 1937 г. Н. Е. Жуковский решил обратную задачу об оптимальном для малых скоростей профиле [7].

Проблема разрешимости и некорректности обратных задач

В общем виде ОКЗА являются неразрешимыми, поэтому они еще называются обратными некорректными задачами. Это объясняется тем, что исходные данные в ОКЗА в значительной степени произвольны, и поэтому контур получаемого профиля может оказаться незамкнутым и самопересекающимся, а решение задачи будет физически нереализуемым. Кроме того, заданная скорость v_∞ набегающего потока может не совпадать с величиной скорости, определяемой в ходе решения обратной задачи [4].

А. Бетц в 1934 г. [8] сформулировал условия разрешимости: искомый контур должен быть замкнутым, и скорость на бесконечности, определяемая в ходе решения обратной задачи, должна совпадать с заданной v_∞ . Полностью условия разрешимости были выведены в 1938 г. в статье В. Мангера [9]. Мангер предложил в случае невыполнения условий разрешимости разлагать функцию $s(\gamma) = \ln v(\gamma)$ в ряд Фурье и подбирать первые три коэффициента разложения, пока не будет получен замкнутый контур.

Альтернативный подход развивался в 1945 г. М. Дж. Лайтхиллом. В статье [10] он предложил ввести в распределение скорости ряд свободных параметров, которые можно было бы находить в ходе решения обратной задачи.

В законченном виде такой подход к решению ОКЗА был сформулирован в 1945 г. Г. Г. Тумашевым в постановочной работе [11], причем с учетом сжимаемости газа, и окончательно оформлен [12] в 1949 г. Часть параметров задают желаемые свойства распределения скорости, а часть – находится в ходе расчетов из условия разрешимости задачи. Аналогичное решение, но для распределения давления, получено в 1948 г. В. М. Шурыгиным в ЦАГИ [13]. Многопараметрическое распределение скорости предлагалось Р. Эпплером в 1955 г. [14] и Дж. Л. Ван Ингенем в 1969 г. [15].

Оба подхода подразумевают внесение изменений в первоначально заданное распределение скорости. Возникает вопрос о малости этих изменений, так как полученный в ходе решения аэродинамический профиль может иметь распределение скорости, далекое от первоначально заданного.

Идея сведения некорректной постановки обратной задачи к корректному квазирешению сформулирована в работе В. К. Иванова [16] в 1963 г. и развита им в 1978 г. [17]. Корректность квазирешения доказана А. М. Елизаровым [18] в 1984 г. Метод решения, описанный А. М. Елизаровым, Н. Б. Ильинским и А. В. Поташевым в 1985 г. в статье [19], в 1989 г. в аннотированном отчете [20] и в монографии [21] этих же авторов в 1994 г., заключается в минимизации изменений, вносимых в исходное распределение скорости и давления на поверхности профиля, т. е. получение корректного квазирешения является разновидностью задачи оптимизации.

Таким образом, отыскание оптимального профиля является естественным продолжением корректного квазирешения ОКЗА.

Оптимизация профилей

Одним из первых задачу построения оптимального профиля крыла вариационными методами решил в 1934 г. в ЦАГИ М. А. Лаврентьев [22], который показал, что при заданной длине L и ограниченной кривизне K_L профиля ($K_L < K_0$, $K_0 L < 1/21$) максимальной подъемной силой обладает дуга окружности с радиусом $R = 1/K_0$. Максимально возможный, теоретически достижимый коэффициент подъемной силы $C_y = 4$. В 1980 г. Зубовым получено аналогичное решение, но уже с учетом условия безотрывности потока [23]. Позднее в 1988 г. А. М. Елизаровым [24] даны постановка и решение задачи об отыскании среди профилей с заданной длиной контура такого профиля, который обладает максимальной подъемной силой при некоторых ограничениях на форму профиля и распределение скорости на его поверхности. В отличие от оптимизации путем последовательных решений прямой задачи [25], использование оптимизации в процессе решения ОКЗА, как показал Елизаров в 1989 г., гораздо экономичнее [26]. Насыров в 2002 г. [27] обобщил решения Лаврентьева на более широкий класс функций и для более широкого диапазона кривизны $K_0 L < 0,1373205$. Максимальной подъемной силой, как и у Лаврентьева, в решении Насырова обладает дуга окружности.

В. Г. Леонтьевым в ряде работ [28, 29] итерационным симплекс-методом Нелдера – Мида получены оптимальные профили с максимальным C_y и максимальным аэродинамическим качеством $K = C_y/C_x$. Результаты обобщены в 2003 г. в его кандидатской диссертации [30], где он выполнил сравнение с профилями, полученными решением ОКЗА, с решениями Лаврентьева и Насырова, и получил хорошее совпадение.

Сравнение выполнялось следующим образом. Сначала итерационным методом находилась геометрия профиля и распределение скорости вдоль его контура, затем по этому распределению решением ОКЗА получался новый профиль,

с которым и сравнивался исходный. Среди любопытных результатов – теоретически достижимый коэффициент подъемной силы тонкого профиля $C_y=2e$ (число Эйлера $e=2,71828$), который можно получить без ограничения на форму контура профиля. Однако спроектировать однолистный профиль для таких больших значений C_y не удалось. Отработанный на тонких профилях метод решения Леонтьев распространил на расчеты оптимальных профилей конечной толщины с безотрывным обтеканием в свободном пространстве (рис. 3) и у экрана (рис. 4), расположенного на относительном расстоянии $h = 0,1b$ (b – хорда). Результаты расчетов приведены в табл. 1. В расчетах профилей у поверхности экрана использовалась постановка задачи с двумя профилями, симметричными относительно плоскости симметрии, имитирующей экран.

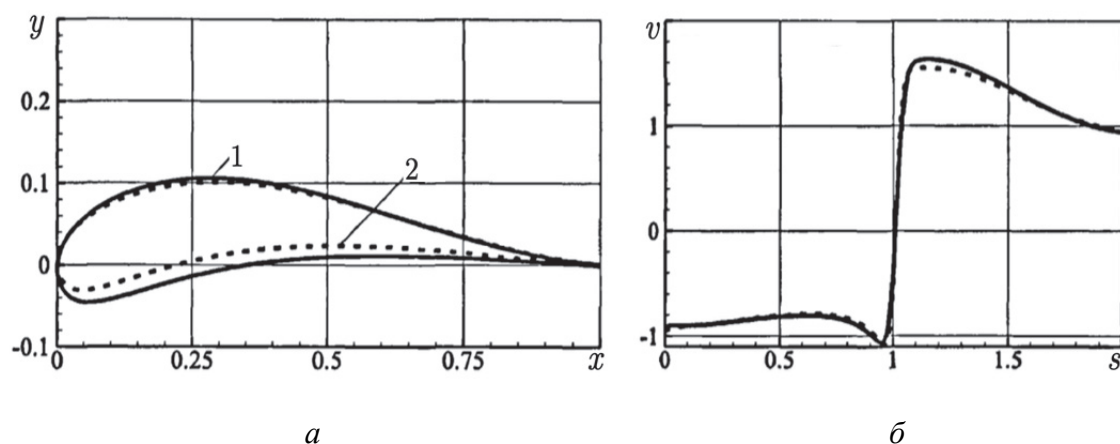


Рис. 3. Профили (а) с максимальным коэффициентом подъемной силы C_y (1) и максимальным аэродинамическим качеством K (2) и соответствующие распределения скорости v по образующей s (б) в свободном пространстве

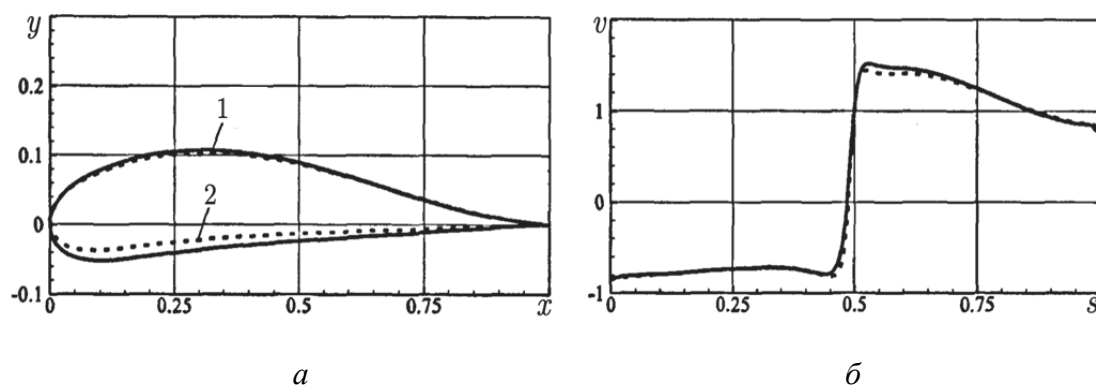


Рис. 4. Профили (а) с максимальным коэффициентом подъемной силы C_y (1) и максимальным аэродинамическим качеством K (2) и соответствующие распределения скорости v по образующей s (б) вблизи экрана

Таблица 1. Результаты расчетов В. Г. Леонтьевым оптимальных профилей

Тип профиля	α , град.	C_y	C_x	K
Максимальный C_y в свободном пространстве	4,1	0,962	0,059	16
Максимальное K в свободном пространстве	3,8	0,912	0,024	38
Максимальный C_y у экрана	4,18	0,932	0,016	58
Максимальное K у экрана	3,13	0,867	0,014	62

Оптимизация формы профилей с использованием обратных методов активно развивалась с начала 70-х годов и за рубежом. Так, в 1973 г. в работе [31] Р. Х. Либек представил класс высоконесущих профилей для низких чисел Рейнольдса, полученных итерационным методом, идеологически схожим с методом, изложенным в работах Леонтьева.

В качестве критерия безотрывности течения Либек использовал метод Б. С. Стратфорда [32], разработанный для турбулентного пограничного слоя. За счет наличия у разработанных профилей диффузорного участка (рис. 5) получены рекордные для профилей без механизации значения $C_{y\max} = 2,31$ и $C_x = 0,055$.

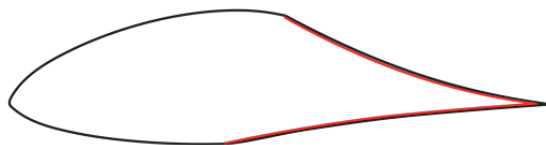


Рис. 5. Высоконесящий профиль для низких чисел Рейнольдса с диффузорным участком (отмечен красной линией)

Проектирование оптимальных профилей для диапазона углов атаки

Следующим шагом в развитии обратных методов стала многоточечная методика [33, 34] М. С. Селига, основанная на конформном отображении отдельных секций профиля в комплексно-сопряженную плоскость, процедура которого разработана [35] Р. Эпплером в 1957 г.

Исходный метод Р. Эпплера был похож на описанные методики отечественных исследователей 40–60-х годов и предполагал разбиение профиля на отдельные участки, вдоль которых скорость и/или давление задавались постоянными. В 80–90-е годы метод Р. Эпплера оформлен в виде компьютерной программы [36–38], с помощью которой спроектировано множество профилей.

Исходная процедура конформного отображения Р. Эпплера, взятая им еще у М. Дж. Лайтхилла, модернизирована М. С. Селигом путем добавления в соответствующую функцию отображения $P(\gamma)$, где γ – полярный угол в комплексной плоскости, свободного члена в виде угла атаки α^* , который за счет разрывности функции $\alpha^*(\gamma)$ обеспечивал непрерывность $P(\gamma)$ при разрыве распределения $v^*(\gamma)$. Это имело важные последствия – различные участки профиля можно бы-

ло оптимизировать для разных углов атаки. Проектирование велось поэтапно, сначала выполнялось условие отсутствия самопересечений профиля (рис. 6, а, б), затем достигался заданный момент тангажа (рис. 6, в) и заданная относительная толщина профиля (рис. 6, г).

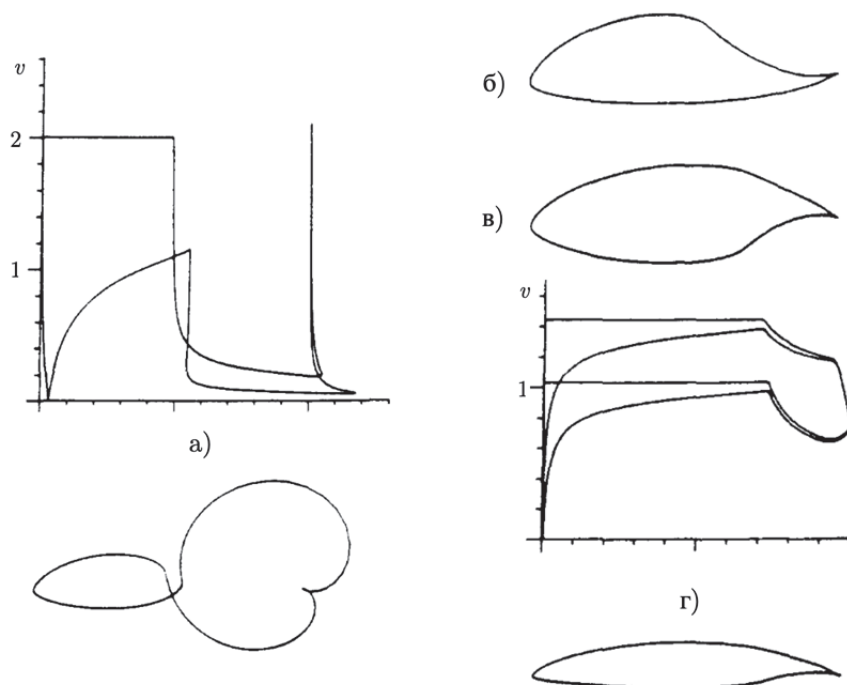


Рис. 6. Поэтапный подход к проектированию профилей в методе Селига: расчетные углы атаки $\alpha = 9,96^\circ$ и $5,04^\circ$, относительная толщина профиля $c/b = 15\%$, момент тангажа $C_m = -0,2$

а – исходный профиль с точками самопересечения; б – оптимальный профиль без контроля момента тангажа и относительной толщины; в – оптимальный профиль с заданным моментом тангажа $C_m = -0,2$; г – окончательный профиль с заданной толщиной 15 %

М. С. Селиг существенно усовершенствовал метод Р. Эпплера: добавлены возможности задавать скорость не постоянной, а в виде заданной функции; хвостик профиля мог иметь острую или тупую заднюю кромку, а также заданный угол схождения верхней и нижней дужки. Кроме того, можно было задать желаемую толщину профиля и продольный момент тангажа. Новые возможности обеспечивались не только модификацией формулировки метода конформного отображения Р. Эпплера, но и использованием итерационной процедуры, как в работах В. Г. Леонтьева, но только для решения системы нелинейных уравнений и нахождения оптимального профиля использовался метод Ньютона. Условия разрешимости приняты, как у А. Бетца.

За счет многоточечной процедуры отображения оптимальность профиля достигалась для двух различных углов атаки. Таким образом, М. С. Селиг одним из первых создал универсальный метод, который позволял проектировать профили, оптимальные для нескольких углов атаки, что стало первым шагом к разработке широкодиапазонных методик оптимизации. Последовательное применение разработанной методики позволило составить альбом высоконесущих

профилей для низких чисел Рейнольдса в трех томах [39–41], обзор которых приведен в сообщении [42].

Обратные методы проектирования составных профилей

Классификация задач проектирования составных профилей – все задачи построения оптимальных составных профилей можно разделить на несколько больших групп.

Задача проектирования решеток профилей относится к периодическим задачам, когда рассматриваются одинаковые профили, периодически повторяющиеся с некоторым шагом. В данном случае требуется отыскать геометрию канала между профилями и рассчитать течение в этом канале. К подобным задачам относятся, например, задачи оптимизации направляющих аппаратов лопаточных машин газовых турбин, а также лопаточных венцов осевых турбин.

На настоящем этапе в приложении к задачам проектирования летательных аппаратов самолетного типа с укороченными взлетом и посадкой актуальным является изучение щелевых крыльев (рис. 7), которые также относятся к периодическим структурам.

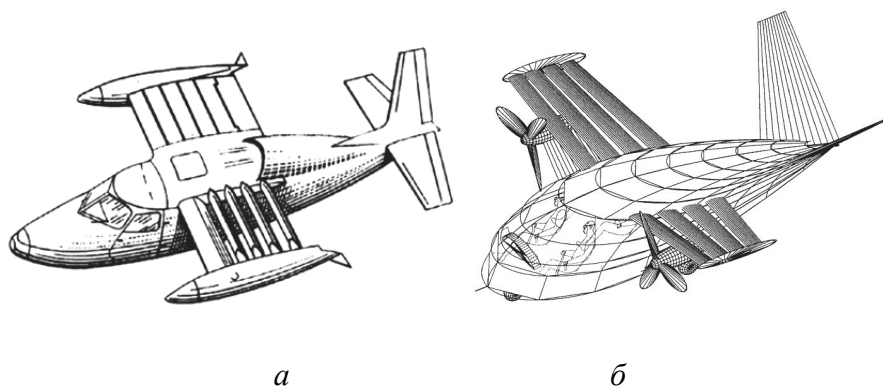


Рис. 7. Концепция летательных аппаратов с укороченными взлетом и посадкой со щелевым крылом малого удлинения: *а* – щелевое крыло с поворотными сегментами; *б* – щелевое крыло с обдувом винтами

Задача проектирования составных профилей, например, для самолета-биплана, отличается от первой задачи тем, что рассматриваются два или три профиля, возможно различной геометрии, которые нужно оптимизировать совместно.

Задача проектирования профиля с механизацией – самая сложная, так как необходимо исследовать одновременно профиль с убранной и выпущенной механизацией, т. е. задача является многорежимной.

Для решения данных задач исторически развивались методики, которые существенно отличаются друг от друга.

Проектирование решеток профилей стартовало с изучения задачи построения оптимального профиля для крыла самолета-биплана.

Решетка профилей определяется несколькими основными параметрами: шаг t между срединными линиями профилей решетки, хордой профилей b , углом входа потока в решетку θ_1 и углом выхода потока из решетки θ_2 (рис. 8).

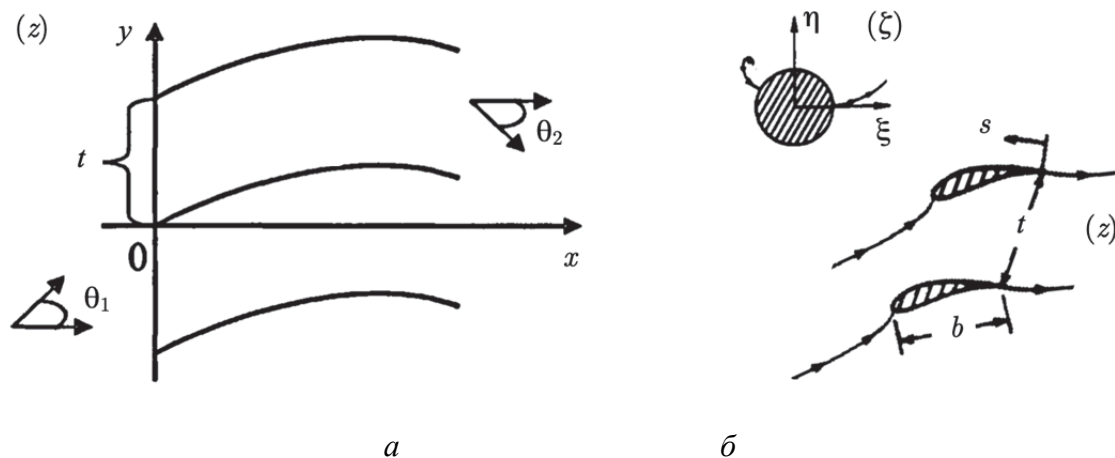


Рис. 8. Параметры задачи о расчете однорядной решетки: a – основные параметры, определяющие решетку профилей; b – соответствие физической области и комплексно-сопряженной

s – естественная координата вдоль контура профиля; $z(x, y)$ – физическая плоскость;
 $\zeta(\eta, \xi)$ – комплексно-сопряженная плоскость

Задачи построения решетки профилей методом конформного отображения в окружность рассматривались аэродинамиками в 40-е годы, например, М. Дж. Лайтхиллом в 1945 г. [43]. Обратные задачи построения оптимальных каскадов профилей с использованием конформного отображения отличаются от задачи проектирования аэродинамического профиля тем, что для каскада не существует стандартного преобразования. Часто для преобразования каскада в круг используется несколько последовательных отображений. Например, в 1943 г. А. Р. Хоуэллом [44] впервые использовано периодическое отображение, чтобы свести каскад к единому замкнутому контуру в сопряженной плоскости. В этой плоскости точки, расположенные бесконечно далеко вверх и вниз по течению от каскада, представлены источником вихря и вихревым стоком соответственно. Затем с помощью двух или более регулярных преобразований контур преобразуется в почти круглый. Наконец, круг отображается путем общего регулярного преобразования в окружность, по которой можно легко рассчитать расход q между профилями.

Л. А. Симонов в 1941 г. решил задачу построения однорядной решетки профилей в пространстве годографа скорости [45]. В 1962 г., используя аналогичный метод, Г. Ю. Степанов [46] построил оптимальную решетку профилей для турбомашин и показал применимость метода к расчету биплана.

В начале 50-х годов задачу построения каскада профилей по заданному распределению скорости со свободным параметром в безвихревом потоке решили Г. Р. Костелло [47, 48], Е. Дж. Мак-Брид [49] и Л. А. Дорфман [50]. Во всех этих работах использовалось отображение поля течения в пространстве между

профилями на вспомогательную окружность (рис. 9), а для замыкания задачи использовался метод свободного параметра в распределении скорости. Однако проблема построения замкнутых односвязных профилей осталась в целом нерешенной. Селиг [51, 52] в ряде своих работ обобщил ранее разработанный им многоточечный метод со свободным параметром на расчет двух идентичных профилей, решив задачу замыкания профилей и исключения точек самопересечения итерационной процедурой.

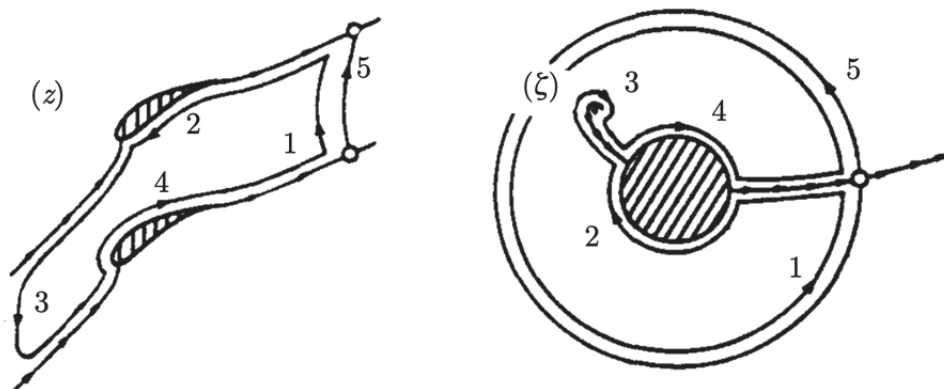


Рис. 9. Соответствие областей течения между профилями решетки в физической плоскости и в комплексно-сопряженной плоскости

Р. М. Насыров [53] в 1953 г. для биплана, на искомым профилям которых задавалось распределение скорости, построил решение задачи методом отображения области течения на дуги двух окружностей в сопряженной плоскости. В работе [54] Р. М. Джеймсом предложен метод решения, основанный на интегральных соотношениях для функции Жуковского – Мичела в кольце. Решение задачи сведено к быстрому преобразованию Фурье. Выполнение условий разрешимости достигалось вариацией коэффициентов ряда Фурье. Наконец, в монографии Г. Г. Тумашева и М. Т. Нужина [55] в 1965 г. описан подход, использующий отображение пары профилей на прямоугольник во вспомогательной плоскости.

Этот подход в дальнейшем использовался отечественными учеными школы Казанского университета для построения пар профилей с произвольной геометрией, т. е. необязательно одинаковых. Примеры проектирования двухсоставных щелевых профилей (состоящих из двух профилей различной геометрии) приведены в монографии Н. Б. Ильинского и Д. Ф. Абзалилова [4]. Построение сводится к задаче решения системы нелинейных уравнений, как и у Селига, методом Ньютона. Рассмотрены различные задачи: профиль с предкрылком, профиль с закрылком, двухзвенный профиль со щелью (рис. 10, 11). Характеристики профилей приведены в табл. 2.

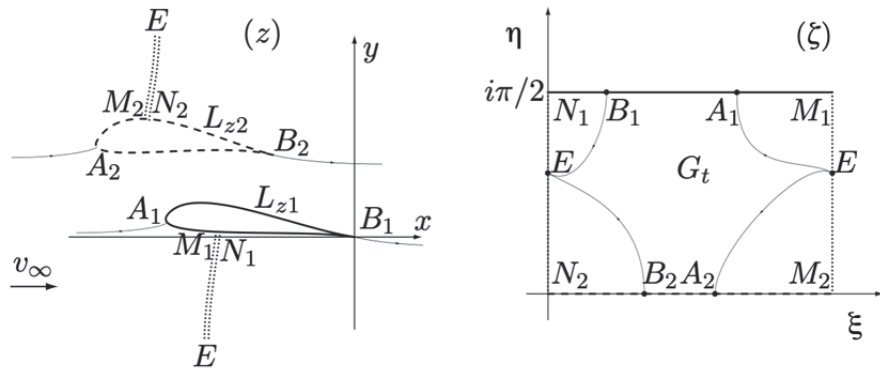


Рис. 10. Соответствие областей при отображении пары профилей на прямоугольник в сопряженной плоскости [4]

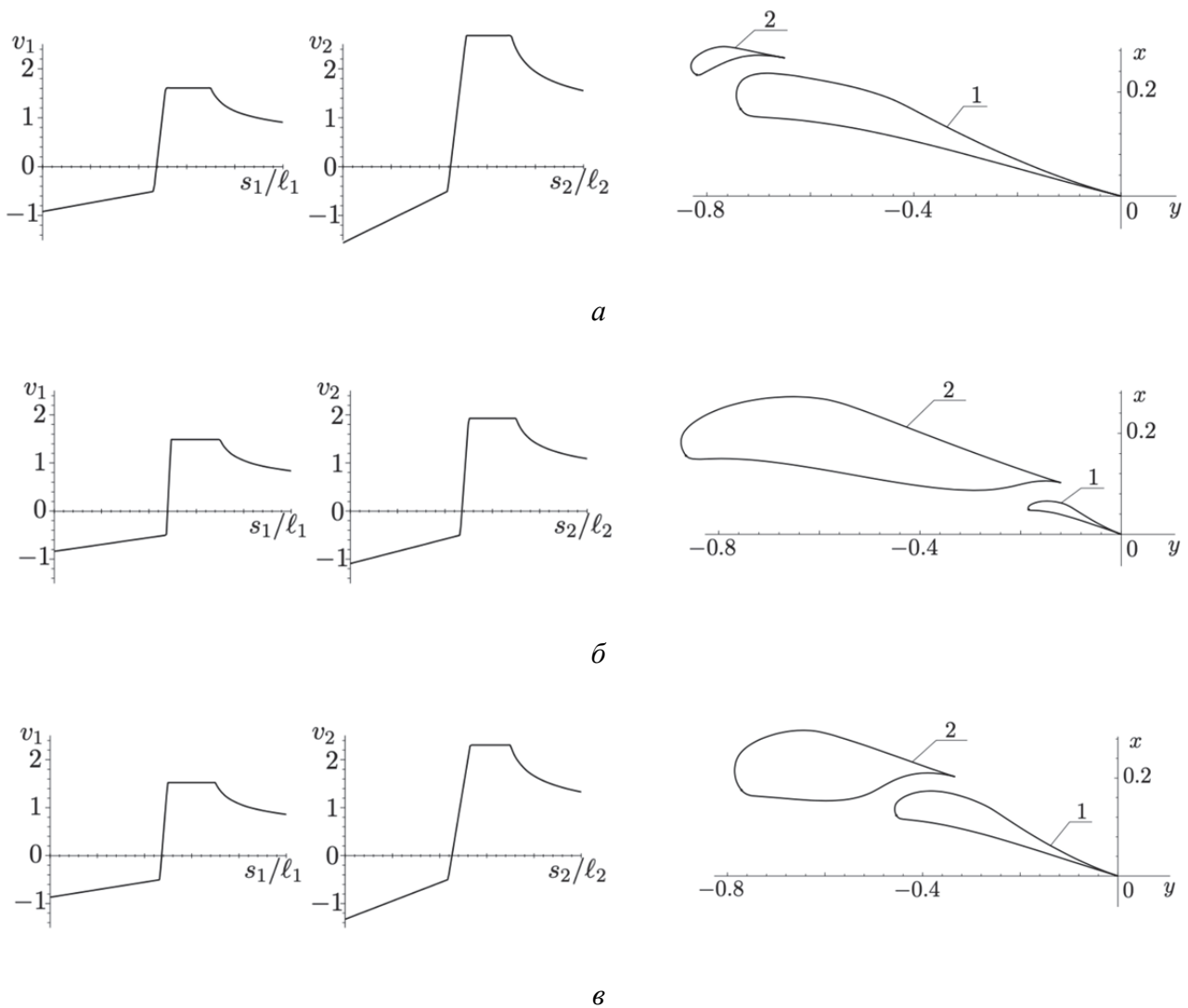


Рис. 11. Примеры построения составных профилей с предкрылком (а), закрылком (б) и щелевого (в) с двумя равнозначными звеньями [4]

Таблица 2. Результаты расчетов составных профилей

Тип профиля	C_y	l_1	l_2	v_{21}	v_{01}	v_{22}	v_{02}	φ_{a2}	ψ_{a2}
С закрылком	1,73	0,2	0,8	1,488	0,838	1,952	1,092	-0,5	0,05
С предкрылком	1,72	0,8	0,2	1,613	0,912	2,678	1,553	0	0,05
Щелевой	1,91	0,5	0,5	1,527	0,864	2,306	1,328	-0,2	0,05
Контрольный	1,42	1,0	0,0	1,692	0,943	—	—	—	—

Естественная координата s отсчитывается от хвостика профиля B (см. рис. 10) по часовой стрелке.

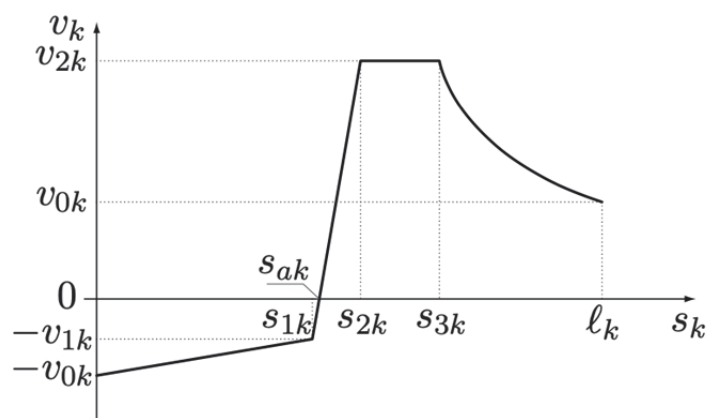


Рис. 12. Основные обозначения на типовом графике распределения скорости v по длине контура профиля s , $k=1$ и 2 – номер профиля на рис. 11

s_1, s_2, s_3 – независимые переменные, задающие координаты участков в распределении скорости; l – длина контура профиля; s_a – координата точки разветвления потока (A на рис. 10)

Участок 0–1 соответствует нижней дужке профиля. Задавались значения скоростей v_1 и v_2 , φ_{a2} и ψ_{a2} , координаты s_a, s_2 , а свободные параметры s_1, s_3, v_0 находились в процессе решения. Начало диффузорных участков во всех примерах взято равным $s_3=0,7l$. Компоненты φ и ψ комплексной скорости $w(z) = \varphi(\xi, \eta) + i\psi(\xi, \eta)$ взяты в точке разветвления потока на первом профиле φ_{a2} и ψ_{a2} . В методике использовано решение Л. И. Седова [56] прямой задачи о биплане. На диффузорном участке профилей распределение скорости задавалось в виде $v(s) = v_2[1 + D(s - s_3)/(s - s_a)]^{1/4}$, где D определялось по критерию Кочина – Лойцянского [57] для безотрывного течения турбулентного пограничного слоя $D < 6,6$, что достигалось варьированием v_2 . Контрольный профиль спроектирован без щелей на максимальный C_y с таким же распределением скорости, что и у составных профилей. Видно, что наибольший C_y достигается у щелевого профиля. Профили с предкрылком и закрылком примерно равнозначны, но у первого существенно выше скорость на верхней поверхности, что

является предпосылкой к возникновению локальных сверхзвуковых зон и отрыву [4].

Обратные задачи проектирования профиля с механизацией

Существующие ограничения на безотрывность течения не позволяют получить у односвязных профилей коэффициент подъемной силы больше $C_y = 2$. В то же время для уменьшения взлетно-посадочной дистанции требуются $C_y > 4$, а для коротких взлета и посадки $C_y > 6-8$. Для этого приходится использовать механизацию крыла, обычно состоящую из предкрылка и закрылка (рис. 13, а), представляющих собой небольшие крылышки, выдвигаемые в поток в нужный момент. Между основным крылом и механизацией образуются щели, через которые протекает воздух из области высокого давления под крылом в область низкого давления над крылом, обеспечивая безотрывность течения на верхней поверхности крыла (рис. 13, б).

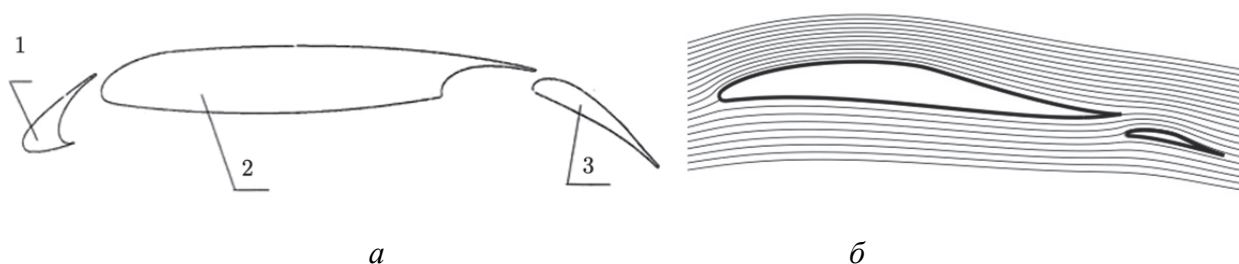


Рис. 13. Профиль крыла с механизацией: а – трехсоставный механизированный профиль; б – двусоставный механизированный профиль

1 – предкрылок; 2 – основной профиль; 3 – закрылок

Когда механизация убрана, профиль не имеет щелей и может разрабатываться и оптимизироваться методами, описанными выше для обычных профилей без щелей и механизации. Когда механизация выпущена, нужно оптимизировать одновременно форму предкрылка, основной части профиля и закрылка, причем таким образом, чтобы вместе они образовывали профиль в конфигурации, когда механизация убрана.

Основы теории механизированных крыльев заложены в 1935 г. трудами С. А. Чаплыгина и В. В. Голубева [58]. С. А. Чаплыгин проводил исследование в предположении плавного обтекания без образования срыва струй в условиях плоскопараллельного течения. Когда размеры предкрылка или закрылка малы по сравнению с размерами основного профиля, их можно заменить свободным дискретным вихрем с интенсивностью, равной циркуляции скорости на предкрылке или закрылке. В такой постановке задача проектирования состоит в изучении влияния свободных дискретных вихрей, имитирующих механизацию крыла, на отрыв потока с поверхности основного профиля. Именно это направление развивал В. В. Голубев [59] в 1957 г. Задача построения профиля с закрылком, замененным одиночным неподвижно закрепленным вихрем, ре-

шена [60] Н. Б. Ильинским и А. В. Поташевым с применением описанного метода квазирешения. Наиболее полно метод изложен в диссертации Е. В. Варсеговой [61], где приведено прямое сравнение результатов расчетов профиля с предкрылком и закрылком численным панельным методом и решением ОКЗА при моделировании закрылка и предкрылка дискретными вихрями (рис. 14).

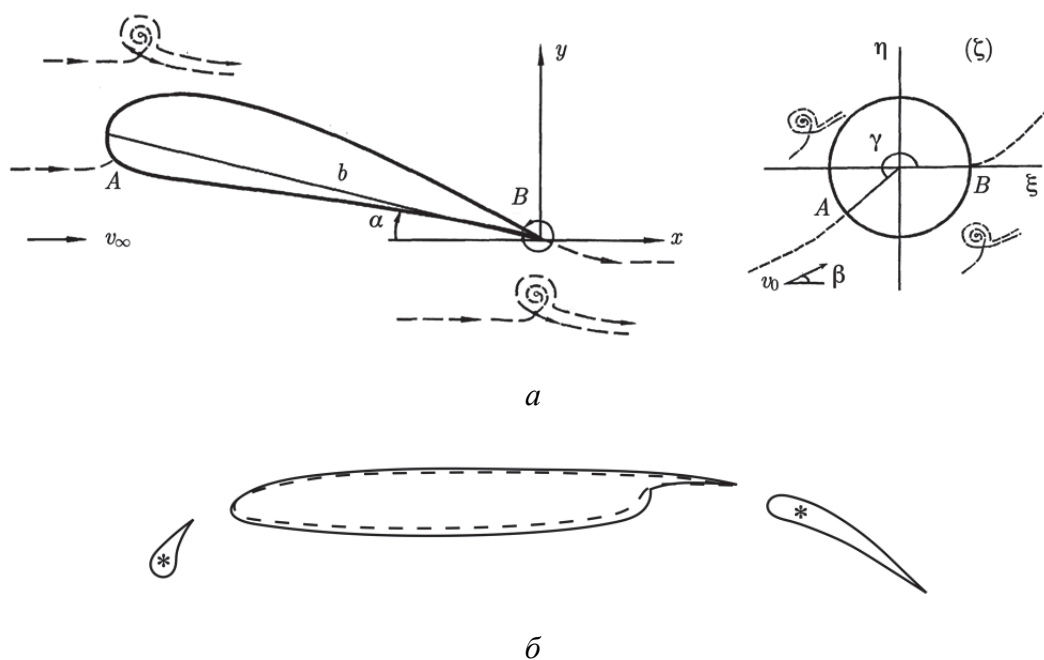


Рис. 14. Результаты расчета профиля с предкрылком и закрылком: *a* – комплексно-сопряженное представление для решения методом дискретных вихрей; *б* – контуры оптимального профиля трехсоставного аэродинамического профиля [61]

— — исходный профиль, рассчитанный численным панельным методом; — — — профиль, полученный в результате решения обратной краевой задачи с двумя дискретными вихрями

Видно, что замена предкрылка и закрылка дискретными вихрями позволяет создавать профили, геометрия механизации которых соответствует геометрии основного профиля с убранной механизацией.

Обратные методы проектирования профилей с отбором и выдувом воздуха с поверхности

Актуальность задачи определяется появлением требований к новому классу техники – беспилотным воздушным судам транспортного назначения. Перспективным направлением в аэродинамике является применение в проектировании формообразующих поверхностей летательных аппаратов так называемых пропульсивных, т. е. создающих тягу, аэродинамических профилей. Такие профили за счет использования специальных методов профилирования и отбора воздуха с верхней поверхности имеют тяговый участок (рис. 15) в хвостовой части, давление на котором больше, чем в набегающем потоке. Отбор воздуха создает и дополнительный эффект – ламинаризацию течения на верхней поверхности

планера, что ведет к уменьшению сопротивления трения. На данном этапе развития технологии известные методы отбора воздуха используются в основном для ламинаризации течения, что позволяет снижать аэродинамическое сопротивление от 10 до 30 % на скоростях полета, соответствующих числу Маха вплоть до $M=0,7$ [62].

Воздух отбирается с помощью различных устройств, в том числе тангенциальных вентиляторов (CFF).

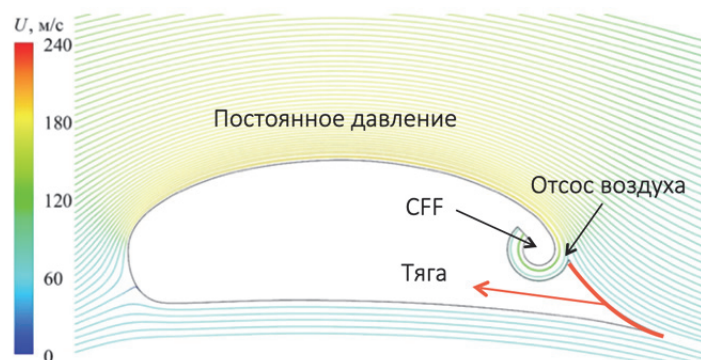


Рис. 15. Пропульсивный профиль с отбором воздуха в верхней критической точке и тяговым участком у хвостика

Применение принципов «пропульсивной аэродинамики» позволяет проектировать профили с необычно большой строительной высотой, которые к тому же создают тягу. Чем толще профиль, тем эффективнее он создает тягу и тем больше места в планере для размещения полезной нагрузки и целевого оборудования. Как правило, чем выше номинальная скорость полета, тем меньше оптимальная относительная толщина профиля. Пропульсивная аэродинамика позволяет создавать нетрадиционные аэродинамические формы (рис. 16), тяготеющие к однообъемным, с крылом малого удлинения, но по аэродинамическому качеству сравнимые с традиционными самолетами.



Рис. 16. Пример планера, спроектированного ОКБ «КУЛОН» с применением принципов пропульсивной аэродинамики

Однообъемные формы устойчивы к порывам ветра, имеют большие внутренние объемы для размещения грузов и минимальную омываемую поверхность планера. Размещение воздухозаборного устройства на верхней задней поверхности профиля при полете вблизи поверхности обеспечивают дополнительные преимущества с точки зрения безопасности полета, так как вероятность попадания посторонних предметов в двигатель снижается.

Максимальным C_y в потоке несжимаемой жидкости обладает дуга окружности. Известные гипернесущие профили, разрабатываемые, например, в ЦАГИ для механизации крыла [63], имеют форму окружности с присоединенным «хвостиком» (рис. 17), с которого поток принудительно сдувается либо потоком, в который он помещен, либо веерной струей, выдуваемой на крыло.

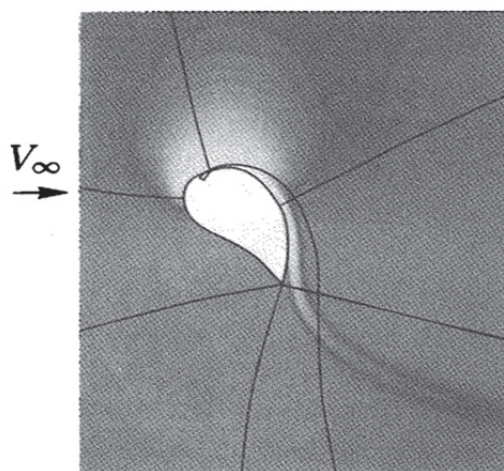


Рис. 17. Гипернесущий профиль ЦАГИ

Одним из первых пропульсивный профиль рассмотрел в 1947 г. А. И. Некрасов, который изучал в работе [64] профиль Жуковского с источником и стоком жидкости. В дальнейшем данное направление развивалось с использованием модели расположения точечных особенностей на поверхности профиля, например, в работе [65] Б. С. Баева и В. Н. Журавлева в 1969 г. Целый ряд задач решен учеными Казанского университета с применением аппарата ОКЗА для профилей с точечными особенностями: А. М. Елизаровым, Н. Б. Ильинским и А. В. Поташевым [66] – профиль с единичным стоком на верхней поверхности; Е. Ю. Аристовой и А. В. Поташевым [67] – профиль с источником в конце щелевого сопла, имитирующего струйный закрылок; Д. Ф. Абзалиловым [68] – оптимальный профиль с максимальным C_y с выдувом реактивной струи через точечный источник; Д. Ф. Абзалиловым, Н. Б. Ильинским и Р. Ф. Мардановым [69] – оптимальный гладкий контур с источниками и стоками. Селиг модифицировал [70] свой многоточечный обратный метод проектирования профилей на случай стока.

Однако точечные особенности не являются наилучшей моделью устройств отбора воздуха с поверхности профиля и выдува воздуха на поверхность

и в свободное пространство. Следующий шаг в развитии методов расчетов профилей с активными методами управления потока сделан в 1957 г. В. В. Голубевым [71]. Им исследована задача обтекания потоком идеального несжимаемого газа кругового цилиндра, с поверхности которого отбирается газ через щель, входное сечение которой моделируется эквипотенциально в форме дуги окружности. Задача отыскания формы канала с постоянными скоростями на стенках решена Г. Ю. Степановым [72]. Преимущество такой схемы перед схемой В. В. Голубева, где щель моделируется отрезком эквипотенциали, состоит в том, что течение в канонической области имеет более простой вид. Этот способ позволяет проектировать тела практически любой относительной толщины с гарантированным безотрывным обтеканием. Идеи Г. Ю. Степанова использованы Д. Ф. Абзалиловым в 1996 г. в работе [73] для моделирования профиля с отбором воздуха.

Более сложной является задача о выдуве струи на поверхность профиля, так как полное давление в струе может отличаться от полного давления внешнего потока, и ОКЗА становится незамкнутой. Задача решена в работе Д. Ф. Абзалилова и Н. Б. Ильинского [74]. Показано, что устройство выдува нужно располагать как можно ближе к носу профиля, тогда эффект выше.

Естественным обобщением описанных задач является задача построения крыла с одновременным отбором и выдувом воздуха. Так, Г. Ю. Степанов в 1998 г. предложил использовать отобранный с поверхности крыла воздух в двигателе, т. е. объединить несущую системы и движитель [75].

Развитием стали работы С. Е. Белоусова и Н. Б. Ильинского [76, 77], в которых они фактически представили результаты проектирования реального пропульсивного профиля с плоской нижней поверхностью, отбором воздуха в верхней критической точке и выбросом через сопло в задней кромке. Отправной точкой послужили работы Голдшмида по симметричным профилям с соплом в хвостике, поэтому нижняя поверхность у исследованных профилей плоская.

Общий подход к решению ОКЗА состоит в задании желаемого распределения скорости на поверхности профиля. Класс распределений содержит три свободных параметра для обычного профиля, четыре – для профиля с отбором воздуха или выдувом, пять – для профиля с одновременным отбором и выдувом. Для выдуваемой струи вводят параметры, характеризующие ее энергию, а также отличие параметров торможения струи от параметров внешнего течения. Затраты энергии при отборе и выдуве воздуха всегда превышают получаемый за счет этого эффект. Ниже рассмотрены краткие сведения из теории, основные положения методов и наиболее интересные результаты проектирования пропульсивных профилей.

Обратная краевая задача с отбором воздуха с поверхности профиля

Пусть имеется аэродинамический профиль в физической плоскости z , который обтекается невозмущенным потоком со скоростью v_∞ под углом атаки α

(рис. 18, а). С помощью конформного отображения $G_z \rightarrow G_\zeta$ физического пространства z в комплексное ζ исходный профиль L_z отображается в окружность (рис. 18, б), скорость набегающего потока $v_\infty \rightarrow u_\infty$, угол атаки $\alpha \rightarrow \beta$. Длине естественной координаты s , отсчитываемой в физическом пространстве от хвостика B профиля (рис. 18, а), соответствует дуга окружности на комплексной плоскости, определяемая полярным углом γ .

На верхней поверхности профиля можно выделить три характерных участка: носовой AN , хвостовой PB и щель NP . В комплексной плоскости ζ щели соответствует дуга окружности, а в физической плоскости z – асимптотический завиток, переходящий в кольцо.

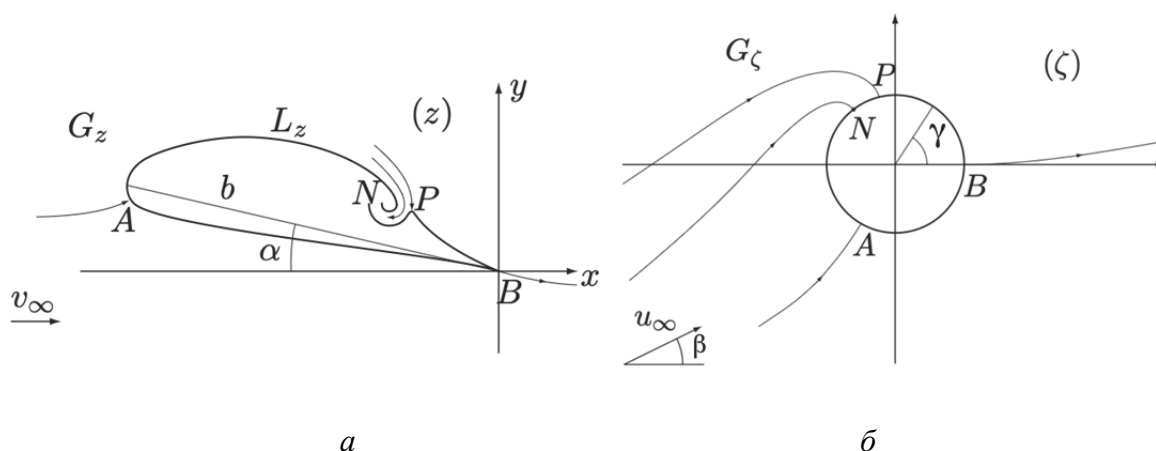


Рис. 18. Обтекание профиля с отбором воздуха с верхней поверхности в физическом (а) и комплексном пространстве (б)

v_∞ – скорость потока в физической плоскости; u_∞ – скорость потока в комплексной плоскости; α – угол атаки в физической плоскости; β – угол атаки в комплексной плоскости; z – физическая плоскость; ζ – комплексная плоскость; G_z – пространство параметров потока в физической плоскости; G_ζ – пространство параметров потока в комплексной плоскости; A – точка торможения потока на носике профиля; B – точка схода потока с хвостовой кромки профиля; b – хорда профиля; L_z – длина образующей профиля; отсчитываемая от точки B против часовой стрелки

Аналогично в профиль может быть добавлена и щель для выдува газа. Эта щель может быть плоской или распределенной по поверхности.

Анализ в комплексной плоскости серьезно упрощает задачу, так как преобразование $G_z \rightarrow G_\zeta$ позволяет записать $z = x + iy$, ввести комплексную скорость $w(z) = u(x, y) + iv(x, y)$ и для невязкого идеального газа потенциал скорости φ такой, что $v = v(s) = d\varphi/ds$, где s – дуговая (естественная) абсцисса. Весь анализ ведется в полярной системе координат на окружности.

Для профиля с расходом отбираемого воздуха Q справедливо следующее:

$$\text{подъемная сила } R_y = \rho v_\infty \Gamma, \text{ сила сопротивления } R_x = \rho v_\infty Q, \quad (1)$$

$$\text{коэффициент подъемной силы } c_y = 2\Gamma/v_\infty b \text{ и сопротивления } c_x = -2q, \quad (2)$$

где Γ – циркуляция вектора скорости вокруг профиля; $q = Q/v_\infty b$ – безразмерный расход. Щель схематизируется кольцевым каналом шириной $H = b(r_2 - r_1)$, где b – хорда профиля; r_1 и r_2 – безразмерные внутренний и внешний радиусы закругления с постоянными скоростями v_1 и v_2 на его стенках соответственно ($v_1 > v_2$). Индексу 1 соответствует продолжение участка AN профиля, индексу 2 – продолжение участка BP . Задается либо безразмерная ширина щели $h = H/b$, либо безразмерный коэффициент расхода q . Отношение скоростей характеризуется следующим параметром:

$$a = \ln(v_2/v_1), \quad (3)$$

тогда безразмерные радиусы внутренней и внешней поверхности

$$r_1 = -Q/av_1, r_2 = -Q/av_2. \quad (4)$$

Для нахождения формы профиля необходимо определить функцию скорости в пространстве. На внешних границах скорость v_∞ известна. На поверхности профиля в общем случае нужно задать трехпараметрический класс распределения скорости, а с учетом отбора воздуха добавить еще один свободный параметр, варьируя которыми можно влиять на искомую форму профиля.

Обратная краевая задача при одновременном отборе воздуха с поверхности профиля и выдуве через щель в задней кромке

В общем случае отобранный воздух невозможно бесконечно нагнетать вовнутрь, следовательно, необходимо его где-то задействовать, например, выбрасывать через щель в задней кромке (рис. 19).

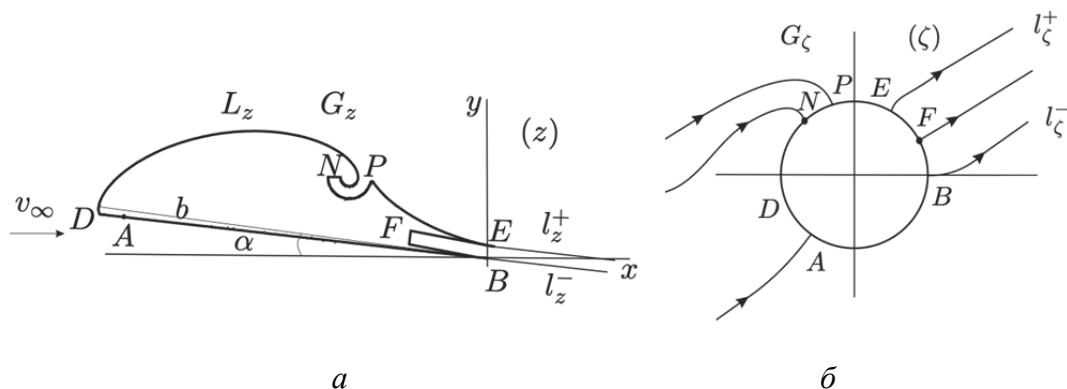


Рис. 19. Обтекание профиля с отбором и выдувом воздуха в физической (а) и комплексной плоскости (б) [4]

Основные обозначения те же, что и ранее, но добавлены верхняя и нижняя граница l^- выхлопной струи, истекающей через щель EB в задней кромке. Символом F обозначено устройство выдува струи, эквивалентное устройству N отбора воздуха с поверхности профиля. DN – участок с постоянной скоростью потока.

Для характеристики выдуваемой струи (индекс jet) вводятся три параметра: полное давление выдуваемой струи p_{0jet} , плотность ρ_{jet} и скорость v_{jet} . Если

полное давление и плотность струи равны соответствующим параметрам невозмущенного потока: $p_{0jet} = p_0$ и $\rho_{jet} = \rho$, то формулы (1) и (2) справедливы. Однако в общем случае $p_{0jet} \neq p_0$ и $\rho_{jet} \neq \rho$. Для характеристики энергии выдуваемой струи вводится безразмерный параметр:

$$\mu = 2(p_{0jet} - p_0)/(\rho v^2)_\infty = (\rho v^2)_{jet}/(\rho v^2)_\infty - 1 \quad (5)$$

С учетом (5) формулы (1) и (2) запишутся в виде:

$$R_y = \rho v_\infty \Gamma_j, R_x = -\rho_{jet} v_{jet} Q \quad (6)$$

$$c_y = 2\Gamma_j/v_\infty b \text{ и } c_x = -2q(\rho_{jet}(1 + \mu)/\rho)^{1/2} \quad (7)$$

где Γ_j – искомая циркуляция вектора скорости вокруг профиля с отбором и выдувом газа. Необходимо отметить, что $c_x < 0$ при $\mu > 0$, т. е. имеет место тяга. Для случая $\rho_{jet} = \rho$ формула (7) упрощается:

$$c_x = -2q(1 - (1 + \mu)^{1/2}). \quad (8)$$

Появление в задаче выхлопной струи к четырем параметрам распределения скорости добавляет пятый.

В общем случае расход выдуваемого газа может превосходить расход отбираемого газа Q , например, за счет выдува дополнительного газа или продуктов сгорания топлива. В том числе расход отбираемого воздуха Q может быть равен нулю. В этом случае имеет место выдув струи, который может осуществляться как через заднюю кромку (струйный закрылок), так и на верхнюю поверхность для создания эффекта суперциркуляции (рис. 20).

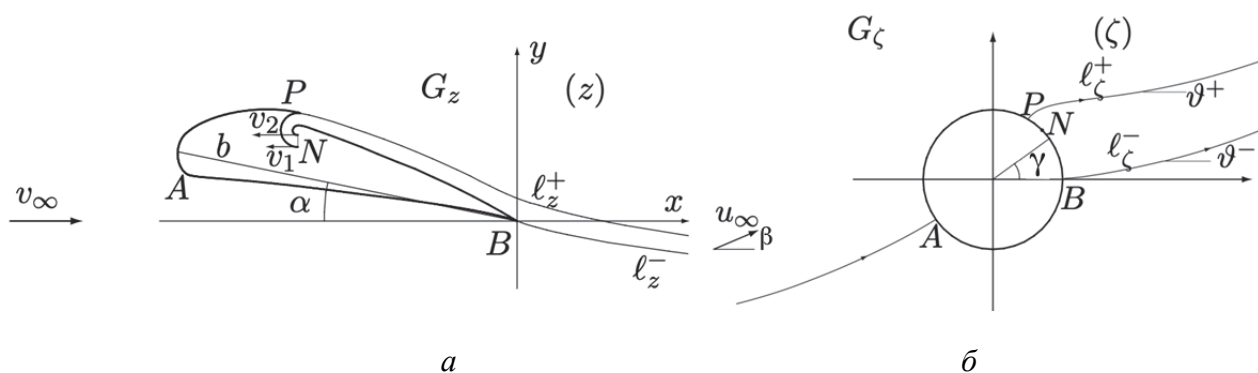


Рис. 20. Обтекание профиля с выдувом воздуха в физической (а) и комплексной плоскости (б) [4]

Сравним рис.18, б и 20, б. При отборе воздуха точки P и N являются точками торможения, куда приходят линии тока, а при выдуве они являются источниками линий тока, сходящих с кромок P и B .

Для отбора воздуха с поверхности профиля необходимо использовать силовую установку мощностью P , эффективность которой характеризуется коэффициентом полезного действия (КПД) η_p . Отобраный воздух нужно где-то

задействовать, например, выдувать на нижнюю поверхность профиля или через его заднюю кромку. Мощность силовой установки связана с разницей полного давления в окружающей среде p_0 и в струе p_{0jet} :

$$P = Q(p_{0jet} - p_0)/\eta_p. \quad (9)$$

Для отбора воздуха могут использоваться различного типа вентиляторы, а для выдува – сопла. Суммарную эффективность силовой установки для отбора и выдува можно характеризовать КПД η_j . Задача о потерях при отборе и последующем выдуве воздуха рассмотрена П. Чженом [78]. Он предложил характеризовать потери коэффициентом дополнительного сопротивления c_{xp} , действующего на профиль:

$$c_{xp} = \eta_j 2P/(b(\rho v^3)_\infty). \quad (10)$$

С учетом (9) формулу (10) можно записать в виде:

$$c_{xp} = (\eta_j/\eta_p) \mu q. \quad (11)$$

Суммарные потери $c_x + c_{xp} > 0$ при любых μ , т. е. затраты на организацию отбора-выдува больше, чем непосредственно получаемый от него реактивный эффект, причем потери растут при увеличении энергии выдуваемой струи, так как ее пропульсивный КПД при этом падает.

Проектирование пропульсивных профилей

Задачу проектирования пропульсивного профиля можно разбить на три подзадачи, связанные друг с другом: задание желаемого распределения давления на верхней поверхности, профилирование тягового участка, определение оптимальной кривизны срединной линии.

Оптимальным для профиля с энергическими методами управления обтеканием является такое распределение скорости по его поверхности, чтобы отсутствовали участки, на которых скорости падают, т. е. создаются предпосылки к отрыву потока. Для построения профиля при заданных v_∞ и α необходимо задаться классом распределений скорости по его поверхности. Для профиля с отбором дополнительно необходимо задать безразмерный расход отбираемого воздуха q или безразмерную ширину щели $h = H/b$.

Рассмотрим типичный пропульсивный профиль (рис. 21) и его характерные участки. Пусть, как и на рис.18, профиль обтекается невязким потоком под углом атаки α . Буквы B , P , N , A обозначают те же точки на профиле, что и ранее. В точке торможения A происходит ветвление потока на части, обтекающие верхнюю и нижнюю части профиля. На верхней дужке профиля поток разгоняется от точки A до точки 3, от нуля до скорости v_1 ; на нижней – от точки A до точки 4, от нуля до скорости v_0 схода пелены с хвостика профиля B . На тяговом участке профиля PB поток сначала разгоняется от нулевой скорости в точке торможения P до скорости v_0 в точке 1, и затем скорость остается постоянной.

В канале отбора воздуха на внешней стенке радиусом r_2 поток разгоняется от нулевой скорости в точке P до скорости v_2 в точке 2, и далее скорость считается постоянной. На внутренней стенке канала с радиусом r_1 скорость остается равной v_1 .

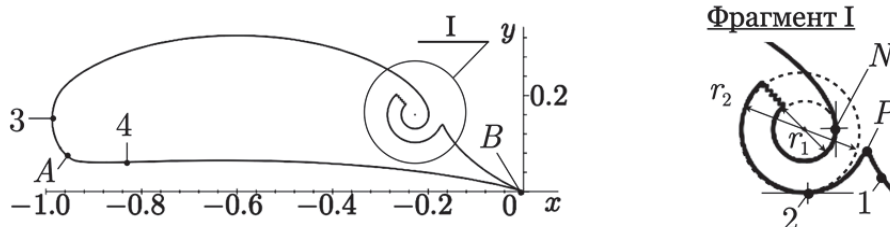


Рис. 21. Характерные точки на профиле

- 1 – точка, в которой заканчивается тяговый участок профиля $1B$ с постоянной скоростью v_0 ;
 2 – точка касания внешнего цилиндра с радиусом r_2 и стенки кольцевого канала забора воздуха; 3 – точка, в которой начинается участок профиля $3N$ с постоянной скоростью v_1 ;
 N – точка касания внутреннего цилиндра с радиусом r_1 и стенки кольцевого канала забора воздуха, асимптотически переходящей в верхнюю поверхность профиля со скоростью v_1 ;
 P – точка торможения потока

В комплексной плоскости точкам на профиле B , 1, P , 2, N , 3, A , 4 соответствуют точки на окружности (рис. 18, б) с угловыми координатами 0 , γ_1 , γ_P , γ_2 , γ_N , γ_3 , γ_A , γ_4 , в которых определены скорости, задающие класс распределения скоростей на поверхности профиля (рис. 22).

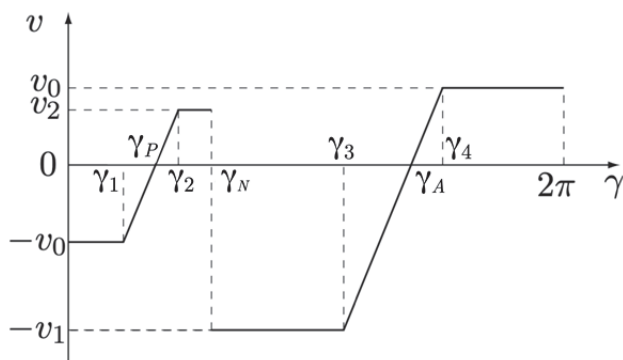


Рис. 22. Пример задания распределения скорости на поверхности профиля с отбором воздуха через щель

Правило определения знака скорости: если при следовании вдоль естественной координаты s знаки проекции вектора скорости v совпадают со знаком $\partial s / \partial \gamma$, то $v > 0$, если не совпадают, то $v < 0$. Начнем обходить профиль скорости, начиная с точки B , против часовой стрелки. На участке BP поток течет к хвосту профиля, проекция скорости v_x направлена слева направо, а координата s меняется справа налево, поэтому на рис. 21 скорость от точки B до точки P отрицательная. Участок PN соответствует щели для отбора воздуха. Здесь проекция скорости v_x направлена справа налево, т. е. в том же направлении, в каком

происходит изменение координаты s , поэтому на этом участке скорость положительная. Так происходит до точки торможения A . За ней на нижней поверхности поток тоже течет слева направо, но теперь изменяется знак $\partial s / \partial \gamma$, проекция этого вектора на ось x направлена слева направо, т. е. так же как и проекция v_x . Следовательно, на участке AB скорость положительная. Точка N – особая, здесь происходит разрыв профиля скорости. На верхней поверхности профиля от точки 3 до N скорость v постоянна и равна v_1 , а проекция скорости v_x направлена слева направо, следовательно, скорость на рис. 22 отрицательная. Внутри кольцевого зазора при $\gamma = \gamma_N$ скорость скачком изменяется до значения v_2 на внешнем радиусе кольцевого зазора.

Необходимо прокомментировать значение скорости v_0 . Поскольку с поверхности профиля производится отбор воздуха ($q < 1$), то $v_0 < v_\infty$. Таким образом, за профилем из точки B распространяется тангенциальный разрыв. Если из задней кромки или с поверхности профиля осуществляется выдув, то $q > 1$. Если щель, через которую осуществляется выдув, располагается в точке B и полагается бесконечно тонкой, то такая задача будет аналогична рассматриваемой и $v_0 > v_\infty$.

Распределение скорости определяет кривизну профиля и, соответственно, c_y . В рассматриваемой задаче параметры q , v_1 и v_2 являются заданными. Относительная скорость v_1 задает кривизну срединной линии профиля, вогнутость $f = (y_B + y_N)_{\max} / (2b)$ профиля (рис. 23) и, следовательно, его несущие свойства c_y .

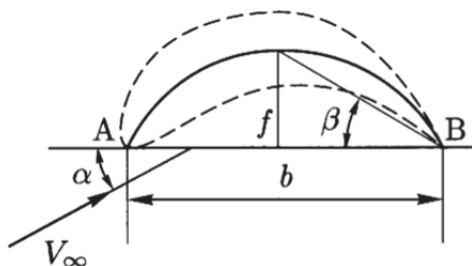


Рис. 23. Геометрические параметры срединной линии профиля, определяющие форму и характеристики профиля

b – хорда профиля; f – вогнутость профиля; V_∞ – вектор скорости набегающего потока; α , β – углы, определяющие вогнутость профиля

Срединная линия делит пополам отрезки $y_B - y_N$, соединяющие точки на верхней дужке профиля с координатой y_B и на нижней с координатой y_N , определяющие толщину профиля $s = y_B - y_N$. Иначе говоря, она является геометрическим местом середин перпендикуляров к хорде. Если задана безразмерная толщина щели h или безразмерный расход q , то, зная отношение скоростей на стенках щели $v_1/v_2 = r_2/r_1$ и h или q , по формулам (4) можно найти r_2 и r_1 . Таким образом, они тоже задаются до решения задачи.

Угол γ_N задает положение щели на профиле, т. е. удаление точки N от хвостика профиля. Задавая радиусы r_1 и r_2 , а также параметр γ_2 , который также

считается заданным и определяет наклон (скорость роста) графика распределения скорости на участке $P2$ (см. рис. 21), можно управлять формой тягового участка профиля. Эти три параметра определяют кривизну профиля на этом участке (см. фрагмент I на рис. 21). Изменяя γ_N и v_1/v_2 , можно влиять на тягу профиля за счет увеличения или уменьшения длины тягового участка BN (см. рис. 18, a), а также увеличения разности давлений на тяговом и подветренном участках профиля.

Углы γ_1 , γ_3 , γ_4 и относительная скорость v_0 вычисляются в процессе решения задачи. На рис. 24 приведено распределение скорости для профиля, представленного на рис. 21.

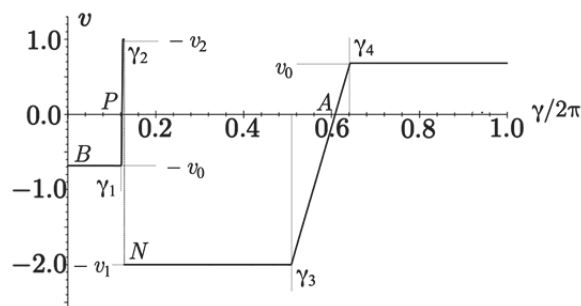


Рис. 24. Пример распределения скорости на поверхности профиля с отбором воздуха через щель для значений относительного расхода $q = -0,04$, относительных скоростей $v_1/v_\infty = 2$, $v_1/v_2 = 2$

На рис. 25 приведено сравнение расчетных распределений скорости и формы профиля для $v_1/v_2 = 2$ и $2,2$, а также $\gamma_N = 0,8$ и $0,4$ [4].

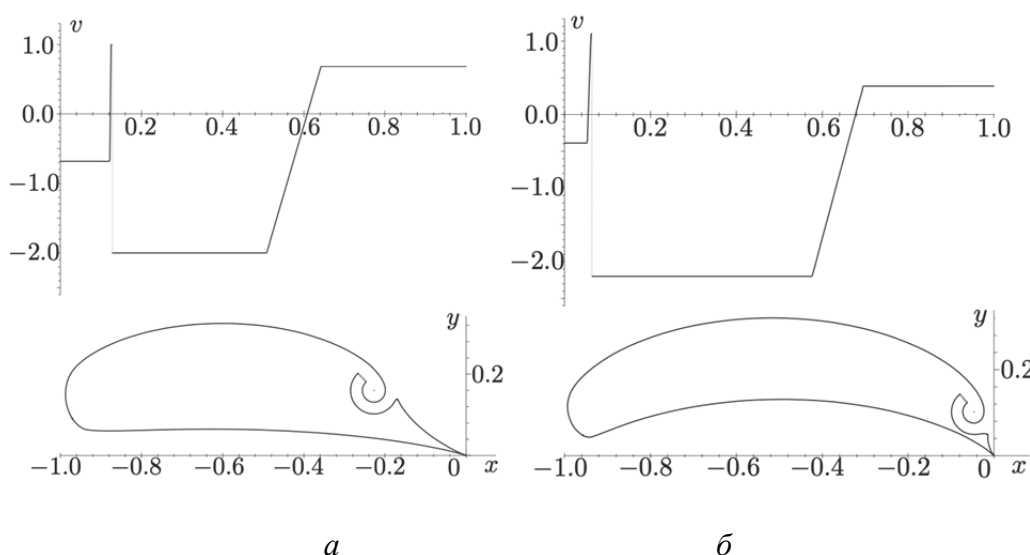


Рис. 25. Сравнение профилей с различной кривизной срединной линии и расположением щели для отбора воздуха: $a - v_1/v_2 = 2$ и $\gamma_N = 0,8$; $б - v_1/v_2 = 0,8$ и $0,4$

В полете летательный аппарат изменяет высоту, скорость, угол атаки. В рамках принятой в настоящем разделе постановки задачи это приводит к изменению положения точек торможения A и p , а также к изменению расхода воздуха.

Желательно, чтобы при изменении режимов полета геометрия профиля оставалась неизменной, т.е. механизация не применялась, а расход отбираемого воздуха менялся в минимальных пределах и оставался в рамках возможностей силовой установки. Разумно потребовать, чтобы на верхней части профиля отсутствовали участки, на которых скорость падает, т.е. не создавались предпосылки к отрыву потока.

Выводы

Обратные и комбинированные методы проектирования и оптимизации аэродинамических профилей за многие десятилетия своего развития прошли путь длинной эволюции. В настоящее время с их помощью можно создавать профили с механизацией, отбором воздуха с поверхности и выдувом его через щелевые сопла. Профили, имеющие в хвостовой части диффузорные и тяговые участки, отличаются высоким аэродинамическим качеством при большой относительной толщине. Это позволяет создавать прочные аэродинамические поверхности с большим внутренним полезным объемом. Применяя описанные методы, можно создавать профили с заданной строительной высотой, причем отличающиеся безотрывным течением, а в определенных условиях и создающие тягу. Совершенствование методов проектирования профилей продолжается в направлении сочетания обратных методов и прямых численных методов с оптимизацией заданных параметров. Другой важной задачей является определение границ оптимального использования разрабатываемых профилей по числам Маха, Рейнольдса, углу атаки.

Финансирование/ Funding

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Фундаментальные основы аэродинамики, динамики полета и управления транспортными беспилотными авиационными системами нового поколения с распределенной силовой установкой», № FEFM-2024-0012 / This work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of Russian Federation during the implementation of the project "Fundamentals of aerodynamics, flight dynamics and control of transport unmanned aerial systems of a new generation with a distributed propulsion system", No. FEFM-2024-0012.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Тумашев Г. Г., Нужин М. Т. Обратные краевые задачи и их приложения. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 1965. 333 с.

2. Аксентьев Л. А., Ильинский Н. Б., Нужин М. Т., Салимов Р. Б., Тумашев Г. Г. Теория обратных краевых задач для аналитических функций // Итоги науки и техники. Серия «Математический анализ». 1980. Т. 18. С. 67–124.
3. Аксентьев Л. А., Ильинский Н. Б. История развития обратных краевых задач в Казани. Очерки истории НИИ математики и механики им. Н. Г. Чеботарева. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 1989. С. 36–52.
4. Ильинский Н. Б., Абзалилов Д. Ф. Математические проблемы проектирования крыловых профилей: усложненные схемы течения; построение и оптимизация формы крыловых профилей. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2011. 284 с. EDN: QNXQSN.
5. Weining F. Widerstands- und Tragflügelprofile mit vorgeschriebener Geschwindigkeitsverteilung an der Oberfläche // Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik. 1929. Bd. 9, № 6. P. 507–509.
6. Schmiden C. Die Berechnung kavitationssicherer Tragflügelprofile // Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik. 1932. Bd. 12, № 5. P. 288–310.
7. Жуковский Н. Е. О реакции вытекающей и втекающей жидкости // Волны. Вязкость реакции жидкости: полное собрание сочинений. М.–Л.: Главная редакция авиационной литературы, 1937. Т. 4. С. 7–21.
8. Betz A. Änderung der Profilform zur Erzielung einer vorgegebenen Änderung der Druckverteilung // Z. Luftfahrtforschung. 1934. Bd. II, № 6. P. 158–164.
9. Mangier W. Die Berechnung eines Tragflügelprofiles mit vorgeschriebener Druckverteilung // Jahrbuch der deutschen luftfahrtforschung. 1938. Bd. I. P. 46–53.
10. Lighthill M. J. A mathematical method of cascade design // Aeronautical Research Council, London. R&M 2104. 1945. 18 p.
11. Тумашев Г. Г. Нахождение формы профиля по заданному распределению скорости с учетом сжимаемости жидкости // Известия Казанского физико-математического общества при Казанском государственном университете имени В. И. Ульянова-Ленина. 1945. Т. 13. Сер. 2. С. 127–132.
12. Тумашев Г. Г. Определение границ потока жидкости по заданному распределению скорости или давления // Ученые записки Казанского университета. 1952. Т. 112, № 3. С. 3–41.
13. Шурыгин В. М. Определение контура профиля по заданному распределению давления М.: Бюро новой техники, 1958. 19 с. (Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского).
14. Eppler R. Die Berechnung von Tragflügelprofilen aus der Druckverteilung // Ingenieur-Archiv. 1955. Bd. 23, № 6. P. 436–452. DOI: 10.1007/BF00534740.
15. Van Ingen J. L. On the desing of airfoil sections utilizing computer graphics // Luchtvaarttechniek. 1969. P. L110–L118.
16. Иванов В. К. О некорректно поставленных задачах // Математический сборник. 1963. Т. 61(103), № 2. С. 211–223.
17. Иванов В. К., Васин В.В., Танана В. П. Теория линейных некорректных задач и ее приложения. М.: Наука, 1978. 206 с.
18. Елизаров А. М., Ильинский Н. Б. Метод квазирешений в обратной краевой задаче гидроаэродинамики // Известия вузов. Математика. 1984. № 10. С. 50–59.
19. Елизаров А. М., Ильинский Н. Б., Поташев А. В. Квазирешения обратной краевой задачи гидроаэродинамики // Доклады Академии Наук СССР. 1985. Т. 284, № 2. С. 319–322.
20. Елизаров А. М., Ильинский Н. Б., Поташев А. В. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики // Итоги науки и техники. Механика жидкости и газа. М.: ВИНТИ, 1989. Т. 23. С. 3–115.
21. Елизаров А. М., Ильинский Н. Б., Поташев А. В. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики. М.: Наука, 1994. 440 с.
22. Лаврентьев М. А. Об одной экстремальной задаче в теории крыла аэроплана // М.-Л.: Гостехтеориздат, 1934. 40 с.

23. Зубов В. И. К вопросу об оптимальном профиле крыла в потоке идеальной несжимаемой жидкости // Журнал вычислительной математики и математической физики, 1980. Т. 20. № 1. С. 241–245.
24. Елизаров А. М. Некоторые экстремальные задачи теории крыла // Известия вузов. Математика. 1988. № 10. С. 71–74.
25. Анульченко С. М. Метод оптимизации профилей в дозвуковом потоке идеального газа. Новосибирск: ИТПМ, 1987. 44 с. (Серия: Препр. АН СССР, Сиб. отд-ние, Ин-т теорет. и прикл. механики; N 30-87).
26. Елизаров А. М., Федоров Е. В. Оптимизация формы крыловых профилей методов обратных краевых задач // Труды семинара по краевым задачам. Казанский университет. 1989. № 25. С. 20–25.
27. Nasyrov S. Robin capacity and lift of infinitely thin airfoils // Complex Variables, Theory and Application: An International Journal. 2002. Vol. 47, Iss. 2. P. 93–107. DOI: 10.1080/02781070290010850.
28. Леонтьев В. Г., Поташев А. В. Высоконесящие модельные крыловые профили с двумя участками постоянной скорости на контуре // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2001. № 6. С. 15–20.
29. Леонтьев В. Г., Поташев А. В. К проблеме построения высоконесящих модельных аэродинамических профилей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2002. № 2. С. 24–28. EDN: HRMBEX.
30. Леонтьев В. Г. Аэродинамическое проектирование и оптимизация формы крыловых профилей и профилей гидродинамических решеток: дис. ... канд. физ.-мат. наук. Казань, 2003. 108 с.
31. Liebeck R. H. A class of airfoils designed for high lift in incompressible flow // Journal of Aircraft. 1973. Vol. 10, № 10. P. 610. DOI: 10.2514/6.1973-86.
32. Stratford B. S. The prediction of separation of the turbulent boundary layer // Journal of Fluid Mechanics. 1959. Vol. 5, № 1. P. 1–15. DOI: 10.1017/S0022112059000015.
33. Selig M. S., Maughmer M. D. A Multi-Point Inverse Airfoil Design Method Based on Conformal Mapping // AIAA Journal. 1992. Vol. 30, № 5. P. 1162–1170. DOI: 10.2514/3.11046.
34. Selig M. S., Maughmer M. D. Generalized Multipoint Inverse Airfoil Design // AIAA Journal. 1992. Vol. 30, № 11. P. 2618–2625. DOI: 10.2514/3.11276.
35. Eppler R. Direct Calculation of Airfoils from Pressure Distribution // NASA Technical Translation F-15, 417. Vol. 25, № 1. P. 32–57.
36. Eppler R., Somers D. M. A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils // NASA Technical Memorandum 80210. 1980.
37. Eppler R. Airfoil Design and Data. Berlin: Springer-Verlag, 1990. DOI: 10.1007/978-3-662-02646-5.
38. Eppler R. Airfoil Program System, User's Guide. Stuttgart, Germany: Institut a for Mechanik, University of Stuttgart, 1991.
39. Selig M. S., Guglielmo J. J., Broeren A. P., Giguère P. Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 1. Virginia Beach: SoarTech Publications, 1995. 292 p.
40. Selig M. S., Lyon C. A., Giguère P. et al. Summary of Low-Speed Airfoil Data. Vol. 2. Virginia Beach: SoarTech Publications, 1996. 252 p.
41. Lyon C. A., Broeren A. P., Giguère P. et al. Summary of Low-Speed Airfoil Data: Vol. 3. SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia, 1998. 292 p.
42. Selig M., Gopalarathnam A., Giguère P., Lyon C. Systematic Airfoil Design Studies at Low Reynolds Numbers // Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications. Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, Reston, VA, 2001. Vol. 195. P. 143–167. DOI: 10.2514/5.9781600866654.0143.0167.
43. Lighthill M. J. A Mathematical Method of Cascade Design // Aeronautical Research Council. Repts. and Mem., No. 2104, 1945.

44. Howell A. R. A Theory of Arbitrary Aerofoils in Cascade // *Philosophical Magazine Series 1*. Vol. 39, No. 299. P. 913–927. DOI: 10.1080/14786444808521701.
45. Симонов Л. А. Построение профилей по годографу скоростей // *Прикладная математика и механика*, 1941. Т. 5, № 2. С. 193–222.
46. Степанов Г. Ю. Гидродинамика решеток турбомашин. М.: Физматгиз, 1962. 512 с.
47. Costello G. R. Method of Designing Cascade Blades with Prescribed Velocity Distributions in Compressible Potential Flows // *NASA Technical Reports Server* 978. 1950. 11 p.
48. Costello G. R., Cummings R. L., Sinnette J. T. Detailed Computational Procedure for Design of Cascade Blades with Prescribed Velocity Distributions in Compressible Potential Flows // *NACA Report* 1060. 1952. 17 p.
49. McBride E. J. Blade profiles // *Proc. First U. S. Nat. Congr. Appl. Mech.* 1952. P. 699–704.
50. Дорфман Л. А. Расчет безвихревого обтекания решеток профилей и построение решеток по заданному распределению скоростей на профилях // *Прикладная математика и механика*. 1952. Т. 16, № 5. С. 599–612.
51. Selig M. S. Multi-Point Inverse Design of Isolated Airfoils and Airfoils in Cascade in Incompressible Flow: Ph.D. thesis. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, College Park, 1992.
52. Gopalarathnam A., Selig M. S. Multipoint inverse method for multielement airfoil design // *J. Aircraft*. 1998. Vol. 35, № 3. P. 398–404. DOI:10.2514/2.2337.
53. Насыров Р. М. Определение формы биплана по заданному распределению скорости по поверхности профилей, его составляющих // *Ученые записки Казанского государственного университета им. В.И. Ульянова-Ленина* 1953. Т. 113, № 10. С. 31–41.
54. James R. M. The theory and design of two-airfoil lifting systems // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1977. Vol. 10, № 1. P. 13–42.
55. Тумашев Г. Г., Нужин М. Т. Обратные краевые задачи и их приложения. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 1965. 333 с.
56. Седов Л. И. Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики. М.: Наука, 1966. 448 с.
57. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1987. 848 с.
58. Чаплыгин С. А., Голубев В. В. К теории предкрылка и закрылка // *Труды Центрального аэрогидродинамического института им. профессора Н. Е. Жуковского*, 1935. Вып. 171. 39 с.
59. Голубев В. В. Труды по теории предкрылка, закрылка и щитков // *Труды по аэродинамике*. М.-Л.: Гостехиздат. 1957. С. 11–347.
60. Ильинский Н. Б., Поташев А. В. Построение крылового профиля с закрылком, моделируемым точечным вихрем // *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*. 1992. № 1 С. 3–9.
61. Варсегова Е. В. Прямые и обратные краевые задачи аэродинамики с особенностями в потоке: дис. ... канд. физ.-мат. наук. Казань, 2010. 100 с.
62. Perry A. T., Ansell P. J., Kerho M. et al. Design, analysis, and evaluation of a propulsive wing concept // *34th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 13–17 June 2016, Washington. 2016. No. 2016-4178. DOI: 10.2514/6.2016-4178
63. Патент на изобретение № RU 2104220. Способ повышения несущих свойств крыльев / Жулев Ю. Г., Иншаков С. И., Кажан В. Г. 1998. Публ. 10.02.1998. 9 с.
64. Некрасов А. И. Обтекание профиля Жуковского при наличии на профиле источника и стока // *Прикладная математика и механика*. 1947. Т. 11, № 1. С. 41–54.
65. Баев Б. С., Журавлев В. Н. Обтекание крылового профиля при наличии на поверхности системы источников и стоков // *Труды I Республиканской конференции по аэрогидромеханике, теплообмену и массообмену*, 3–8 июня 1967 г., Киев. Киев: Изд-во Киев. ГУ, 1969.
66. Елизаров А. М., Ильинский Н. Б., Поташев А. В. Обратная краевая задача для ламинарного профиля с отсосом // *Труды семинара по краевым задачам*. 1987. Вып. 23. С. 61–69.

67. Аристова Е. Ю., Поташев А. В. Построение крыловых профилей с тангенциальным отсосом или вдувом // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1991. № 4. С. 8–11.
68. Абзалилов Д. Ф. Максимизация коэффициента подъемной силы контура с выдувом реактивной струи // Доклады Академии наук России. 2007. Т. 412, № 3. С. 339–342. EDN: IAAJTX
69. Абзалилов Д. Ф., Ильинский Н. Б., Марданов Р. Ф. Задача максимизации циркуляции скорости при обтекании гладкого контура с источниками и стоками // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2000. Т. 40, № 1. С. 82–90.
70. Saeed F., Selig M. S. Multipoint inverse airfoil design method for slot suction airfoils // Journal of Aircraft. 1996. Vol. 33, № 4. P. 708–715. DOI: 10.2514/3.47005.
71. Голубев В. В. Теоретические основания методов увеличения подъемной силы крыла. Разрезные крылья, щитки, отсасывание // Труды по аэродинамике. М.-Л.: Гостехиздат, 1957. С. 199–291.
72. Степанов Г. Ю. Построение плоских каналов и решеток турбомашин с безотрывным течением // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 1993. № 4. С. 30–42.
73. Абзалилов Д. Ф., Ильинский Н. Б., Степанов Г. Ю. Построение крылового профиля с отбором внешнего потока // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 1996. № 6. С. 23–28.
74. Абзалилов Д. Ф., Ильинский Н. Б. Построение крыловых профилей с выдувом реактивной струи // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 1999. № 3. С. 134–143.
75. Степанов Г. Ю. Построение безотрывно обтекаемых тел в комплексе с движителем // Проблема современной механики. К юбилею Л.И. Седова. М.: Изд-во МГУ, 1998. С. 109–117.
76. Белоусов С. Е. Обратная краевая задача для крылового профиля с отбором части внешнего потока и выдувом реактивной струи // Труды Математического центра имени Н. И. Лобачевского. Краевые задачи и их приложения. Казань: УНИПРЕСС, 2000. Т. 7. С. 282–283.
77. Белоусов С. Е., Ильинский Н. Б. Построение несимметричного крылового профиля с отбором и выдувом // Труды Математического центра имени Н. И. Лобачевского. Казань: УНИПРЕСС, 1999. Т. 3. С. 172–175.
78. Чжен П. Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.

Дата поступления: 27.01.2025

Решение о публикации: 16.04.2025

Контактная информация:

БУЛАТ Павел Викторович – д-р физ.-мат. наук, главный научный сотрудник (Севастопольский государственный университет, Россия, 299053, Севастополь, ул. Университетская, д. 33; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), pavelbulat@mail.ru

ДУДНИКОВ Сергей Юрьевич – д-р физ.-мат. наук, проректор (Севастопольский государственный университет, Россия, 299053, Севастополь, ул. Университетская, д. 33), sydudnikov@sevsu.ru

ПРОДАН Николай Васильевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник (Севастопольский государственный университет, Россия, 299053, Севастополь, ул. Университетская, д. 33; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), kolinti@mail.ru

ЧЕРНЫШОВ Павел Сергеевич – младший научный сотрудник (Севастопольский государственный университет, Россия, 299053, Севастополь, ул. Университетская, д. 33; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), pashachp8@gmail.com

References

1. Tumashev G. G., Nuzhin M. T. Obratnye kraevye zadachi i ih prilozheniya [Inverse boundary value problems and their applications]. Kazan: Publishing house Kazan. University, 1965, 333 p. (In Russian)
2. Aksent'ev L. A., Il'inskii N. B., Nuzhin M. T. et al. The theory of inverse boundary problems for analytic functions and its applications. *Journal of Soviet Mathematics*. 1982. Vol. 18, Iss. 4, pp. 479–515. DOI: 10.1007/BF01084867.
3. Aksentiev L. A., Ilyinsky N. B. Istoriya razvitiya obratnykh kraevykh zadach v Kazani. Ocherki istorii NII matematiki i mekhaniki im. N. G. Chebotareva [History of the development of inverse boundary value problems in Kazan. Essays on the history of the Research Institute of Mathematics and Mechanics named after N. G. Chebotarev]. Kazan: Kazan University Publ., 1989, pp. 36–52. (In Russian)
4. Ilyinsky N. B., Abzalilov D. F. Matematicheskie problemy proektirovaniya krylovykh profilej: uslozhnennyye skhemy techeniya; postroenie i optimizatsiya formy krylovykh profilej [Mathematical problems of designing wing profiles: complicated flow patterns; creation and optimization of wing profiles shape]. Kazan: Kazan University Publ., 2011, 284 p. (In Russian)
5. Weining F. Widerstands- und Tragflügelprofile mit vorgeschriebener Geschwindigkeitsverteilung an der Oberfläche. *Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik*. 1929. Vol. 9, no. 6, pp. 507–509.
6. Schmiden C. Die Berechnung kavitationssicherer Tragflügelprofile. *Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*. 1932. Vol. 12, no. 5, pp. 288–310.
7. Joukovsky N.E. Obratnye kraevye zadachi i ih prilozheniya [About the reaction of outflow and inflow liquid]. Waves. Viscosity Fluid Reaction. Collected papers. Moscow, Leningrad: Editorial office for aviation literature, 1937. Vol. 4, pp. 7–21. (In Russian)
8. Betz A. Änderung der Proföform zur Erzielung einer vorgegebenen Änderung der Druck Verteilung. *Luftfahrtforschung*. 1934. Vol. 11, no. 6, pp. 158–164.
9. Mangier W. Die Bereshung eines Tragflugelprofiles mit vorgeshriebener Drucverteilung. *Jahrbuch der deutschen Luftfahrtforschung*. 1938. Vol. 1, pp. 46–53.
10. Lighthill M. J. *A mathematical method of cascade design*. London. R&M 2104, 1945, 18 p.
11. Tumashev G. G. Finding the shape of the profile according to a given velocity distribution, taking into account the compressibility of the liquid. *Izvestiya Kazanskogo fiziko-matematicheskogo obshchestva pri Kazanskom gosudarstvennom universitete imeni V. I. Ul'yanova-Lenina. Seriya 3*. [Izvestia of the Kazan Physics and Mathematics Society at Kazan State University named after V. I. Ulyanov-Lenin. Series 3]. 1945. Vol. 13, pp. 127–132. (In Russian)
12. Tumashev G. G. Determination of fluid flow boundaries from a given velocity or pressure distribution. *Uchenye Zapiski Kazanskogo Universiteta* [Proceedings of Kazan University]. 1952. Vol. 112, no. 3, pp. 3–41. (In Russian)
13. Shurygin V. M. Opredelenie kontura profilya po zadannomu raspredeleniyu davleniya [Determination of the profile contour according to the specified pressure distribution]. Moscow: Byuro novoy tekhniki, 1958, 19 p. (Proceedings of TsAGI). (In Russian)
14. Eppler R. Die Berechnung von Tragflugelprofilen aus der Druckverteilung. *Ingenieur-Archiv*. 1955. Vol. 23, no. 6, pp. 436–452. DOI: 10.1007/BF00534740.

15. van Ingen J. L. On the design of airfoil sections utilizing computer graphics. *Luchtvaarttechniek*. 1969, pp. L110–L118.
16. Ivanov V.K. On incorrectly set tasks. *Matematicheskiiy sbornik [Mathematical collection]*. 1963. Vol. 61 (103), no. 2, pp. 211–223. (In Russian)
17. Ivanov V. K., Vasin V. V., Tanana V. P. Teoriya lineinykh nekorrektnykh zadach i ee prilozheniya [Theory of linear incorrect problems and its applications]. Moscow: Nauka, 1978, 206 p. (In Russian)
18. Elizarov A. M., Ilyinsky N. B. The method of quasi-solutions in the inverse boundary value problem of hydroaero-dynamics. *Soviet Mathematics*. 1984. Vol. 28, no. 10, pp. 66–77. (In Russian)
19. Elizarov A. M., Ilyinsky N. B., Potashev A. V. Quasi-solutions of the inverse boundary value problem of hydroaerodynamics. *Doklady Akademii Nauk SSSR [Proceedings of the USSR Academy of Sciences]*. 1985. Vol. 284, no. 2, pp. 319–322. (In Russian)
20. Elizarov A. M., Ilyinsky N. B., Potashev A. V. Inverse boundary value problems by aerohydrodynins. *Itogi nauki i tekhniki. Mekhanika zhidkosti i gaza [Results of science and technology. Fluid and gas mechanics]*. Moscow: VINITI, 1989. Vol. 23, pp. 3–115. (In Russian)
21. Elizarov A. M., Ilyinsky N. B., Potashev A. V. Obratnye kraevye zadachi aerogidrodinamiki [Inverse boundary value problems of aerohydrodynamics]. Moscow: Nauka, 1994, 440 p. (In Russian)
22. Lavrentiev M. A. Ob odnoy ekstremal'noy zadache v teorii kryla aeroplana [On one extreme problem in the theory of the wing of an airplane]. Moscow; Leningrad: Gostekhteorizdat, 1934, 40 p. (In Russian)
23. Zubov V. I. The optimal wing profile in the flow of an ideal incompressible fluid. *USSR Computational Mathematics and Mathematical Physics*. 1980. Vol. 20, Iss. 1, pp. 263–267. DOI: DOI: 10.1016/0041-5553(80)90079-8
24. Elizarov A. M. Some extremal problems in wing theory. *Soviet Mathematics*. 1988. Vol. 32, no. 10, pp. 108–113.
25. Anulchenko S. M. Metod optimizatsii profiley v dozvukovom potoke ideal'nogo gaza [Method for optimizing profiles in subsonic flow of ideal gas]. Novosibirsk: ITPM, 1987, 44 p. (In Russian)
26. Elizarov A. M., Fedorov E. V. Optimization of the shape of wing profiles of methods of inverse boundary value problems. *Trudy seminara po kraevym zadacham. Kazanskiy universitet [Proceedings of the seminar on boundary value problems. Kazan University]*. 1990. No. 25, pp. 124–135. (In Russian)
27. Nasyrov S. Robin capacity and lift of infinitely thin airfoils. *Complex Variables, Theory and Application: An International Journal*. 2002. Vol. 47, Iss. 2, pp. 93–107. DOI: 10.1080/02781070290010850.
28. Leont'ev, V.G., Potashev, A.V. Model High-Lift Airfoils with Two Constant-Velocity Segments on Their Contours. *Fluid Dynamics*. 2001 Vol. 36, no. 6, pp. 866–870. DOI: 10.1023/A:1017950223454.
29. Leont'ev V.G., Potashev A.V. Construction of high-lift model aerodynamic profiles. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya Tekhnika*. 2002. No. 2, pp. 24–28. EDN: HRMBEX. (In Russian)
30. Leontiev V. G. Aerodinamicheskoe proektirovanie i optimizatsiya formy krylovykh profiley i profiley gidrodinamicheskikh reshetok [Aerodynamic design and optimization of the shape of wing profiles and profiles of hydrodynamic grids: diss.... cand. phys.-mat. Sciences]. Kazan, 2010, 108 p. (In Russian)
31. Liebeck R. H. A class of airfoils designed for high lift in incompressible flow. *Journal of Aircraft*. 1973. Vol. 10, no. 10, pp. 610–617. DOI: 10.2514/6.1973-86.
32. Stratford B. S. The prediction of separation of the turbulent boundary layer. *Journal of Fluid Mechanics*. 1959. Vol. 5, no. 1, pp. 1–15. DOI: 10.1017/S0022112059000015.

33. Selig M. S., Maughmer M. D. Multipoint Inverse Airfoil Design Method Based on Conformal Mapping. *AIAA Journal*. 1992. Vol. 30, no. 5, pp. 1162–1170. DOI:10.2514/3.11046.
34. Selig M. S., Maughmer M. D. Generalized Multipoint Inverse Airfoil Design. *AIAA Journal*. 1992. Vol. 30, no. 11, pp. 2618–2625. DOI: 10.2514/3.11276.
35. Eppler R. Direct Calculation of Airfoils from Pressure Distribution: NASA Technical Translation F-15, 417. 1974, 63 p.
36. Eppler R., Somers D. M. A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils. NASA Technical Memorandum 80210. 1980, 152 p.
37. Eppler R. Airfoil Design and Data. Berlin: Springer-Verlag, 1990. 562 p. DOI: 10.1007/978-3-662-02646-5.
38. Eppler R. Airfoil Program System: User's Guide. Stuttgart, Germany, 1991.
39. Selig M. S., Guglielmo J. J., Broeren A. P., Giguère P., Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 1. Virginia Beach: SoarTech Publications, 1995. 292 p.
40. Selig M. S., Lyon C. A., Giguère P. et al. Summary of Low-Speed Airfoil Data. Vol. 2. Virginia Beach: SoarTech Publications, 1996, 252 p.
41. Lyon C. A., Broeren A. P., Giguère P. et al. Summary of Low-Speed Airfoil Data: Vol. 3. SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia, 1998, 292 p.
42. Selig M. S., Gopalathnam A., Giguere P., Lyon C. A. Systematic Airfoil Design Studies at Low Reynolds Numbers. Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications. Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, Reston, VA, 2001. Vol. 195, pp. 143–167. DOI: 10.2514/5.9781600866654.0143.0167.
43. Lighthill M. J. A Mathematical Method of Cascade Design. *Aeronautical Research Council*. Repts. and Mem., No. 2104. England. UK. 1945.
44. Howell A. R. CIX. A theory of arbitrary aerofoils in cascade. *Philosophical Magazine Series I*. Vol. 39, No. 299, pp. 913–927. DOI: 10.1080/14786444808521701.
45. Simonov L. A. Postroenie profiley po godografu skorostey [Plotting Profiles from the Velocity Graph]. *Prikladnaya Matematika i Mekhanika*. 1941. Vol. 5, no. 2, pp. 193–222. (In Russian)
46. Stepanov G. Yu. Gidrodinamika reshetok turbomashin [Hydrodynamics of turbomachine grids]. Moscow: Fizmatgiz, 1962, 512 p. (In Russian)
47. Costello G. R. Method of Designing Cascade Blades with Prescribed Velocity Distributions in Compressible Potential Flows: NASA Technical Reports Server 978. 1950, 11 p.
48. Costello G. R., Cummings R. L., Sinnette J. T. Detailed Computational Procedure for Design of Cascade Blades with Prescribed Velocity Distributions in Compressible Potential Flows. NACA Report 1060. 1952, 17 p.
49. McBride E. J. Blade profiles. Proc. First U. S. Nat. Congr. Appl. Mech. 1952, pp. 699–704.
50. Dorfman L. A. Calculation of irrotational flow of profile lattices and construction of lattices according to a given distribution of velocities on profiles. *Prikladnaya matematika i mekhanika* [Journal of Applied Mathematics and Mechanics]. 1952. Vol. 16, no. 5, pp. 599–612. (In Russian)
51. Selig M. S. Multi-Point Inverse Design of Isolated Airfoils and Airfoils in Cascade in Incompressible Flow: Ph.D. thesis. The Pennsylvania State University, College Park, Pennsylvania, 1992.
52. Gopalathnam A., Selig M. S. Multipoint inverse method for multielement airfoil design. *Journal of Aircraft*. 1998. Vol. 35, no. 3, pp. 398–404. DOI: 10.2514/2.2337.
53. Nasyrov R. M. Determination of the shape of the biplane according to a given distribution of speed along the top of the profiles, its components. *Uchenye zapiski Kazanskogo gosudarstvennogo universiteta im. V. I. Ulyanova-Lenina* [Scientific notes of Kazan State University named after V. I. Ulyanov-Lenin]. 1953. Vol. 113, no. 10, pp. 31–41. (In Russian)
54. James R. M. The theory and design of two-airfoil lifting systems. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1977. Vol. 10, no. 1, pp. 13–42.

55. Tumashev G. G., Nuzhin M. T. Obratnye kraevye zadachi i ikh prilozheniya [Inverse Boundary Value Problems and Their Applications]. Kazan: Kazan University Publ., 1965, 333 pp. (In Russian)
56. Sedov L. I. Ploskie zadachi gidrodinamiki i aerodinamiki [Planar Problems of Hydrodynamics and Aerodynamics]. Moscow: Nauka, 1966, 448 p. (In Russian)
57. Loitsyansky L. G. Mekhanika zhidkosti i gaza [Mechanics of Liquid and Gas]. Moscow: Nauka, 1987. 848 p. (In Russian)
58. Chaplygin S. A., Golubev V. V. To the theory of slat and flap. *Trudy Tsentral'nogo aerogidrodinamicheskogo instituta im. professora N. E. Zhukovskogo* [Proceedings of the Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N. E. Zhukovsky]. 1935. No. 171, 39 p. (In Russian)
59. Golubev V. V. Chapter 1. Works on the theory of slat, flap and flaps. *Trudy po aerodinamike* [Proceedings on aerodynamics]. Moscow: Gostekhizdat, 1957, pp. 199–291. (In Russian)
60. Il'inskii N. B., Potashev A. V. Design of airfoil with flap simulated by a point vortex. *Fluid Dynamics*. 1992. Vol. 27, Iss. 1, pp. 1–6. DOI: 10.1007/BF01054164.
61. Varsegova E. V. Pryamye i obratnye kraevye zadachi aerodinamiki s osobennostyami v potoke [Direct and inverse boundary value problems of aerodynamics with features in the stream: diss.... cand. phys.-mat. Sciences]. Kazan, 2010, 100 p. (In Russian)
62. Perry A. T., Ansell P. J., Kerho M. et al. Design, analysis, and evaluation of a propulsive wing concept. 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 13–17 June 2016, Washington. 2016. No. 2016-4178. DOI: 10.2514/6.2016-4178.
63. Zhulev Yu. G., Inshakov S. I., Kazhan V. G. Patent RU2104220. Method of enhancing lift qualities of wings. Publ. 10.02.1998, 9 p. (In Russian)
64. Nekrasov A. I. Obtekanie profilya Zhukovskogo pri nalichii na profile istochnika i stoka [Streamlining of Zhukovsky profile in the presence of source and drain on the profile]. *Prikladnaya Matematika i Mekhanika* [Journal of Applied Mathematics and Mechanics]. 1947. Vol. 11, no. 1, pp. 41–54. (In Russian)
65. Baev B. S., Zhuravlev V. N. Wing profile streamlining in the presence of sources and effluents on the surface of the system. *Trudy I Respublikanskoy konferentsii po aerogidromekhanike, teploobmenu i massoobmenu* [Proceedings of the I Republican Conference on Aerohydrodynamics, Heat Exchange and Mass Transfer, Kyiv June 3–8, 1967]. Kyiv: Kyiv Publishing House. GU, 1969.
66. Elizarov A. M., Il'inskii N. B., Potashev A. V. An inverse boundary value problem for laminar profile with suction. *Trudy Seminara po Kraevym Zadacham* [Proceedings of the seminar on edge problems]. 1987, Iss. 23, pp. 61–69 (In Russian)
67. Aristova E. Yu., Potashev A. V. Construction of wing profiles with tangential suction or blowing. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika* [News of Higher Educational Institutions. Aeronautical Engineering]. 1991. No. 4, pp. 8–11. (In Russian)
68. Abzalilov D. F. Maximizing the lift coefficient of a jet-blown contour. *Doklady Physics*. 2007. Vol. 52, no 1, pp. 63–66. DOI: 10.1134/S1028335807010168.
69. Maximization of the Velocity Circulation in a Flow around a Smooth Contour with Sources and Sinks. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*. 2000. Vol. 40, no. 1, pp. 79–87.
70. Saeed F., Selig M. S. Multipoint inverse airfoil design method for slot suction airfoils. *Journal of Aircraft*. 1996. V. 33, no. 4, pp. 708–715. DOI: 10.2514/3.47005.
71. Golubev V. V. Theoretical foundations of methods for increasing wing lift. Carved wings, flaps, suction. *Trudy po aerodinamike* [Proceedings on Aerodynamics]. Moscow: Gostekhizdat, 1957, pp. 199–291. (In Russian)
72. Stepanov G. Y. Design of plane channels and cascades without flow separation. *Fluid Dynamics*. 1993. Vol. 28, Iss. 4, pp. 454–46. DOI: 10.1007/BF01342679.
73. Ahzalilov D. F., Il'inskii N. B., Stepanov G. Y. Airfoil design with external flow suction. *Fluid Dynamics*. 1996. Vol. 31, Iss. 6, pp. 814–818. DOI: 10.1007/BF02030097.

74. Ahzalilov D. F., Il'inskii N. B. Design of Airfoils with Jets. *Fluid Dynamics*. 1999. Vol. 34, Iss. 3, pp. 412–420.

75. Stepanov G.Yu. Construction of continuously streamlined bodies in combination with a propulsor. *Postroenie bezotryvno obtekaemykh tel v komplekse s dvizhitelem* [Problema of modern mechanics. For the anniversary of L.I. Sedov]. Moscow: Publishing House of Moscow State University, 1998, pp. 109–117. (In Russian)

76. Belousov S. E. The inverse boundary value problem for the wing profile with the selection of part of the external flow and blowing of the jet stream. *Trudy Matematicheskogo tsentra imeni N. I. Lobachevskogo* [Proceedings of the N. I. Lobachevsky Mathematical Center]. Kazan, 2000. Vol. 7, pp. 282–283. (In Russian)

77. Belousov S. E., Ilyinsky N. B. Construction of an asymmetrical wing profile with selection and blowing. *Trudy Matematicheskogo tsentra imeni N. I. Lobachevskogo* [Proceedings of the N. I. Lobachevsky Mathematical Center]. Kazan, 1999. Vol. 3, pp. 172–175. (In Russian)

78. Chang P. K. Control of flow separation: energy conservation, operational efficiency, and safety. Washington: Hemisphere Pub. Cor. McGraw-Hill, 1976, 523 p.

Date of receipt: January 27, 2025

Publication decision: April 16, 2025

Contact information:

Pavel V. BULAT – Doctor of Physics and Mathematics, Chief Researcher (Sevastopol State University, Russia, 299053, Sevastopol, Universitetskaya ul., 33; Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), pavelbulat@mail.ru

Sergey Yu. DUDNIKOV – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Vice-Rector (Sevastopol State University, Russia, 299053, Sevastopol, Universitetskaya ul., 33), sydudnikov@sevsu.ru

Nikolay V. PRODAN – Candidate of Engineering Sciences, Senior Researcher (Sevastopol State University, Russia, 299053, Sevastopol, Universitetskaya ul., 33; Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), kolinti@mail.ru

Pavel S. CHERNYSHOV – Junior Researcher (Sevastopol State University, Russia, 299053, Sevastopol, Universitetskaya ul., 33; Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), pashachp8@gmail.com

УДК 533.6.013.153

НЕСТАЦИОНАРНЫЙ РАСЧЕТ КОЛЕБАНИЙ МОДЕЛИ SDM С ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТОЙ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УСТАНОВОЧНЫХ УГЛАХ АТАКИ

А. А. Гордеев, Д. Е. Доновский, Д. А. Каймаков, А. Е. Юрченко

Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина, г. Снежинск, Россия

Аннотация. Приведены результаты определения вращательных и нестационарных производных аэродинамических сил и моментов с помощью программного комплекса ЛОГОС, а также программы для оперативного анализа аэродинамических характеристик (на основе панельного метода). Для проведения численных расчетов используется типовая калибровочная модель SDM (Standard Dynamics Model). Сравниваются полученные значения производных с результатами эксперимента в аэродинамической трубе и расчетов в других программных комплексах, опубликованных в открытых источниках.

Ключевые слова: численные расчеты, вращательные и нестационарные производные, программный комплекс, ЛОГОС, панельный метод, Standard Dynamics Model

Для цитирования: Гордеев А. А., Доновский Д. Е., Каймаков Д. А., Юрченко А. Е. Нестационарный расчет колебаний модели SDM с постоянной частотой при различных установочных углах атаки // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 261–270. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-261-270. EDN DKXWSR

UNSTEADY CALCULATION OF SDM MODEL OSCILLATIONS WITH CONSTANT FREQUENCY AND VARIOUS ANGLES OF ATTACK

A. A. Gordeev, D. E. Donovsky, D. A. Kaymakov, A. E. Yurchenko

Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics, Snezhinsk, Russia

Abstract. This paper presents the results of determining the rotational and unsteady aerodynamic force and moment derivatives using the LOGOS software suite and a panel method-based tool for rapid aerodynamic analysis. Numerical simulations were performed for the Standard Dynamics Model (SDM). The obtained derivatives are compared with wind tunnel test data and with results from other computational tools available in open sources.

Keywords: numerical simulation, rotational and unsteady derivatives, software suite, LOGOS, panel method, Standard Dynamics Model

For citation: Gordeev A. A., Donovsky D. E., Kaymakov D. A., Yurchenko A. E. Unsteady calculation of SDM model oscillations with constant frequency and various angles of attack. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 261–270. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-261-270. EDN DKXWSR (In Russian)

Введение

Для построения математической модели аэродинамических характеристик нужно знать значения вращательных и нестационарных производных аэродинамических сил и моментов [1]. Наиболее распространенным методом определения этих производных являются экспериментальные исследования в аэродинамических трубах [2]. С другой стороны, существует несколько расчетных способов оценки вращательных и нестационарных производных, отличающихся между собой сложностью выполнения расчетов.

Приведем результаты нестационарных расчетов колебаний модели SDM (Standard Dynamics Model) в потоке при различных установочных углах атаки α_0 . Сравним значения вращательных и нестационарных производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов, полученных с помощью компьютерной программы на основе «панельного метода» [3], программного пакета ЛОГОС [4] и представленных в различных публикациях.

В качестве объекта исследования используется типовая модель для проведения калибровочных расчетов SDM [5], представляющая собой модель самолета со стреловидным крылом и оперением, имеющими ромбовидные симметричные профили. Основные размеры модели: характерная площадь $S = 0,1238 \text{ м}^2$; длина средней аэродинамической хорды $b_a = 0,23 \text{ м}$; длина модели $L = 0,9492 \text{ м}$; относительное положение центра масс $\bar{x}_T = 0,55$. Внешний вид и основные геометрические размеры модели (в миллиметрах) изображены на рис. 1.

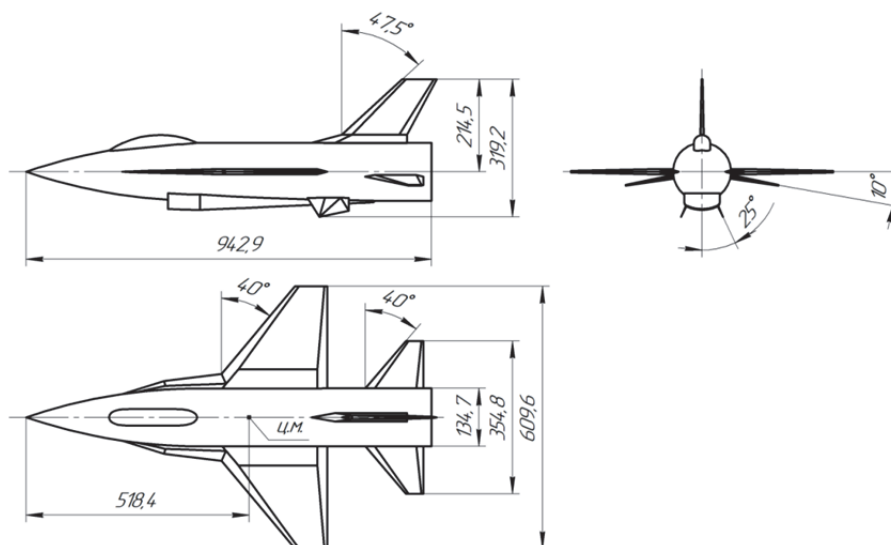


Рис. 1. Общий вид и основные геометрические размеры модели SDM

Расчеты значений вращательных и нестационарных производных проводятся с использованием: компьютерной программы для проведения оперативного анализа аэродинамических характеристик, реализующей «панельный метод»; программного пакета ЛОГОС.

Для моделирования колебаний исследуемой модели в программном комплексе ЛОГОС построены две трехмерные сеточные модели: внешней области и вокруг исследуемой модели SDM. Для обеспечения их взаимодействия использовался метод расчетов на сетках типа «Химера» [4].

Размерность сеточной модели внешней области составляет примерно 2 млн элементов. Сеточная модель вокруг исследуемого объекта имеет размерность примерно 18 млн элементов. Дискретизация обеих расчетных областей проводилась с помощью тетраэдральных элементов. Моделирование пограничного слоя проводилось 20 слоями призматических ячеек с коэффициентом возрастания шага сетки 1,1. Для повышения точности вычислений выполнено сгущение элементов вокруг исследуемой модели, а также вокруг передней и задней кромок крыла и оперения. Общий вид расчетной сеточной модели представлен на рис. 2.

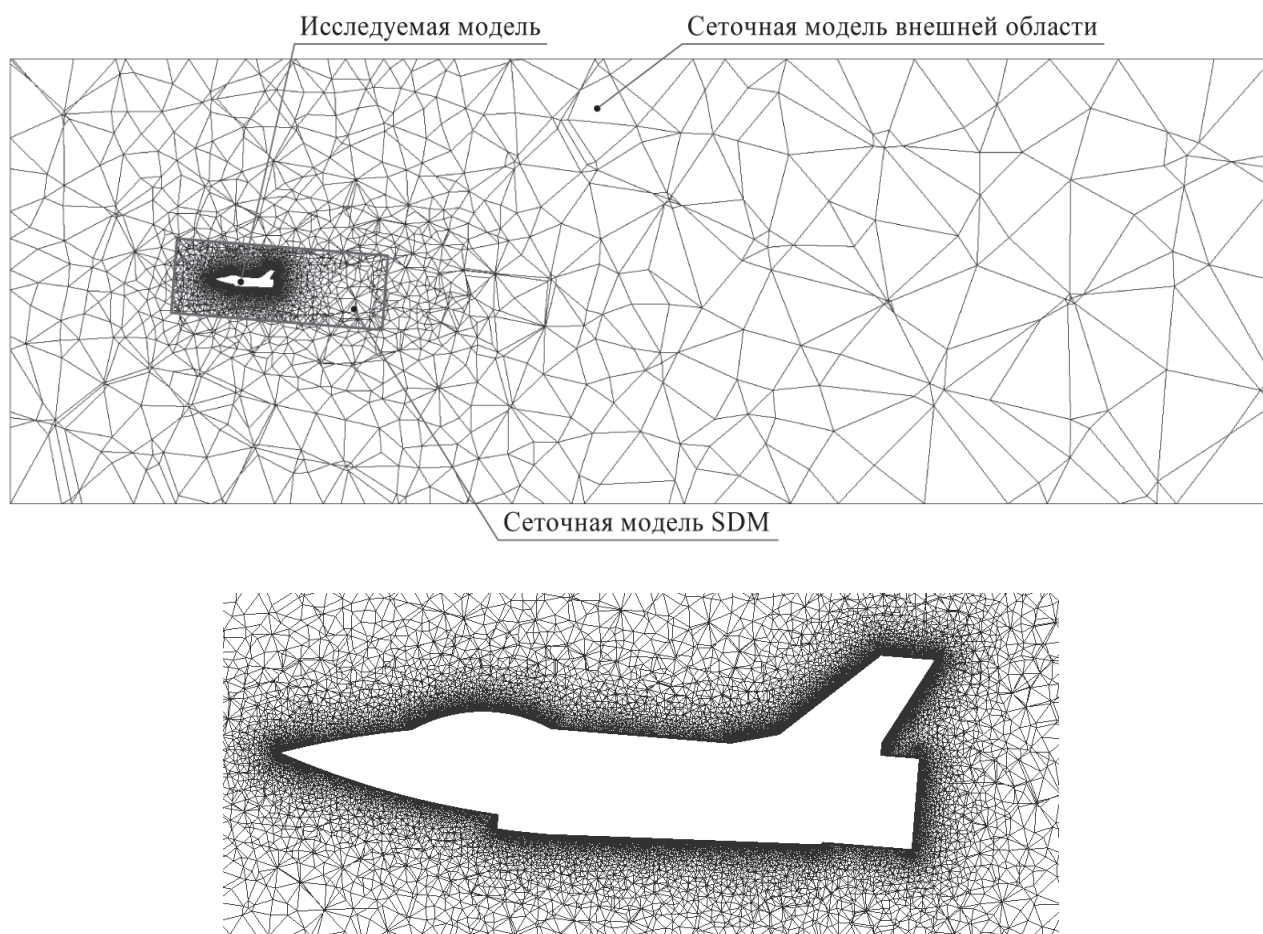


Рис. 2. Общий вид расчетной сеточной модели

Исходные данные для проведения расчетов

Выбраны два расчетных случая: стационарная постановка (для калибровки сеточных моделей и выбора настроек решателя); расчеты колебаний модели в нестационарной постановке.

При проведении расчетов в нестационарной постановке, исследуемая модель совершает вынужденные колебания с постоянной частотой. Зависимость угла атаки от времени при этом определяется следующим соотношением:

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_A \sin(\omega_z t), \quad (1)$$

где α_0 – установочный угол атаки модели; α_A – амплитуда угла атаки; $\omega_z = 2\pi f$ – круговая частота колебаний модели; f – частота колебаний; t – время.

Параметры колебаний модели представлены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры расчетных случаев

Номер расчетного случая	α_0 , град.	α_A , град.	f , Гц	$\bar{x}_T$	Количество расчетов
1	0, 5, 10, 15, 20, 25, 30	–	–	0,55	7
2	0, 5, 10, 15, 20	5	1,25		5

Граничные условия и настройки решателя

При проведении расчетов в программном комплексе ЛОГОС численно решались уравнения Навье – Стокса (осредненные по Рейнольдсу), замкнутые уравнением однопараметрической модели турбулентности Спаларта – Аллмараса, разработанной специально для определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов.

В качестве модели среды использована модель «идеальный газ» – совершенный газ с уравнением состояния Менделеева – Клапейрона, молекулярная вязкость связана с температурой по уравнению Сазерленда.

На границах модели внешней области задавалось граничное условие «Свободный поток» (число Маха, давление и температура набегающего потока), на границах сеточной модели вокруг исследуемого объекта – «Интерфейс» (для взаимодействия с внешней областью), на поверхности исследуемой модели SDM – «Стенка без проскальзывания» (адиабатическая поверхность с условием прилипания).

Результаты расчетов (стационарная постановка)

В результате проведенных расчетов получены зависимости аэродинамической продольной силы, аэродинамической нормальной силы и аэродинамического момента тангажа от угла атаки (в стационарной постановке) и от времени (в нестационарной постановке). Полученные аэродинамические силы и момен-

ты отнесены к характерной площади модели S , скоростному напору q_∞ . При определении m_z моменты относились к длине средней аэродинамической хорды b_a .

В ходе анализа полученных результатов проведено их сравнение с экспериментальными данными [7] и численными расчетами, опубликованными в [6].

Сравнение зависимостей значений коэффициентов c_y и m_z от угла атаки α для расчетного случая № 1 дано на рис. 3. Из рисунков видно, что расчеты, проведенные в программном комплексе ЛОГОС и с помощью панельного метода, дают удовлетворительное согласование с результатами, опубликованными в [7].

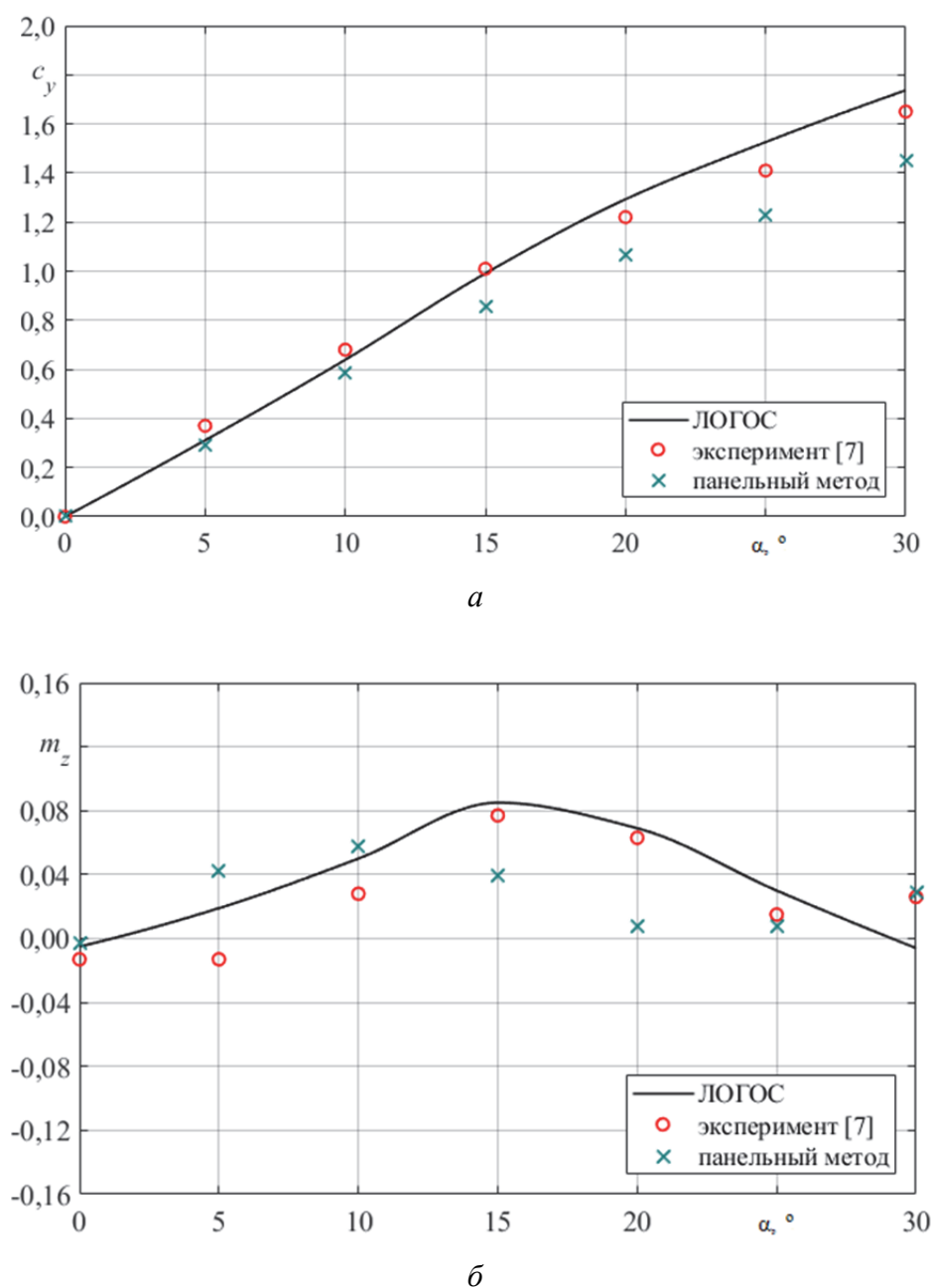


Рис. 3. Зависимости c_y (а) и m_z от α (б) (расчетный случай № 1)

Результаты расчетов (нестационарная постановка)

Для определения нестационарных производных аэродинамических сил и моментов используется метод, аналогичный [8].

При угловых колебаниях исследуемой модели по тангажу значения вращательных и нестационарных производных могут быть определены из соотношения, которое в общем виде может быть представлено следующим образом:

$$a_i(t) = a_{i0}(\alpha_0) + a_i^{\alpha} \Delta \alpha(t) + a_i^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z(t) + a_i^{\bar{\alpha}} \bar{\alpha}(t), \quad (2)$$

где $a = c, m$; $i = y, z$.

С учетом того, что при проведении численных расчетов (экспериментов в АДТ) колебаний модели по тангажу принимается, что $\omega_z \approx \dot{\alpha}$, соотношение (2) может быть представлено в виде:

$$a_i(t) = a_{i0}(\alpha_0) + a_i^{\alpha} \Delta \alpha(t) + (a_i^{\bar{\omega}_z} + a_i^{\bar{\alpha}}) \bar{\omega}_z(t). \quad (3)$$

Безразмерная скорость тангажа ω_z вычисляется из следующего соотношения:

$$\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_a}{V_{\infty}}, \quad (4)$$

где ω_z – скорость тангажа; b_a – длина средней аэродинамической хорды крыла модели; V_{∞} – скорость набегающего потока.

Значения комплекса производных $a_i^{\bar{\omega}_z} + a_i^{\bar{\alpha}}$ определяются методом наименьших квадратов из соотношения (3) по формуле, записанной в матричной форме:

$$B = (X^T X)^{-1} X^T F(\alpha, \omega_z), \quad (5)$$

где X – матрица переменных; B – вектор значений нестационарных производных.

Ввиду отсутствия опубликованных значений нестационарных производных $c_y^{\bar{\alpha}}$ и $m_z^{\bar{\alpha}}$, получаемых при плоскопараллельных колебаниях модели, комплексы производных $c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}$ и $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ на составляющие части не разделялись.

Полученные в результате вычислений значения комплексов производных $c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}$ и $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ сведены в табл. 2.

Таблица 2. Значения производных, полученные по результатам выполнения расчетов

α , град.	$c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}$		$m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$	
	ЛОГОС	панельный метод	ЛОГОС	панельный метод
0	8,416	4,887	–4,762	–1,211
5	9,232	6,863	–4,825	–3,227
10	9,104	7,022	–5,069	–3,025
15	11,152	8,786	–5,444	–3,953
20	16,192	12,114	–4,521	–3,448

На рис. 4 изображены зависимости комплексов производных $\bar{c}_y^{\bar{\omega}_z} + \bar{c}_y^{\bar{\alpha}}$ и $\bar{m}_z^{\bar{\omega}_z} + \bar{m}_z^{\bar{\alpha}}$ от угла атаки α , полученные в ходе обработки результатов нестационарных расчетов [6, 7].

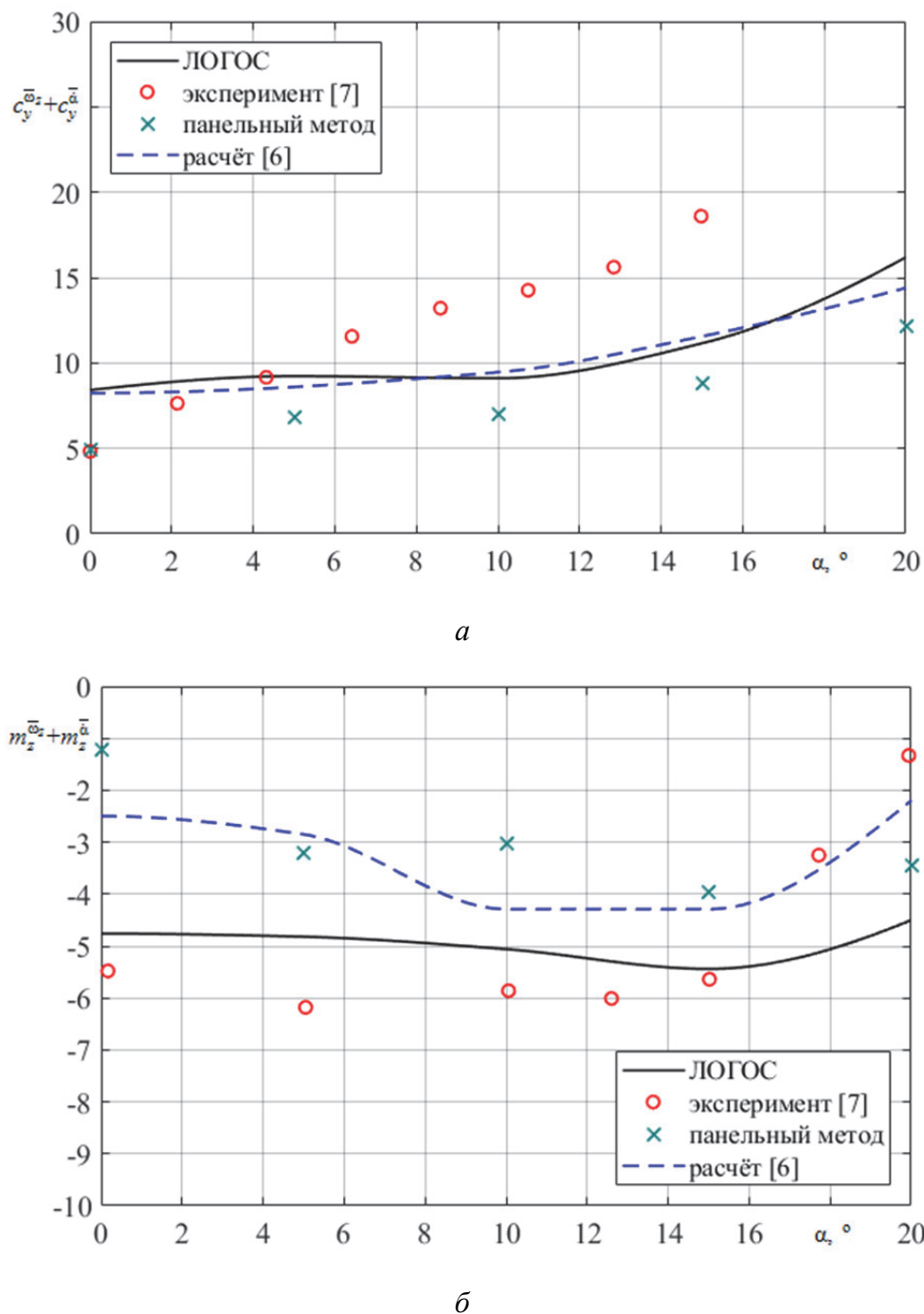


Рис. 4. Зависимость $\bar{c}_y^{\bar{\omega}_z} + \bar{c}_y^{\bar{\alpha}}$ (а) и $\bar{m}_z^{\bar{\omega}_z} + \bar{m}_z^{\bar{\alpha}}$ от α (б) (расчетный случай № 2)

Из рис. 4 видно, что значения комплексов, полученных с помощью различных расчетных методов, удовлетворительно согласуются. Наблюдается незначительное расхождение полученных значений комплекса производных $\bar{c}_y^{\bar{\omega}_z} + \bar{c}_y^{\bar{\alpha}}$,

полученных при продувках в аэродинамической трубе [7] с результатами расчетов при углах атаки $\alpha > 6^\circ$. Это может быть объяснено значительным развитием отрывных зон на поверхности модели, которые сложно поддаются описанию с помощью используемой при проведении расчетов однопараметрической модели турбулентности.

Заключение

В результате расчетов получены значения стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик типовой модели SDM. Проведено сравнение результатов расчетов, полученных в программном пакете ЛОГОС и с помощью «панельного метода», с результатами экспериментальных [7] и расчетных [6] исследований, опубликованных в различных источниках.

Расчеты, проведенные с помощью компьютерной программы для проведения оперативного анализа аэродинамических характеристик, реализующей «панельный метод», показали удовлетворительное согласование с [6, 7] и значениями производных, полученных в программном комплексе ЛОГОС.

Полученные в программном комплексе ЛОГОС значения вращательных и нестационарных производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов удовлетворительно согласуются с результатами расчетных [6] исследований. При их сравнении с результатами экспериментальных исследований [7] наблюдается незначительное расхождение значений при углах атаки $\alpha > 6^\circ$.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под. ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Физматлит, 1998. 402 с.
2. Khrabrov A., Kolinko K., Zhuk A., Grishin L. Wind Tunnel Test Report // SimSAC Technical Report, Derlivery Number D 6. 4–7, March 2010.
3. Katz J., Plotkin A. Low speed aerodynamics. McGraw-Hill., 1991. 632 p.
4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2019612914. Пакет программ «ЛОГОС», версия 2017 / Дерюгин Ю. Н., Козелков А. С., Зеленский Д. К. и др. Публ. 04.03.2019. Бюл. № 3. EDN: XAVQFJ.
5. Huang X. Z. Wing and FIN Buffet on the Standard Dynamic Model // Verification and Validation Data for Computational Unsteady Aerodynamics: RTO Technical Report 26, 2000. Pp. 361–381.
6. Ronch A. D. On the Calculation of Dynamic Derivatives Using Computational Fluid Dynamics: PhD thesis. University of Liverpool, March 2012. 214 p.
7. Altun M., İyigün I. Dynamic Stability Derivatives of a Manuevering Aircraft Model // Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2004. Vol. 1. P. 19–27.
8. Колин И. В., Лацоев К. Ф., Марков В. Г. и др. Исследование вращательной и нестационарной производных момента тангажа модели самолета на установке двухстепенных вынужденных колебаний // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XLIV, № 4. С. 44–53.

Дата поступления: 23.01.2025

Решение о публикации: 07.02.2025

Контактная информация:

ГОРДЕЕВ Артем Анатольевич – (Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина, Россия, 456770, Челябинская обл., г. Снежинск, ул. Васильева, д. 13), kb2@vniitf.ru

ДОНОВСКИЙ Дмитрий Евгеньевич – канд. техн. наук (Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина, Россия, 456770, Челябинская обл., г. Снежинск, ул. Васильева, д. 13)), kb2@vniitf.ru

КАЙМАКОВ Дмитрий Андреевич – (Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина, Россия, 456770, Челябинская обл., г. Снежинск, ул. Васильева, д. 13), kb2@vniitf.ru

ЮРЧЕНКО Артем Евгеньевич – (Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина, Россия, 456770, Челябинская обл., г. Снежинск, ул. Васильева, д. 13), kb2@vniitf.ru

References

1. Aerodynamica, ustoichivost i upravlyaemost sverkhzvukovykh samoletov [Aerodynamics, stability and maneuverability of supersonic aircrafts]. Ed. by G.S. Buzhgens, Moscow: Fizmalit, 1998, 402 p. (In Russian)
2. Khrabrov A., Kolinko K., Zhuk A., Grishin L. Wind Tunnel Test Report. SimSAC Report, Frlivery Number D 6. 4–7, March 2010.
3. Katz J., Plotkin A. Low Speed Aerodynamics. McGraw-Hill., 1991, 632 p.
4. Deryugin Yu. N., Kozelkov A. S., Zelenskiy D. K. et. al. Certificate for state registration of software №2019612914. Paket programm "LOGOS", versiya 2017 [Software package "LOGOS", version 2017]. Publ. 04.03.2019. Bull. 3. EDN: XAVQFJ. (In Russian)
5. Huang X. Z. Wing and FIN Buffet on the Standard Dynamic Model. *Verification and Validation Data for Computational Unsteady Aerodynamics: RTO Technical Report 26*. 2000, pp. 361–381.
6. Ronch A. D. On the Calculation of Dynamic Derivatives Using Computational Fluid Dynamics: PhD thesis. University of Liverpool, March 2012, 214 p.
7. Altun M., İyigün I. Dynamic Stability Derivatives of a Manuevering Aircraft Model. *Journal of Aeronautics and Space Technologies*. 2004. Vol. 1, pp. 19–27.
8. Kolin I. V., Latsoev K. F., Markov V. G., Svyatodukh V. K., Trifonova T. I., Shukhovtsov D. V. Issledovanie vrashchatel'noy i nestatsionarnoy proizvodnykh momenta tangazha modeli samoleta na ustanovke dvukhstepennykh vynuzhdennykh kolebaniy [Study of the rotational and non-stationary derivatives of the pitch moment of the aircraft model at the installation of two-degree forced vibrations]. *Uchenye zapiski TsAGI* [Research Notes of TsAGI]. 2013. Vol. XLIV, no. 4, pp. 44–53. (In Russian)

Date of receipt: January 23, 2025

Publication decision: February 7, 2025

Contact information:

Artem A. GORDEEV – Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics, Russia, 456770, Chelyabinsk Region, Snezhinsk, st. Vasilyeva, 13, kb2@vniitf.ru

Dmitry E. DONOVSKY – Candidate of Engineering Sciences (Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics, Russia, 456770, Chelyabinsk Region, Snezhinsk, st. Vasilyeva, 13), kb2@vniitf.ru

Dmitry A. KAYMAKOV – Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics, Russia, 456770, Chelyabinsk Region, Snezhinsk, st. Vasilyeva, 13, kb2@vniitf.ru

Artem E. YURCHENKO – Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics, Russia, 456770, Chelyabinsk Region, Snezhinsk, st. Vasilyeva, 13, kb2@vniitf.ru

УДК 455.533.9.01

КОНЦЕПЦИЯ ПОЛУЧЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ИОННОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЛАЗЕРНЫМ ИНИЦИИРОВАНИЕМ ЯДЕРНОЙ РЕАКЦИИ «ВОДОРОД – БОР»

И. Я. Баранов¹, А. В. Коптев²

¹ Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

² АО «РИТВЕРЦ», Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Непрерывная работа ракетных ионных двигателей типа X-3 с тягой 5,4 Н и мощностью 100 кВт может сократить время полета на Марс, но источник энергии с солнечными батареями обладает недостатками. Рассмотрена концепция получения источника электрической энергии для работы ионных ракетных двигателей с лазерным инициированием ядерной реакции «водород – бор», которая происходит без образования нейтронов. Обосновано получение реакции «водород – бор» с помощью «настолярного», коммерческого, волоконного лазера. Предложены условия получения реакции «водород – бор» с высокой эффективностью при ограниченной мощности источника электрической энергии величиной порядка 100 кВт с одним лазером. Работа большего числа ионных двигателей может быть реализована при использовании нескольких источников энергии с лазерным инициированием реакции «водород – бор».

Ключевые слова: источник электрической энергии, ионный ракетный двигатель, фемтосекундные лазерные импульсы, реакция «водород – бор», кильватерная волна, ускоренные протоны, нанокластеры бора

Для цитирования: Баранов И. Я., Коптев А. В. Концепция получения электрической энергии для ионного ракетного двигателя с лазерным инициированием ядерной реакции «водород – бор» // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 271–292. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-271-292. EDN EHUNZP

CONCEPT FOR ELECTRIC POWER GENERATION FOR AN ION THRUSTER USING LASER-INITIATED HYDROGEN–BORON NUCLEAR REACTION

I. Ya. Baranov¹, A. V. Koptev²

¹ Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia

² RITVERC JSC, Saint Petersburg, Russia

Abstract. Continuous operation of X-3 ion thrusters, with a thrust of 5.4 N and a power output of 100 kW, can significantly reduce the flight time to Mars. However, conventional power sources based on solar panels have several limitations. This paper explores a concept for generating electric power to drive ion pro-

pulsion systems via laser-initiated hydrogen–boron nuclear fusion, which proceeds without neutron emission. The feasibility of initiating the hydrogen–boron reaction using a compact, commercial femtosecond fiber laser is substantiated. The paper outlines the conditions under which the hydrogen–boron reaction can be efficiently achieved with a single laser-powered energy source rated at approximately 100 kW. The use of multiple laser-based energy sources of this kind would enable the simultaneous operation of several ion thrusters.

Keywords: electric power source, ion thruster, femtosecond laser pulses, hydrogen–boron fusion, wakefield, accelerated protons, boron nanoclusters

For citation: Baranov I. Ya., Koptev A. V. Concept for electric power generation for an ion thruster using laser-initiated hydrogen–boron nuclear reaction. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 271–292. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-271-292. EDN EHUNZP (In Russian)

Введение

Ракетный двигатель на жидком топливе развивает удельный импульс 5 км/с и за счет большого расхода топлива может решить задачу вывода полезной нагрузки на околоземную орбиту и разгона полезной нагрузки до второй космической скорости. С этой скоростью можно долететь на Марс за шесть месяцев, но, чтобы космонавты не получили облучение во время полета от воздействия естественных поясов радиации, солнечных и галактических космических лучей, необходимо уменьшить время полета. Воздействие космической радиации на материалы, элементы оборудования и электронную аппаратуру снижает надежность и сокращает сроки функционирования бортовых систем [1, 2].

Британская компания Pulsar Fusion в сотрудничестве с американской Princeton Satellite Systems работает над созданием термоядерного ракетного двигателя с повышенным удельным импульсом [1]. Рассматривается концепция получения тяги непосредственно от ядерного синтеза, без промежуточных этапов выработки электроэнергии. Основным элементом двигателя является ядерный реактор в виде цилиндрической камеры с плазмой, на которую снаружи надеты электромагнитные катушки. Но пока никому не удалось создать ядерный реактор, который вырабатывает больше энергии, чем требуется для получения плазмы.

Рассматривается другая концепция для сокращения времени полета космического аппарата. Для вывода космического аппарата на околоземную орбиту разработаны ракеты-носители многоразового использования, снижающие затраты на выход в космос. На космическом аппарате, выведенном на околоземную орбиту, может быть установлен ионный ракетный двигатель с высоким удельным импульсом 40 км/с и выше, малыми массово-габаритными характеристиками и приемлемым расходом рабочего газа, использующий электрическую энергию для получения и ускорения ионов.

В ионном ракетном двигателе Х-3, созданном в НАСА, получены мощность порядка 100 кВт и тяга в 5,4 Н путем объединения вместе трех двигателей меньшей тяги [2]. Рассматривается возможность увеличения мощности путем увеличения напряжения питания и скорости ионов при замене ксенона на криптон для повышения удельного импульса. Такой ракетный ионный двигатель сможет увеличить скорость полета и уменьшить время полета на Марс до двух недель с приемлемым расходом рабочего газа. Также ионный ракетный двигатель может обеспечить переход космического аппарата с круговой начальной орбиты на эллиптическую траекторию при полете на Луну и возврат на околоземную орбиту для повторного использования. Из-за малых массогабаритных характеристик число ионных двигателей в связке можно увеличить в зависимости от массы полезной нагрузки. Однако источник электрической энергии с солнечными батареями имеет большую площадь, требует защиты от перепада температуры, метеоритов и космического излучения. Поэтому солнечные батареи имеют большую массу и стоимость, быстро деградируют, а применяются только из-за отсутствия альтернативы.

Источник энергии с атомным реактором потребует защиты космонавтов и аппаратуры от радиации. В традиционном термоядерном синтезе с дейтерием и тритием возникают нейтроны высокой энергии, от которых трудно защититься. Нейтроны повреждают все материалы и вызывают их радиоактивность. В ядерной реакции «водород – бор» нейтроны не образуются, а стоимость бора и водорода даже трудно сравнить со стоимостью трития и дейтерия. Реакция «водород – бор» уже получена при помощи лазера, ускорителя частиц, плазмы, удерживаемой магнитным полем, а также в электрическом разряде [3]. Проблема реакции «водород – бор» в получении большей энергии, чем затрачено на ее инициирование.

Импульсное лазерное излучение с фемтосекундной длительностью может ускорить пучок электронов, который за счет кулоновских сил ускоряет и пучок протонов для инициирования ядерной реакции при «умеренных» интенсивностях порядка 10^{17} Вт/см², что намного меньше релятивистского предела: $I_R \lambda^2 = 5,48 \cdot 10^{18}$ Вт·мкм²·см⁻², где λ – длина волны лазерного излучения. Поэтому режим с «умеренной» интенсивностью импульсов интересен тем, что достигим с помощью «настоельных», доступных лазеров [4]. Ядерные процессы получены экспериментально во многих работах с использованием сверхкоротких лазерных импульсов, в том числе и при «умеренной» интенсивности импульса (рис. 1 и ссылки на работы в обзоре [4]).

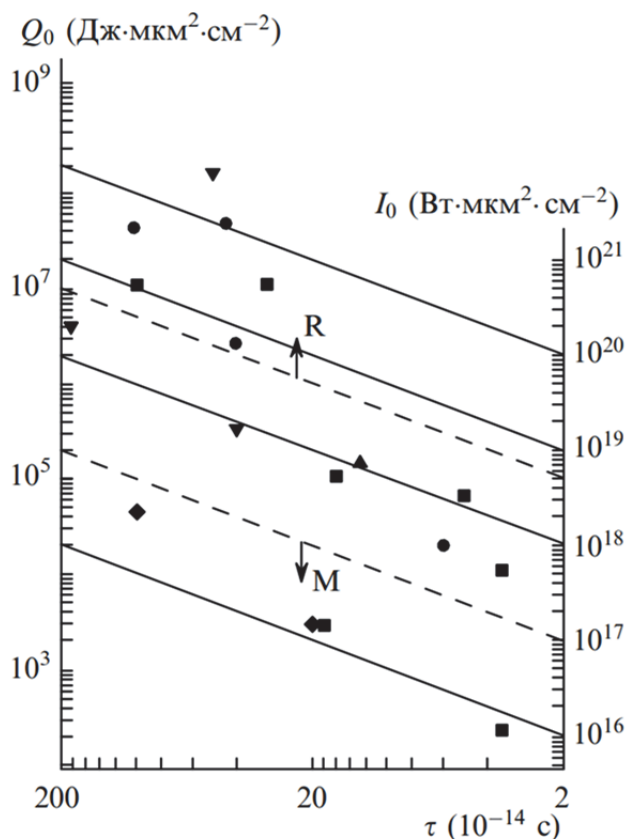


Рис. 1. Ядерные процессы, полученные с помощью сверхкороткого лазерного импульса

■ – термоядерная реакция; ◆ – возбуждение нижних ядерных уровней;
 ▼ – ускорение протонов; ▲ – генерация нейтронов; ● – фотоядерные реакции;
 штриховые линии определяют границу взаимодействия в режиме «умеренных» (М)
 и релятивистских (R) интенсивностей; Q_0 , I_0 – плотность энергии, интенсивность
 лазерного импульса приведенные к длине волны 1 мкм [4]

В данной работе предложена концепция получения электрической энергии для ракетного ионного двигателя с помощью лазерного инициирования ядерной реакции «водород – бор» при использовании Импульсного фемтосекундного волоконного лазера с диодной накачкой, надежного и пригодного для использования на космическом аппарате. Рассматриваемая концепция может решить проблему получения в реакции «водород – бор» больше энергии, чем затрачено на ее инициирование.

Ядерная реакция «водород – бор» и зависимость сечения реакции от энергии протона

Джон Кокрофт и Эрнст Уолтон открыли ядерную реакцию водорода с бором ($p + {}^{11}\text{B} \rightarrow 3 {}^4\text{He} + 8,7 \text{ МэВ}$), происходящую между протонами (ядрами атомов водорода) и ядрами атома бора с образованием высокоэнергичных альфа-частиц (ядер атомов гелия) [5]. В 1933 г. Эрнест Резерфорд и Марк Олифант экспериментально зарегистрировали испускание альфа-частиц. Ядро бора, поглотив

протон, распадается на три альфа-частицы. Водород и изотоп бора ^{11}B (80 % в природном боре) доступны в большом количестве. Альфа-частицы несут две единицы положительного заряда, что обеспечивает возможность простого преобразования их энергии движения в электрическую энергию с высокой эффективностью [3]. Ядерная реакция «водород – бор» – это комбинация процессов ядерного синтеза и деления (рис. 2).

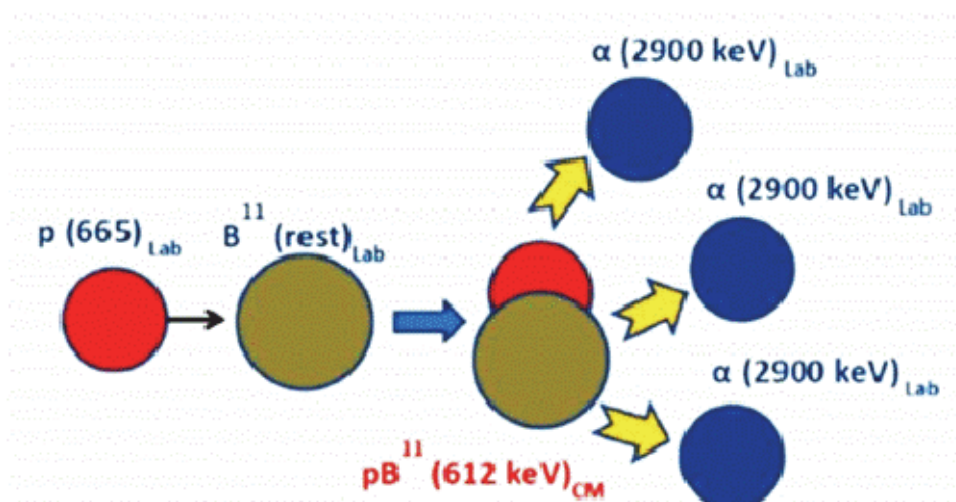


Рис. 2. Схема протекания ядерной реакции «водород – бор»

Протон, сливаясь с ядром ^{11}B , образует нестабильное, сильно возбужденное ядро изотопа углерода ^{12}C , которое почти мгновенно распадается на три альфа-частицы, разлетающиеся с огромной скоростью. Лишь 20 % атомов бора ^{10}B имеют ядра с пятью протонами и пятью нейтронами, а 80 % атомов ^{11}B состоят из пяти протонов и шести нейтронов. Дополнительный нейтрон улучшает прочность ядра атома бора ^{11}B , поэтому в природе его больше. Бор широко применяется в промышленности. На выходе реакции нет нейтронов, от которых трудно защититься, а от альфа-частиц можно защититься листом бумаги.

В 2005 г. впервые удалось запустить реакцию «водород – бор» с помощью лазерного импульса, сфокусированного на богатую бором полимерную мишень, для получения высокоэнергичных протонов и 100 тыс. альфа-частиц. В 2014 г. аналогичные эксперименты, проведенные на установке Asterix Laser System (PALS), дали несколько миллионов альфа-частиц на один импульс. Оптимизация характеристик мишени позволила увеличить число альфа-частиц до миллиарда на импульс. В 2020 г. получено 100 млрд частиц на импульс. При получении высокоэнергичных протонов использовался лазерный пикосекундный импульс, сфокусированный на твердую мишень и режим ускорения протонов TNSA (Target Normal Sheath Acceleration) горячими электронами [6].

Масса протона в 1836 раз превышает массу электрона, он стабилен со временем распада $7,7 \cdot 10^{33}$ лет, имеет положительный заряд и относится к тяжелым заряженным частицам, но является самым легким ионом из всех. Для всех тяжелых заряженных частиц, определяющий вклад в их тормозную способность

в среде, дают неупругие столкновения, происходящие при взаимодействии с электронами атомов среды. В результате вероятность возбуждения или ионизации атомов протоном (ионизационные потери) на много превышает вероятность инициирования ядерной реакции. Зависимость интегрального сечения ядерной реакции $p+^{11}\text{B} \rightarrow 3\alpha$ от энергии протона приведена на рис. 3 [9].

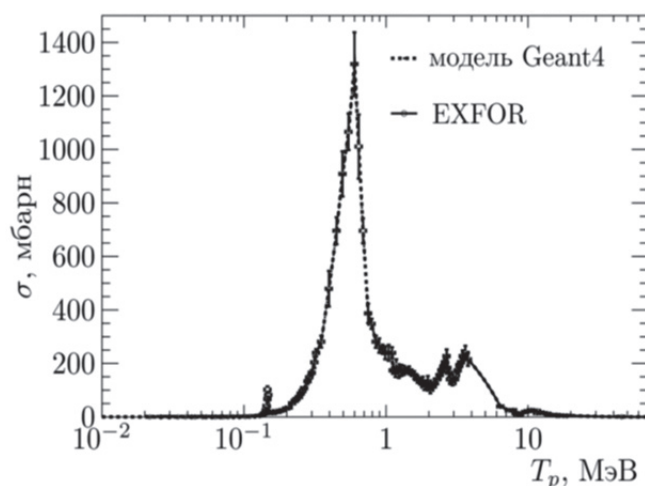


Рис. 3. Зависимость интегрального сечения ядерной реакции $p+^{11}\text{B} \rightarrow 3\alpha$ от энергии протона (сплошная линия – результат расчета, точки из базы данных EXFOR) [9]

Рассчитанные сечения при энергии протонов согласуются с измеренными сечениями, полученными в ряде работ [10–12]. Но использовать протоны с оптимальной энергией от 0,3 до 0,8 МэВ для инициирования реакции «водород – бор», невозможно из-за ионизационных потерь. Все тяжелые ионы с малой энергией, в том числе и протоны, совершают в основном ионизационные потери в среде, переводя электроны атомов с одной орбиты на другую (возбуждение) или удаляя электроны от ядра (ионизация). Это связано с тем, что электрическое поле ядра бора «экранируется» пятью электронами, находящимися на двух его орбитах [8]. Протоны также испытывают многократное упругое рассеяние в среде, но с малой потерей энергии и очень небольшим суммарным отклонением от направления своего полета [7, 8].

Для инициирования реакции «водород – бор» протон должен пролететь от ядра на расстоянии действия ядерных сил (10^{-15} м), чтобы, кроме электростатического отталкивания, испытать притяжение [7]. С увеличением энергии протона ионизационные потери уменьшаются обратно пропорционально квадрату его энергии [7]. При энергии протона около 10 МэВ зависимость интегрального сечения ядерной реакции $p+^{11}\text{B} \rightarrow 3\alpha$ показывает возможность маленькой вероятности инициирования реакции (рис. 3). Однако при энергии протона больше 10 МэВ, вероятность реакции «водород – бор» стремится к нулю из-за того, что время взаимодействия ядра с протоном становится слишком коротким.

Режимы лазерного ускорения протонов, их эффективность и требования к лазерам

Прямое ускорение протонов лазерными фотонами до большой энергии требует огромной интенсивности в фокусе лазерного импульса на мишени. Но ускорение легких электронов в плазме лазерным импульсом происходит эффективно. Энергии пучка ускоренных электронов за счет кулоновского поля достаточно, чтобы ускорить протоны, но не более тяжелые ионы плазмы. Короткий лазерный импульс, распространяясь в плазме, сдвигает электроны относительно тяжелых ионов, которые своим полем возвращают электроны обратно. Электроны начинают колебаться вокруг положения равновесия и возникает волна колебаний электронной плотности, идущая за лазерным импульсом, поле которой может ускорить электроны плазмы. Возникающая волна подобна возбуждению волн кораблем, не тех, которые расходятся под углом, а тех, которые движутся за ним в кильватере. Поэтому такие волны принято называть кильватерными, а режим ускорения протонов с помощью данных волн – LWFA (Laser Wake Field Acceleration). Для режима ускорения протонов LWFA характерна самофокусировка пучков электронов, вызывающая также фокусировку протонов (рис. 4).

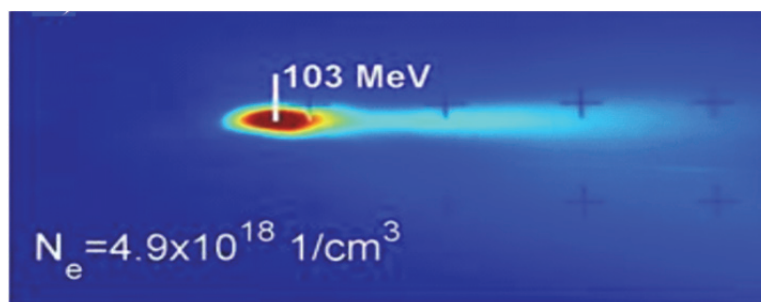


Рис. 4. Изображение пучка электронов на экране спектрометра в режиме ускорения протонов LWFA (N_e – плотность плазмы) [6]

Для возникновения кильватерной волны необходима интенсивность около 10^{17} Вт/см² в фокусе лазерного импульса, что на три порядка меньше, чем для режима ускорения протонов TNSA горячими электронами и, соответственно, требуется меньшая мощность лазера. Однако практически все опубликованные работы по лазерному получению высокоэнергичных протонов связаны с режимом ускорения протонов TNSA с интенсивностью лазерного импульса 10^{20} Вт/см² на мишени из тонкой фольги, а не с режимом ускорения протонов LWFA с кильватерной волной [6]. Использование режима ускорения протонов TNSA вызвано необходимостью получения моноэнергетического пучка протонов с большой энергией для терапии раковых заболеваний на глубине до 5 см [6].

Пациенту вводят наночастицы бора на необходимую глубину облучения [9]. Когда протоны проходят большое расстояние до наночастиц, их энергия понижается до величины 10 МэВ, и возникает небольшое число альфа-частиц, а из-за экспоненциально увеличивающихся ионизационных потерь энергии протоны

быстро останавливаются (эффект Брегга) [7]. Но число таких протонов не может быть больше исходного числа в моноэнергетическом пучке с энергией 50–200 МэВ, а оно очень мало [6]. Например, число ускоренных протонов с максимальной энергией 43 МэВ на пять порядков меньше числа протонов с энергией 10 МэВ (рис. 5) [6], а число легких ионов с энергией 10 МэВ на два порядка меньше, чем с энергией 5 МэВ (рис. 6) [4].

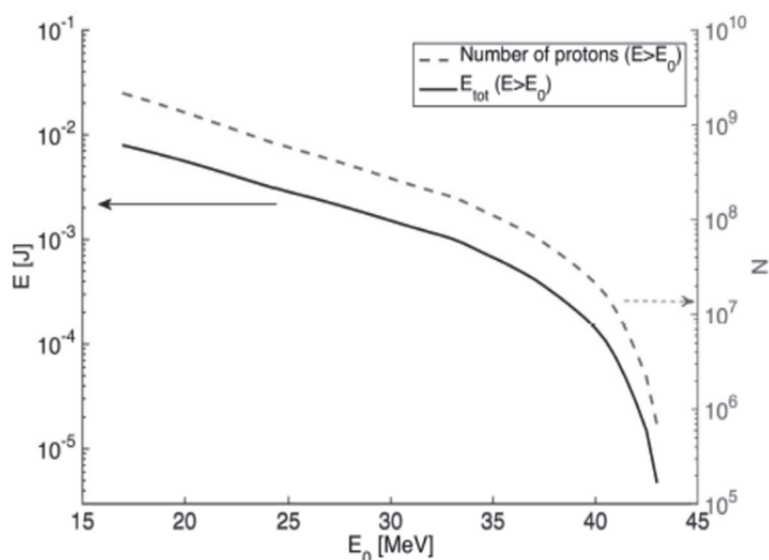


Рис. 5. Полная энергия E и полное число N протонов

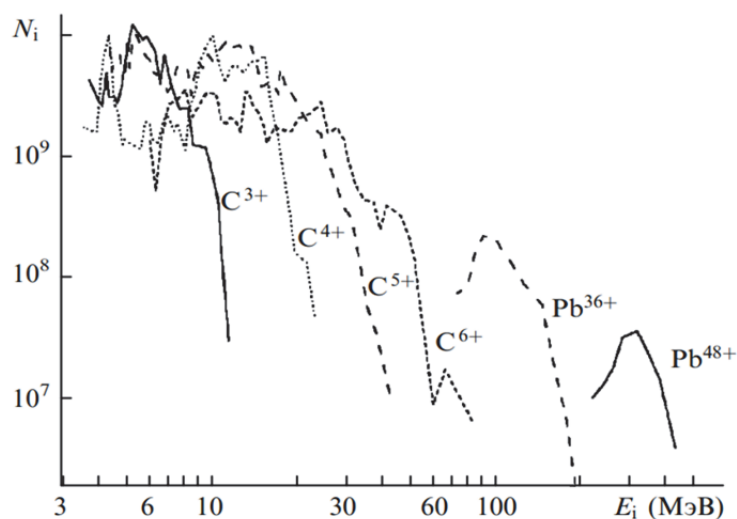


Рис. 6. Энергетические спектры ионов, ускоренных в плазме при разной их массе

Первичным при лазерной терапии является получение нужной глубины и локального облучения только пораженных тканей. При малом числе протонов с энергией 10 МэВ, полученных в результате торможения протонов от энергии 50–200 МэВ, возникает малое, но достаточное число альфа-частиц для терапии

раковых клеток, не затрагивая здоровые. Лазерное получение протонов позволит отказаться от ускорителей, вызывающих очень высокую стоимость терапии. Эффективность при ускорении моноэнергетических протонов с большой энергией получается очень низкой из-за того, что в пучке должны присутствовать только максимально ускоренные протоны. Протоны с меньшей энергией имеют больший угол разлета и отделяются на диафрагме с отверстием [6]. В режиме ускорения протонов TNSA не происходит самофокусировки, так как у электронов, наряду с продольной скоростью, возникает и поперечная скорость, что также снижает эффективность получения моноэнергетического пучка протонов.

Чтобы получить энергию протонов 50–200 МэВ, необходимы мощные лазеры, использующие: импульсные лампы, электронные пучки, каскад усилителей, много оптики, а также время для ее охлаждения после импульса. Тонкая фольга, облучаемая импульсом в вакууме, требует замены после каждого импульса. Обслуживать такой лазер сложно, он имеет значительные массово-габаритные характеристики и не может работать с высокой частотой импульсов.

Для источника энергии с реакцией «водород – бор» на космическом аппарате совсем другие требования к лазерам, протонам, частоте импульсов, эффективности ускорения пучков электронов и протонов. Лазеры должны быть с высокими КПД, малыми массово-габаритными характеристиками, возможностью получения интенсивности 10^{17} Вт/см² в фокусе лазерного импульса для возникновения кильватерной волны. Необходима высокая частота импульсов из-за ограниченного числа электронов и протонов, захватываемых кильватерной волной. Лазеры не должны быть подвержены разъюстировке резонатора и обладать высокой надежностью. Эти требования удовлетворяют «настольные», коммерческие, импульсные, волоконные лазеры с диодной накачкой.

При лазерном инициировании реакции «водород – бор» для получения электрической энергии также необходимо, чтобы на инициирование реакции было затрачено значительно меньше энергии, чем получается в результате реакции. Для обеспечения этих требований предложено устранить ионизационные потери протонов у атомов бора, чтобы использовать протоны с энергией от 0,3 до 0,8 МэВ, с оптимальным сечением возбуждения реакции «водород – бор», большим их числом и ускорением в кильватерной волне. Также предложены условия, способные обеспечить высокую эффективность ускорения протонов в кильватерной волне до энергии от 0,3 до 0,8 МэВ, необходимую при использовании реакции «водород – бор» для получения электрической энергии.

Устранение ионизационных потерь атомов бора

В работе [12] использование дополнительного импульсного лазера, предварительно облучающего мишень с бором для его ионизации, позволило убрать электроны, окружающие ядро атома (рис. 7). В результате число протонов, участвующих в инициировании реакции «водород – бор», увеличилось примерно на два порядка. Однако мощность лазера для ионизации атомов бора, пре-

вышала мощность лазера для ускорения протонов в 20 раз (рис. 7), что не подходит для источника электрической энергии.

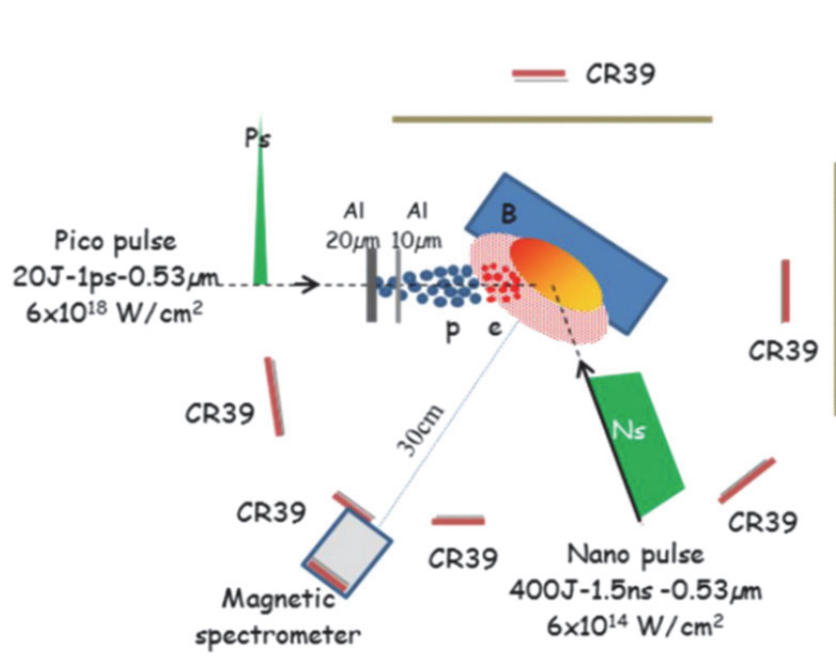


Рис. 7. Эксперимент по увеличению выхода реакции «водород – бор» путем предварительной ионизации атомов бора в мишени [12]

Чтобы не тратить энергию на предварительную ионизацию атомов бора и увеличить многократно число протонов для инициирования реакции «водород – бор», можно использовать нанокластеры бора (наночастицы с размером порядка 10 нм) с «голыми» атомами на поверхности. Тогда в режиме ускорения протонов LWFA с кильватерной волной допустимо использовать протоны с оптимальной энергией 0,3–0,8 МэВ с большим их числом. При высокой эффективности их ускорения можно получить энергии в реакции «водород – бор» существенно больше затрат энергии на инициирование реакции «водород – бор».

О непрерывном режиме получения электрической энергии и эффективности ускорения протонов до энергии 0,3–0,8 МэВ с кильватерной волной

В режиме ускорения протонов TNSA выход пучков электронов и протонов из тонкой фольги происходит до ее разрушения (рис. 8). Процессу разрушения предшествуют образование плазмы в тонком слое на передней стенке фольги, появление горячих электронов, которые ускоряют протоны с водной пленки на задней стенке фольги. Также пучки электронов и протонов отлетают от фольги на большое расстояние из-за огромных скоростей.

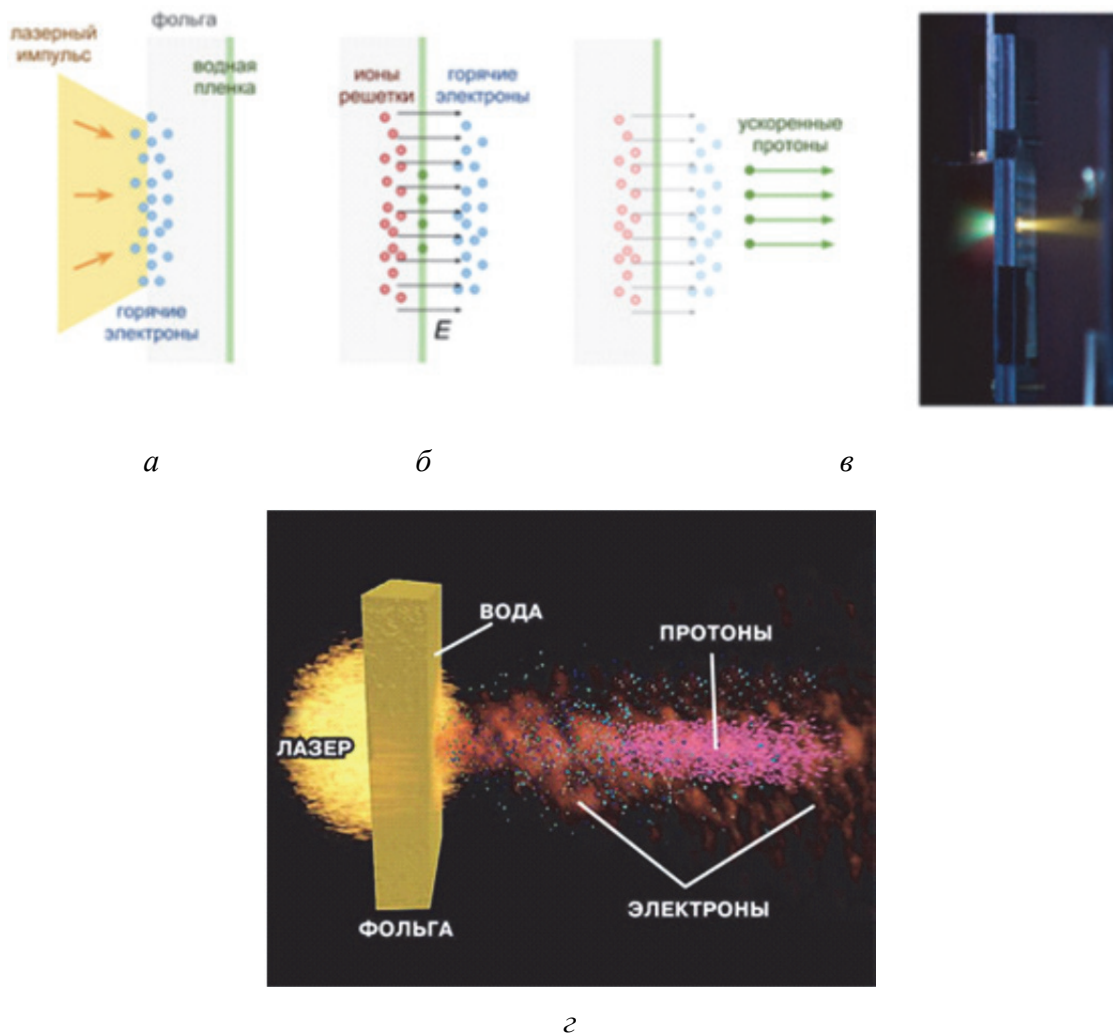


Рис. 8. До разрушения фольги: образуются горячие электроны (а), они вылетают из фольги (б), ускоряют протоны с задней стенки фольги, предварительно смоченной водой (в), электроны и протоны отлет от фольги на большое расстояние (г)

Для получения электрической энергии на космическом аппарате в непрерывном режиме необходимо использовать вместо тонкой фольги микрочастицы и нанокластеры с атомами бора. Микрочастицы и нанокластеры обладают свойством текучести в каналах при вакууме без использования газа или жидкости, что позволяет осуществить их подачу, компенсируя разрушенные. При фемтосекундных лазерных импульсах ускоренные протоны вылетают из микрочастицы до ее разлета, аналогично как из тонкой фольги (рис. 8), а реакция «водород – бор» сможет происходить на большом расстоянии от микрочастицы, в облаке из нанокластеров, образованном на пути движения протонов. Микрочастицы и нанокластеры обладают свойством текучести в каналах при вакууме без использования газа или жидкости, что позволяет осуществить их подачу, компенсируя разрушенные. Нанокластеры с покрытием нитратом бора выдерживают температуру более 3000 К. Если отклонить пучок электронов после вылета из микрочастицы с помощью поля магнита [6], чтобы электроны не сталкива-

лись с нанокластерами бора, то они смогут «ждать» столкновения с протонами в течение многих импульсов.

Микрочастица должна быть выполнена из композиционного материала с трехмерной сеткой из углеродного волокна, в которой отсутствуют замкнутые поры, и включены гелеобразующее вещество, $C_{12}H_{18}O_8$ (вместо воды), легко ионизируемые и тугоплавкие металлы. Она представляет собой твердое вещество, называемое условно «пенной» [13]. Плазма в тонком поверхностном слое «пены» возникает за счет предимпульса, всегда предшествующего импульсу, и начинает расширяться в незамкнутых каналах. К моменту прихода основного лазерного импульса образуются необходимые условия для возникновения эффективной кильватерной волны в аддитивной микрочастице с продольной неоднородностью плазмы и ограниченным поперечным размером канала. Неоднородность плазмы приводит к тому, что в ускоряющей фазе поля кильватерной волны электроны набирают больше энергии, чем в тормозящей фазе. Без ограничения поперечного размера канала кильватерная волна возникнуть не может.

Кильватерная волна, возникающая в аддитивной микрочастице с размером вдоль направления распространения импульса порядка 300 мкм под действием основного импульса, меньше длины пролета горячих электронов плазмы. Поэтому она захватывает горячие электроны, для ускорения которых требуется совсем небольшая энергия лазерного импульса [4]. В этом случае достаточно использовать относительно низкое поле и линейный режим для ускорения пучков электронов и протонов в микрочастице из «пены». Способность такой кильватерной волны к самомодуляции и самофокусировке на длине 300 мкм (рис. 9)

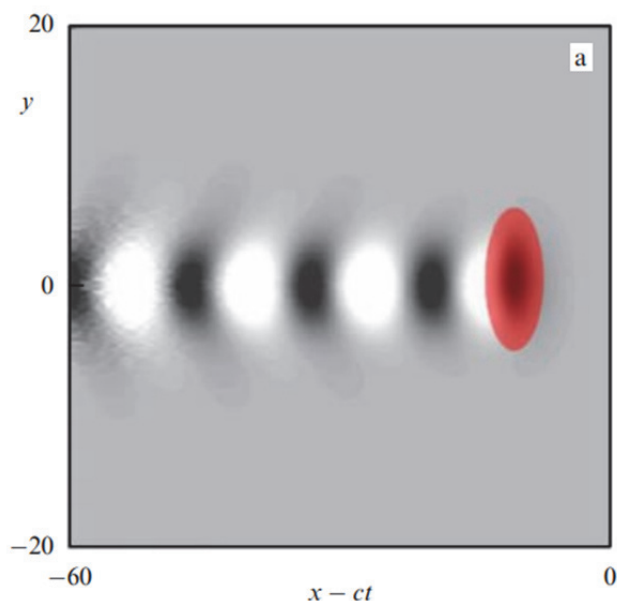


Рис. 9. Типичное распределение электронной концентрации, полученное с помощью численного моделирования, для кильватерной волны с линейным режимом ускорения (темный цвет соответствует высокой концентрации электронов, лазерный импульс расположен справа от модуляций (размеры – в мкм) [14])

позволяет последовательно эффективно увеличивать энергию от сгустка к сгустку пучков электронов и протонов [14] и повысить общее их число в кильватерной волне, захватываемое в одном импульсе. Набор энергии в кильватерной волне при одной модуляции ограничен малой величиной, также ограничено число электронов и протонов, захватываемое короткой кильватерной волной.

При малой амплитуде поля в линейном режиме ускорения в кильватерной волне больше энергии поля переходит электронам и меньше энергии остается в плазме, что повышает эффективность ускорения пучков электронов и протонов. Теоретически при отсутствии требований к моноэнергетичности пучков в кильватерной волне можно получить эффективность ускорения пучков в одном сгустке, близкую к 100. При модуляции в кильватерной волне необходимо учесть потери энергии при передаче энергии от сгустка к сгустку. Для рассматриваемого режима ускорения протонов эти потери не очень велики. В результате можно повысить число захваченных протонов и электронов кильватерной волной и их эффективность ускорения примерно до 30 %.

Механизм возникновения «голых» атомов бора на поверхности нанокластера

Нанокластеры бора с размером менее 10 нм можно получить, например, с использованием ультразвуковой обработки в водной среде [15]. Уменьшение размера нанокластера приводит к тому, что растет число поверхностных атомов по сравнению с количеством атомов в объеме (рис. 10) [16].

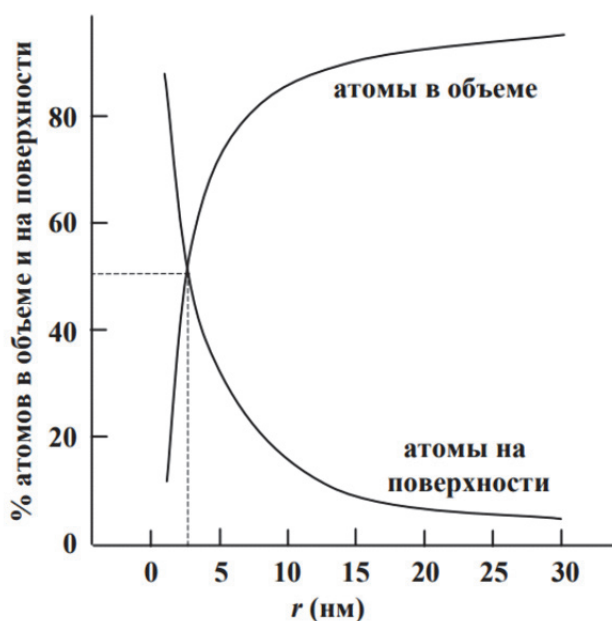


Рис. 10. Соотношение атомов в объеме и на поверхности для наночастиц разного размера

Атомы в нанокластере на поверхности находятся в других условиях, чем объемные атомы, что и приводит к различию энергетических спектров электронов у атомов бора. Кристаллический бор – полупроводник, получаемый с высокой чистотой путем перекристаллизации. Изменение колебательного спектра кристаллической решетки при уменьшении размеров кристалла бора до наноразмеров является еще одной из причин возникновения размерных эффектов в твердом теле. В кристалле бора в трех измерениях происходят изменения решеточных колебаний из-за отсутствия трансляционной симметрии [17]. Сближение атомов бора в нанокластере приводит к увеличению воздействия на его электроны и ядро со стороны электрических полей электронов и ядер других атомов. Подобное взаимодействие между атомами в наночастице приводит к тому, что электроны атома оказываются запертыми в потенциальной яме, из которой они не могут выйти [17]. Вследствие квантового ограничения, ширина запрещенной зоны уменьшается обратно пропорционально квадрату размера нанокластера.

В процессе хаотического теплового движения система атомов бора сама собой переходит в состояние с минимумом потенциальной энергии в нанокластере. Особенности их физических свойств определяются характером коллективного взаимодействия атомов и возрастающей ролью поверхностных атомов, когда практически все атомы являются поверхностными. Поскольку число поверхностных атомов в нанокластерах резко возрастает, то их вклад в свойства всего объекта становится определяющим. Всего через несколько лет после создания теории энергетических зон И. Е. Тамм показал принципиальную возможность существования поверхностных электронных состояний [18].

Электроны атома в поверхностных состояниях в трехмерной потенциальной яме имеют множество стационарных уровней с большими расстояниями между ними (несколько электронвольт). Причиной изменения спектра электрона от практически непрерывного до существенно дискретного является уменьшение размеров области, в которой происходит движение электрона, до значений, сравнимых с длиной волны де Бройля и проявлением волновых свойств электрона [19].

Энергия лазерного импульса, необходимая для ускорения протонов с линейной кильватерной волной

Теоретическая модель ускорения протонов лазерным фемтосекундным импульсом с острой фокусировкой впервые предложена в работе [20]. Если время импульса уменьшается с наносекунд (10^{-9} с) до фемтосекунд (10^{-15} с), то меняется характер взаимодействия между лазерным импульсом и плазмой. Выравнивание температуры электронов в плазме происходит за время 10^{-13} – 10^{-14} с, а передача энергии от электронов в тепло требует времени около 10^{-11} с [21, 22]. Поэтому тепловые эффекты во время импульса оказываются несущественными. Энергия фотонов при рассмотренных условиях в кильватерной волне с линей-

ным режимом ускорения может эффективно преобразовываться в когерентное направленное движение пучков электронов и протонов.

Время ускорения протонов для импульса порядка фемтосекунд в 100 тыс. раз короче времени, за которое в плазме развивается неустойчивость Рэлея – Тейлора. Сильное электромагнитное поле лазерного импульса выталкивает электроны из плазмы, и образуется канал, в котором торможение электронов со стороны ионов приводит к возникновению различных типов коллективных колебаний электронов, их суммированию и образованию кильватерной волны с резонансным ростом электромагнитного поля в плазме более чем в 100 раз по сравнению с полем в вакууме [23, 24]. В отсутствии торможения электронов ионами, электроны «убежали» бы от ионов. С увеличением интенсивности в фокусном пятне на мишени больше 10^{17} Вт/см² происходит обрушение кильватерной волны с линейным режимом ускорения.

Эксперименты по ускорению протонов с помощью сфокусированного лазерного импульса на твердой мишени [24–31] позволили получить различные энергии протонных пучков. Число и энергия протонов определяется числом и энергией электронов, но энергия протонов получается меньше из-за разницы в массе. Результаты, приведенные на рис. 11 для режима ускорения протонов TNSA, показывают, что уменьшение энергии импульса в 50 раз привело к уменьшению максимальной энергии протонов примерно в 50 раз [6].

С нанокластерами бора можно использовать протоны с оптимальной энергией 0,3–0,8 МэВ для возбуждения реакции «водород – бор», что соответствует максимальной энергии протонов порядка 1 МэВ. По сравнению с максимальной энергией протонов 45 МэВ, полученных в режиме ускорения TNSA с энергией импульса 8 Дж, при ускорении протонов до максимальной энергии 1 МэВ можно уменьшить энергию импульса примерно в 45 раз (рис. 11), а с учетом различных эффективностей ускорения протонов в режимах TNSA и LWFA с кильватерной волной в линейном режиме, соответственно 0,1 [13] и 30 % – еще в 300 раз.

Переход от режима ускорения протонов TNSA к режиму с линейным ускорением и кильватерной волной может уменьшить энергию лазерного импульса с 0,2 Дж (рис. 11) до 10^{-4} Дж. Поэтому при использовании нанокластеров атомов бора реакцию «водород – бор» можно получить с помощью фемтосекундного волоконного лазера при мощности 10 Вт, а с высокой частотой импульсов число альфа-частиц для преобразования их энергии в электрическую энергию – 100 кВт · ч. Необходимая интенсивность в фокусе импульса 10^{17} Вт/см² для возникновения кильватерной волны в микрочастице из «пены» получается при сжатии импульса до фемтосекундного уровня методом чирпирования (CPA – Chirped Pulse Amplification) [33]. Сжатие импульса легко реализуется в доступных коммерческих волоконных лазерах с мощностью порядка 10 Вт и не сильно снижает высокий КПД волоконного лазера [34].

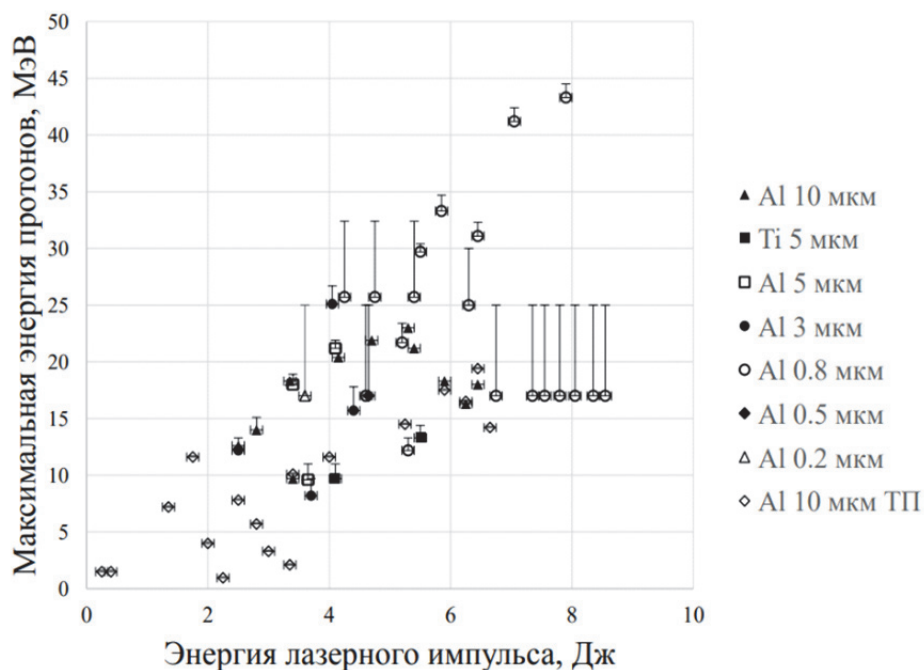


Рис. 11. График зависимости максимальной энергии протонов от энергии лазерного импульса в режиме TNSA [6]

Заключение

Рассмотрена концепция получения электрической энергии для ионного ракетного двигателя с использованием ядерной реакции «водород – бор» без образования нейтронов при инициировании реакции с помощью волоконных лазеров с диодной накачкой. Предложены метод с получением существенно большей энергии, чем энергия, затраченная на инициирование реакции «водород – бор», и возможность реализации непрерывного получения электрической энергии за счет подачи аддитивных микрочастиц и нанокластеров, расходуемых в реакции.

В одном столкновении протона с атомом бора в нанокластере с размером менее 10 нм и «голыми» атомами на поверхности в реакции «водород – бор» получается три альфа-частицы с энергией 8,7 МэВ, используя протоны, ускоренные в аддитивной микрочастице с помощью кильватерной волны до оптимальной энергии 0,3–0,8 МэВ, инициирования реакции в нанокластере бора. На ускорение одного протона необходимо затратить 0,9–2,4 МэВ с учетом эффективности их ускорения 30 % в кильватерной волне на длине 300 мкм в аддитивной микрочастице («пене»), что приемлемо для источника электрической энергии.

Эффективность получения протонов 0,3–0,8 МэВ повышается при распространении волны в неоднородной плотной плазме, расширяющейся в незамкнутых каналах «пены» вдоль направления лазерного импульса, и при отсутствии требования получения моноэнергетичности протонов. Линейному режиму ускорения в кильватерной волне присущи самофокусировка пучков электронов и про-

тонов, обеспечивающие столкновение протонов в облаке нанокластеров бора на пути движения протонов для инициирования реакции «водород – бор».

В случае саомодулирования и самофокусировки в линейной кильватерной волне число электронов и протонов, захватываемых в одном импульсе, повышается за счет большой длины (300 мкм) кильватерной волны, что позволяет при высокой частоте импульсов волоконного лазера получить 100 кВт · ч электрической энергии. В результате с помощью одного волоконного лазера с мощностью 10 Вт, пригодного для использования на космических аппаратах из-за отсутствия разъюстировки зеркал резонатора и накачки надежными полупроводниковыми лазерами, возможно непрерывное получение электрической энергии для одного ракетного ионного двигателя. Для получения большей энергии необходимо использовать несколько лазерных источников электрической энергии с реакцией «водород – бор».

Большое число ионных ракетных двигателей и лазерных источников электрической энергии с малыми массогабаритными характеристиками может быть реализовано и повышает вероятность решения поставленной задачи, например, уменьшения времени полета на Марс. При приемлемом расходе аддитивных микрочастиц и нанокластеров бора (сотни килограмм), можно получить электрическую энергию для непрерывной работы 10 ионных двигателей и уменьшить время полета на Марс туда и обратно до одного месяца вместо требуемого года со второй космической скоростью. Преобразование энергии альфа-частиц в электрическую энергию возможно с высокой эффективностью, но не 100 %. Поэтому газ криптон или ксенон до поступления в ионный ракетный двигатель можно использовать для отвода тепла в преобразователе энергии альфа-частиц в электрическую энергию.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Pulsar Fusion и Princeton Satellite Systems проработают с ИИ возможность создания ракеты с термоядерным источником энергии // Научно-деловой портал «Атомная энергия 2.0». URL: <https://www.atomic-energy.ru/news/2023/06/14/136199> (дата обращения: 15.05.2025).
2. Пономарев А. NASA испытало рекордный ионный двигатель // TechInsider. <https://www.techinsider.ru/technologies/news-392212-nasa-ispytalo-rekordnyy-ionnyy-dvigatel/> (дата обращения: 15.05.2025).
3. Magee R. M., Ogawa K., Tajima T. et al. First measurement of $p^{11}\text{B}$ fusion in a magnetically confined plasma // Nature Communications. 2023. Vol. 14(1). № 955. DOI: 10.1038/s41467-023-36655-1.
4. Андреев А. В., Гордиенко В. М., Савельев А. Б. Ядерные процессы в высокотемпературной плазме, индуцируемой сверхкоротким лазерным импульсом // Квантовая электроника. 2001. Т. 31, № 11. С. 941–956.
5. Тенненбаум Д. О перспективах реакции синтеза «водород + бор» в ядерной энергетике // Регнум. URL: <https://regnum.ru/article/3065005> (дата обращения: 15.05.2025).

6. Бурдонов К. Ф. Экспериментальное исследование ускорения электронов и протонов в лазерных полях с интенсивностью до 3×10^{20} Вт/см²: дис. ... канд. физ.-мат. наук. Нижний Новгород, 2016. 134 с. EDN: EXYUYU.
7. Егорова В. А., Жуковский М. Е., Подоляко С. В., Тараканов И. А. Рекомендуемая математическая модель взаимодействия протонов с веществом // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2017. № 138. 24 с. DOI:10.20948/prepr-2017-138. EDN: ZXKXSF.
8. Черняев А. П., Белоусов А. В., Лыкова Е. Н. Взаимодействие ионизирующего излучения с веществом: Учеб. пособие. М.: ООП физического факультета МГУ, 2019. 104 с. (Библиотека медицинского физика).
9. Багуля А. В., Гришин В. М., Завестовская И. Н., Рябов В. А. Моделирование реакции $p + {}^{11}\text{B} \rightarrow 3\alpha$ в среде пакета Geant4 // Краткие сообщения по физике ФИАН. 2023. Т. 50, № 4. С. 27–35. EDN: CLJRZI.
10. Wiescher M., de Boer R. J., Görres J., Azuma R. E. Low energy measurements of the ${}^{10}\text{B}(p,\alpha){}^7\text{Be}$ reaction // Physical review C. 2017. Vol. 95, № 4. P. 044617. DOI: 10.1103/Phys.Rev.C.95.044617. EDN: YGRWRC.
11. Бикчурина М. И., Быков Т. А., Касатов Д. А. и др. Исследование реакции ${}^{11}\text{B}(p, \alpha)\alpha$ при энергии протонов 0,3-2,15 МэВ // Письма в ЭЧАЯ. 2024. Т. 21, № 3(254). С. 508–514.
12. Labaune C., Baccou C., Depierreux S. et al. Fusion reactions initiated by laser-accelerated particle beams in a laser-produced plasma // Nature Communications. 2013. Vol. 4 (1). № 2506. DOI: 10.1038/ncomms3506.
13. Rosmej O. N., Andreev N. E., Zaehter S. et al. Interaction of relativistically intense laser pulses with long-scale near critical plasmas for optimization of laser based sources of MeV electrons and gamma-rays // New Journal of Physics. 2019. Vol. 21. P. 043044. DOI: 10.1088/1367-2630/ab1047. EDN: PBHLEY.
14. Костюков И. Ю., Пухов А. М. Плазменные методы ускорения электронов: современное состояние и перспективы // УФН. 2015. Т. 185, № 1. С. 89–96 DOI: 10.3367/UFNr.0185.201501g.0089.
15. Успенский С. А., Хаптаханова П. А., Заборонок А. А. и др. Получение наночастиц элементарного бора методом ультразвуковой обработки в водной среде и их применение в бор-нейтронозахватной терапии // Доклады Российской академии наук. Химия, науки о материалах. 2020. Т. 491, № 1. С. 20–24 DOI:10.31857/s2686953520020119. EDN: RXPSAG.
16. Зубков Ю. Н., Кадочкин А. С., Козлов Д. В. и др. Введение в нанотехнологии. Модуль «Физика»: Учебное пособие. СПб.: Образовательный центр «Участие», Образовательные проекты, 2012. 160 с.
17. Стукова Е. В., Барышников С. В., Милинский А. Ю. Физика малых частиц и наноструктурных материалов. Благовещенск: Изд-во АмГУ, 2010. 152 с.
18. Тамм И. Е. О возможности связанных состояний электронов на поверхности кристалла // Журнал экспериментальной и теоретической физики. 1933. Т. 3, № 1. С. 34–43.
19. Рыков С. А. Сканирующая зондовая микроскопия полупроводниковых материалов и наноструктур / под ред. А. Я. Шика. СПб.: Наука, 2001. 52 с.
20. Tajima T., Dawson J. M. Laser Electron Accelerator // Physical Review Letters. 1979. Vol. 43. P. 267–270. DOI: 10.1103/PhysRevLett.43.267. EDN: SQGOTV.
21. Анисимов С. И., Имас Я. А., Романов Г. С. и др. Действие излучения большой мощности на металлы. М.: Наука. 1970. 272 с.
22. Рыкалин Н. Н., Углов А. А., Кокора А. Н. Лазерная обработка материалов. М.: Машиностроение, 1975. 296 с.
23. Pukhov A., Meyer-ter-Vehn J. Laser wake field acceleration: the highly non-linear broken-wave regime // Applied Physics B. 2002. Vol. 74. P. 355–361. DOI: 10.1007/s003400200795. EDN: LWHOKF.
24. Modena A., Najmudin Z., Dangor A. E. et al. Electron acceleration from the breaking of relativistic plasma waves // Nature. 1995. Vol. 377. P. 606–608. DOI: 10.1038/377606a0.

25. Nakajima K., Fisher D., Kawakubo T. et al. Observation of ultrahigh gradient electron acceleration by a self-modulated intense short laser pulse // *Physical Review Letters*. 1995. Vol. 74. P. 4428–4431. DOI: 10.1103/PhysRevLett.74.4428.
26. Umstadter D., Chen S.-Y., Maksimchuk A. et al. Nonlinear optics in relativistic plasmas and laser wake field acceleration of electrons // *Science*. 1996. Vol. 273, Iss. 5274. P. 472–475. DOI: 10.1126/science.273.5274.472. EDN: LOCQLZ.
27. Ting A., Tsakiris G. D., Pukhov A. et al. Plasma wakefield generation and electron acceleration in a self-modulated laser wakefield accelerator experiment // *Physics of Plasmas*. 1997. Vol. 4, Iss. 5. P. 1889–1899. DOI: 10.1063/1.872332.
28. Gahn C., Tsakiris G. D., Pukhov A. et al. Multi-MeV electron beam generation by direct laser acceleration in high-density plasma channels // *Physical Review Letters*. 1999. Vol. 83. P. 4772–4775. DOI: 10.1103/PhysRevLett.83.4772. EDN: LWHOCN.
29. Malka V., Fritzler S., Lefebvre E. et al. Electron acceleration by a wake field forced by an intense ultrashort laser pulse // *Science*. 2002. Vol. 298, Iss. 5598. P. 1596–1600. DOI: 10.1126/science.1076782 EDN: LWHOOL.
30. Leemans W. P., Catravas P., Esarey E. et al. Electron-yield enhancement in a laser-wakefield accelerator driven by asymmetric laser pulses // *Physical Review Letters*. 2002. Vol. 89. P. 174802. DOI: 10.1103/PhysRevLett.89.174802.
31. Walker B., Meve E., Yang B. et al. Double ionization in the perturbative and tunneling regimes // *Physical Review A*. 1993. Vol. 48. Pp. R894–R897. DOI: 10.1103/PhysRevA.48.R894.
32. Froula D. H., Clayton C. E., Doppner T. et al. Measurements of the critical power for self-injection of electrons in a laser wakefield accelerator // *Physical Review Letters*. 2009. Vol. 103. P. 215006. DOI: 10.1103/PhysRevLett.103.215006
33. Esarey E., Pilloff M. Trapping and acceleration in nonlinear plasma waves // *Physics of Plasmas*. 1995. Vol. 2, № 5. Pp. 1432–1436. DOI: 10.1063/1.871358. EDN: XQIETC.
35. Strickland D., Mourou G. Compression of amplified chirped optical pulses // *Optics Communications*. 1985. Vol. 55, Iss. 6. Pp. 447–449. DOI: 10.1016/0030-4018(85)90151-8.
34. Aleshkina S. S., Fedotov A., Korobko D. et al. All-fiber polarization-maintaining mode-locked laser operated at 980 nm // *Optics Letters*. 2020. Vol. 45, Iss. 8. Pp. 2275–2278. DOI: 10.1364/OL.391193. EDN: FZJKYB.

Дата поступления: 05.03.2025

Решение о публикации: 08.04.2025

Контактная информация:

БАРАНОВ Игорь Ярославич – д-р техн. наук, профессор (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), prof.i.baranov@mail.ru

КОПТЕВ Андрей Владимирович – начальник испытательной лаборатории (АО «РИТВЕРЦ», Россия, 194223, Санкт-Петербург, ул. Курчатова, 10), akoptev16@gmail.com

References

1. Pulsar Fusion and Princeton Satellite Systems will work with AI to create a rocket with a thermonuclear energy source. *Nauchno-delovoy portal Atomnaya energiya 2.0* [Scientific and

Business Portal Atomic Energy 2.0"]. URL: <https://www.atomic-energy.ru/news/2023/06/14/136199> (accessed: 15.05.2025). (In Russian)

2. Ponomarev A. NASA tested a record ion engine. *TechInsider*. <https://www.techinsider.ru/technologies/news-392212-nasa-ispytalo-rekordnyy-ionnyy-dvigatel/> (accessed: 15.05.2025). (In Russian)

3. Magee R. M., Ogawa K., Tajima T. et al. First measurement of $p^{11}\text{B}$ fusion in a magnetically confined plasma. *Nature Communications*. 2023. Vol. 14(1), no. 955. DOI: 10.1038/s41467-023-36655-1.

4. Nuclear processes in a high-temperature plasma produced by an ultrashort laser pulse. *Quantum Electronics*. 2001. Vol. 31, Iss. 11, pp. 941–956. DOI: 10.1070/QE2001v031n11ABEH002081.

5. Tennenbaum D. Nuclear power's ray of hope: hydrogen-boron fusion. *Asia Times*. URL: <https://asiatimes.com/2020/04/nuclear-powers-ray-of-hope-hydrogen-boron-fusion/> (accessed: 15.05.2025).

6. Burdonov K. F. Eksperimental'noe issledovanie uskoreniya elektronov i protonov v lazernykh polyakh s intensivnost'yu do 3×10^{20} Vt/sm²: Diss. ... kand. fiz.-mat. nauk [Experimental study of the acceleration of electrons and protons in laser fields with an intensity of up to 3×10^{20} W/cm²: Thesis of a PhD in Physics and Mathematics]. Nizhniy Novgorod, 2016, 134 p. EDN: EXYUYU. (In Russian)

7. Egorova V. A., Zhukovsky M. E., Podolyako S. V., Tarakanov I. A. Mathematical model of the interaction between protons and matter. *KIAM Preprint*. 2017. No. 138, 24 p. DOI: 10.20948/prepr-2017-138. EDN: ZXKXSF. (In Russian)

8. Chernyaev A. P., Belousov A. V., Lykova E. N. Vzaimodeystvie ioniziruyushchego izlucheniya s veshchestvom [Interaction of ionizing radiation with matter: Tutorial]. Moscow: OOP fizicheskogo fakul'teta MGU, 2019, 104 p. (Medical Physicist Library). (In Russian)

9. Bagulya A. V., Grichine V. M., Zavestovskaya I. N., Ryabov V. A. Geant4 simulation of the $P+^{11}\text{B} \rightarrow 3\alpha$ reaction. *Bulletin of the Lebedev Physics Institute*. 2023. Vol. 50, no. 4, pp. 138–143. DOI: 10.3103/s1068335623040036. EDN: FSUANZ.

10. Wiescher M., de Boer R. J., Görres J., Azuma R. E. Low energy measurements of the $^{10}\text{B}(p,\alpha)^7\text{Be}$ reaction. *Physical review C*. 2017. Vol. 95, no. 4, pp. 044617. DOI: 10.1103/Phys.Rev.C.95.044617. EDN: YGRWRC.

11. Bichurina M. I., Bykov T. A., Kasatov D. A. et al. Investigation of reaction $^{11}\text{B}(p, \alpha)\alpha\alpha$ at a proton energy of 0.3–2.15 MeV. *Physics of Particles and Nuclei Letters*. 2024. Vol. 21, no. 3, pp. 508–514. (In Russian)

12. Labaune C., Baccou C., Depierreux S. et al. Fusion reactions initiated by laser-accelerated particle beams in a laser-produced plasma. *Nature Communications*. 2013. Vol. 4(1), no. 2506. DOI: 10.1038/ncomms3506.

13. Rosmej O. N., Andreev N. E., Zaehter S. et al. Interaction of relativistically intense laser pulses with long-scale near critical plasmas for optimization of laser based sources of MeV electrons and gamma-rays. *New Journal of Physics*. 2019. Vol. 21, pp. 043044. DOI: 10.1088/1367-2630/ab1047. EDN: PBHLEY.

14. Kostyukov Yu. I., Pukhov A. M. Plasma-based methods for electron acceleration: current status and prospects. *Physics-Uspekhi*. 2015. Vol. 58(1), pp. 81–88. DOI: 10.3367/UFNe.0185.201501g.0089.

15. Uspenskii S. A., Khaptakhanova P. A., Kurkin T. S. et al. Elemental boron nanoparticles: production by ultrasonication in aqueous medium and application in boron neutron capture therapy. *Doklady Chemistry*. 2020. Vol. 491, no. 1, pp. 45–48. DOI: 10.1134/S0012500820030027. EDN: FXMAMU.

16. Zubkov Yu. N., Kadochkin A. S., Kozlov D. V. et al. Vvedenie v nanotekhnologii. Modul "Fizika" [Introduction to Nanotechnology. Physics Module. Tutorial]. St. Petersburg: Obrazovatel'nyy tsentr "Uchastie", Obrazovatel'nye proekty, 2012, 160 p. (In Russian)

17. Stukova E. V., Baryshnikov S. V., Milinsky A. Yu. Fizika malykh chastits i nanostrukturnykh materialov [Physics of Small Particles and Nanostructured Materials]. Blagoveshchensk: AmGU Publ., 2010, 152 p. (In Russian)
18. Tamm I. E. On the possibility of bound states of electrons on the crystal surface. Journal of Experimental and Theoretical Physics. 1933. Vol. 3, no. 1, pp. 34–43. (In Russian)
19. Rykov S. A. Skaniruyushchaya zondovaya mikroskopiya poluprovodnikovyykh materialov i nanostruktur [Scanning probe microscopy of semiconductor materials and nanostructures]. St. Petersburg: Nauka, 2001, 52 p. (In Russian)
20. Tajima T., Dawson J. M. Laser Electron Accelerator. Physical Review Letters. 1979. Vol. 43, pp. 267–270. DOI: 10.1103/PhysRevLett.43.267. EDN: SQGOTV.
21. Anisimov S. I., Imas Y. A., Romanov G. S. et al. Deystvie izlucheniya bol'shoy moshchnosti na metally [Effect of Pain Power Radiation on Metals]. Moscow: Nauka, 1970, 272 p. (In Russian)
22. Rykalin N. N., Uglov A. A., Kokora A. N. Lazernaya obrabotka materialov [Laser Processing of Materials]. Moscow: Mashinostroenie, 1975, 296 p. (In Russian)
23. Pukhov A., Meyer-ter-Vehn J. Laser wake field acceleration: the highly non-linear broken-wave regime. *Applied Physics B*. 2002. Vol. 74, pp. 355–361. DOI: 10.1007/s003400200795.
24. Modena A. Najmudin Z., Dangor A. E. et al. Electron acceleration from the breaking of relativistic plasma waves. *Nature*. 1995. Vol. 377, pp. 606–608. DOI: 10.1038/377606a0.
25. Nakajima K., Fisher D., Kawakubo T. et al. Observation of ultrahigh gradient electron acceleration by a self-modulated intense short laser pulse. *Physical Review Letters*. 1995. Vol. 74, pp. 4428–4431. DOI: 10.1103/PhysRevLett.74.4428.
26. Umstadter D., Chen S.-Y., Maksimchuk A. et al. Nonlinear optics in relativistic plasmas and laser wake field acceleration of electrons. *Science*. 1996. Vol. 273, Iss. 5274, pp. 472–475. DOI: 10.1126/science.273.5274.472. EDN: LOCQLZ.
27. Ting A., Tsakiris G. D., Pukhov A. et al. Plasma wakefield generation and electron acceleration in a self-modulated laser wakefield accelerator experiment. *Physics of Plasmas*. 1997. Vol. 4, Iss. 5, pp. 1889–1899. DOI: 10.1063/1.872332.
28. Gahn C., Tsakiris G. D., Pukhov A. et al. Multi-MeV electron beam generation by direct laser acceleration in high-density plasma channels. *Physical Review Letters*. 1999. Vol. 83, pp. 4772–4475. DOI: 10.1103/PhysRevLett.83.4772. EDN: LWHOCN.
29. Malka V., Fritzler S., Lefebvre E. et al. Electron acceleration by a wake field forced by an intense ultrashort laser pulse. *Science*. 2002. Vol. 298, Iss. 5598, pp. 1596–1600. DOI: 10.1126/science.1076782. EDN: LWHOOL.
30. Leemans W. P., Catravas P., Esarey E. et al. Electron-yield enhancement in a laser-wakefield accelerator driven by asymmetric laser pulses. *Physical Review Letters*. 2002. Vol. 89, pp. 174802. DOI: 10.1103/PhysRevLett.89.174802.
31. Walker B., Meve E., Yang B. et al. Double ionization in the perturbative and tunneling regimes. *Physical Review A*. 1993. Vol. 48, pp. R894–R897. DOI: 10.1103/PhysRevA.48.R894.
32. Froula D. H., Clayton C. E., Doppner T. et al. Measurements of the critical power for self-injection of electrons in a laser wakefield accelerator. *Physical Review Letters*. 2009. Vol. 103, pp. 215006. DOI: 10.1103/PhysRevLett.103.215006.
33. Esarey E., Pilloff M. Trapping and acceleration in nonlinear plasma waves. *Physics of Plasmas*. 1995. Vol. 2, no. 5, pp. 1432–1436. DOI: 10.1063/1.871358. EDN: XQIETC.
35. Strickland D., Mourou G. Compression of amplified chirped optical pulses. *Optics Communications*. 1985. Vol. 55, Iss. 6, pp. 447–449. DOI: 10.1016/0030-4018(85)90151-8.
34. Aleshkina S. S., Fedotov A., Korobko D. et al. All-fiber polarization-maintaining mode-locked laser operated at 980 nm. *Optics Letters*. 2020. Vol. 45, Iss. 8, pp. 2275–2278. DOI: 10.1364/OL.391193. EDN: FZJKYB

Date of receipt: March 5, 2025

Publication decision: April 8, 2025

Contact information:

Igor Ya. BARANOV – Doctor of Engineering Sciences, Professor (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), prof.i.baranov@mail.ru

Andrey V. KOPTEV – Head of the Testing Laboratory (RITVERC JSC, Russia, 194223, Saint Petersburg, ul. Kurchatova, 10), akoptev16@gmail.com

УДК 621.4:519.6

РАЗРАБОТКА ВИРТУАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ СТИРЛИНГА

Ю. С. Афонина, О. К. Овчинникова, Е. Ю. Ярошевская

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Рассматривается математическое моделирование процессов, протекающих в двигателе с внешним подводом тепла (двигателе Стирлинга типа гамма). Описывается разработанная виртуальная модель двигателя, предназначенная для демонстрации механики его работы в сочетании с описанием термодинамических процессов. Особенностью работы является учет тепловых потерь, сопровождающих работу реального двигателя, и визуализация как механики работы двигателя, так и термодинамических циклов в зависимости от интенсивности энергоподвода.

Ключевые слова: тепловой двигатель, двигатель Стирлинга, математическое моделирование, термодинамические процессы, виртуальная модель

Для цитирования: Афонина Ю. С., Овчинникова О. К., Ярошевская Е. Ю. Разработка виртуальной модели двигателя Стирлинга // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 293–301. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-293-301. EDN FAEXOC

DEVELOPMENT OF A VIRTUAL MODEL OF A STIRLING ENGINE

Yu. S. Afonina, O. K. Ovchinnikova, E. Yu. Yaroshevskaya

Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia

Abstract. This paper presents a mathematical model of processes in an external heat supply engine (gamma-type Stirling engine). A virtual model was developed to illustrate the mechanics of engine operation alongside a description of the associated thermodynamic processes. A key feature of the study is the inclusion of heat losses inherent in real engine operation and the visualization of both the engine's mechanical motion and thermodynamic cycles depending on the energy input intensity.

Keywords: heat engine, Stirling engine, mathematical modeling, thermodynamic processes, virtual model

For citation: Afonina Yu. S., Ovchinnikova O. K., Yaroshevskaya E. Yu. Development of a virtual model of a Stirling engine. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 293–301. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-293–301. EDN FAEXOC (In Russian)

Введение

Современная энергетика ориентирована на использование ресурсосберегающих технологий и альтернативных источников энергии, что возрождает интерес к двигателям с внешним подводом тепла, в частности, к двигателю Стирлинга. Целью работы является создание виртуальной модели двигателя Стирлинга типа гамма, которая покажет его работу и станет основой для проведения виртуальных лабораторных работ в учебном процессе. Интерактивная модель призвана визуализировать механику движения поршней и соответствующие термодинамические процессы, обеспечивая наглядное пособие для студентов и фундамент для создания виртуальной лаборатории в цифровом образовательном пространстве.

Исследования в области двигателей Стирлинга активно развиваются: появляются новые концепции источников тепла, например, солнечных коллекторов [1], и расширяются области применения [2, 3]. В работе [4] предложены пути повышения эффективности за счет улучшения конструкции внутреннего контура, а в [5] исследована утилизация бросовой теплоты с помощью двигателя Стирлинга. Классические подходы к моделированию заложены еще в [6, 7], а современные методы расчетов и оптимизации представлены в [8, 9].

Однако существующие модели часто упрощают реальные процессы, игнорируя тепловые потери и неидеальности теплообмена. В данной работе предлагается дополнить подходы предыдущих исследований детализированной математической моделью, учитывающей реальные факторы, такие как тепловые потери, сопротивление газа и эффективность регенератора. Модель реализована в MATLAB, а ее результаты использованы для создания виртуального стенда в Unity.

Математическая модель термогазодинамических процессов

Для описания процессов в двигателе Стирлинга типа гамма разработана математическая модель, включающая уравнения состояния газа, теплообмена и сопротивления потоку. В качестве рабочего тела принят воздух, а его скорость в каналах теплообменников и регенераторе предполагается постоянной и равной 0,5 м/с (упрощение, обусловленное отсутствием данных о динамике потока в конкретной конструкции). Исходные условия: температура горячей зоны T_h принята равной 650 К (температура пламени спиртовки, определенная на основе справочных данных для этанола), температура холодной зоны T_c – 293 К (комнатная температура), давление в системе – 1 атм, объем рабочей камеры – 0,0001 м³.

Модель основана на уравнении состояния идеального газа Менделеева – Клапейрона [6]:

$$PV = mRT,$$

где P – давление рабочего газа, Па; V – объем газа, м³; m – масса газа, принятая равной $12 \cdot 10^{-5}$ кг для воздуха в заданном объеме; R – индивидуальная газовая постоянная, 287 Дж/(кг·К) для воздуха; T – температура газа, К.

Это уравнение описывает поведение газа на всех стадиях цикла: изотермическом сжатии, изохорном нагреве, изотермическом расширении и изохорном охлаждении.

Уравнение теплоотдачи Ньютона – Рихмана описывает конвективный теплообмен между газом и стенками [7]:

$$Q = \alpha A \Delta T,$$

где Q – количество переданного тепла, Дж; α – коэффициент теплоотдачи, принят равным 25 Вт/(м²·К) для воздуха в условиях естественной конвекции; A – площадь теплообменной поверхности, равна 0,01 м² (оценка для цилиндра); ΔT – разность температур между газом и стенкой, К. Уравнение учитывает нагрев и охлаждение газа с потерями, связанными с неидеальностью теплообмена.

Тепловые потери через стенки моделируются законом Фурье:

$$q = -k \frac{\Delta T}{L},$$

где q – тепловой поток через стенку, Вт/м²; k – коэффициент теплопроводности материала стенок, равен 16 Вт/(м·К) для стали; ΔT – разность температур через стенку, К; L – толщина стенки, принятая равной 0,002 м. Данное уравнение описывает потери тепла в окружающую среду.

Сопротивление газа при движении через регенератор описано уравнением Дарси – Вейсбаха:

$$\Delta P = f \frac{l}{D} \frac{\rho v^2}{2},$$

где ΔP – потери давления, Па; f – коэффициент трения, равен 0,02 (безразмерная величина для гладких каналов); l – длина канала регенератора, равна 0,05 м; D – гидравлический диаметр канала, равен 0,005 м; ρ – плотность рабочего тела, 1,2 кг/м³ для воздуха при температуре 293 К; v – скорость потока газа, 0,5 м/с. Уравнение отражает гидродинамические потери в системе.

Энергообмен в регенераторе описан следующим образом [7]:

$$Q_{\text{regen}} = m c_v (T_{\text{max}} - T_{\text{min}}) \eta_{\text{regen}},$$

где Q_{regen} – аккумулированное или переданное тепло в регенераторе, Дж; m – масса рабочего газа, кг; c_v – теплоемкость рабочего тела при постоянном объеме, равная 717 Дж/(кг·К); T_{max} – максимальная температура цикла, 650 К; T_{min} – минимальная температура цикла, 293 К; η_{reg} – эффективность регенератора, принята равной 0,8 (безразмерная величина, отражающая неполную регенерацию). Уравнение отражает процесс накопления и передачи тепла в регенераторе между горячей и холодной зонами.

Целевая функция полезной работы:

$$W = \oint P dV,$$

где W – полезная работа, Дж; P – давление, Па; V – объем, м³.

Интеграл берется по замкнутому циклу на PV -диаграмме. Целевая функция КПД:

$$\eta = W/Q_{in},$$

где η – термический КПД; W – полезная работа, Дж; Q_{in} – подведенное тепло, Дж.

Общий объем газа:

$$V_{total} = V_e + V_c + V_d,$$

где V_e – объем расширительной камеры, $5 \cdot 10^{-5}$ м³; V_c – объем компрессионной камеры, $5 \cdot 10^{-5}$ м³; V_d – мертвый объем, $1 \cdot 10^{-5}$ м³.

Объемы V_e и V_c изменяются в зависимости от угла поворота коленчатого вала γ (в радианах) с учетом фазового сдвига 90° , характерного для гамма-конфигурации двигателя Стирлинга:

$$V_{e,\gamma} = V_e 0,5(1 + \sin(\gamma)),$$

$$V_{c,\gamma} = V_c 0,5(1 + \cos(\gamma)),$$

где $V_{e,\gamma}$ – объем расширительной камеры от угла поворота, м³; V_e – объем расширительной камеры, м³; $V_{c,\gamma}$ – объем компрессорной камеры от угла поворота, м³; V_c – объем компрессионной камеры, м³.

Общий объем газа с учетом изменения угла поворота:

$$V_{total,\gamma} = V_{e,\gamma} + V_{c,\gamma} + V_d,$$

где $V_{total,\gamma}$ – общий объем рабочего газа от угла поворота, м³; $V_{e,\gamma}$ – объем расширительной камеры от угла поворота, м³; $V_{c,\gamma}$ – объем компрессорной камеры от угла поворота, м³; V_d – мертвый объем, $1 \cdot 10^{-5}$ м³.

Температура рабочего газа в реальном цикле рассчитывается как взвешенное среднее между T_h и T_c в зависимости от доли горячего объема:

$$T_\gamma = T_c + (T_h - T_c) \frac{V_{e,\gamma}}{V_{e,\gamma} + V_{c,\gamma}},$$

где T_c – температура холодной зоны, К; T_h – температура горячей зоны.

Для реального цикла давление рассчитывается с учетом температуры в разных камерах:

$$P_\gamma = \frac{mR}{\frac{V_{e,\gamma}}{T_h} + \frac{V_{c,\gamma}}{T_c} + \frac{V_d}{T_c}},$$

где P_γ – давление от угла поворота, Па; R – индивидуальная газовая постоянная, Дж/(моль·К).

В представленной модели идеальный цикл учитывает численные допущения, такие как шаг дискретизации и аппроксимацию процессов, что может приводить к визуальным отклонениям от строгих изотерм и изохор на PV -диаграмме. Однако в расчетах процессы сжатия и расширения полагаются изотермическими, а изохорные процессы – близкими к идеальным в соответствии с классической теорией [6, 8].

Описанная математическая модель реализована в программном коде в среде программирования MATLAB, результаты расчетов представлены в виде TV - и PV - диаграмм.

Результаты моделирования термогазодинамических процессов

Математическая модель двигателя Стирлинга типа гамма позволила рассчитать параметры реального и идеального циклов. Для реального цикла полезная работа составила 7,0195 Дж, термический КПД – 0,1264. В идеальном цикле эти показатели выше: полезная работа – 16,7054 Дж, КПД – 0,5493. Разница обусловлена тепловыми потерями, гидродинамическим сопротивлением и эффективностью регенератора, что снижает КПД реального цикла на 77 % относительно идеального.

PV -диаграмма показывает сглаженную траекторию реального цикла с максимальным давлением $5,4 \cdot 10^5$ против $9,1 \cdot 10^5$ Па в идеальном, что отражает влияние потерь на полезную работу (рис. 1). Отметим, что на PV -диаграмме идеального цикла изохоры имеют разную высоту из-за дискретного характера моделирования и упрощений при визуализации. Это не противоречит принятым в модели изотермичности сжатия/расширения, так как отклонения обусловлены численными методами, а не физикой процессов.

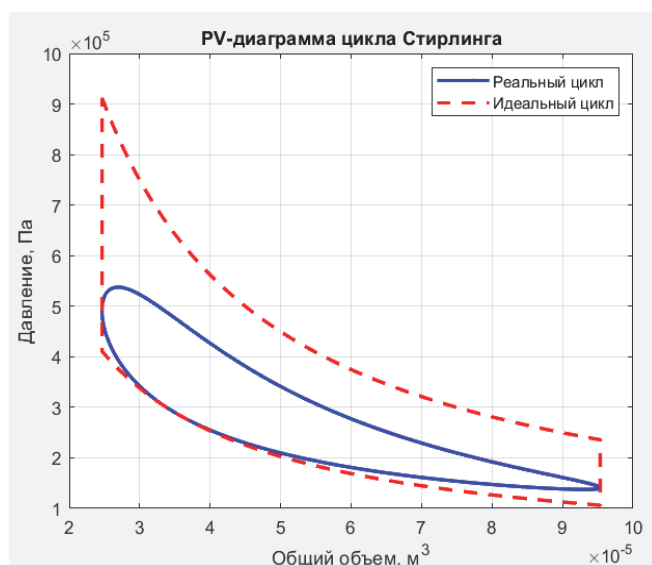


Рис. 1. PV -диаграмма

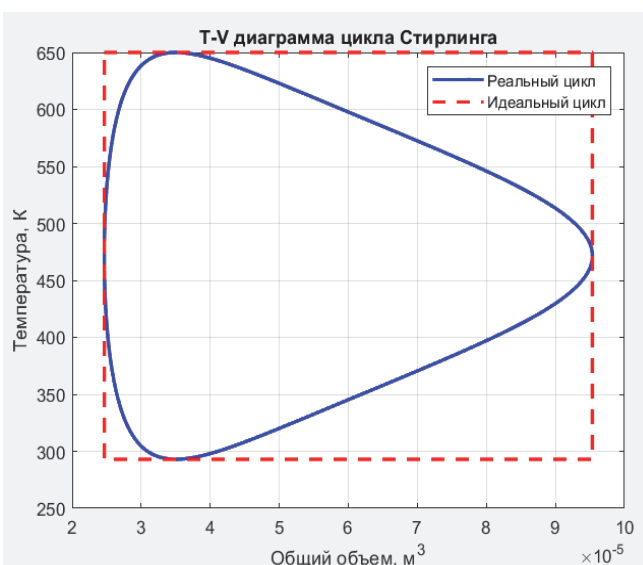


Рис. 2. TV -диаграмма

TV -диаграмма демонстрирует плавное изменение температуры в реальном цикле (293–650 К) из-за усреднения между зонами, тогда как в идеальном цикле температура фиксирована на изотермах с резкими переходами на изохорах (рис. 2).

Полученные значения КПД реального цикла соответствуют типичным 5–15 % для подобных двигателей с воздухом в качестве рабочего тела.

Виртуальная модель двигателя

На основе результатов моделирования в Unity создана виртуальная модель двигателя Стирлинга [10, 11], включающая анимацию движения поршней и построение PV - и TV -диаграмм в реальном времени.

Разработанная виртуальная модель (рис. 3) может быть размещена в Moodle и использоваться как наглядное пособие и средство проведения виртуальных лабораторных работ по различным техническим дисциплинам [12, 13].

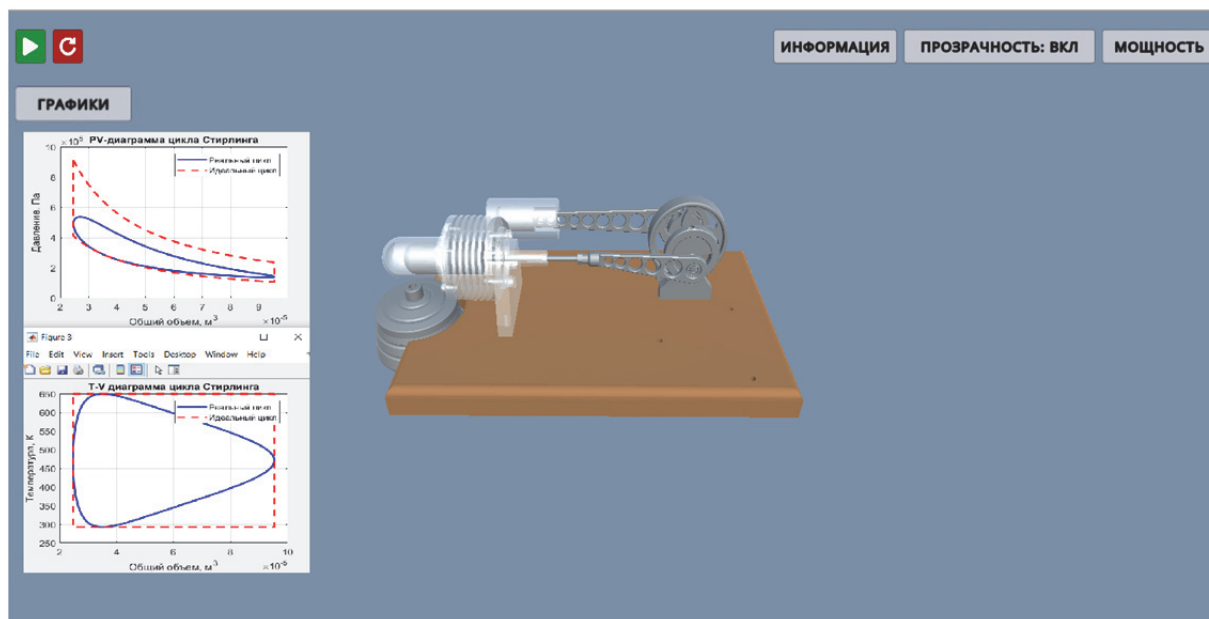


Рис. 3. Виртуальная модель двигателя Стирлинга

Разработанная модель дает возможность студентам изучить ключевые компоненты двигателя, провести анализ влияния мощности источника подводимого тепла на параметры двигателя, а также проанализировать взаимосвязь между перемещением поршня (в верхней и нижней мертвых точках) и динамикой формирования термодинамических циклов.

Заключение

Разработанная математическая и виртуальная модели двигателя Стирлинга обеспечивают наглядное представление его работы с учетом реальных процессов [14]. Интерактивность модели позволяет варьировать параметры и отсле-

живать изменения состояния рабочего тела, что делает ее ценным инструментом для обучения.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Семенов А. Ю., Шерьязов С. К. Особенности использования солнечной энергии в системе нагрева двигателя Стирлинга // Энерго- и ресурсосбережение. Энергообеспечение. Нетрадиционные и возобновляемые источники энергии: сборник материалов Всероссийской студенческой олимпиады, научно-практической конференции и выставки работ студентов, аспирантов и молодых ученых, 13–16 декабря 2011 г., Екатеринбург, Россия. Екатеринбург: УрФУ, 2011. С. 469–471. EDN: VUQCCX.
2. Окулов В. И., Пуляев И. А. Перспективы применения двигателя Стирлинга на современном этапе // Научный взгляд в будущее. 2017. Т. 1, № 6. С. 51–57. DOI: 10.30888/2415-7538.2017-06-01-046. EDN: YLWNEH.
3. Тихонов Е. А. Перспективы применения двигателей Стирлинга в лесопромышленном комплексе // Лесотехнический журнал. 2019. Т. 2. №2(34). С. 118–126. DOI: 10.34220/issn.2222-7962/2019.2/13. EDN: MCQAWQ.
4. Савченко В. А. Повышение эффективности двигателя Стирлинга путем совершенствования элементов конструкции внутреннего контура: автореф. дис. ... канд. тех. наук. СПб.: СПбГМТУ, 2016. 22 с. EDN: VJIOOW.
5. Рыбалко А. И. Расчетно-экспериментальное исследование процессов в двигателе Стирлинга, предназначенном для утилизации бросовой теплоты: автореф. дис. ... канд. тех. наук. Барнаул: Polzunov Altai State Technical University Publ., 2011. 16 с. EDN: QFOZEF.
6. Schmidt G. Theorie der Lehmannschen calorischen maschine // Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure. 1871. Vol. 15. P. 97–112.
7. Уокер Г. Машины, работающие по циклу Стирлинга: Пер. с англ. М.: Энергия, 1978. 152 с.
8. Шарпар Н. М., Жмакин Л. И. Термический КПД регенеративного цикла двигателя Стирлинга схемы гамма // Промышленные процессы и технологии. 2021. Т. 1, № 1. С. 89–98. DOI: 10.37816/2713-0789-2021-1-1-89-98. EDN: PBGGSB.
9. Белозерцев В. Н., Горшкалев А. А., Некрасова С. О., Шиманов А. А. Методы расчета и экспериментальные исследования тепловых машин Стирлинга: учеб. пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2015. 76 с.
10. Хокинг Дж. Unity в действии. Мультиплатформенная разработка на C#. 3-е межд. издание. СПб: Изд-во «Питер», 2023. 448 с.
11. Линовес Дж. Виртуальная реальность в Unity / пер. с англ. Рагимов Р. Н. Изд-во «ДМК Пресс», 2016. 318 с.
12. Хрусталева Н. В. Концептуализация понятия «Цифровой университет» // Вестник Алтайской академии экономики и права. 2024. № 5–1. С. 147–152. DOI: 10.17513/vaael.3426. EDN: LAAWWF.
13. Маматова Г. Д., Кучкаров Т. С. Актуальность концепции «Цифровой университет»: литературный обзор отечественных и зарубежных исследований // Информатика. Экономика. Управление / Informatics. Economics. Management. 2024. Т. 3, № 1. С. 101–158. DOI: 10.47813/2782-5280-2024-3-1-0101-0158. EDN: NTUVEZ
14. Kolin I. The Evolution of the Heat Engine. Moriya Press, 1998. 105 p.

Дата поступления: 07.03.2025

Решение о публикации: 06.05.2025

Контактная информация:

АФОНИНА Юлия Сергеевна – студент (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), iuliashaa@gmail.com

ОВЧИННИКОВА Ольга Константиновна – канд. техн. наук, доцент (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), ovchinnikova_ok@voenmeh.ru

ЯРОШЕВСКАЯ Елена Юрьевна – старший преподаватель (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), iaroshevskaya_eiu@voenmeh.ru

References

1. Semenov A. Yu. Sheryazov S. K. Features of the use of solar energy in the heating system of the Stirling engine. *Energo- i resursoberezhenie. Energoobespechenie. Netraditsionnye i vozobnovlyaemye istochniki energii: sbornik materialov Vserossiyskoy studencheskoy olimpiady, nauchno-prakticheskoy konferentsii i vystavki rabot studentov, aspirantov i molodykh uchenykh* [Energy and resource saving. Power supply. Non-conventional and renewable energy sources: a collection of materials from the All-Russian Student Olympiad, a scientific and practical conference and an exhibition of works by students, aspirates and young scientists, December 13–16, 2011, Yekaterinburg, Russia. Yekaterinburg: UrFU, 2011, pp. 469–471. EDN: VUQCCX. (In Russian)
2. Okulov V. I., Pulyaev I. A. Prospects of application of stirling engine at the present stage. 2017. *Scientific Look into the Future*. Vol. 1, no 6, pp. 51–57. DOI: 10.30888/2415-7538.2017-06-01-046. EDN: YLWNEH. (In Russian)
3. Tihonov E. Application prospects of Stirling engines in forest complex. *Forestry Engineering Journal*. 2019. Vol. 2, no. 2(34), pp. 118–126. DOI: 10.34220/issn.2222-7962/2019.2/13. EDN: MCQAWQ. (In Russian)
4. Savchenko V. A. Povyshenie effektivnosti dvigatelya Stirlinga putem sovershenstvovaniya elementov konstruktssii vnutrennego kontura: avtoref. dis. ... kand. tekhn. Nauk [Increasing the efficiency of the Stirling engine by improving the structural elements of the inner contour: abstract of a thesis of PhD]. St. Petersburg: SPbGMTU Publ., 2016, 22 p. EDN: VJIOOW. (In Russian)
5. Rybalko A. I. Raschetno-eksperimental'noe issledovanie protsessov v dvigatele Stirlinga, prednaznachennom dlya utilizatsii brosovoy teploty: avtoref. dis. ... kand. tekhn. Nauk [Calculation and Experimental Study of Processes in the Stirling Engine Designed for Waste Heat Utilization: abstract of a thesis of PhD]. Barnaul: Altayskiy gos. tekhn. un-t im. I. I. Polzunova, 2011, 16 p. EDN: QFOZEF. (In Russian)
6. Schmidt G. Theorie der Lehmannschen calorischen maschine. *Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure*. 1871. Vol. 15, pp. 97–112.
7. Walker G. Stirling-Cycle Machines. Clarendon Press, 1973, 156 p.
8. Sharpar N. M., Zhmakina L. I. Thermal efficiency of the regenerative cycle of the Stirling engine scheme gamma. *Industrial Processes and Technologies*. 2021. No. 1, pp. 89–98. DOI: 10.37816/2713-0789-2021-1-1-89-98. EDN: PBGGSB. (In Russian)

9. Belozertsev V. N., Gorshkalev A. A., Nekrasova S. O., Shimanov A. A. Metody rascheta i eksperimental'nye issledovaniya teplovykh mashin Stirlinga: ucheb. posobie [Calculation Methods and Experimental Studies of Stirling Thermal Machines: textbook]. Samara: Publishing House of SSAU, 2015, 76 p. (In Russian)
10. Hocking J. Unity in Action: Multiplatform Game Development in C#. 3rd Ed. Simon and Schuster, 2022, 416 p.
11. Linowes J. Unity Virtual Reality Projects: Explore the World of Virtual Reality by Building Immersive and Fun VR Projects Using Unity 3D. Packt Publishing, 2015. 259 p.
12. Khrustaleva N. V. Conceptualization of the concept “Digital university”. *Vestnik Altayskoy akademii ekonomiki i prava* [Bulletin of the Altai Academy of Economics and Law]. 2024. No. 5–1, pp. 147–152. DOI: 10.17513/vaael.3426. EDN: LAAWWF. (In Russian)
13. Mamatova G. D., Kuchkarov T. S. Relevance of the concept of “Digital university”: literary review of domestic and foreign research. *Informatics. Economics. Management*. Vol. 3, no. 1, pp. 101–158. DOI: 10.47813/2782-5280-2024-3-1-0101-0158. EDN: NTUVEZ. (In Russian)
14. Kolin I. *The Evolution of the Heat Engine*. Moriya Press, 1998, 105 p.

Date of receipt: March 7, 2025

Publication decision: May 6, 2025

Contact information:

Yulia S. AFONINA – Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), iuliashaa@gmail.com

Olga K. OVCHINNIKOVA – Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), ovchinnikova_ok@voenmeh.ru

Elena Yu. YAROSHEVSKAYA – Senior Lecturer (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), iaroshevskaya_eiu@voenmeh.ru

УДК 621.01

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ В ИЗГОТАВЛИВАЕМОЙ ПАРТИИ НА ВЕРОЯТНОСТЬ БЛАГОПРИЯТНОГО СОЧЕТАНИЯ РАЗМЕРОВ ЗВЕНЬЕВ СБОРОЧНОЙ ЦЕПИ, РАССЧИТАННОЙ ПО ТЕОРЕТИКО-ВЕРОЯТНОСТНОМУ МЕТОДУ

А. Ю. Андрюшкин, Ю. Н. Иванова, Е. С. Никифорова

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,
Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация. Для обеспечения качества летательного аппарата проводят размерный анализ узлов и агрегатов, определяют метод их сборки по уровню взаимозаменяемости. Количество сборочных единиц в выпускаемой партии и число звеньев в размерной цепи влияют на их собираемость. Для расчета многозвенных сборочных размерных цепей целесообразно применять теоретико-вероятностный метод. Предложена методика оценки вероятности благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи. Методика учитывает количество сборочных единиц в выпускаемой партии, доверительные интервалы истинного среднего арифметического значения размера и истинного среднего квадратического отклонения размера составляющего звена сборочной цепи. Представлен расчет многозвенной сборочной цепи, подтверждающий рост вероятности благоприятного сочетания размеров звеньев с увеличением числа сборочных единиц в выпускаемой партии.

Ключевые слова: сборочная цепь, доверительный интервал, вероятность благоприятного сочетания размеров, собираемость, теоретико-вероятностный метод, допуск размера

Для цитирования: Андрюшкин А. Ю., Иванова Ю. Н., Никифорова Е. С. Влияние числа сборочных единиц в изготавливаемой партии на вероятность благоприятного сочетания размеров звеньев сборочной цепи, рассчитанной по теоретико-вероятностному методу // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 302–316. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-302-316. EDN LVUACM

THE INFLUENCE OF THE NUMBER OF ASSEMBLY UNITS IN A MANUFACTURED BATCH ON THE PROBABILITY OF A FAVORABLE COMBINATION OF DIMENSIONS IN AN ASSEMBLY CHAIN, CALCULATED USING A PROBABILITY-THEORETIC METHOD

A. Yu. Andryushkin, Yu. N. Ivanova, E. S. Nikiforova

Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia

Abstract. To ensure aircraft quality, dimensional analysis is performed on units and assemblies, and the assembly method is selected based on the level of interchangeability. The number of assembly units in

© Андрюшкин А. Ю., Иванова Ю. Н., Никифорова Е. С., 2025

the manufacturing batch and the number of links in the dimensional chain affect the assemblability of components. For calculating multi-link dimensional assembly chains, the use of a probability-theoretic method is recommended. This paper proposes a methodology for estimating the probability of a favorable dimensional combination of elements within the assembly chain. The method accounts for the number of assembly units in the batch, as well as the confidence intervals of the true mean and the true standard deviation of the size of each chain link. A sample calculation of a multi-link assembly chain is presented, demonstrating that the probability of a favorable dimensional combination increases with the number of units in the manufactured batch.

Keywords: assembly chain, confidence interval, probability of a favorable dimensional combination, assemblability, probability-theoretic method, dimensional tolerance

For citation: Andryushkin A. Yu., Ivanova Yu. N., Nikiforova E. S. The influence of the number of assembly units in a manufactured batch on the probability of a favorable combination of dimensions in an assembly chain, calculated using a probability-theoretic method. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 302–316. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-302-316. EDN LVUACM (In Russian)

Введение

Современные летательные аппараты характеризуются сложностью конструкции, состоящей из большого числа узлов, агрегатов и деталей, к которым предъявляются высокие требования по надежности и качеству. Обеспечение качества сборочных единиц летательных аппаратов является актуальной проблемой. Для обеспечения требуемого качества сборочной единицы на этапе технологической подготовки производства проводят ее размерный анализ, направленный на достижение заданной точности изготовления комплектующих и деталей, а также их сопряжение, регулирование и наладку при сборке. При размерном анализе определяют один из методов сборки по уровню взаимозаменяемости [1–12]: метод полной взаимозаменяемости (метод «максимума – минимума»); неполной взаимозаменяемости (теоретико-вероятностный метод); групповой взаимозаменяемости (селективная сборка); пригонки; регулирования.

Расчет сборочной размерной цепи методом «максимума – минимума» обеспечивает полную взаимозаменяемость деталей в сборочной единице, детали соединяются без пригонки, регулирования и подбора. При любом сочетании на сборке размеров деталей, изготовленных в пределах расчетных допусков, значения замыкающего звена не выходят за допускаемые пределы.

При расчете многозвенных сборочных размерных цепей методом «максимума – минимума» получаются порой слишком малые значения допусков составляющих звеньев, что вызывает определенные технологические сложности и экономически нецелесообразно. Это объясняется тем, что в расчет заложено сочетание экстремальных значений размеров (одновременное сочетание размеров наибольших увеличивающих и наименьших уменьшающих звеньев или обратное их сочетание), что маловероятно. Уменьшение поля допуска размера обуславливает существенное увеличение трудоемкости изготовления детали. Так, трудоемкость обработки по седьмому качеству точности в 2,5 раза боль-

ше, чем по девятому качеству. При этом число бракованных деталей может вырасти до 20 %.

Для многозвенных сборочных размерных расширить поля допусков до экономически и технологически целесообразных величин, обеспечивая заданную точность в соединениях, позволяет теоретико-вероятностный метод. При расчете по теоретико-вероятностному методу учитывается рассеяние размеров в пределах их допусков. Составляющие звенья размерной цепи представляются как независимые случайные величины, а замыкающее звено – как сумма независимых переменных, и рассматриваются законы их распределения, а также случайный характер сочетания размеров при сборке.

Теоретико-вероятностный метод расчета сборочных размерных цепей предполагает, что высока вероятность сочетания размеров, группирующихся около координаты середины поля допуска соответствующих звеньев. Такое сочетание размеров позволяет расширить их допуски и тем самым облегчить изготовление деталей при практически отсутствующем риске несоблюдения предельных значений замыкающего звена.

Вероятность благоприятного сочетания размеров собираемых деталей зависит от числа сборочных единиц в изготавливаемой партии. Чем больше число выпускаемых сборочных единиц, тем выше вероятность успешного комплектования отдельной сборочной единицы. Поэтому актуально оценить влияние числа выпускаемых сборочных единиц (в условиях единичного и мелкосерийного производства число изделий составляет от 5 до 50 шт.) на вероятность благоприятного сочетания размеров звеньев сборочной цепи, рассчитанной по теоретико-вероятностному методу.

Необходимо отметить, что, если вероятность благоприятного сочетания размеров звеньев сборочной цепи мала, то точность замыкающего звена размерной цепи обеспечивают методами пригонки, регулирования или селективной сборки.

Цель исследования – оценка влияния числа сборочных единиц в выпускаемой партии на вероятность благоприятного сочетания размеров звеньев сборочной цепи, рассчитанной по теоретико-вероятностному методу.

Задачи исследования:

1. Применение доверительных интервалов для оценки измерений среднего арифметического значения размера и среднего квадратического отклонения размера составляющего звена сборочной цепи.
2. Разработка методики оценки вероятности благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи.
3. Расчет по предложенной методике вероятности благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи при разном числе сборочных единиц в выпускаемой партии.

Теоретико-вероятностный метод расчета сборочной размерной цепи

Номинальный размер замыкающего звена сборочной размерной цепи рассчитывают по выражению [10]:

$$A_{\Delta} = \sum_{i=1}^n \xi_i A_i, \quad (1)$$

где i – номер составляющего звена; n – число составляющих звеньев; ξ_i – коэффициент, называемый передаточным отношением и характеризующий влияние погрешности составляющего звена на замыкающее звено; A_i – номинальный размер составляющего звена, мм.

В линейных размерных цепях коэффициент $\xi_i = +1$ – для увеличивающих звеньев; $\xi_i = -1$ – для уменьшающих звеньев.

Закон распределения устанавливает зависимость между числовыми значениями случайной величины (размерами деталей) и частотой их появления – плотностью вероятности. В теории размерных цепей наиболее часто применяют следующие основные законы рассеяния размеров деталей: равной вероятности, треугольника (закон Симпсона), нормальный закон распределения (закон Гаусса).

Правильность решения сборочной размерной цепи зависит от близости полученных статистических оценок размеров звеньев к их истинным значениям. Если размер звена сборочной цепи имеет нормальный закон распределения, то величину его рассеяния можно выразить в долях истинного среднего квадратического отклонения σ_{Ai} . Тогда в интервал $\pm 3\sigma_{Ai}$ попадает 99,73 % всех значений размера, вероятность несоблюдения предельных значений размера ничтожно мала, риск составляет 0,27 %. Допуск размера составляющего звена сборочной цепи [10]:

$$T_{Ai} = 6\sigma_{Ai}, \quad (2)$$

где σ_{Ai} – истинное среднее квадратическое отклонение размера составляющего звена A_i , мм.

Допуск размера замыкающего звена сборочной цепи [10]:

$$T_{A\Delta} = t \left(\sum_{i=1}^n \lambda_{Ai}^2 T_{Ai}^2 \right)^{0,5}, \quad (3)$$

где t – коэффициент, зависящий от процента риска; λ_{Ai} – коэффициент относительного рассеяния размера составляющего звена A_i (для нормального распределения $\lambda_{Ai} = 0,333$).

Физический смысл процента риска – это вероятность, с которой при всех годных размерах составляющих звеньев размер замыкающего звена сборочной цепи выйдет за допускаемые пределы. Если на сборку попали детали с неблагоприятным сочетанием действительных размеров (близких к предельным), тогда

достаточно заменить некоторые из деталей на другие, т. е. нарушить получившееся неблагоприятное сочетание размеров.

Координата середины поля допуска замыкающего звена [10]:

$$C_{A\Delta} = \sum_{i=1}^n \xi_i C_{Ai}, \quad (4)$$

где C_{Ai} – координата середины поля допуска составляющего звена A_i , мм.

Доверительные интервалы для оценки измерений среднего арифметического значения размера и среднего квадратического отклонения размера составляющего звена сборочной размерной цепи

Предположим, что сборочные единицы выпускаются партиями. Очередная партия состоит из m сборочных единиц, следовательно, для комплектации одной сборочной единицы необходимо n годных деталей (n – число составляющих звеньев A_i сборочной цепи A).

Для оценки результатов измерений размера составляющего звена сборочной цепи применим доверительный интервал, который с заданной доверительной вероятностью (уровнем доверия) содержит оцениваемый параметр (истинное среднее арифметическое значение размера или его истинное среднее квадратическое отклонение).

Доверительный интервал для истинного среднего арифметического значения размера составляющего звена. Выборочное среднее арифметическое значение размера составляющего звена A_i сборочной цепи [10]:

$$A_{icp} = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m A_{ij}, \quad (5)$$

где m – число деталей, у которых измерен размер составляющего звена A_i ; j – номер детали; A_{ij} – измеренный размер составляющего звена A_i , мм.

Истинное среднее квадратическое отклонение σ_{Ai} может быть найдено только при бесконечно большом числе измеренных деталей $m \rightarrow \infty$. На практике имеем выборку – ограниченное число измерений m составляющего звена A_i . По этим измерениям определяем выборочное среднее квадратическое отклонение размера s_{Ai} , являющееся точечной оценкой [10–12]:

$$S_{Ai} = \left(\frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^n (A_{ij} - A_{icp})^2 \right)^{0,5}, \quad (6)$$

По результатам измерений размера у поступивших на сборку m деталей с составляющим звеном A_i вычислим выборочное среднее арифметическое значение размера A_{icp} и зададим уровень доверия (доверительную вероятность) β .

Тогда доверительный интервал для истинного среднего арифметического значения размера $A_{i\text{ср-ист}}$ имеет вид [13]:

$$A_{i\text{ср}} - \delta_{Ai} < A_{i\text{ср-ист}} < A_{i\text{ср}} + \delta_{Ai}, \quad (7)$$

где δ_{Ai} – точность интервальной оценки истинного среднего арифметического значения размера составляющего звена A_i , мм; $A_{i\text{ср-ист}}$ – истинное среднее арифметическое значение размера составляющего звена A_i , мм.

Если число деталей $m > 30$, то точность интервальной оценки истинного среднего арифметического значения размера составляющего звена A_i [13]:

$$\delta_{Ai} = \frac{s_{Ai} z_{\alpha}}{m^{0,5}}, \quad (8)$$

где z_{α} – квантиль нормального распределения уровня $(1-0,5\alpha)$; α – уровень значимости (вероятность, с которой значение параметра не попадает в доверительный интервал).

Если число деталей $m \leq 30$, тогда вместо нормального распределения используется t -распределение (распределение Стьюдента), точность интервальной оценки истинного среднего арифметического значения размера составляющего звена A_i [13]:

$$\delta_{Ai} = \frac{s_{Ai} t_{\alpha}}{m^{0,5}}, \quad (9)$$

где t_{α} – квантиль распределения Стьюдента уровня $(1-0,5\alpha)$ при числе степеней свободы $k = m-1$.

Доверительный интервал для истинного среднего квадратического отклонения размера составляющего звена. Выборочное среднее квадратическое отклонение размера составляющего звена A_i стремится к истинному значению $s_{Ai} \rightarrow \sigma_{Ai}$ при $m \rightarrow \infty$, и, наоборот, при малых m отличие s_{Ai} от σ_{Ai} может быть значительным. Для получения s_{Ai} порядка σ_{Ai} необходимо, чтобы среди погрешностей был полный набор по кривой Гаусса, т. е. погрешностей, соответствующих $(\sigma_{Ai}, 2\sigma_{Ai}, 3\sigma_{Ai})$. В действительности могут оказаться случаи набора только малых погрешностей (s_{Ai} будет занижена в сравнении с σ_{Ai}) или только больших погрешностей (s_{Ai} будет завышена в сравнении с σ_{Ai}). В связи с этим дается доверительный интервал [13]:

$$\Delta_{нAi} < \sigma_{Ai} < \Delta_{вAi}, \quad (10)$$

где $\Delta_{вAi}$, $\Delta_{нAi}$ – верхняя и нижняя границы доверительного интервала истинного среднего квадратического отклонения размера σ_{Ai} , мм.

Верхняя и нижняя границы доверительного интервала истинного среднего квадратического отклонения размера σ_{Ai} [13]:

$$\Delta_{\text{в}Ai} = \frac{(m-1)^{0,5}}{(\chi_{\alpha\text{в},k}^2)^{0,5}} s_{Ai}, \quad \Delta_{\text{н}Ai} = \frac{(m-1)^{0,5}}{(\chi_{\alpha\text{н},k}^2)^{0,5}} s_{Ai}, \quad (11)$$

где $\chi_{\alpha\text{н},k}^2$, $\chi_{\alpha\text{в},k}^2$ – нижнее и верхнее критическое значение распределения χ^2 «хи-квадрат», вычисленные для $\alpha_{\text{н}}$ и $\alpha_{\text{в}}$, при числе степеней свободы $k=m-1$:

$$\alpha_{\text{н}} = 0,5(1-\beta), \quad \alpha_{\text{в}} = 0,5(1+\beta), \quad (12)$$

β – уровень доверия (доверительная вероятность) – вероятность того, что доверительный интервал содержит значение параметра.

Таблица 1. Верхняя и нижняя границы доверительного интервала истинного среднего квадратического отклонения размера σ_{Ai} при доверительной вероятности $\beta = 0,95$ в зависимости от числа сборочных единиц m в изготавливаемой партии

Число сборочных единиц m , шт.	5	10	25	∞
Нижняя граница доверительного интервала $\Delta_{\text{н}Ai}$	0,624	0,699	0,785	1
Верхняя граница доверительного интервала $\Delta_{\text{в}Ai}$	2,453	1,755	1,381	1

Например, при доверительной вероятности $\beta = 95\%$ и увеличении в выпускаемой партии числа сборочных единиц m доверительный интервал истинного среднего квадратического отклонения σ_{Ai} сужается (табл. 1). Следовательно, чем больше партия изготавливаемых сборочных единиц, тем больше m , и меньше диапазон доверительного интервала.

Увеличение числа сборочных единиц m в выпускаемой партии благоприятно влияет на их собираемость, так как повышается вероятность благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев отдельной сборочной единицы.

Вероятность благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи

Вероятность увеличивается, если действительный размер каждого составляющего звена близок к координате середины поля допуска, и доверительные интервалы истинного среднего арифметического значения размера и истинного среднего квадратического отклонения размера малы по сравнению с полем допуска. Вероятность благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи A можно оценить по формуле полной вероятности (формуле Байеса):

$$P_{\text{сб}}(A) = \sum_{i=1}^n P(A_i)P(A/A_{i\text{д}}), \quad (13)$$

где $P(A_i)$ – вероятность выбора составляющего звена A_i сборочной цепи; $P(A/A_{i\text{д}})$ – условная вероятность нахождения действительного размера $A_{i\text{д}}$ составляющего звена A_i около координаты середины поля допуска C_{Ai} ; $A_{i\text{д}}$ – действительный размер составляющего звена A_i , мм.

Примем, что выбор любого составляющего звена сборочной цепи равновозможен:

$$P(A_i) = \frac{1}{n}. \quad (14)$$

Условная вероятность нахождения действительного размера $A_{ид}$ составляющего звена A_i около координаты середины поля допуска C_{Ai} :

$$P(A/A_{ид}) = (1 - P_{A_{исм}})P_{A_{иср-ист}}P_{\sigma_{Ai}}, \quad (15)$$

где $P_{A_{исм}}$ – вероятность смещения истинного среднего арифметического значения размера $A_{иср-ист}$ относительно координаты середины поля допуска C_{Ai} составляющего звена A_i на поле допуска T_{Ai} ; $P_{A_{иср-ист}}$ – вероятность нахождения истинного среднего арифметического значения размера составляющего звена $A_{иср-ист}$ на поле допуска T_{Ai} ; $P_{\sigma_{Ai}}$ – вероятность нахождения истинного среднего квадратического отклонения размера σ_{Ai} составляющего звена A_i на поле допуска T_{Ai} .

Вероятность смещения истинного среднего арифметического значения размера $A_{иср-ист}$ относительно координаты середины поля допуска C_{Ai} составляющего звена A_i на поле допуска T_{Ai} :

$$P_{A_{исм}} = \frac{|P_{A_{иср}} - (A_i + \xi_i C_{Ai})|}{T_{Ai}}, \quad (16)$$

Вероятность нахождения истинного среднего арифметического значения размера составляющего звена $A_{иср-ист}$ на поле допуска T_{Ai} :

$$P_{A_{иср-ист}} = 1 - \frac{2\delta_{Ai}}{T_{Ai}}, \quad (17)$$

Вероятность нахождения истинного среднего квадратического отклонения размера σ_{Ai} составляющего звена A_i на поле допуска T_{Ai} :

$$P_{\sigma_{Ai}} = 1 - \frac{\Delta_{вAi} - \Delta_{нAi}}{T_{Ai}}. \quad (18)$$

Оценка вероятности благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи при разном числе сборочных единиц в выпускаемой партии

Проведем расчет сборочной цепи A (рис. 1) теоретико-вероятностным методом и оценим вероятность благоприятного сочетания размеров звеньев при разном числе сборочных единиц в партии. Параметры составляющих звеньев A_i сборочной цепи, мм: $A_1 - 7 \pm 0,03$; $A_2 - 15 \pm 0,02$; $A_3 - 10_{-0,05}$; $A_4 - 40_{-0,15}$; $A_5 - 12_{-0,10}$; $A_6 - 15 \pm 0,02$; $A_7 - 7 \pm 0,03$; $A_8 - 1,5 \pm 0,05$; $A_9 - 103_{-0,15}$.

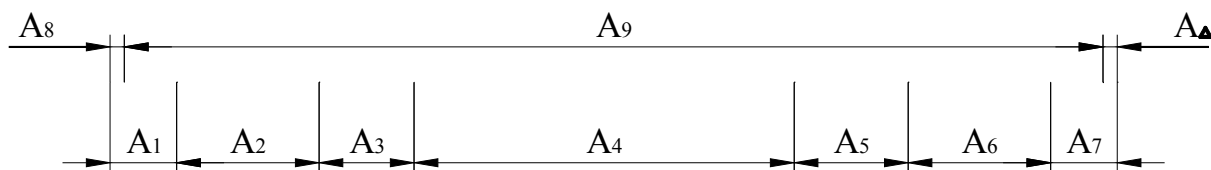


Рис. 1. Сборочная размерная цепь A : $A_1 \dots A_9$ – составляющие звенья; A_Δ – замыкающее звено; $A_1 \dots A_7$ – увеличивающие звенья; $A_8 \dots A_9$ – уменьшающие звенья

Номинальный размер замыкающего звена A_Δ сборочной цепи определим по выражению (1):

$$A_\Delta = \sum_{i=1}^n \xi_i A_i = 7 + 15 + 10 + 40 + 12 + 15 + 7 - 1,5 - 103 = 1,5 \text{ мм}.$$

Координату середины поля допуска замыкающего звена рассчитаем по выражению (4):

$$C_{A\Delta} = \sum_{i=1}^n \xi_i C_{Ai} = 0 + 0 - 0,025 - 0,075 - 0,05 + 0 + 0 + 0 + 0,075 = -0,075 \text{ мм}.$$

Для оценки вероятности благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи (рис. 1) в программе MS Excel провели компьютерное моделирование. Генерировались нормально распределенные размеры, имеющие случайный разброс в соответствии с номинальным значением и полем допуска составляющего звена A_i . Число сборочных единиц в выпускаемой партии $m = 5; 10; 15; 20; 25; 40$ шт.

Расчет проведен по выражениям (2)–(18) при следующих данных: доверительная вероятность $\beta = 99\%$; в выражении (3) при 1% риска коэффициент $t = 2,57$; по выражению (14) вероятность выбора составляющего звена $P(A_i) = 1/9$.

Результаты исследования (табл. 2) показывают, что с увеличением числа сборочных единиц m в выпускаемой партии поле допуска $T_{A\Delta}$ замыкающего звена расширяется (рис. 2), и вероятность благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев $P_{сб}(A)$ сборочной цепи растет (рис. 3).

Таблица 2. Оценка влияния числа сборочных единиц m в выпускаемой партии на поле допуска $T_{A\Delta}$ замыкающего звена и вероятность благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев $P_{сб}(A)$ сборочной цепи

Звено	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5	A_6	A_7	A_8	A_9
Число сборочных единиц в партии $m = 40$ шт.									
Выборочное среднее A_{icp}	7,001	14,997	9,972	39,929	11,957	15,000	7,001	1,503	102,934
Выборочное СКО s_{Ai}	0,019	0,013	0,018	0,051	0,034	0,017	0,021	0,035	0,039
Доверительный интервал δ_{Ai}	0,008	0,005	0,007	0,021	0,014	0,007	0,009	0,014	0,016
Допуск T_{Ai}	0,112	0,079	0,108	0,308	0,201	0,102	0,126	0,208	0,236

Продолжение таблицы 2

Звено	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5	A_6	A_7	A_8	A_9
Вероятность $P_{A_{icm}}$	0,993	0,964	0,975	0,987	0,964	0,996	0,990	0,985	0,964
Вероятность $P_{A_{icp-ист}}$	0,864	0,864	0,864	0,864	0,864	0,864	0,864	0,864	0,864
Вероятность $P_{\sigma_{Ai}}$	0,896	0,896	0,896	0,896	0,896	0,896	0,896	0,896	0,896
Условная вероятность $P(A/A_{ид})$	0,769	0,747	0,755	0,764	0,746	0,771	0,766	0,763	0,746
Допуск замыкающего звена $T_{\Delta\Delta} = 0,462$ мм; вероятность благоприятного сочетания звеньев $P_{сб}(A) = 0,759$									
Число сборочных единиц в партии $m = 25$ шт.									
Выборочное среднее A_{icp}	6,997	15,000	9,975	39,936	11,959	15,002	6,998	1,509	102,912
Выборочное СКО s_{Ai}	0,019	0,013	0,017	0,053	0,033	0,015	0,022	0,033	0,034
Доверительный интервал δ_{Ai}	0,012	0,008	0,010	0,033	0,021	0,010	0,014	0,020	0,021
Допуск T_{Ai}	0,115	0,077	0,102	0,317	0,199	0,093	0,132	0,198	0,203
Вероятность $P_{A_{icm}}$	0,976	0,997	0,995	0,964	0,957	0,980	0,984	0,955	0,935
Вероятность $P_{A_{icp-ист}}$	0,794	0,794	0,794	0,794	0,794	0,794	0,794	0,794	0,794
Вероятность $P_{\sigma_{Ai}}$	0,861	0,861	0,861	0,861	0,861	0,861	0,861	0,861	0,861
Условная вероятность $P(A/A_{ид})$	0,667	0,681	0,681	0,659	0,655	0,670	0,673	0,653	0,639
Допуск замыкающего звена $T_{\Delta\Delta} = 0,450$ мм; вероятность благоприятного сочетания звеньев $P_{сб}(A) = 0,664$									
Число сборочных единиц в партии $m = 20$ шт.									
Выборочное среднее A_{icp}	7,000	14,999	9,975	39,925	11,950	15,003	6,999	1,515	102,907
Выборочное СКО s_{Ai}	0,020	0,014	0,017	0,051	0,032	0,014	0,019	0,029	0,028
Доверительный интервал δ_{Ai}	0,014	0,010	0,012	0,036	0,023	0,010	0,014	0,020	0,020
Допуск T_{Ai}	0,122	0,081	0,100	0,308	0,192	0,084	0,116	0,172	0,169
Вероятность $P_{A_{icm}}$	1,000	0,994	0,999	0,999	0,998	0,960	0,994	0,915	0,894
Вероятность $P_{A_{icp-ист}}$	0,763	0,763	0,763	0,763	0,763	0,763	0,763	0,763	0,763
Вероятность $P_{\sigma_{Ai}}$	0,839	0,839	0,839	0,839	0,839	0,839	0,839	0,839	0,839
Условная вероятность $P(A/A_{ид})$	0,641	0,637	0,640	0,640	0,639	0,615	0,637	0,586	0,573
Допуск замыкающего звена $T_{\Delta\Delta} = 0,421$ мм; вероятность благоприятного сочетания звеньев $P_{сб}(A) = 0,623$									
Число сборочных единиц в партии $m = 15$ шт.									
Выборочное среднее A_{icp}	7,001	14,999	9,973	39,928	11,951	15,004	6,999	1,509	102,907
Выборочное СКО s_{Ai}	0,020	0,013	0,016	0,051	0,027	0,015	0,017	0,026	0,032

Окончание таблицы 2

Звено	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5	A_6	A_7	A_8	A_9
Доверительный интервал δ_{Ai}	0,018	0,011	0,014	0,044	0,024	0,013	0,015	0,022	0,027
Допуск T_{Ai}	0,123	0,078	0,097	0,305	0,165	0,093	0,104	0,157	0,190
Вероятность P_{Aicm}	0,995	0,984	0,980	0,991	0,996	0,958	0,994	0,942	0,906
Вероятность $P_{Aicp-ист}$	0,714	0,714	0,714	0,714	0,714	0,714	0,714	0,714	0,714
Вероятность $P_{\sigma Ai}$	0,802	0,802	0,802	0,802	0,802	0,802	0,802	0,802	0,802
Условная вероятность $P(A/A_{ид})$	0,570	0,564	0,561	0,568	0,570	0,549	0,569	0,540	0,519
Допуск замыкающего звена $T_{A\Delta} = 0,481$ мм; вероятность благоприятного сочетания звеньев $P_{cb}(A) = 0,557$									
Число сборочных единиц в партии $m = 10$ шт.									
Выборочное среднее A_{icp}	7,005	14,998	9,975	39,913	11,947	15,004	7,005	1,501	102,910
Выборочное СКО s_{Ai}	0,020	0,011	0,016	0,043	0,029	0,018	0,018	0,021	0,037
Доверительный интервал δ_{Ai}	0,023	0,012	0,018	0,050	0,034	0,020	0,020	0,024	0,043
Допуск T_{Ai}	0,118	0,064	0,094	0,255	0,175	0,105	0,105	0,124	0,223
Вероятность P_{Aicm}	0,957	0,962	0,999	0,952	0,984	0,966	0,953	0,990	0,934
Вероятность $P_{Aicp-ист}$	0,611	0,611	0,611	0,611	0,611	0,611	0,611	0,611	0,611
Вероятность $P_{\sigma Ai}$	0,723	0,723	0,723	0,723	0,723	0,723	0,723	0,723	0,723
Условная вероятность $P(A/A_{ид})$	0,423	0,425	0,442	0,421	0,435	0,427	0,421	0,438	0,413
Допуск замыкающего звена $T_{A\Delta} = 0,412$ мм; вероятность благоприятного сочетания звеньев $P_{cb}(A) = 0,427$									
Число сборочных единиц в партии $m = 5$ шт.									
Выборочное среднее A_{icp}	7,000	15,002	9,979	39,908	11,959	14,996	6,996	1,504	102,887
Выборочное СКО s_{Ai}	0,020	0,008	0,018	0,038	0,035	0,021	0,016	0,016	0,020
Доверительный интервал δ_{Ai}	0,049	0,021	0,044	0,096	0,086	0,052	0,041	0,041	0,049
Допуск T_{Ai}	0,118	0,050	0,106	0,230	0,207	0,124	0,098	0,098	0,118
Вероятность P_{Aicm}	0,998	0,957	0,963	0,924	0,958	0,966	0,955	0,962	0,675
Вероятность $P_{Aicp-ист}$	0,166	0,166	0,166	0,166	0,166	0,166	0,166	0,166	0,166
Вероятность $P_{\sigma Ai}$	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354
Условная вероятность $P(A/A_{ид})$	0,058	0,056	0,056	0,054	0,056	0,057	0,056	0,056	0,040
Допуск замыкающего звена $T_{A\Delta} = 0,392$ мм; вероятность благоприятного сочетания звеньев $P_{cb}(A) = 0,054$									

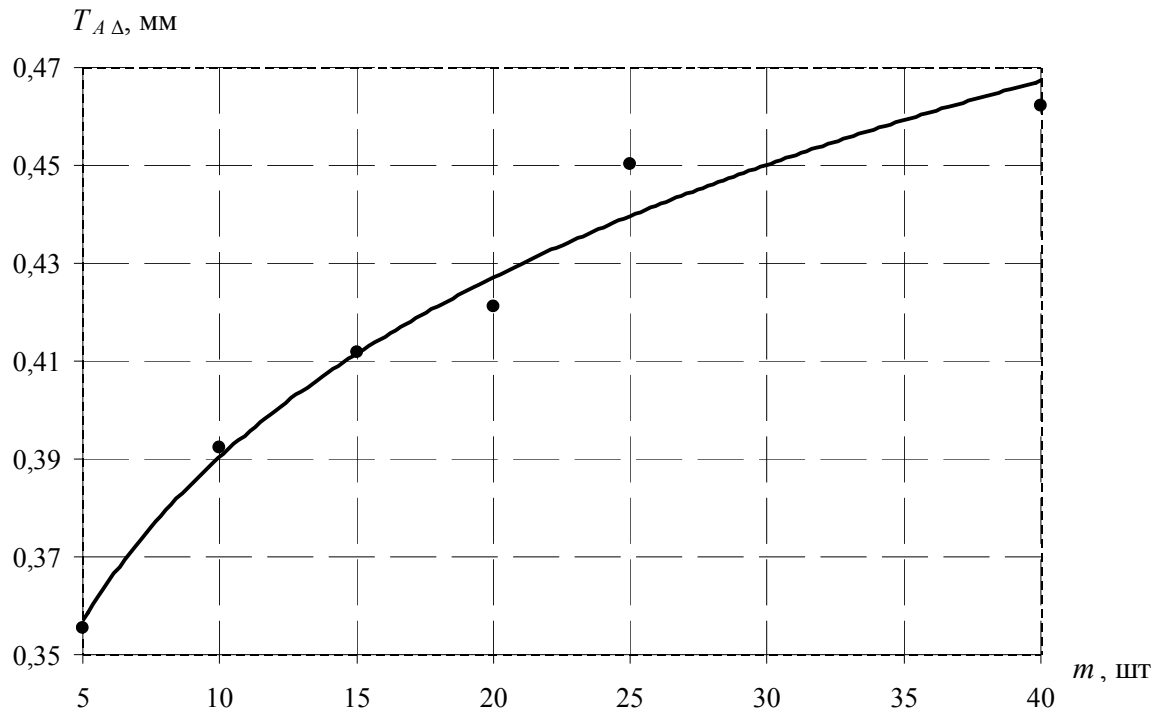


Рис. 2. Зависимость поля допуска $T_{A\Delta}$ замыкающего звена от числа сборочных единиц m в выпускаемой партии

● – экспериментальные точки

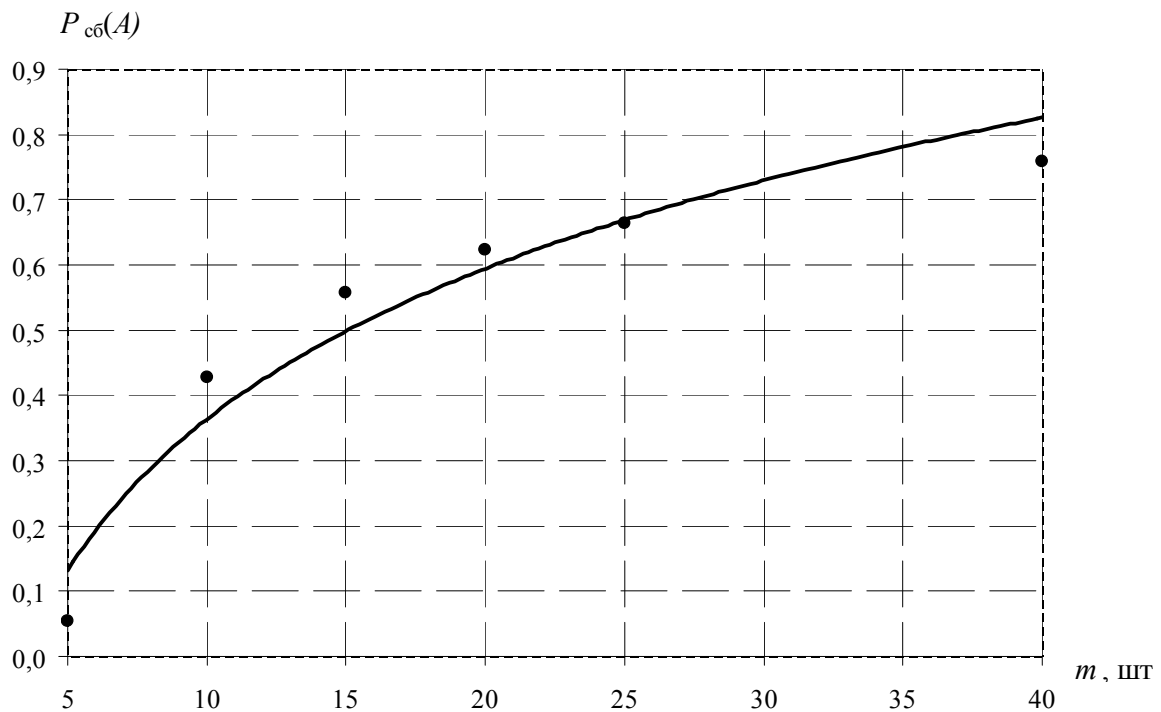


Рис. 3. Зависимость вероятности благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев $P_{сб}(A)$ сборочной цепи от числа сборочных единиц m в выпускаемой партии

● – экспериментальные точки

Заключение

По результатам исследования можно сделать следующие выводы:

1. Для расчета многозвенных сборочных цепей экономически выгодно и технологически целесообразно применять теоретико-вероятностный метод, обеспечивающий широкие поля допусков размеров составляющих звеньев.

2. Показано, что величина доверительного интервала истинного среднего арифметического значения размера и доверительного интервала истинного среднего квадратического отклонения размера составляющего звена сборочной цепи зависит от числа сборочных единиц в выпускаемой партии.

3. Предложена методика оценки вероятности благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи, учитывающая число сборочных единиц в выпускаемой партии.

4. По предложенной методике рассчитана вероятность благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи при разном числе сборочных единиц в выпускаемой партии.

Цель исследования достигнута – оценено влияние числа сборочных единиц в выпускаемой партии на вероятность благоприятного сочетания размеров составляющих звеньев сборочной цепи, рассчитанной по теоретико-вероятностному методу.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Галкин М. Г., Смагин А. С. Особенности расчета технологических размерных цепей вероятностным методом // Вестник машиностроения. 2016. № 4. С. 13–17. EDN: WFFZGV.
2. Задорина Н. А., Непомилуев В. В. Исследование робастности процесса сборки на основе метода индивидуального подбора деталей в многозвенных размерных цепях // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24. № 1 (87). С. 10–16. EDN: WKYWKH.
3. Непомилуев В. В., Олейникова Е. В., Тимофеев М. В. Обеспечение устойчивости процесса сборки на основе метода индивидуального подбора деталей // Сборка в машиностроении, приборостроении. 2015. № 11. С. 7–12. EDN: UZETTH.
4. Медведев О. А., Рожков Ю. В. Теоретико-вероятностный расчет сборочных размерных цепей, содержащих тонкие компенсаторы // Вестник Брестского государственного технического университета. Серия: Машиностроение. 2011. № 4 (70). С. 50–54. EDN: YPGVSH.
5. Польский Е. А., Сорокин С. В. Повышение надежности изделий машиностроения за счет совершенствования точностного анализа размерных цепей // Наукоемкие технологии в машиностроении. 2022. № 6 (132). С. 38–48. DOI: 10.30987/2223-4608-2022-6-38-48 EDN: FUGZAP.
6. Расторгуев Г. В. Оптимизация сборочной размерной цепи на стадии проектирования // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2008. № 2. С. 29–34. EDN: IUFVPZ.

7. Расторгуев Г. А. Проверочный расчет сборочной размерной цепи // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2009. № 2. С. 42–47. EDN: KJAGUT.

8. Фролов В. В. Проектный расчет размерных цепей на основе имитационного моделирования // Вестник Витебского государственного технологического университета. 2019. № 2 (37). С. 76–88. DOI: 10.24411/2079-7958-2019-13709 EDN: XYMIMX.

9. Андриюшкин А. Ю., Изюмова Е. А., Буцкин Е. Б. Метод уточняемого компенсирующего слоя и его применение для достижения размерной точности изделия с многослойным покрытием // Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. 2023. № 11–12 (185–186). С. 140–148. DOI: 10.53816/23061456_2023_11-12_140. EDN: PNHLWG.

10. Кочеткова Т. П. Методы расчета размерных цепей: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2018. 50 с.

11. Черкашина О. С., Коробко С. И., Трищ Р. М. Расчет сборочных размерных цепей в условиях высокоточного производства // Машинобудування: Збірник наукових праць. 2009. № 4. С. 161–169. EDN: RXQMVP.

12. Черкашина О. С., Коробко С. И., Трищ Р. М. Стандартизация расчета сборочных размерных цепей в машиностроении путем вероятностного суммирования // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2008. Т. 6. № 6 (36). С. 24–28. EDN: TMDGXV.

13. Ивин Е. А., Курбацкий А. Н., Артамонов Д. В. Учебно-методическое пособие по математической статистике: для социально-экономических специальностей. Вологда: ИСЭРТ РАН, 2017. 141 с.

Дата поступления: 03.02.2025

Решение о публикации: 05.02.2025

Контактная информация:

АНДРЮШКИН Александр Юрьевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), Sascha1a@mail.ru

ИВАНОВА Юлия Николаевна – студент (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), a221b11@voenmeh.ru

НИКОФОРОВА Елизавета Сергеевна – студент (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), a221b15@voenmeh.ru

References

1. Galkin M. G., Smagin A. S. Features of analysis of technological dimensional chains by probabilistic method. Russian Engineering Research. *Bulletin of Mechanical Engineering*. 2016. No. 4, pp. 13–17. EDN: WFFZGV. (In Russian)

2. Zadorina N. A., Nepomiluyev V. V. Study of robustness of the assembly process based on the method of individual selection of parts in multidimensional chains. *Vestnik USATU*. 2020. Vol. 24. No. 1 (87), pp. 10–16. EDN: WKYWKH. (In Russian)

3. Nepomiluyev V. V., Oleinikova E. V., Timofeev M. V. The improving of stability of the assembly process on the basis of individual component selection. *Assembling in Mechanical Engineering, Instrument-Making*. 2015. No. 11, pp. 7–12. EDN: UZETTH. (In Russian)
4. Medvedev O. A., Rozhkov Yu. V. Probability theory calculation of assembly machines dimensional circuits containing thin compensators. *Vestnik Brest State Technical University. Series: Mechanical Engineering*. 2011. No. 4 (70), pp. 50–54. EDN: YPGVSH. (In Russian)
5. Polsky E. A., Sorokin S. V. Improving the reliability of mechanical engineering products by improving the precision analysis of dimensional chains. *Science Intensive Technologies in Mechanical Engineering*. 2022. No. 6 (132), pp. 38–48. DOI: 10.30987/2223-4608-2022-6-38-48, EDN: FUGZAP. (In Russian)
6. Rastorguev G. V. The assembling size chain optimization on the designing stage. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2008. No. 2, pp. 29–34. EDN: IUFVPZ. (In Russian)
7. Rastorguev G. A. The assembling size chain optimization on the designing stage. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2009. No. 2, pp. 42–47. EDN: KJAGUT. (In Russian)
8. Frolov V. V. Design calculation of dimensional chains on the basis of simulation modeling. *Bulletin of Vitebsk State Technological University*. 2019. No. 2 (37), pp. 76–88. DOI: 10.24411/2079-7958-2019-13709, EDN: XYMIMX. (In Russian)
9. Andryushkin A. Yu., Izyumova E. A., Bucikin E. B. The method of the specified compensating layer and its application to achieve dimensional accuracy of a product with a multilayer coating. *Military Enginery. Counter-Terrorism Technical Devices. Series 16*. 2023. No. 11-12 (185-186), pp. 140–148. DOI: 10.53816/23061456_2023_11-12_140, EDN: PNHLWG. (In Russian)
10. Kochetkova T. P. Metody rascheta razmernykh tsepey: uchebnoe posobie [Methods of Calculating Dimensional Chains: textbook]. St. Petersburg: Balt. gos. tekhn. un-t., 2018, 50 p. (In Russian)
11. Cherkashina O. S., Korobko S. I., Trishch R. M. Calculation of assembling size chains in the conditions of high-fidelity production. *Mashinobuduvannya: Zbirnik naukovikh prats'* [Mechanical Engineering: Collection of Scientific Works]. 2009. No. 4, pp. 161–169. EDN: RXQMVP. (In Russian)
12. Cherkashina O. S., Korobko S. I., Trishch R. M. Standardization of calculation of assembly dimensional chains in mechanical engineering by probabilistic summation. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2008. Vol. 6. No. 6 (36), pp. 24–28. EDN: TMDGXV. (In Russian)
13. Ivin E. A., Kurbatsky A. N., Artamonov D. V. Uchebno-metodicheskoe posobie po matematicheskoy statistike: dlya sotsial'no-ekonomicheskikh spetsial'nostey [Educational and Methodical Manual on Mathematical Statistics: for Socio-Economic Specialties]. Vologda: ISERT RAS, 2017, 141 p. (In Russian)

Date of receipt: February 2, 2025

Publication decision: February 5, 2025

Contact information:

Alexander Yu. ANDRYUSHKIN – Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Head of Department (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), Sascha1a@mail.ru

Yulia N. IVANOVA – Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), a221b11@voenmeh.ru

Elizaveta S. NIKIFOROVA – Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), a221b15@voenmeh.ru

УДК 621.983

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ОБЪЕМНОЙ ШТАМПОВКИ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ДЕТАЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗНЫХ ПОСТАНОВОК В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ LS-DYNA

Н. Д. Максименко^{1,2}, Ю. А. Набоков³, Е. Н. Никулин²

¹ ООО «Центротех – Инжиниринг», Санкт-Петербург, Россия

² Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

³ АО «НПО «Прибор» имени С. С. Голембиовского», Москва, Россия

Аннотация. Представлены результаты конечно-элементного моделирования процесса объемной штамповки детали типа «стакан» с использованием твердотельных и оболочечных расчетных моделей. Проанализировано напряженно-деформируемое состояние заготовки из стали 11ЮА при осуществлении операции глубокой вытяжки. Результаты, полученные при моделировании технологического процесса, представлены в виде эпюр нормальных и касательных напряжений в декартовой системе координат. Моделирование процесса глубокой вытяжки проводилось для оценки напряжений, возникающих в заготовке в момент вытяжки с начальными и граничными условиями, совпадающими с реальными. Моделирование проводилось в пакете численного моделирования LS-DYNA.

Ключевые слова: глубокая вытяжка, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов

Для цитирования: Максименко Н. Д., Набоков Ю. А., Никулин Е. Н. Сравнительный анализ результатов численного моделирования процесса объемной штамповки осесимметричной детали с использованием разных постановок в программном комплексе LS-DYNA // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 317–326. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-317-326. EDN RSWUTA

COMPARATIVE ANALYSIS OF NUMERICAL SIMULATION RESULTS FOR THE BULK FORMING OF AN AXISYMMETRIC PART USING DIFFERENT SETUPS IN THE LS-DYNA SOFTWARE PACKAGE

N. D. Maksimenko^{1,2}, Yu. A. Nabokov³, E. N. Nikulin²

¹ ООО “Centrotech-Engineering”, Saint Petersburg, Russia

² Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia

³ Research and Production Association “Pribor” named after S. S. Golembiovsky, Moscow, Russia

© Максименко Н. Д., Набоков Ю. А., Никулин Е. Н., 2025

Abstract. This paper presents the results of finite element modeling of the volumetric stamping process of a glass-type part using solid-state and shell calculation models. The analysis of the stress-deformable state of the 11YUA steel billet during the deep drawing operation is performed. The results obtained by modeling the technological process are presented in diagrams of normal and tangential stresses in the Cartesian coordinate system. The simulation of the deep drawing process was carried out to evaluate the stresses that occur in the workpiece at the time of drawing with initial and boundary conditions that coincide with the real ones. The simulation was carried out in the LS-DYNA numerical simulation package.

Keywords: deep drawing, stress-strain state, finite element method

For citation: Maksimenko N. D., Nabokov Yu. A., Nikulin E. N. Comparative analysis of numerical simulation results for the bulk forming of an axisymmetric part using different setups in the LS-DYNA software package. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 317–326. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-317-326. EDN RSWUTA (In Russian)

Введение

Корпуса современных боеприпасов ствольной и реактивной артиллерии основного назначения обычно изготавливаются с применением наиболее производительной технологии обработки металлов давлением. При этом за счет интенсивных сдвиговых деформаций в процессе формоизменения заготовки меняются механические характеристики металла, что не может не сказываться на функционировании готового изделия. Выбор оптимальных режимов технологического процесса осуществляется в основном очень затратным по времени и трудоемкости методом проб и ошибок с привлечением натурного эксперимента. Поэтому актуальным является создание цифровых моделей [1–5] технологических операций задействованного производственного процесса, которые в дальнейшем позволят сформулировать и реализовать задачу выбора наилучшей технологии в строго сформулированном виде и перенести дорогостоящий эксперимент на ЭВМ.

Важной особенностью при создании технологического процесса является контроль поведения заготовки при вытяжке, а также определение величин напряжений и деформаций, возникающих в процессе формообразования. Такой подход позволяет не только минимизировать риски, связанные с дефектами изделия, но и сократить время на опытно-промышленные исследования. Важно учитывать, что применение компьютерного моделирования способствует получению более детализированных данных о взаимодействии между инструментом и заготовкой, а также о влиянии различных факторов, таких как температура, скорость деформации и геометрия изделия, на конечные свойства готового продукта [6–10].

Применение в расчетной модели оболочечных элементов является распространенной практикой при моделировании процессов холодной штамповки, так как позволяет точно описать процесс формообразования при минимальных затратах вычислительных ресурсов. В LS-DYNA напряжения в оболочечные тела

распределяются в зависимости от указанного количества сечений для интегрирования по толщине заготовки. Для упругого материала достаточно сечений для материала, учитывающего пластичность – пять сечений и более.

Моделирование процесса объемной штамповки с применением твердотельной расчетной модели значительно повышает объем затрачиваемых вычислительных ресурсов в связи с увеличением количества конечных элементов и изменения их типа. Применение такой расчетной модели позволяет встроенными средствами программного пакета LS-DYNA экспортировать конечный результат моделирования, а именно изделие типа «стакан» с сохранением матрицы напряженного деформированного состояния по толщине стенки для дальнейшего моделирования процессов явной динамики [6–8].

Моделирование процесса штамповки

Целью проводимого исследования является сравнительный анализ напряжений в заготовке, возникающих в процессе вытяжки заготовки при использовании заготовок в оболочечном и твердотельном виде.

Моделируемый процесс штамповки представлен в виде схемы на рис. 1. Модель штампа состоит из пуансона, матрицы с конической и цилиндрической рабочими частями. Заготовка устанавливается в матрицу в специальное установочное место. Пуансон в момент начала моделирования расположен относительно заготовки с зазором.

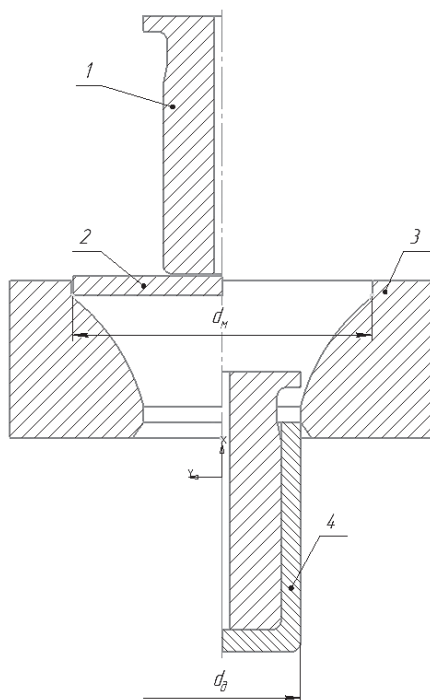


Рис. 1. Схема штамповочной оснастки

1 – пуансон; 2 – заготовка; 3 – матрица с конической и цилиндрической рабочими поверхностями; 4 – стакан

Для оптимизации технологического процесса проведено моделирование процесса вытяжки в штамповочной оснастке (рис.). Твёрдотельная модель заготовки и штампа разработана в программном комплексе САПР Компас–3D V21. Толщина заготовки составляет $S = 6,2$ мм, а диаметр – 95 мм. Материалом заготовки является сталь 11ЮА. Основные параметры процесса вытяжки в штампе с усечённым коническим прижимом: диаметр заготовки – 0,09 м; толщина заготовки – 0,0062 м; плотность – 7800 кг/м^3 ; модуль упругости – 200 ГПа; коэффициент Пуассона – 0,3; предел текучести – 300 МПа; временное сопротивление – 402 МПа; коэффициент трения – 0,2. В двух расчётных случаях использовалась полная расчётная модель без применения настроек симметрии. Данное решение обусловлено небольшим размером взаимодействующих деталей, что не приведет к увеличению времени вычислений.

В первом и втором расчётном случае на оболочечной и твёрдотельной расчётной модели сгенерирована прямоугольная конечно-элементная сетка (КЭ сетка). Настройки параметров КЭ сетки осуществлялось в программном комплексе Altair HyperMesh. Механические свойства материала заготовки задаются истинной диаграммой деформирования стали 11ЮА [12] (модель материала `Mat_Piecewise_Liner_Plasticity_024` и `Mat Rigid_020`). При этом определены типы элементов (Thin Shell 163 и Solid 164, кинематические нагрузки (перемещение пуансона), условия контакта (`Forming_Surface_To_Surface` в первом расчётном случае и `Surface to Surface Automatic` во втором).

На рис. 2 представлена истинная диаграмма деформирования, используемая в модели материала заготовки `Mat_Piecewise_Liner_Plasticity_024`.

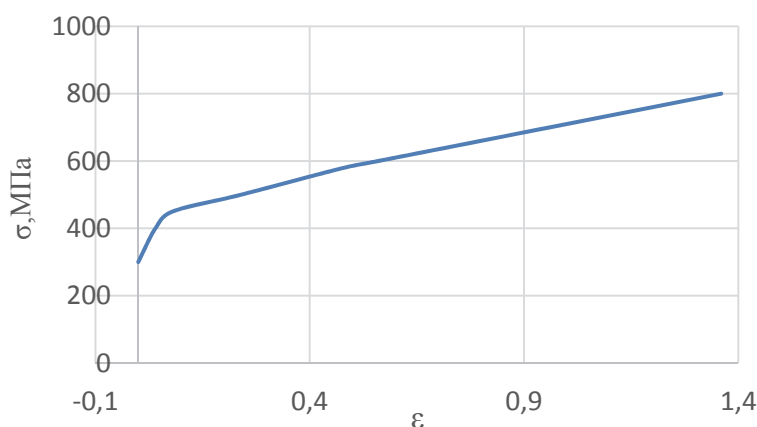


Рис. 2. Истинная диаграмма σ - ϵ для стали 11ЮА

Эскиз рабочих частей оснастки с основными размерами и расчётные модели оснастки с КЭ сеткой для двух расчётных случаев представлены на рис. 3.

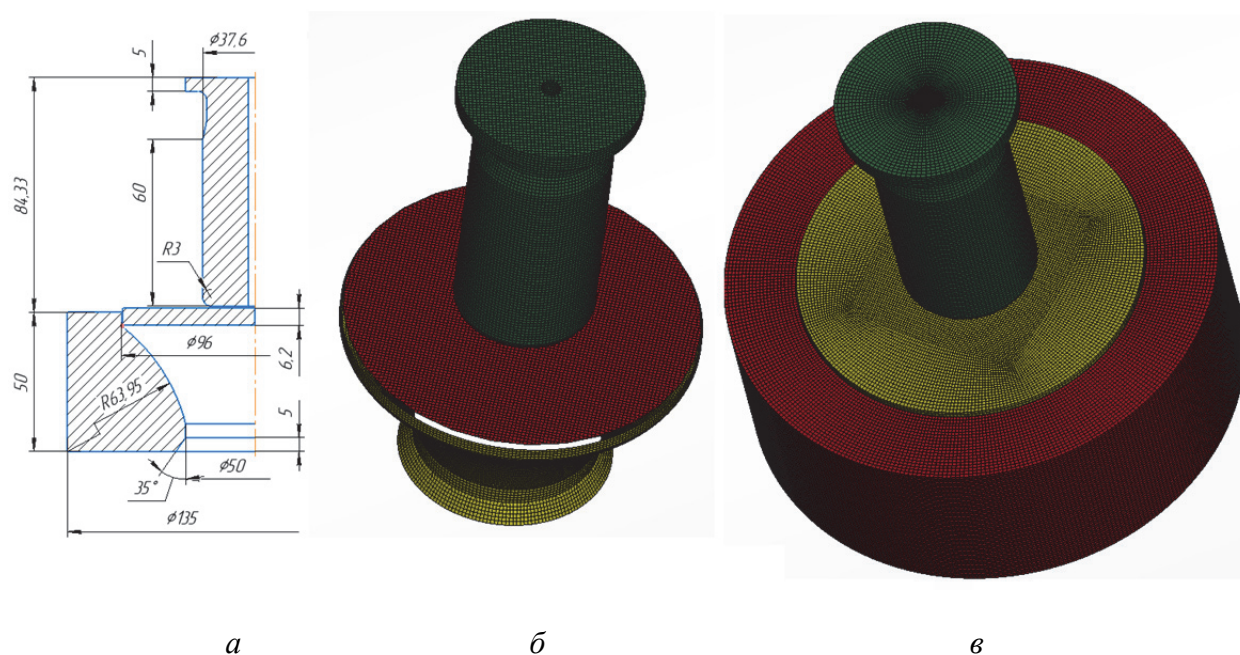


Рис. 1. Эскиз оснастки (а), оболочечная геометрия с конечно-элементной сеткой (б), твердотельная геометрия с конечно-элементной сеткой (в)

Моделирования процесса вытяжки заготовки позволило получить графики распределения нормальных (рис. 4, 5) и касательных (рис. 6, 7) напряжений в направлении в глобальной системе координат.

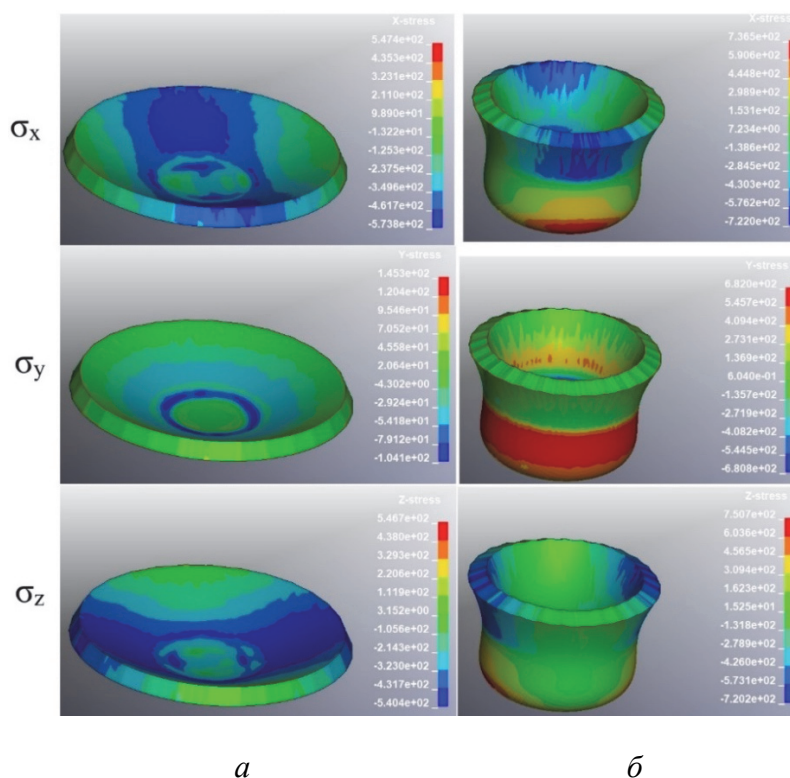


Рис. 2. Нормальные напряжения на стадиях формообразования стакана в оболочечной расчетной модели: а – формирование чаши с конусом; б – получение стакана

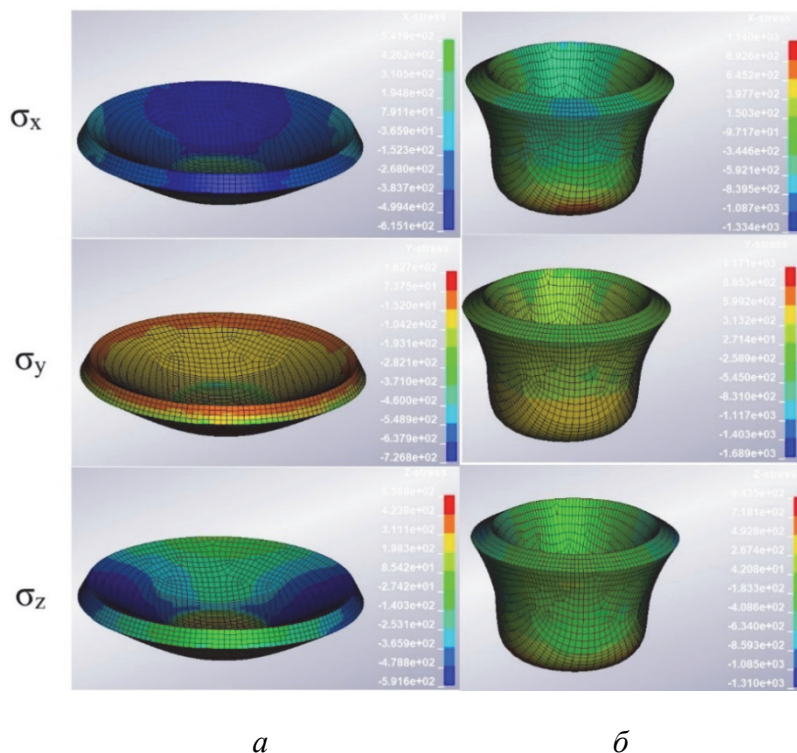


Рис. 3. Нормальные напряжения на стадиях формообразования стакана в твердотельной расчетной модели: *а* – формование чаши с конусом; *б* – получение стакана

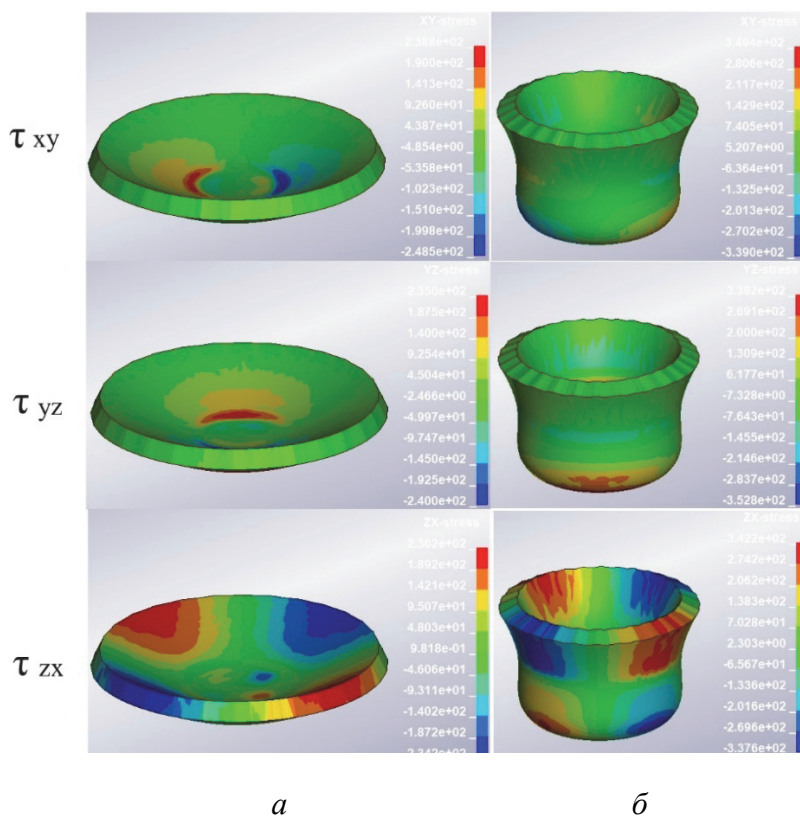


Рис. 4. Касательные напряжения на стадиях формообразования стакана в оболочечной расчетной модели: *а* – формование чаши с конусом; *б* – получение стакана

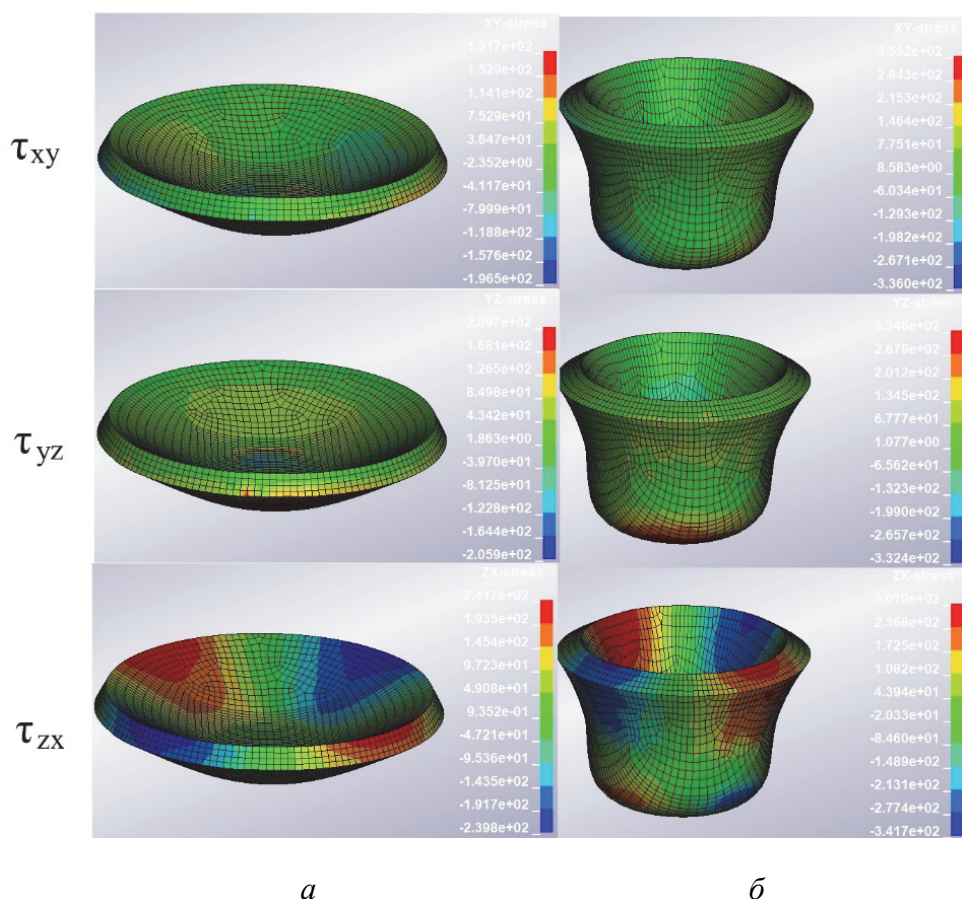


Рис. 5. Касательные напряжения на стадиях формообразования стакана в твердотельной расчетной модели: *а* – формование чаши с конусом; *б* – получение стакана

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод, что распределения нормальных и тангенсальных напряжений, а также их значения на этапе формирования конической чашки в оболочечной и твердотельной моделях практически не различаются. Однако в процессе формирования цилиндрического стакана в твердотельной расчетной модели наблюдается значительное увеличение нормальных напряжений по сравнению с оболочечной моделью. Это связано с особенностями заложенных методов интегрирования напряжений по толщине заготовки в оболочечной модели, что оказывает влияние на результаты расчета и их интерпретацию.

Анализ полученных результатов показывает, что в течение большей части процесса вытяжки как нормальные, так и тангенциальные напряжения имеют сжимающий вид [12], что объясняется действием конусной поверхности матрицы на первой стадии формообразования. В момент, когда кромка заготовки проходит цилиндрический участок матрицы, напряжения начинают проявлять растягивающий характер, так как на деталь больше не воздействует оснастка. На этой стадии вытяжки формируются очертания стакана. Для удобства восприятия результаты собраны в таблицу.

Максимальные напряжения в заготовке

Обозначения	Напряжения при формировании конической чашки, МПа		Напряжения при получении цилиндрического стакана, МПа	
	Solid	Shell	Solid	Shell
σ_x	541	547	1140	736
σ_y	162	145	1171	682
σ_z	536	546	943	756
τ_{xy}	191	238	352	349
τ_{yz}	209	235	344	338
τ_{zx}	241	236	301	342

Заключение

В ходе исследования по результатам компьютерного моделирования разработана цифровая модель вытяжной операции для детали типа «стакан», которая позволит снизить затраты на натурные испытания при проведении оптимизации технологического процесса.

Обозначены основные преимущества применения твердотельной и оболочечной расчетных моделей, а также сформулированы задачи, в которых возможно их эффективное использование.

Выявлены максимумы распределения нормальных и тангенциальных напряжений на кромке заготовки в процессе формообразования на ключевых стадиях процесса.

Установлено, что отличие в напряженно-деформированном состоянии заготовки при сравнении оболочечной и твердотельной модели заключается в особенности заложенных методов интегрирования напряжений по толщине.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Лехницкий С. Г. Теория упругости анизотропного тела. М.: Наука, 1977. 416 с.
2. Иванов К. М., Нестеров Н. И., Усманов Д. В. Механика процессов обработки давлением: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2012. 299 с.
3. Белов М. И. Эффективность использования математического моделирования при исследовании, оптимизации и проектировании технологических процессов ОМД // Пластическая деформация сталей и сплавов: Сборник научных трудов. М.: МИСИС, 1996. С. 224–227.
4. Сидоров А. Настоящее и будущее моделирования процессов обработки металлов давлением // САПР и графика. 2007. № 10. URL: <https://sapr.ru/article/18271?ysclid=mb7u8qvw8x688031245> (дата обращения: 12.03.2025).

5. Маслов В. Д., Николенко К. А., Моделирование процессов листовой штамповки в программном комплексе ANSYS/LS-DYNA. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 80 с. EDN: QNBUPJ.
6. Илюшкин М. В. Моделирование процессов обработки металлов давлением в программе ANSYS/LS-DYNA (осадка цилиндрической заготовки): учебно-методическое пособие. Ульяновск: УлГУ, 2013. 112 с.
7. Randers-Pehrson G., Bannister K. A. Airblast loading model for DYNA2D and DYNA3D. ARL-TR-1310, U. S. Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1997. 97 p.
8. Marciniak Z., Duncan J. L., Hu S. J. Mechanics of Sheet Metal Forming. Oxford; Boston: Butterworth-Heinemann, 2002. 228 p.
9. Когаев В. П., Махутов Н. А., Гусенков А. П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность: справочник. М.: Машиностроение, 1985. 224 с. EDN: YMPQSK
10. Мазуренок А. В. Математическое моделирование процессов обработки металлов давлением: учебно-методическое пособие. Минск: БНТУ, 2014. 80 с.
11. Патент № 852407 СССР. Штамп для вытяжки полых деталей / Попов И. П., Чистяков В. П. Опубл. 07.08.81. Бюл. № 29.
12. Хаймович И. Н., Хаймович А. И. Проектирование и реализация системы автоматизированного проектирования штамповки компрессорных лопаток из титановых сплавов // Известия высших учебных заведений. Цветная металлургия. 2015. № 2. С. 37–43. DOI: 10.17073/0021-3438-2015-2-37-43. EDN: RSHGWM.

Дата поступления: 12.03.2025

Решение о публикации: 15.05.2025

Контактная информация:

МАКСИМЕНКО Николай Дмитриевич – инженер-конструктор 2-й категории (ООО «Центротех – Инжиниринг», Россия, 198097, Санкт-Петербург, пр. Стачек, д. 47, литера Л, пом. 37-Н); аспирант (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), maksimenko_nd@voenmeh.ru

НАБОКОВ Юрий Александрович – канд. техн. наук, генеральный директор (АО «НПО «Прибор» имени С. С. Голембиовского», Россия, 117587, Москва, ул. Кировоградская, д. 1), info@ao-pribor.ru

НИКУЛИН Евгений Николаевич – канд. техн. наук, профессор (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), Nikulin_en@voenmeh.ru

References

1. Lehnitsky S. G. Teoriya uprugosti anizotropnogo tela [Theory of Elasticity of an Anisotropic Body]. Moscow: Nauka, 1977, 416 p. (In Russian)
2. Ivanov K. M., Nesterov N. I., Usmanov D. V. Mechanics of Pressure Treatment Processes: a textbook. St. Petersburg: Baltic State Technical University, 2012, 299 p. (In Russian)
3. Belov M. I. The effectiveness of using mathematical modeling in the study, optimization and design of OMD technological processes. Plasticheskaya deformatsiya staley i splavov [Plastic De-

formation of Steels and Alloys]. Moscow: Moscow State Institute of Steel and Alloys, 1996, pp. 224–227. (In Russian)

4. Sidorov A. Present and future modeling of metalworking processes by pressure. *SAPR i grafika* [CAD and Graphics]. 2007. No. 10. URL: <https://sapr.ru/article/18271?ysclid=mb7u8qvw8x688031245> (accessed: 12.03.2025).

5. Maslov V. D., Nikolenko K. A. Modelirovanie protsessov listovoy shtampovki v programmy nom komplekse ANSYS/LS-DYNA [Modeling of Sheet Stamping Processes in the ANSYS/LS-DYNA Software Package]. Samara: Publishing House of Samara State Aerospace University, 2007, 80 p. EDN: QNBUPJ. (In Russian)

6. Ilyushkin M. V. Modelirovanie protsessov obrabotki metallov davleniem v programme ANSYS/LS-DYNA (osadka tsilindricheskoy zagotovki) [Modeling of Metalworking Processes by Pressure in the ANSYS/LS-DYNA Program (Cylindrical Billet Sediment). Educational and Methodical Manual]. Ulyanovsk: UIGU, 2013, 112 p. (In Russian)

7. Randers-Pehrson G., Bannister K. A. Airblast Loading Model for DYNA2D and DYNA3D. ARL-TR-1310, U. S. Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1997, 97 p.

8. Marciniak Z., Duncan J. L., Hu S. J Mechanics of Sheet Metal Forming. Oxford; Boston: Butterworth-Heinemann, 2002, 228 p.

9. Kogaev V. P., Makhutov N. A., Gusenkov A. P. Raschety detaley mashin i konstruktsiy na prochnost' i dolgovechnost' [Calculations of Machine Parts and Structures for Strength and Durability: A Reference Book]. Moscow: Mashinostroenie, 1985, 224 p. (Fundamentals of Machine Design). EDN: YMPQSK. (In Russian)

10. Mazurenok A. V. Matematicheskoe modelirovanie protsessov obrabotki metallov davleniem [Mathematical Modeling of Metalworking Processes by Pressure]. Minsk: BNTU, 2014, 80 p. (In Russian)

11. Popov I. P., Chistyakov V. P. Patent No. 852407 (USSR). Shtamp dlya vytyazhki polykh detaley [Stamp for Drawing Hollow Parts]. Publ. 08.07.1981. Bull. no. 29. (In Russian)

12. Khaimovich I. N., Khaimovich A. I. Design and implementation of the system or the automated design of stamping of compressor blades made of titanium alloys. *Proceedings of Higher Education Institutions. Non-Ferrous Metallurgy*. 2015. No. 2, pp. 37–43. DOI: 10.17073/0021-3438-2015-2-37-43. (In Russian)

Date of receipt: March 12, 2025

Publication decision: May 15, 2025

Contact information:

Nikolay D. MAKSIMENKO – Design Engineer 2nd Category (OOO “Centrotech-Engineering”, Russia, 198097, Saint Petersburg, 47 Stachek Ave., Bldg. L, Room 37-N); Postgraduate Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), maksimenko_nd@voenmeh.ru

Yuri A. NABOKOV – Candidate of Engineering Sciences, General Director (Research and Production Association “Pribor” named after S.S. Golembiovsky, Russia, 117587, Moscow, Kirovogradskaya ul. 1), info@ao-pribor.ru

Evgeny N. NIKULIN – Candidate of Engineering Sciences, Professor, Professor of the Department (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), Nikulin_en@voenmeh.ru

УДК 621.8

ПРИМЕНЕНИЕ ЗАВИСИМЫХ ДОПУСКОВ С ТРЕБОВАНИЯМИ МИНИМУМА МАТЕРИАЛА И ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

Г. О. Баранов

Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина, г. Снежинск, Россия

Аннотация. Целью данной работы является обобщение опыта применения зависимых допусков с требованиями минимума материала и взаимодействия в конструировании деталей, получаемых обработкой резанием, а также анализ возможностей назначения зависимых допусков с требованиями минимума материала и взаимодействия в соответствии с действующими стандартами. Приведены примеры деталей, на которых рассмотрено влияние каждого из требований при назначении зависимых допусков. Статья рекомендуется для понимания целесообразности назначения зависимых допусков с описанными требованиями.

Ключевые слова: зависимый допуск, требование минимума материала, требование взаимодействия

Для цитирования: Баранов Г. О. Применение зависимых допусков с требованиями минимума материала и взаимодействия // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 327–335. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-327-335. EDN SBDDWC

APPLICATION OF DEPENDENT TOLERANCES WITH MINIMUM MATERIAL AND INTERACTION REQUIREMENTS

G. O. Baranov

Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics, Snezhinsk, Russia

Abstract. The purpose of this work is to summarize the experience of using qualified tolerances with minimum material and interaction requirements in the design of parts obtained by cutting, as well as to analyze the possibilities of assigning qualified tolerances with minimum material and interaction requirements in accordance with actual standards. The article provides examples of parts on which the influence of each of the above requirements when assigning qualified tolerances is considered. This article is recommended for understanding the feasibility of assigning qualified tolerances with the above requirements.

Keywords: dependent tolerance, minimum material requirement, interaction requirement

For citation: Baranov G. O. Application of dependent tolerances with minimum material and interaction requirements. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 327–335. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-327-335. EDN SBDDWC (In Russian)

Введение

До 01.01.2011, когда был введен действующий стандарт, зависимым допуском считался допуск с требованием максимума материала. С момента введения данного ГОСТа понятие зависимого допуска расширено требованием минимума материала и требованием взаимодействия, примененного в равной степени к зависимым допускам с требованиями минимума и максимума материала. В ходе анализа открытых источников и методов конструирования на предприятиях машиностроения выявлено, что тематика применения зависимых допусков с требованиями минимума материала и взаимодействия практически не оговорена, за исключением рекомендаций стандарта¹, а также имеется крайне низкий уровень применения зависимых допусков с упомянутыми требованиями в производственной практике.

Тема использования зависимого допуска в его «классическом» понимании (зависимый допуск с требованием максимума материала), обобщения опыта применения зависимых допусков с требованием максимума материала в производственной практике России нашла отражение в работах [1, 2], в том числе поднимающих проблему гармонизации стандартов, препятствующую практической реализации комплексной стандартизации, и сохранения термина «зависимый допуск» в его «классическом» понимании. В работах [3, 4] раскрывается тема анализа размеров минимума и максимума материала элемента с точки зрения принципов конструирования калибров для контроля точности размеров элементов, а также рассматривается вопрос о переходе к реальной модели элемента, учитывающей отклонения формы и размеры минимума материала элемента. В работе [5] затронута тема зависимых допусков с точки зрения обеспечения собираемости сложных сборочных единиц. Однако в данной работе рассматриваются зависимые допуски в их «классическом» понимании, т. е. с требованием максимума материала без учета требования взаимодействия. В литературе, в частности в [6–8], освещается тема зависимых допусков только с требованием максимума материала, несмотря на тот факт, что они выпущены после введения в действие стандарта¹.

Учитывая перечисленное, решено на примере реальных и простых конструкций показать целесообразность применения зависимых допусков с требованиями минимума материала и взаимодействия. Это позволит снизить число ситуаций, возникающих при конструировании, когда необходимо назначить независимый геометрический допуск и ситуативно увеличить технологичность проектируемых конструкций.

¹ ГОСТ Р 53090-2008. Основные нормы взаимозаменяемости. Характеристики изделий геометрические. Требования максимума материала, минимума материала, и взаимодействия: национальный стандарт Российской Федерации. М.: Стандартинформ, 2018. 29 с

Преимущества и недостатки зависимых допусков с требованием максимума материала

Зависимый допуск с требованием максимума материала является самым технологичным из зависимых допусков:

- При назначении зависимого допуска с требованием максимума материала появляется возможность выполнять контроль элементов, заданных с данным видом допуска, калибрами. Стоит отметить, что, если условие зависимого допуска распространяется на базу, то это еще больше увеличивает технологичность продукции, так как позволяет использовать калибры жесткой конфигурации (не самоцентрирующиеся)².
- Появляется возможность снизить количество брака в связи с имеющейся возможностью доработки выполненных элементов в пределах установленных допусков на их размеры и, как следствие, увеличения значения геометрических допусков при условии, что действительные значения размеров элементов не достигают предела минимума материала изделия.

Однако применение зависимых допусков с требованием максимума материала связано с возможным ростом зазоров в соединениях, в связи с чем возникает ряд обстоятельств. Увеличение зазоров напрямую ухудшает устойчивость к вибрационным нагрузкам, что вынуждает усиливать меры по контролю соединений. Это ведет к росту массы конструкции и ухудшению ее эксплуатационных качеств (необходимость в нанесении различного рода контрольных составов, таких как герметики, компаунды и т. п.) или применению неразъемных соединений, что тоже снижает эксплуатационные характеристики и ремонтопригодность конструкции. Если речь идет о механизмах, то увеличенные зазоры приводят к ухудшению таких эксплуатационных характеристик, как плавность работы и кинематическая точность, повышается износ. Единственным решением в ряде конструкций, когда необходимо, к примеру, обеспечить герметичность или получить определенную балансировку изделия, было и остается использование независимых геометрических допусков, несмотря на нетехнологичность, удорожание конечной продукции и снижение экономичности производства.

Необходимо предусматривать запасы материала в местах возможного образования «тонкой» стенки и снижения прочности или даже прорыва от приложенной нагрузки. Если учесть, что в некоторых отраслях машиностроения к конструкциям часто предъявляются жесткие требования по максимальной массе, то все запасы толщины материала напрямую ведут к ее увеличению.

Зависимые допуски с требованием минимума материала

Введенное требование минимума материала призвано сократить число ситуаций, в которых технически оправдано применение независимых геометриче-

² ГОСТ Р 50056-92. Основные нормы взаимозаменяемости. Зависимые допуски формы, расположения и координирующих размеров. Основные положения по применению: государственный стандарт Российской Федерации. М.: Госстандарт России, 2018. 34 с.

ских допусков. Данное требование введено в первую очередь для ситуаций, когда необходимо обеспечить минимальную гарантированную «тонкую» стенку. Рассмотрим требование минимума материала на примере детали с гладкими отверстиями, позиционный допуск которых задан зависимым с требованием минимума материала с точки зрения образования именно «тонкой» стенки. Также для наглядности различий рассмотрим аналогичные детали с отверстиями, позиционный допуск которых задан, в первом случае, независимым, а во втором – зависимым с требованием максимума материала.

На рис. 1 показана деталь с отверстиями $\varnothing 16^{+0,11}$ с независимым позиционным допуском $\varnothing 0,1$. При таком задании позиционного допуска его величина не зависит от действительного значения размера отверстия $\varnothing 16^{+0,11}$, при этом минимальный размер $S_{\min}$ (величиной в номинале 2 мм) будет равен

$$S_{\min} = 2 - 0,07 - 0,055 - 0,05 = 1,825, \quad (1)$$

где 2 – толщина стенки в номинале; 0,07 – половина значения допуска на базовый размер $\varnothing 100_{-0,14}$, образующий стенку; 0,055 – половина значения допуска на размер отверстия при минимуме материала детали; 0,05 – половина значения позиционного допуска отверстия $\varnothing 16^{+0,11}$.

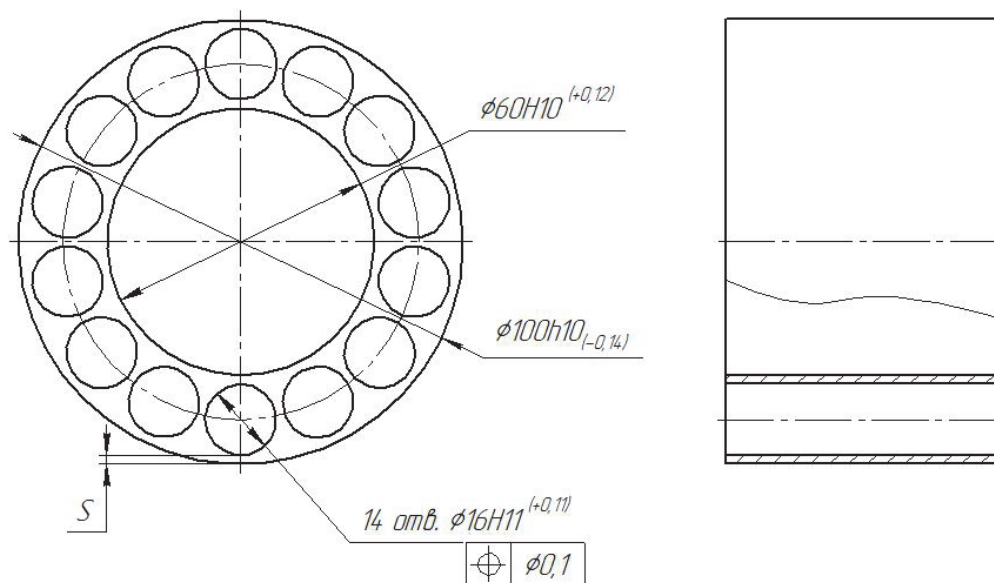


Рис. 1. Пример детали с отверстиями с независимым позиционным допуском

На рис. 2 изображена деталь с отверстиями $\varnothing 16^{+0,11}$ с минимальным значением позиционного допуска $\varnothing 0,1$ и требованием максимума материала. При таком задании позиционного допуска и при значении действительного размера отверстия 16,11, значение позиционного допуска можно увеличить до $\varnothing 0,21$, однако при этом минимальный размер $S_{\min}$ будет равен

$$S_{\min} = 2 - 0,07 - 0,055 - 0,05 - 0,055 = 1,77, \quad (2)$$

где $0,055$ – увеличение минимального значения геометрического допуска от действительного значения допуска размера отверстия (разница между действительным значением размера $\varnothing 16^{+0,11}$ и его значением в максимуме материала).

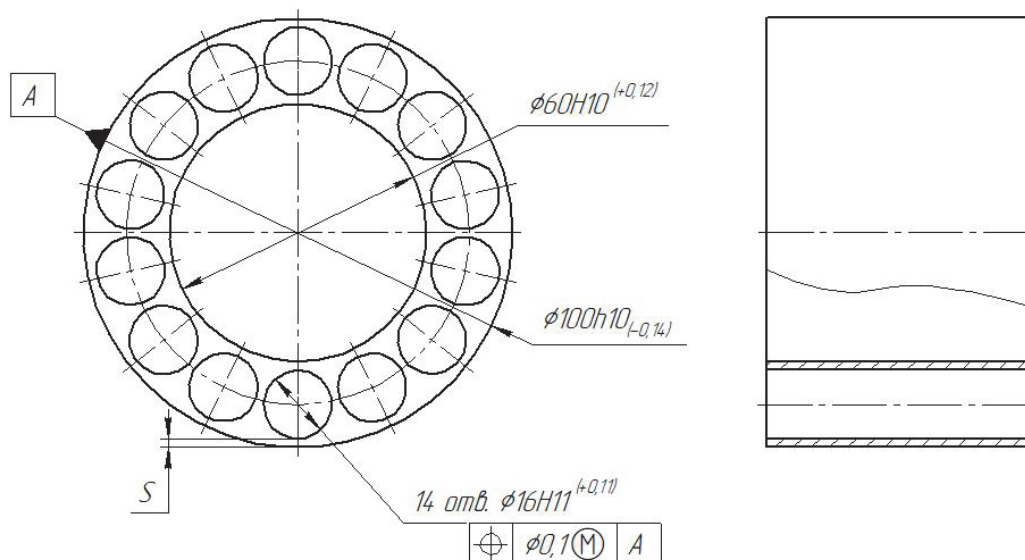


Рис. 2. Пример детали с отверстиями с зависимым позиционным допуском с требованием максимума материала

В данном примере видно, как применение зависимого позиционного допуска с требованием максимума материала сказывается на толщине стенки, образуемой после выполнения отверстия.

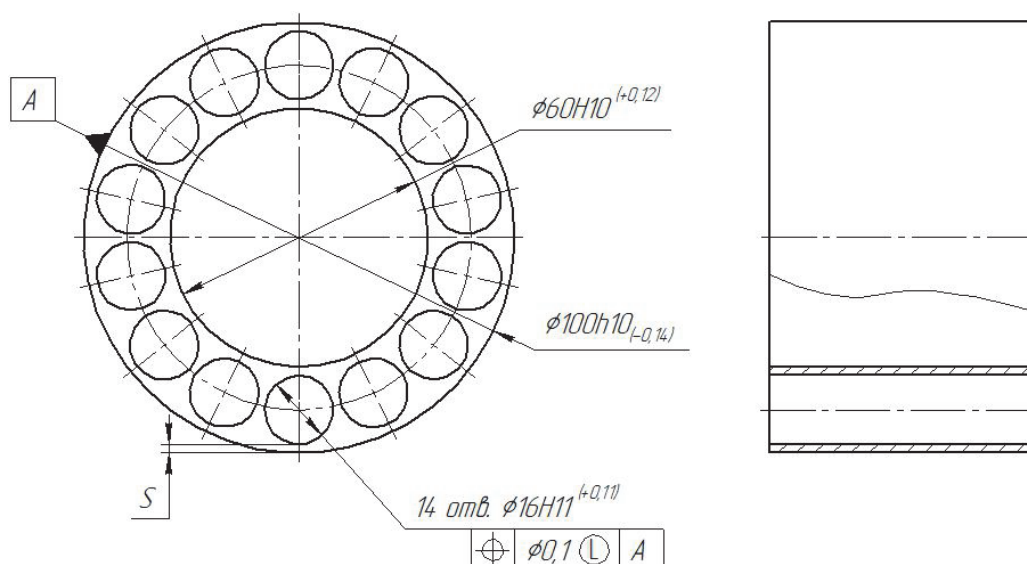


Рис. 3. Пример детали с отверстиями с зависимым позиционным допуском с требованием минимума материала

На рис. 3 показана аналогичная деталь с отверстиями $\varnothing 16^{+0,11}$ с минимальным значением позиционного допуска $\varnothing 0,1$, только с требованием минимума мате-

риала. При таком задании позиционного допуска, при значении действительного размера отверстия, равном 16, значение позиционного допуска можно увеличить до $\varnothing 0,21$, в то время как при значении действительного размера отверстия 16,11 значение позиционного допуска увеличить нельзя. При таком задании позиционного допуска минимальный размер $S_{\min}$, вне зависимости от действительного размера отверстия, будет равен

$$S_{\min} = 2 - 0,07 - 0,055 - 0,05 = 1,825. \quad (3)$$

Таким образом, видно, что формулы (1) и (3) идентичны, следовательно, применение зависимого допуска с требованием минимума материала позволяет получать минимальную толщину стенки такой же величины, как и при независимом геометрическом допуске.

Как и для требования максимума материала, для требования минимума действует правило увеличения минимального значения геометрического допуска именно на модуль разницы действительного размера элемента и размера минимума материала (аналогично как для требования максимума материала – увеличение минимального значения геометрического допуска на модуль разницы действительного размера элемента и размера максимума материала).

В случае, если требуется обеспечить гарантированную собираемость с зазором и минимальную толщину стенки как при независимом допуске, можно поступить следующим образом: назначать такое верхнее отклонение для отверстий (нижнее отклонение для валов), которое в сумме с минимальным значением геометрического допуска не будет превышать зазор в соединении при совмещении осей элементов. Однако ГОСТ Р 53090-2008 не рекомендует применять дополнительные ограничения при назначении зависимого допуска с требованием минимума материала. Как альтернативу в данной ситуации можно применять независимый геометрический допуск, но, ввиду рекомендательного характера запрета, такой способ имеет право на существование.

Также стоит понимать, что контроль калибрами зависимого геометрического допуска с требованием минимума материала аналогичен контролю калибрами независимого допуска, и является невозможным в явном виде (необходим технологический пересчет допусков в зависимые с требованием максимума материала либо необходима иная специальная методика расчета исполнительных размеров калибров).

Кроме упомянутых недостатков зависимых допусков, опыт проектирования показал, что при назначении зависимого допуска (вне зависимости от вида его требования – максимума или минимума материала) для элементов, являющихся базовыми для других элементов, нужно быть особенно внимательным и учитывать, что смещение нормируемого элемента, являющегося базовым, из-за применения зависимого допуска также вызовет смещение и тех элементов, которые заданы от базового.

Зависимые допуски с требованием взаимодействия

Кроме требования минимума материала, ГОСТ Р 53090-2008 вводит требование взаимодействия. В случае, когда требования к массе изделия допускают закладывать запасы материала для обеспечения прочности, а образующиеся зазоры в соединениях не ухудшают конструктивные характеристики, целесообразно применять вкупе с зависимыми допусками требование взаимодействия, позволяющее увеличивать допуск на размер рассматриваемого элемента за счет «неизрасходованной» части минимального значения геометрического допуска. Требование взаимодействия можно сравнить с нулевым геометрическим допуском. Рассмотрим требование взаимодействия на примере детали с отверстиями с зависимым позиционным допуском с требованиями максимума материала и взаимодействия.

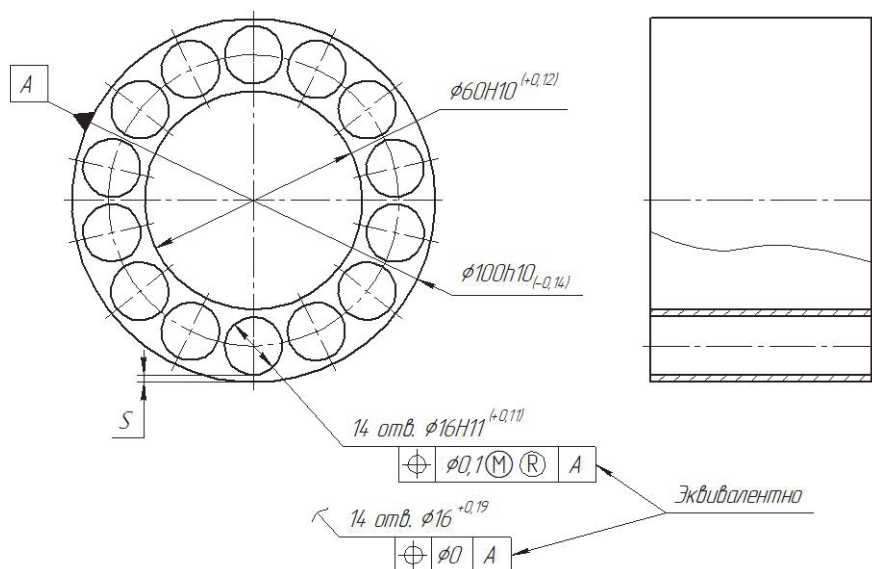


Рис. 4. Пример детали с отверстиями с зависимым позиционным допуском с требованиями минимума материала и взаимодействия

На рис. 4 изображена деталь с отверстиями $\phi 16^{+0,11}$ с минимальным значением позиционного допуска $\phi 0,1$ с требованиями максимума материала и взаимодействия. Данное требование позволяет при действительном значении позиционного допуска меньше минимального увеличить допуск на размер отверстия $\phi 16^{+0,11}$ на модуль разницы действительного значения геометрического допуска и минимального значения геометрического допуска. Например, отверстие выполнено с действительным значением позиционного допуска $\phi 0,02$, следовательно, допуск на размер отверстия $\phi 16^{+0,11}$ можно увеличить:

$$\delta = 0,1 - 0,02 = 0,08,$$

где $0,1$ – минимальная величина позиционного допуска; $0,02$ – фактическое значение позиционного допуска.

Следовательно, допуск на размер отверстия будет равен $+0,19$.

Заключение

Применение зависимых допусков с требованием минимума материала не является «панацеей» и решает ряд «нишевых» вопросов, однако в ряде случаев увеличивает возможности для производства, при этом не ухудшая конструктивную составляющую.

Дополнение требованием взаимодействия при применении требований минимума и максимума материала в случаях, когда это не повлияет на выполнение конструкцией своих функций, увеличивает количество годной продукции и расширяет возможности производства путем предоставления выбора между различными сочетаниями допуска размера и геометрического допуска в зависимости от производственных возможностей.

Учитывая описанное, считаю целесообразным учитывать в ряде случаев возможность применения зависимых допусков с требованием минимума материала вместо независимых допусков и применять требования взаимодействия при назначении зависимого допуска, если это не ухудшает функционал изготавливаемой продукции.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Гребнева Т. Н., Куликова Е. А. Стандартизация как инструмент, обеспечивающий качество конструирования и проектирования // Труды НГТУ им. Р. Е. Алексеева. 2015. № 1 (108). С. 101–106.
2. Крайнова В. Н., Демьянович Е. М. Роль термина «зависимый допуск», влияющего на снижение себестоимости и трудоемкости при изготовлении неотчетливых соединений // Труды НГТУ им. Р. Е. Алексеева. 2013. № 5 (102). С. 66–72.
3. Глухов В. И., Варепов Л. Г. Единая система отсчета геометрических характеристик размерных элементов деталей. Часть 1. Теория двух размеров максимума и минимума // Омский научный вестник. 2023. № 3 (187). С. 116–124. DOI: 10.25206/1813-8225-2023-187-116-124.
4. Глухов В. И., Гриневич В. А., Шалай В. В. Система допусков линейных размеров максимума материала и их контроль калибрами // Динамика систем, механизмов и машин. 2018. Т. 6, № 2. С. 12–16. DOI: 10.25206/2310-9793-2018-6-2-12-16. EDN: YNVRED.
5. Ушаков М. В., Воробьев И. А., Колесников А. М. Особенности использования допусков на позиционные отклонения при изготовлении сложных сборочных единиц // Известия ТулГУ. Технические науки. 2019. № 12. С. 19–22. EDN: VGECEC.
6. Анухин В.И. Допуски и посадки: Учебное пособие. 5-е изд. СПб.: Питер, 2012. 256 с.
7. Голыгин Н. Х., Педь С. Е., Дружинин П. В. Основы взаимозаменяемости: Учебное пособие для вузов. М.: Изд-во МИИГАиК, 2020. 316 с.
8. Чеботарёв М. И., Кадыров М. Р. Нормирование точности и технические измерения деталей: учеб. пособие. Краснодар: КубГАУ, 2016. 146 с.

Дата поступления: 23.01.2025

Решение о публикации: 28.03.2025

Контактная информация:

БАРАНОВ Григорий Олегович – начальник группы (Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина, Россия, 456770, г. Снежинск, ул. Васильева, д. 13), baranovgrig@yandex.ru

References

1. Grebneva T. N., Kulikova E. A. Standardizing as an Instrument Providing for the Quality of Constructing and Design. *Transactions of NNSTU n.a. R.E. Alekseev*. 2015. No. 1 (108), pp. 101–106. (In Russian)
2. Kraynova V. N., Dem'yanovich E. M. The Role of the Term "Qualified Tolerance" Affecting the Cost Reduction and Laboriousness in the Manufacturing of Irresponsible Assembly. *Transactions of NNSTU n.a. R.E. Alekseev*. 2013. No. 5 (102), pp. 66–72. (In Russian)
3. Glukhov V. I., Varepo L. G. Unified Reference System for Geometric Characteristics of Dimensional Elements of Details. Part 1. The Theory of Two Maximum and Minimum Dimensions. *Omsk Scientific Bulletin*. 2023. No. 3(187), pp. 116–124. DOI: 10.25206/1813-8225-2023-187-116-124. (In Russian)
4. Glukhov V. I., Varepo L. G. The System of Tolerances of Linear Dimensions of the Maximum Material and Their Caliber Control. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin [Dynamics of System, Mechanisms and Mashines]*. 2018. Vol. 6, no. 2, pp. 12–16. DOI: 10.25206/2310-9793-2018-6-2-12-16. EDN: YNVRED. (In Russian)
5. Ushakov M. V., Vorobev I. A., Kolesnikov A. M. Features of Use of the Symbols of Qualified Tolerances for Positional Deviations in the Manufacture of Complex Assembly Units. *Izvestiya Tula State University. Technical sciences*. 2019. No. 12, pp. 19–22. EDN: VGECEC. (In Russian)
6. Anuhin V. I. *Dopuski i posadki [Tolerances and Fits: Manual]*. 5th Edition. St. Petersburg: Piter, 2012, 256 p.
7. Golugin N. H., Ped' S. E., Druzhinin P. V. *Osnovy vzaimozamenyaemosti [Dryzjinin Fundamentals of Interchangeability: Manual for Universities]*. Moscow: MIIAiK Publ., 2020, 316 p.
8. Chebotarev M. I., Kadurov M. R. *Normirovanie tochnosti i tekhnicheskie izmereniya detaley [Standardization of Accuracy and Technical Measurements of Details: Manual]*. Krasnodar: KSAU, 2016, 146 p.

Date of receipt: January 23, 2025

Publication decision: March 28, 2025

Contact information:

Grigory O. BARANOV – Design Engineer 1st Category (Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russian Research Institute of Technical Physics, Russia, 456770, Snezhinsk, Vasilyeva ul., 13), baranovgrig@yandex.ru

УДК 629.7.02

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ОБЛИК И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕХАНИЗМА СИНХРОННОГО РАСКРЫТИЯ КОНСОЛЕЙ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. В. Хитрина, Д. А. Колыванова

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Рассматривается проблема уменьшения габаритов летательных аппаратов с помощью складывающихся несущих поверхностей. Описываются основные технические требования к системе раскладывания аэродинамических поверхностей, а также ее структурная схема, которая может включать силовой привод, демпфер или регулятор скорости раскладки, передаточный механизм и фиксирующие устройства. Результат численного моделирования подтверждает работоспособность разработанного механизма и его отдельных элементов.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, ракетостроение, синтез ракетных систем, крылатые ракеты, механизация

Для цитирования: Хитрина А. В., Колыванова Д. А. Перспективный облик и основные характеристики механизма синхронного раскрытия консолей крыла летательных аппаратов // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 336–349. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-336-349. EDN UPMVSO

ADVANCED DESIGN AND KEY CHARACTERISTICS OF A SYNCHRONIZED WING PANEL DEPLOYMENT MECHANISM FOR AIRCRAFT

A. V. Khitrina, D. A. Kolyvanova

Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia

Abstract. This paper addresses the problem of reducing the overall dimensions of aircraft by means of folding lifting surfaces. It outlines the main technical requirements for the deployment system of aerodynamic surfaces and presents its structural diagram, which may include a power actuator, a damper or deployment speed regulator, a transmission mechanism, and locking devices. Numerical simulation results confirm the operability of the developed mechanism and its individual components.

Keywords: aerospace engineering, missile technology, missile systems design, cruise missiles, mechanization

For citation: Khitrina A. V., Kolyvanova D. A. Advanced design and key characteristics of a synchronized wing panel deployment mechanism for aircraft. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 336–349. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-336-349. EDN UPMVSO (In Russian)

Введение

Масса и габариты летательных аппаратов (ЛА) всегда будут главнейшими показателями его технического уровня. Одним из эффективных путей уменьшения габаритов ЛА является применение складывающихся несущих поверхностей.

Новизна предложенного механизма раскрытия консолей крыла ЛА заключается в том, что в существующих научных и технических источниках отсутствует описание механизма, способного обеспечить синхронное раскрытие крыла в полетное положение, что подчеркивает его уникальность и инновационный характер. До настоящего момента не были систематизированы и детализированы структурные элементы, составляющие подобный механизм, а также не были предложены конкретные материалы, которые могли бы быть использованы для их изготовления.

Цели работы – исследование и определение составных элементов механизма раскрытия консолей крыла, включая выбор подходящих материалов и конструктивных решений. Проведена работа по адаптации элементов под существующие нормативные документы (ОСТ). В качестве задачи оценивалась работоспособность всей системы через численное моделирование нагружения, подтвердившее соответствие выбранных элементов и их параметров предъявляемым нагрузкам без превышения допустимых напряжений.

Предложенная концепция механизма синхронного раскрытия консолей крыла предполагает использование унифицированных и взаимозаменяемых деталей, что обеспечивает высокую степень адаптивности и ремонтпригодности конструкции. Это достигается благодаря применению стандартизированных компонентов, которые могут быть легко заменены в случае повреждения, что существенно повышает эксплуатационные характеристики механизма.

Облик системы раскладывания аэродинамических поверхностей определяется жесткими техническими требованиями:

- компоновкой механизма раскладывания в ограниченном объеме, чаще всего внутри аэродинамического профиля крыла или оперения;
- жесткими ограничениями времени раскладки консолей;
- обеспечением динамической прочности и жесткости элементов конструкции механизма раскладки консоли несущей поверхности;
- обеспечением надежной фиксации консолей в сложенном положении в автономном полете.

Структурная схема системы раскладывания в общем случае включает в себя в качестве составных взаимосвязанных звеньев следующие элементы: силовой

привод; демпфер или регулятор скорости раскладки; передаточный механизм; фиксирующие устройства сложенного и разложенного положений консоли.

Выбор источника энергии для механизма представляет собой отдельную нетривиальную задачу, требующую учета множества факторов. В случае использования бортового пневмоаккумулятора давления с зарядным, пусковым и контрольным устройствами, несмотря на их относительную простоту и доступность, возникает существенное ограничение, связанное с невозможностью практического увеличения рабочего давления выше 35 МПа.

Более перспективными являются подходы, объединяющие источник энергии, демпфер и привод с рабочим давлением газа под поршнем порядка 100 МПа. Такие системы обладают повышенной энергоемкостью и способны обеспечить необходимые динамические характеристики механизма. В данной работе в качестве источника энергии будет рассмотрен газогенератор, что обусловлено наличием в открытом доступе примерных эксплуатационных характеристик подобных устройств. В дальнейшем конструктивные особенности источника энергии не будут учитываться [9].

В качестве передаточных механизмов в системах раскладывания широко применяются плоские или пространственные шарнирно-рычажные и ползунно-кривошипные механизмы, а также винтовые пары. Роль механизма фиксации часто выполняют пружины того или иного типа, досылающие специальный элемент (боек, штоки и т. п.) в гнездо фиксации [1].

Один из возможных вариантов – использование системы с электроприводом и зубчатой передачей [14]. Двигатель вращает шестерню, связанную с зубчатой рейкой, которая перемещается вдоль направляющих и раскладывает консоли крыла. Для обеспечения синхронности используется вал, соединяющий механизмы раскладки обеих консолей. Однако использование такого механизма не столь надежно ввиду большой вероятности возникновения заклинивания в механизме, что приведет к неполному раскрытию или невозможности раскрытия консолей крыла.

Несущие поверхности – это сильно нагруженные и сложные по конструктивно-технологической реализации агрегаты ЛА. На их долю приходится значительная часть массы и аэродинамического сопротивления ЛА. Именно поэтому важно правильно подобрать систему раскрытия консолей крыла и, основываясь на схеме ее работы, верно выбрать комплектующие [2]. Предлагаемый механизм (рис. 1) содержит блок раскладки 8, газогенератор (на рисунке не представлен), рычажно-ползунный механизм (состоящий из тяг 1 и 3, качалок 2, ползуна 4 и рельса 5), замки разложенного и сложенного положения, расположенные на крыле и корпусе. Блок раскладки представляет собой силовой цилиндр, закрепленный на корпусе ЛА, шток 7 цилиндра, соединенный с ползуном 4.

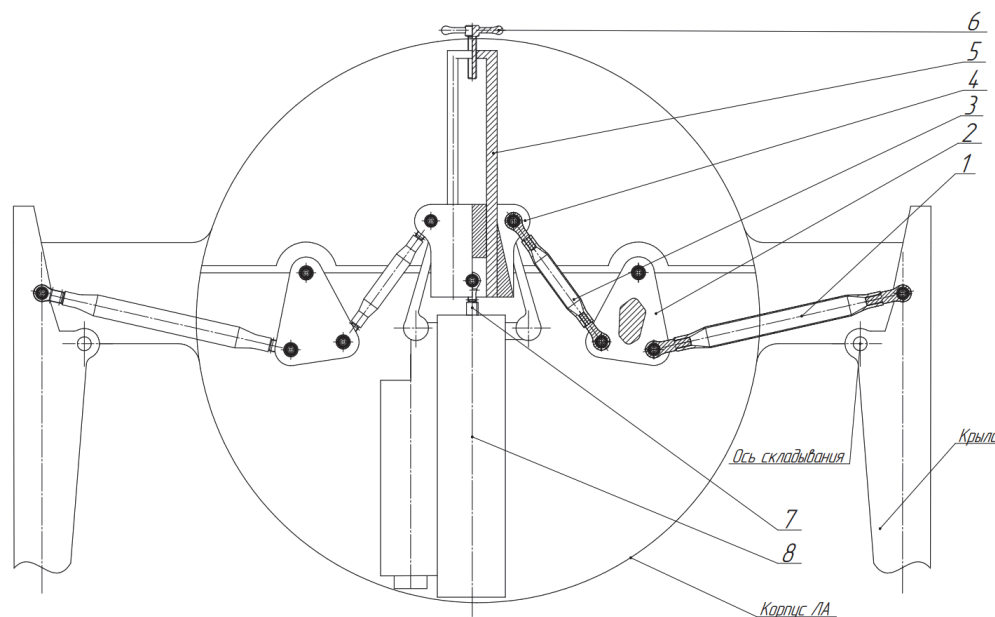


Рис. 1. Механизм раскрытия консолей крыла

Механизм работает следующим образом: по команде на раскладку срабатывает газогенератор, продукты сгорания которого поступают в газовую полость блока раскладки и создают в ней давление. Под действием давления поршень силового цилиндра начинает перемещаться и посредством штока 7 толкает ползун 4 по рельсу 5. В процессе перемещения ползуна тяги 3 поворачивают качалки 2, а последние при помощи тяг 1 – консоли крыла. В первый момент происходит срез болтов, а затем – раскладка консолей крыла в полетное положение.

Поршень в процессе своего движения вытесняет масло из гидравлической полости через дроссельное отверстие в приемник жидкости, вследствие чего осуществляется демпфирование процесса раскладки. В конце раскладки консоли крыла фиксируются в полетном положении замками. Механизм обеспечивает раскладку консолей крыла.

После срабатывания газогенератора и последующего раскрытия консолей в полетное положение механизм фиксируется в этом состоянии. Однократность функционирования механизма исключает возможность повторного складывания консолей крыла, так как процесс раскрытия сопровождается необратимыми изменениями в конструкции, такими как срез болтов и фиксация элементов в конечном положении. Таким образом, механизм предназначен для выполнения задачи однократного перевода консолей крыла из транспортного положения в рабочее, что делает его оптимальным решением для специализированных ЛА, где повторное складывание не требуется.

Системы складывания несущих поверхностей с пневмогидравлическим механизмом и пиротехническим газогенератором более полно удовлетворяют требованиям к подобного рода устройствам. Однако конструктивное исполне-

ние таких систем намного сложнее систем с торсионными и пружинными механизмами.

Требования к энергосистеме механизма раскладки:

- достаточный запас энергии, обеспечивающий выполнение всех видов работ во время полета ракеты;
- достаточная мощность системы, обеспечивающая выполнение требуемой работы в заданное время;
- малая масса и объем, приходящиеся на единицу работы и мощности, т. е. большая удельная энергоемкость и мощность;
- высокое быстродействие и точность отработки команд управления следящими приводами рулей;
- достаточная пожаро- и взрывобезопасность в заданных условиях эксплуатации;
- возможность длительного хранения, малый объем работ при обслуживании и подготовке ракеты к боевому применению;
- высокая надежность действия при заданных перегрузках, вибрациях, температурах и давлениях окружающей среды;
- простота конструкции и невысокая стоимость [3].

Основным элементом рычажно-ползунного механизма являются тяги, большие и малые, качалки, и пара – ползун и рельса.

Тяги. В предложенном механизме, тяга – это деталь, соединяющая два подвижных элемента, которые имеют такую конструкцию, чтобы не создавать препятствий для движения рычага [4]. На рычаге они закрепляются в двух местах, само крепление довольно жесткое. В основном штанга состоит из корпуса и шарниров. Корпус условно можно разделить на стержень и часть с проушиной. Проушины, часть конструкции тяг, не являются естественным продолжением стержней (не делаются вместе с ними единой отливкой), а прикрепляются к стержням посредством сварки или резьбовых соединений.

Входные и выходные тяги механизма выполнены в виде трубчатых стержней цилиндрической формы. Для шарнирного соединения с качалкой тяги на концах имеют стандартные наконечники типа «уха» или «вилки». Варианты простых законцовок тяг представлены на рис. 2.

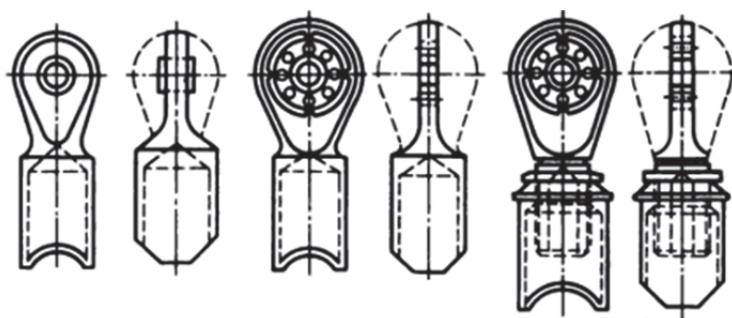


Рис. 2. Варианты простых законцовок тяг

Эти элементы испытывают постоянные нагрузки в разных направлениях. Материалом для них служат упругие марки стали, способные выдерживать высокую нагрузку в течение долгого времени. Тяги и нерегулируемые наконечники делаются обычно из стали 30ХГСА или алюминиевых сплавов Д1Т, Д16Т, регулируемые наконечники – из стали 30ХГСА (для повышения прочности резьбы) [4].

Конструирование тяг сводится к определению длины и сечения трубчатой части тяги, исходя из трассы прокладки механической проводки, а также к выбору способа сборки этой части со стандартными наконечниками [3].

Используя нормативную документацию для тяг управления самолетов и вертолетов подбираются конструкция и размеры труб: ОСТ 1 12791-77 для труб тяг; ОСТ 1 12796-77...12803-77 для наконечников; ОСТ 1 12792-77...12795-77 для наконечников тяг в сборе. Трубы тяг подбирают по условию устойчивости к усилию:

$$F_p = F_{\text{эк}} f,$$

где F_p и $F_{\text{эк}}$ – расчетное и эксплуатационное усилия; f – коэффициент безопасности, $f = 2$. Эксплуатационное усилие – максимальное усилие, передаваемое тягой.

Проушины качалок рассчитываются на разрыв и смятие. Условие прочности проушины на разрыв:

$$\eta = K \frac{\sigma_B}{\sigma_p} \geq 1,$$

где K – коэффициент снижения предела прочности, учитывающий концентрацию напряжений вблизи отверстия.

Качалки. Качалки бывают двух типов: поддерживающие (несиловые) качалки, служащие лишь для подвески тяг большой длины без изменения их направления; силовые, использующиеся для изменения направления и плоскости действия усилий в тягах. Разновидность этой группы составляют коромысловые качалки, изменяющие расположение тяг относительно смежных элементов конструкции ЛА. Качалки изготавливают штамповкой из материалов АК4, АК6 [1].

Для обеспечения требуемой жесткости качалок концы их рычагов, расположенных под углом друг к другу и работающих на изгиб, соединяют элементом, воспринимающим продольные силы (рис. 3). При установке в нее подшипников должны быть обеспечены свободное вращение качалки и отсутствие люфта вдоль ее оси вращения.

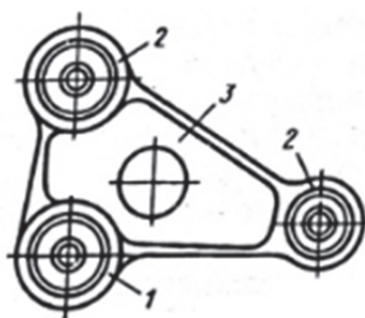


Рис. 3. Конструкция качалки

1 – ступица; 2 – проушина; 3 – перемычка

Ползун и рельса. Кинематическая пара ползун и рельса – одна из ключевых составляющих рычажно-ползунного механизма.

Рельса (направляющая) – деталь, по которой скользит ползун. Она ограничивает движение ползуна, обеспечивая его перемещение строго по заданной траектории. Гладкая поверхность рельсы уменьшает трение между ней и ползуном, что повышает эффективность механизма и уменьшает износ деталей.

Пара ползун – рельса является парой пятого класса, т. е. имеет одну степень свободы. Это означает, что движение одной детали однозначно определяет движение другой.

Разберем конструктивные параметры рельс. Необходимо точно определить длину рельс (определяется ходом ползуна), ширину (будет зависеть от нагрузки на ползуне), толщину отдельных взятых частей направляющих, так как она должна обеспечивать достаточную жесткость рельсы, и форму поперечного сечения. Для снижения трения и износа, рельсы смазываются маслом, консистентной смазкой или другими смазочными материалами.

Особенности пары, которые необходимо учитывать при проектировании механизма подобного типа: для обеспечения плавного движения и уменьшения износа применяются специальные материалы с низким коэффициентом трения, а также смазка; для точного позиционирования ползуна рельса должна обладать высокой геометрической точностью; пара должна быть достаточно жесткой, чтобы выдерживать возникающие нагрузки и обеспечивать точность движения ползуна относительно рельсы.

Ползун – звено рычажного механизма, образующее поступательную пару со стойкой (в нашем случае – с рельсой). В контексте механизма ползун – звено, совершающее возвратно-поступательное движение. Особенностью ползуна в данном механизме будет наличие ответной части для крепления проушины штока привода. Проушина штока помещается в углубление на ползуне, после чего отверстие проушины соосно совмещается с отверстиями на ползуне, далее они жестко крепятся друг с другом при помощи крепежного элемента.

Замки разложенного и сложенного положения. Стопорный механизм состоит из цилиндрической гильзы 1, имеющей на верхнем конце фланец 3.

Внутри гильзы расположен палец 2 с закругленным верхним концом 4 и продольной щелью 10. Гильза имеет две противоположные вертикальные прорези 11, куда входит направляющая шпилька 13. Шпилька необходима для того, чтобы ограничить ход пальца и предотвратить его проворачивание. Между нижним концом пальца и нижним дном гильзы находится пружина 15. Через продольную щель 10 в пальце, прорезь 11 в гильзе 1 и отверстие 14 в корневой части стабилизатора или крыла инструментом 12 можно сдвинуть пружину. Стопорный механизм представлен на рис. 4.

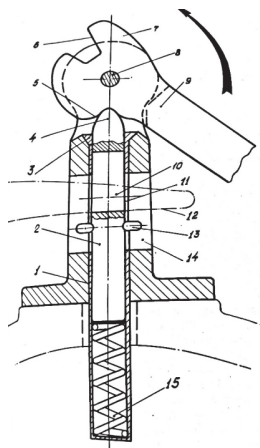


Рис. 4. Стопорный механизм

Выступ 7 плоскости стабилизатора 9 имеет эксцентриковую поверхность, радиус которой уменьшается от максимума на верхнем конце до минимума на нижнем. Неглубокая круглая впадина 5 и глубокая трапецевидная впадина 6 на эксцентриковой поверхности выступа 7 служат для фиксации стабилизатора в сложенном и раскрытом состоянии соответственно.

В начальном (сложенном) состоянии конец пальца 4 находится во впадине 5. Сила действия пружины на палец достаточна, чтобы удерживать стабилизатор в закрытом положении до тех пор, пока не подействуют раскрывающие усилия. После этого палец выдавится из впадины, что позволит плоскости стабилизатора поворачиваться вокруг своей оси 8. Когда плоскость раскладывается, палец скользит по эксцентриковой поверхности [1].

Значение этой поверхности состоит в том, чтобы обеспечить плавное движение плоскости при раскрытии, а стопорной поверхности 6 – чтобы надежно закрепить ее в разложенном положении. Для стабилизаторов больших размеров можно увеличить число выступов с эксцентриковой поверхностью.

Работоспособность механизма. Для расчета выбран прототип, согласно которому выбран диаметр ракеты, параметры несущих поверхностей и основные тактико-технические характеристики [8, 10]. Сначала необходимо определить расчетную схему. Для анализа механизм необходимо разбить на составляющие части.

Рычажно-ползунный механизм состоит из тяг, которые состоят из ушка и тяги. В данном расчете принято объединить две этих детали в одну, считая, что ушко и штанга – это единое тело. Несмотря на то, что детали упрощены, принято решение штангу тяги оставить изначальной формы. Диаметр выбран исходя из рекомендации ОСТ 1 12791-77, опираясь на график критических нагрузок.

Качалка в результате упрощения практически не поменяла выбранную в ходе анализа форму, однако приобрела крепление за верхнее отверстие, имитирующее крепление к силовым элементам ЛА. Ползун и рельса конструктивно не изменились, но, как и качалка, приобрели крепление к ЛА за верхнюю часть рельса. Замки разложенного и сложенного положения в данном расчете не учитывались, так как требуют отдельного анализа. Эти элементы располагаются на самом корпусе (ответная часть на располагается крыле), а диаметр фюзеляжа в расчете учитывался при подборе размеров структурных элементов.

Поскольку стояла задача оценить работоспособность механизма и выявить его слабые места, необходимо было его нагрузить. Нагружение производилось при помощи имитации массы крыльев. Расчетная схема для расчета представлена в начальном, не раскрытом положении (рис. 5).

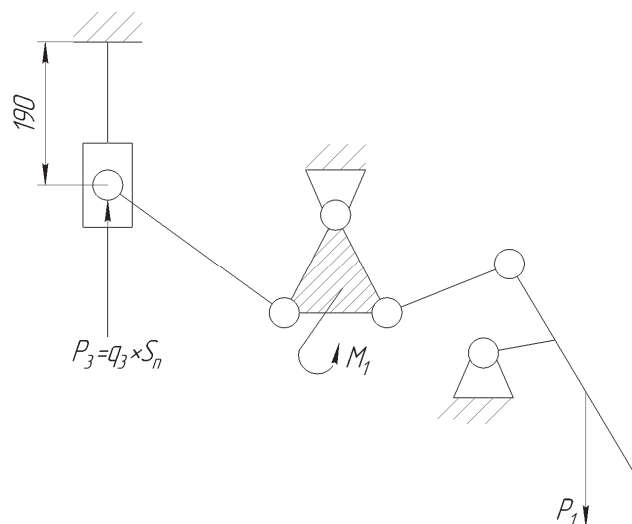


Рис. 5. Расчетная схема механизма

Кинематическая схема иллюстрирует положение элементов конструкции друг относительно друга, типы соединения элементов между собой и направления действия сил и моментов. Поскольку механизм является осесимметричным, на рисунке представлена половина расчетной схемы.

Начальные данные для расчета. В качестве начальных данных для динамического расчета известно: время работы механизма – 0,2 с [13], примерные геометрические размеры рельса – 190 см. При помощи обратного инжиниринга найдены геометрические размеры крыла, далее, исходя из них, найдена масса каждой консоли [5, 11]. Затем геометрические характеристики перенесены в CAD-систему, при помощи которой найден центр масс. Далее консоль упрощена, а центр масс перенесен в расчет в качестве нагрузки на механизм.

Допущения: перегрузки считать постоянными и разными; ракета запускается горизонтально относительно стартовой системы координат; центр масс крыла принят за материальную точку, расположенную в центре масс реальной несущей поверхности.

При помощи программного пакета Ansys сделан расчет движения механизма по времени. Результаты работы механизма представлены на рис. 6 и 7. На рис. 6 результаты приведены для различных моментов времени работы механизма, показывающих перемещение структурных элементов механизма.

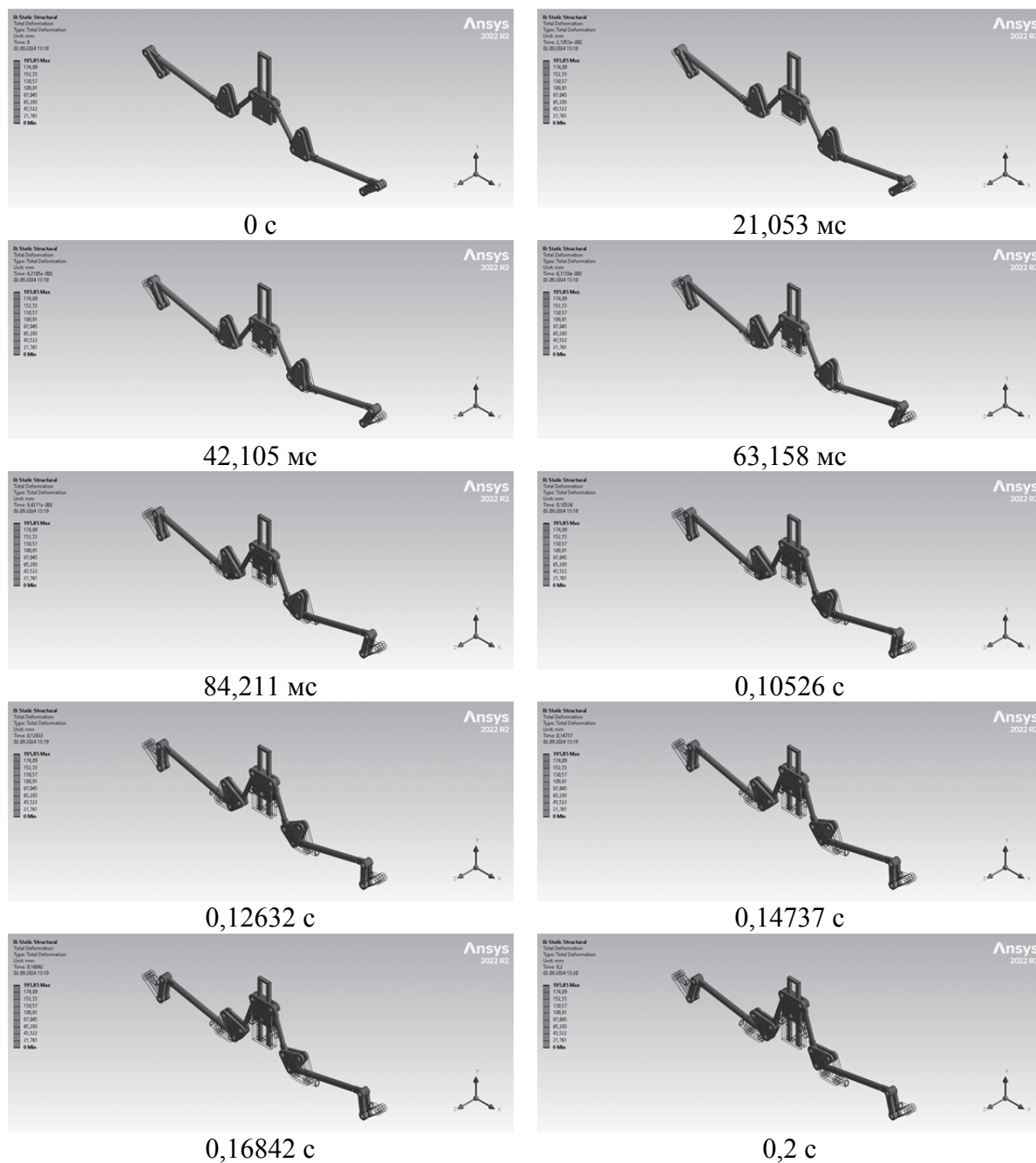


Рис. 6. Перемещение элементов механизма относительно друг друга с течением времени

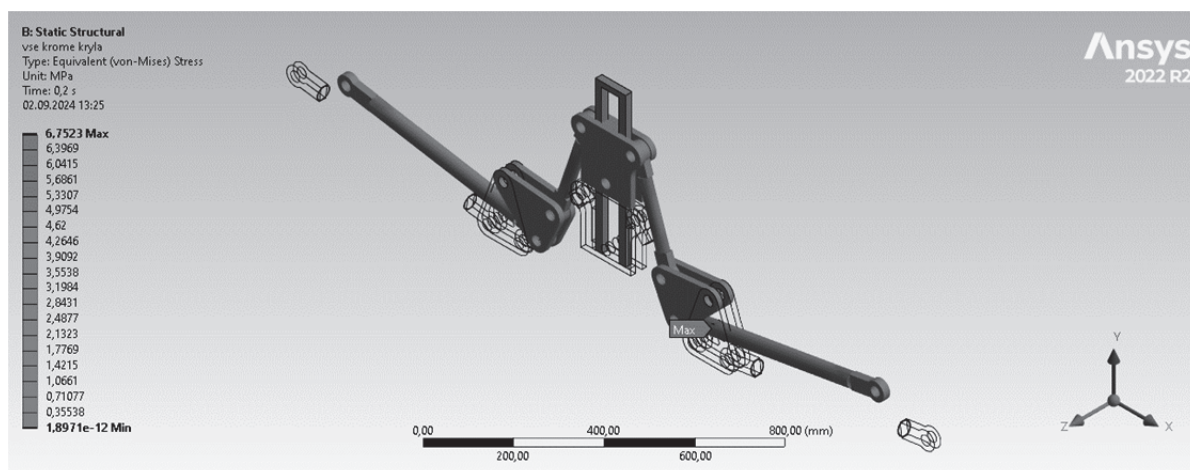


Рис. 7. Распределение напряжений по элементам механизма в последний момент времени работы: время 0,2 с; максимальное напряжение 6,7523 МПа

В рамках проведенного исследования выполнен динамический расчет механизма на прочность с целью оценки устойчивости к приложенным нагрузкам и, как следствие, работоспособности, возникающим в процессе работы. Основное внимание сосредоточено на анализе механизма раскрытия. Анализируя полученные результаты, можно сказать, что при заданных физико-механических свойствах материалов элементов конструкции механизма полученные максимальные напряжения (6,7523 МПа) не превышают допустимые. Следовательно, все элементы механизма, включая наиболее нагруженные (ползун, рельс, тяги и качалки) демонстрируют достаточный запас прочности и способны выдерживать эксплуатационные нагрузки без разрушения.

При проектировании механизма выявлено, что нагрузка является не ударной, а высокоскоростной, вследствие чего механизм испытывает только упруго-деформирующие нагрузки, и потеря устойчивости происходит в последний момент времени работы механизма, а именно в момент удара ползуна о верхнюю грань рельсы. Поскольку время работы механизма 0,2 с, то удар в конце хода ползуна происходит в момент времени, выходящем за рамки моделирования, что видно на рис. 6. Как следствие, удар ползуна о рельсу не влияет на раскрытие консолей крыла.

Особое внимание уделено анализу напряжений в критических узлах конструкции, где наблюдаются максимальные воздействия. Установлено, что даже при пиковых нагрузках, возникающих в момент среза болтов (в начале работы механизма) и раскладки консолей (в конце работы), деформации элементов остаются в пределах допустимых значений.

Заключение

Несущие поверхности – это важные и технически сложные компоненты ЛА, которые подвергаются большим нагрузкам. Они составляют значительную

часть массы и влияют на аэродинамическое сопротивление ЛА. Поэтому важно правильно выбрать систему раскрытия консолей крыла и подобрать комплектующие с учетом ее работы. Принцип механизма состоит в следующем: после команды на раскрытие срабатывает газогенератор, создавая давление. Под его воздействием поршень силового цилиндра через шток толкает ползун. Ползун перемещает тяги, которые поворачивают качалки и раскрывают консоли крыла.

В рамках данной работы выбраны тяги и нерегулируемые наконечники к тягам, силовые качалки, а также параметры кинематической пары ползун – рельса. Конструкция и размеры тяг и наконечников подбирались согласно существующей нормативной документации для тяг управления самолетов и вертолетов: ОСТ 1 12791-77 для труб тяг; ОСТ 1 12796-77...12803-77 для наконечников; ОСТ 1 12792-77...12795-77 для наконечников тяг в сборе. Чтобы изменить направление и плоскость усилий в тягах, используются силовые качалки, в их числе коромысловые качалки, которые меняют положение тяг относительно других элементов конструкции ЛА. Качалки изготавливаются методом штамповки из материалов АК4 и АК6.

Согласно расчетной схеме, упрощенный механизм был нагружен. В рамках расчета детали тяг (ушко и штанга) объединены в одно целое. При этом штангу оставили в изначальной форме, а ее диаметр подобрали согласно ОСТ 1 12791-77. Качалка получила крепление к силовым элементам ЛА через верхнее отверстие. Замки разложенного и сложенного положений не учитывались, так как требуют отдельного анализа.

Чтобы оценить работоспособность механизма и выявить его слабые места, проведено нагружение с имитацией массы крыльев. Расчет показал, что наиболее нагруженными элементами являются балки, имитирующие крылья. Поскольку расчет направлен на исследование самого механизма, приводятся результаты без учета вспомогательных элементов. Результат численного моделирования подтверждает работоспособность составленной модели. Полученные максимальные напряжения не превышают допустимые.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Голубев И. С., Самарин А. В., Новосельцев В. И. Проектирование конструкций летательных аппаратов: учебник для авиационных техникумов. М.: Машиностроение, 1995, 448 с.
2. Гусейнов А. Б., Трусов В. Н., Туркин И. К. Проектирование крылатых ракет: учебник. М.: Изд-во МАИ, 2021. 608 с.
3. Лещин А. В., Попов Ю. И. Конструирование узлов планера самолета: учебное пособие по курсовому проектированию. М.: Изд-во МАИ, 1992. 104 с. EDN: SDTWHZ.
4. Роцин Г. И., Самойлов Е. А., Алексеева Н. А. Детали машин и основы конструирования: учеб. для вузов. М.: Дрофа, 2006. 415 с.

5. Патент PCT/RU2017/000950. Летательный аппарат / В. Т. Пчентлешев. Оpubл. 27.06.2019. Бюл. № 36.
6. Бызов Л. Н., Исаков А. Л. Синтез облика противокорабельных и противотанковых ракет: учеб. пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т., 2005. 148 с.
7. Zhai G., Tao J., Xiao H. et al. Design of Multi-Wing Deployment Mechanism Based on Multiple Performance Indicators and Topology: Theoretical and Experimental Study // Applied Sciences. 2024. Vol. 14, № 24. № 11672. DOI: 10.3390/app142411672
8. Карпенко А. В. Российское ракетное оружие 1943–1993 гг.: справочник. СПб.: Пика, 1993. 175 с.
9. Колесников К. С., Козлов В. И., Кокушкин В. В. Динамика разделения летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977. 224 с.
10. Крылатая ракета П-35 // Военное обозрение. URL: <https://topwar.ru/93186-krylataya-raketa-p-35.html> (дата обращения: 05.04.2025).
11. Patent US5310138A, United States. Wing fold actuator system for aircraft / T. F. Fitzgibbon. Publ. 10.05.1994. 16 p.
12. Исаков А. Л. Инженерные задачи проектирования ракет: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2017. 113 с.
13. Гусейнов А. Б. Выбор типа системы раскладки несущих поверхностей беспилотного летательного аппарата // Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: сборник трудов XXVII Междунар. науч.-техн. конф., 14–20 сентября 2018 г., г. Алушта, Республика Крым, Россия. Тамбов: Тамбовский гос. техн. ун-т, 2018. С. 150–151.
14. Патент RU 185462 U1. Узел раскрытия аэродинамических поверхностей летательных аппаратов / А. С. Акопян. Оpubл. 07.12.2018. Бюл. № 34.

Дата поступления: 16.01.2025

Решение о публикации: 04.02.2025

Контактная информация:

ХИТРИНА Александра Вячеславовна – студент (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), alexhit2002@yandex.ru

КОЛЫВАНОВА Диана Алексеевна – студент (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), kolyvanchik02.mur@yandex.ru

References

1. Golubev I. S., Samarin A. V., Novoseltsev V. I. Proektirovanie konstruktсий letatel'nykh apparatov [Designing Aircraft Structures: a Textbook for Aviation Technical Schools]. Moscow: Mashinostroenie, 1995, 448 p. (In Russian)
2. Huseynov A. B., Trusov V. N., Turkin I. K. Proektirovanie krylatykh raket [Designing Cruise Missiles: textbook]. Moscow: MAI Publishing House, 2021, 608 p. (In Russian)
3. Leshchin A. V., Popov Yu. I. Konstruirovanie uzlov planera samoleta [Designing Airframe Components: A textbook on course design]. Moscow: MAI Publishing House, 1992, 104 p. EDN: SDTWHZ. (In Russian)

4. Roshchin G. I., Samoilov E. A., Alekseeva N. A. *Detali mashin i osnovy konstruirovaniya* [Machine Parts and Fundamentals of Construction: textbook. For universities]. Moscow: Bustard, 2006, 415 p. (In Russian)
5. Pchentleshev V. T. Patent PCT/RU2017/000950. Aircraft. Publ. 27.06.2019. Bull. No. 36. (In Russian)
6. Byzov L. N., Isakov A. L. *Sintez oblika protivokorabel'nykh i protivotankovykh raket* [Synthesis of the Appearance of Anti-Ship and Anti-Tank Missiles: textbook]. St. Petersburg: Baltic State Technical University. University, 2005, 148 p. (In Russian)
7. Zhai G., Tao J., Xiao H. et al. Design of Multi-Wing Deployment Mechanism Based on Multiple Performance Indicators and Topology: Theoretical and Experimental Study. *Applied Sciences*. 2024. Vol. 14, no. 24. No. 11672. DOI: 10.3390/app142411672.
8. Karpenko A. V. *Rossiyskoe raketnoe oruzhie 1943–1993 gg.* [Russian Missile Weapons 1943–1993: handbook]. St. Petersburg: Peak, 1993, 175 p. (In Russian)
9. Kolesnikov K. S., Kozlov V. I., Kokushkin V. V. *Dinamika razdeleniya letatel'nykh apparatov* [Dynamics of Separation of Aircraft]. Moscow: Mashinostroenie, 1977, 224 p. (In Russian)
10. Cruise missile P-35. *Military review*. 2016. URL: <https://topwar.ru/93186-krylataya-raketa-p-35.html> (accessed: 05.04.2025).
11. Fitzgibbon T. F. Patent US5310138A, United States. Wing fold actuator system for aircraft. Publ. 10.05.1994, 16 p.
12. Isakov A. L. *Inzhenernye zadachi proektirovaniya raket* [Engineering Problems of Rocket Design: a textbook]. St. Petersburg: Baltic State Technical University, 2017, 113 p. (In Russian)
13. Guseynov A. B. Selection of the type of the system of the layout of the bearing surfaces unmanned aerial vehicle. *Sovremenne tekhnologii v zadachakh upravleniya, avtomatiki i obrabotki informatsii: sbornik trudov XXVII Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Modern technologies in the tasks of control, automation and information processing: a collection of works of the XXVII International. scientific and technical conf., September 14–20, 2018, Alushta, Republic of Crimea, Russia]. Tambov, 2018, pp. 150–151.
14. Akopyan A. S. Patent RU 185462 U1. Uzel raskrytiya aerodinamicheskikh poverkhnostey letatel'nykh apparatov [The node of disclosure of aerodynamic surfaces of aircraft]. Publ. 12.07.2018. Bull. no. 34. (In Russian)

Date of receipt: January 16, 2025

Publication decision: February 04, 2025

Contact information:

Alexandra V. KHITRINA – Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), alexhit2002@yandex.ru

Diana A. KOLYVANNOVA – Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), kolyvanchik02.mur@yandex.ru

УДК 623.74.094

ВЫДЕЛЕНИЕ ЭТАПОВ ПРИ ПУСКЕ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ С НОСИТЕЛЯ

А. И. Цыбрий, А. В. Гуськов

Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск, Россия

Аннотация. Анализируется пуск неуправляемых авиационных ракет с летательного аппарата с разбиением на этапы и выделением физических процессов, параметры которых оказывают различное воздействие на носитель (летательный аппарат). Рассмотрены основные этапы, во время которых носитель испытывает нагрузки. При старте ракеты и движении по пусковому блоку на носитель оказываются механические нагрузки. При выходе ракеты из пускового блока и до удаления ракеты на расстояние, большее длины распространения газовой струи, на носитель воздействуют высокотемпературные продукты горения твердого топлива. При дальнейшем движении ракеты воздействие на носитель прекращается. Проведенный анализ позволяет в дальнейшем проводить расчеты, необходимые для усовершенствования авиационного вооружения.

Ключевые слова: пуск ракет, неуправляемые авиационные ракеты, пуск с носителя, ракеты, этапы пуска ракет

Для цитирования: Цыбрий А. И., Гуськов А. В. Выделение этапов при пуске неуправляемых авиационных ракет с носителя // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 350–361. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-350-361. EDN LRHTQR

IDENTIFICATION OF STAGES IN THE LAUNCH OF UNGUIDED AIRCRAFT ROCKETS FROM A CARRIER

A. I. Tsybriy, A. V. Guskov

Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia

Abstract. This paper analyzes the launch process of unguided aircraft rockets from an airborne carrier, breaking it down into stages and identifying the associated physical phenomena, the parameters of which exert different types of impact on the carrier (aircraft). The main stages during which the carrier is subjected to loads are examined. During the rocket's ignition and its movement along the launch rail, the carrier experiences mechanical loads. As the rocket exits the launcher and until it moves beyond the effective range of the exhaust jet, the carrier is exposed to high-temperature combustion products of solid propellant. Once the rocket moves further away, its impact on the carrier ceases. The analysis provides a basis for further calculations aimed at improving aviation weapon systems.

Keywords: rocket launch, unguided aircraft rockets, launch from carrier, rockets, rocket launch stages

For citation: Tsybriy A. I., Guskov A. V. Identification of stages in the launch of unguided aircraft rockets from a carrier. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 350–361. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-350-361. EDN LRHTQR (In Russian)

Введение

Понимание физических процессов и их параметров, формирующих воздействие на носитель (летательный аппарат), важно как с позиции безопасности, так и работоспособности летательных аппаратов и вооружения. В качестве вооружения в авиации широко применяются различные ракеты для поражения наземных и воздушных целей. Большинство образцов авиационного ракетного вооружения имеют в качестве средства доставки ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). Кроме классической авиации, быстрыми темпами развиваются беспилотные летательные аппараты с различными массогабаритными параметрами, в конструкциях которых широко используются различные композитные материалы, пластики и легкие сплавы. Беспилотные летательные аппараты частично используют, а в будущем могут использовать весь спектр вооружения классической авиации.

Воздействие запускаемых ракет рассматривается в различных областях техники, например, при старте ракет из шахт истечение продуктов сгорания из сопла ракеты сопровождается формированием сверхзвуковых струй, обладающих значительной кинетической и тепловой энергией. Струи могут воздействовать на элементы конструкции стартовых комплексов, стартовую площадку и размещаемое на ней оборудование. В первые секунды старта ракета находится в непосредственной близости от стартового сооружения, что приводит к частичному отражению энергии струй и пусковых волн при запуске двигателя, вызывающему силовое, тепловое и акустическое воздействие на корпус ракеты, элементы конструкции пусковой установки [1]. Одной из основных задач при старте ракеты является определение ударно-волновых и газодинамических нагрузок на элементы конструкции пускового контейнера и ракеты [2].

Газодинамические параметры в пусковом контейнере и в окрестности ракеты исследовались многими авторами разных стран с применением различных методик [3–5].

Аналогичные задачи решаются и в космической технике при пусках ракет-носителей [6], а также при «горячем» разделении ступеней ракет [7]. Большое внимание уделяется проблеме аэродинамического шума, негативно влияющего на ракеты при пуске [8].

При воздушном старте ракет с носителя создаются высокие нагрузки в узлах крепления пусковых установок с фюзеляжем летательного аппарата. Данные нагрузки возникают в результате необходимости обеспечения пороговых скоростей выхода из пускового блока. После схода ракет возникают различные возмущения, параметры которых представляют опасность для летательного ап-

парата и его частей, а также для вооружения, располагающегося на летательном аппарате. Газовая струя РДТТ, истекающая из сопла при воздействии на воздухозаборник самолета, может привести к остановке двигателя летательного аппарата. Воздушный старт ракеты может осуществляться с помощью различных авиационных пусковых установок.

Катапультные установки обеспечивают отделение ракеты от носителя с поперечной скоростью, обеспечивающей удаление ракеты на безопасное расстояние, после чего производится запуск РДТТ. Таким способом могут запускаться различные управляемые ракеты [9].

Неуправляемые авиационные ракеты (НАР) запускаются из пусковых установок, крепящихся к фюзеляжу летательного аппарата и выполненных в виде блоков с различным количеством пусковых труб. Такой пуск является более опасным, так как распространение газовой струи РДТТ запускаемой ракеты происходит в области движения летательного аппарата [10].

В связи с этим при усовершенствовании авиационного вооружения или разработке нового для воздушного носителя требуется понимание особенностей воздушного старта ракет, основой которых служит ряд физических процессов, возникающих в различные моменты времени при движении ракеты в пусковой установке и на траектории ее полета. Величины и виды воздействий на носитель и запускаемую ракету обусловлены параметрами данных физических процессов, поэтому необходимо разработать методику, которая позволяет определять воздействия при пуске НАР на носитель. Для этого рассмотрим этапы пуска НАР с носителя от момента начала работы двигателя на различных участках траектории полета с целью выявления факторов воздействия и их природы.

Этапы пуска ракет с носителя

Для выявления процессов, протекающих при пуске ракеты, изучим схему движения НАР относительно носителя (рис. 1).

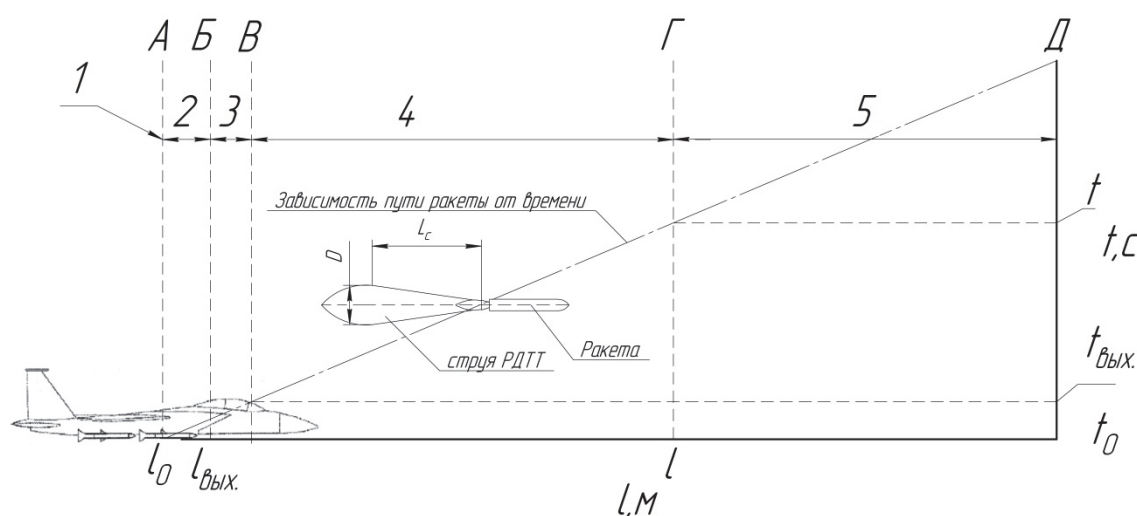


Рис. 1. Схема движения НАР относительно летательного аппарата

Рассматривая схему движения НАР относительно носителя, можно выделить пять этапов движения:

- воспламенение и выход на режим РДТТ;
- движение НАР по направляющей трубе пускового блока;
- выход ракеты из пусковой трубы пускового блока;
- движение НАР от среза пускового блока до безопасного расстояния;
- движение НАР вне зоны движения летательного аппарата.

Рассмотрим процессы, происходящие на каждом этапе, более детально.

Первый этап пуска. Неуправляемая ракета располагается в направляющей пускового блока, фиксируясь с помощью бурта стакана ракеты, который прикреплен к ее корпусу. Крепление стакана обеспечивает необходимую скорость выхода ракеты из пускового блока. Для предотвращения перемещения ракет в направляющих блока они фиксируются затвором. Ввиду больших скоростей полета самолетов, а также при пусках ракет из соседних направляющих ракеты могут быть подвержены дополнительному нагреву, поэтому в пусковых блоках могут использоваться теплозащитные прокладки либо заглушки из полиуретана, закрывающие выходное отверстие направляющей трубы.

В начальный момент времени передается электрический сигнал на контакты ракеты, и срабатывает электровоспламенитель, поджигающий пороховой заряд воспламенителя, в результате горения которого в камере РДТТ возрастает давление. Далее начинается воспламенение заряда твердого топлива, выход двигателя на режим работы и истечение продуктов горения из сопла. Время выхода двигателя на режим составляет ориентировочно 10^{-1} с. После выхода на режим происходит горение заряда твердого топлива до полного его выгорания, после чего падает давление в результате истечения продуктов горения через сопло и отсутствия прихода газа [11, 12].

Схема расположения ракеты в пусковом блоке при работе двигателя изображена на рис. 2.

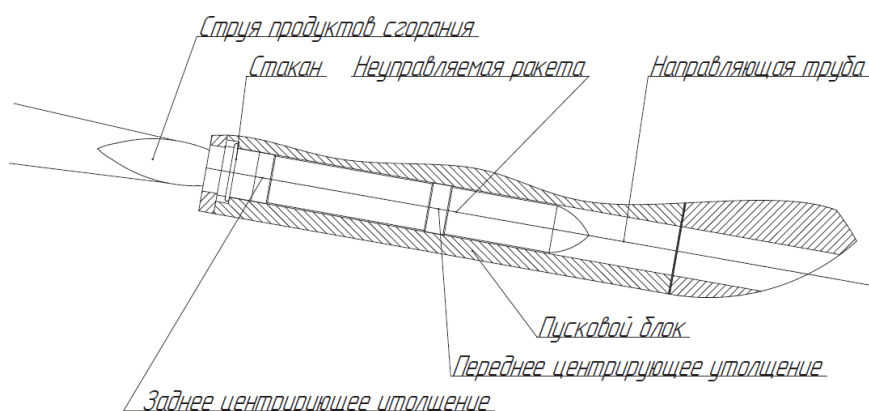


Рис. 2. Схема расположения ракеты в пусковом блоке

На первом этапе ракета находится в направляющей пускового блока, ее движение ограничено в направлении вектора ускорения свободного падения

и вдоль оси направляющей трубы за счет упора буртом стакана в пусковой блок, ускорение ракеты можно считать равным нулю, а сила тяги воздействует на пусковой блок. Величина и время этого воздействия будет обусловлена усилием срыва стакана и параметрами РДТТ. Данное воздействие приводит к появлению крутящего момента, воздействующего на носитель и элементы его конструкции. Струя продуктов сгорания распространяется за пусковым блоком.

При разработке неуправляемых ракет важным параметром является начальная скорость ракеты, которая задается исходя из требований безопасности и обеспечивается за счет заданного усилия срыва стакана и тяговых характеристик двигателя.

Величина и время воздействия, оказываемого на первом этапе при пуске неуправляемых ракет, являются исходными данными для выбора носителя ракетного вооружения и, следовательно, при разработке или адаптации такового для носителя.

Второй этап пуска. После срыва стакана начинается движение ракеты по направляющей трубе пускового блока (рис. 3).

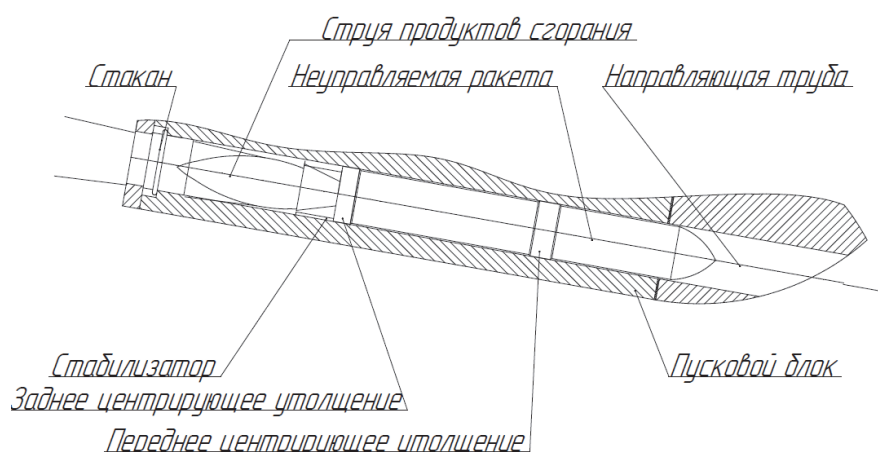


Рис. 3. Движение ракеты по направляющей трубе пускового блока

После срыва стакана воздействие ракеты на носитель обусловлено силой трения корпуса ракеты о направляющую трубу пускового блока или центрирующих утолщений, расположенных на корпусе ракеты. Сила трения на данном этапе изменяется во время движения ракеты по направляющей трубе пускового блока ввиду изменений условий трения, таких как масса ракеты и ее скорость. Струя продуктов сгорания распространяется по направляющей трубе пускового блока, воздействуя на ее поверхность высокотемпературным потоком продуктов горения топлива ракетного двигателя. Ракета в пусковом блоке на данном этапе может приобретать угловое ускорение в направлении крена, например, за счет конструкции сопла.

Третий этап пуска начинается после пересечения среза направляющей трубы пускового блока передним центрирующим утолщением ракеты (рис. 4).

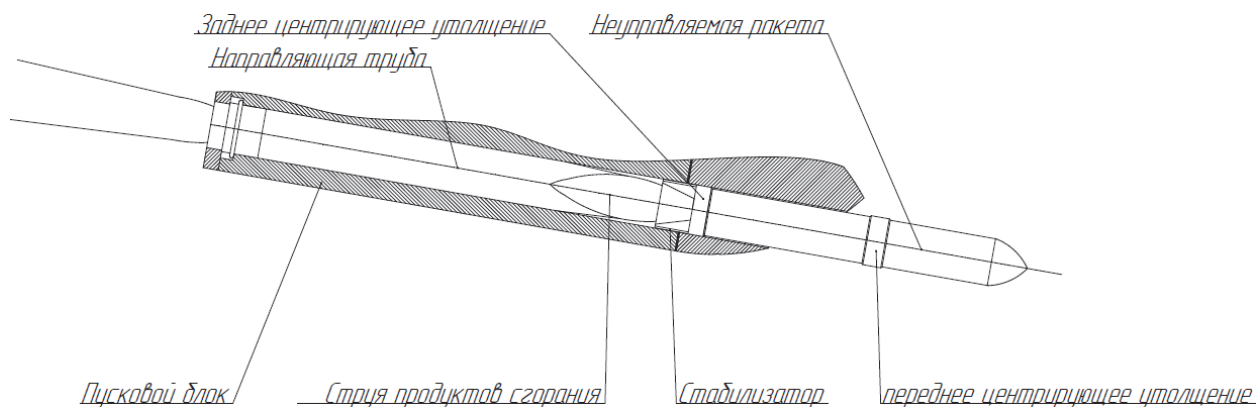


Рис. 4. Пересечение переднего центрирующего утолщения ракеты среза направляющей трубы пускового блока

После пересечения передним центрирующим утолщением ракеты среза направляющей трубы пускового блока появляются дополнительные возможности отклонения оси ракеты относительно оси направляющей трубы по направлениям тангажа и рысканья под действием сил, воздействующих на ракету. При дальнейшем движении ракеты данное отклонение может увеличиваться, что приводит к изменению угла между осью направляющей трубы и осью ракеты и направления распространения струи продуктов сгорания.

На втором и третьем этапе важной проблемой является износ и изменение размеров и формы направляющей трубы пускового блока, так как происходит процесс трения корпуса ракеты о ее поверхность. Ось ракеты отклоняется после выхода за ее срез переднего центрирующего утолщения, а также в результате воздействия высокотемпературных продуктов горения твердого топлива. Выход ракеты из пускового блока приводит к изменению направления распространения струи продуктов сгорания относительно носителя и изменению направления скорости воздуха относительно ракеты на последующих этапах.

Четвертый этап пуска начинается после пересечения среза сопла ракеты среза направляющей трубы пускового блока (рис. 5).

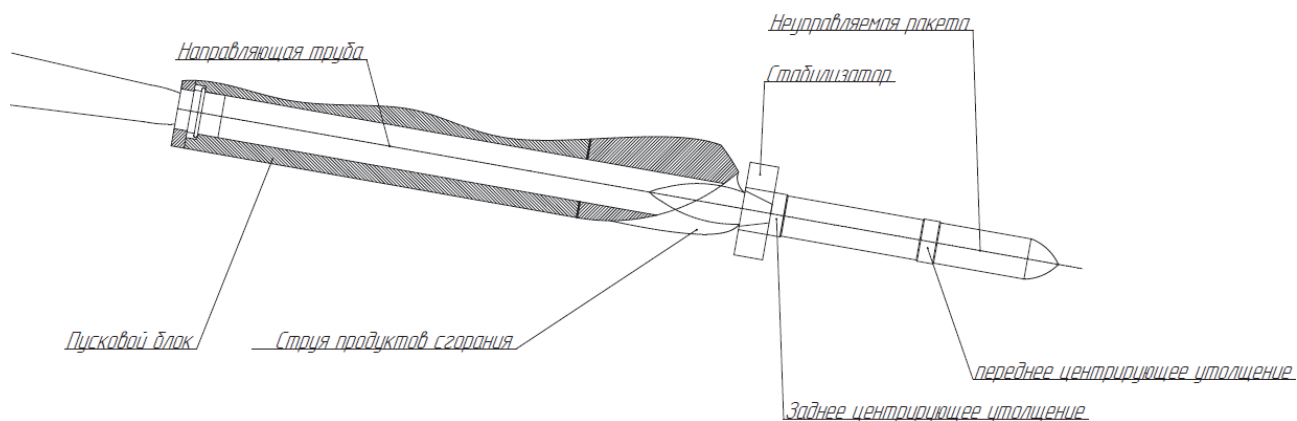


Рис. 5. Выход ракеты из пускового блока

После выхода ракеты из пускового блока и освобождения стабилизатора ракеты начинается его раскрытие. В данный момент центр давлений располагается перед центром масс ракеты, вследствие чего появляется момент аэродинамических сил, в результате действия которого происходит дальнейшее отклонение траектории движения ракеты относительно оси направляющей трубы пускового блока. Кроме того, после раскрытия стабилизатора дальнейшие колебания ракеты на траектории полета приводят к изменению угла воздействия струи продуктов сгорания на носитель [13]. Для определения воздействия на данном этапе продуктов сгорания заряда топлива ракетного двигателя на носитель требуются расчеты динамики полета ракеты на активном участке, траектории и области распространения струи продуктов сгорания ее двигателя в сносящем потоке воздуха, так как воздействие на струю сносящего потока может значительно влиять на характеристики струи [14].

При пуске ракет залпом, кроме вышесказанного, следует учитывать, что пуски и движение последующих ракет могут происходить при условии распространения струй продуктов сгорания ранее выпущенных ракет из пускового блока, что также может приводить к изменению траекторий ракет и струй продуктов сгорания их двигателей [15].

Воздействие струи продуктов сгорания заряда топлива РДТТ на элементы летательного аппарата, в частности, на пусковой блок, начинается с момента пересечения задней части ракеты среза направляющей трубы пускового блока. По мере отдаления ракеты от пускового блока это воздействие изменяется. На данном этапе пуска ракеты струя продуктов горения заряда топлива ракеты имеет большие размеры в радиальном и осевом направлении. Так, например, при пуске ракет калибром 80 мм факел ракеты имеет радиус не менее метра на расстоянии от сопла в 5 м [10].

Струи ракетных двигателей имеют сложную структуру, состоящую из различных областей течения газа. Схема струи продуктов горения топлива ракеты представлена на рис. 6.

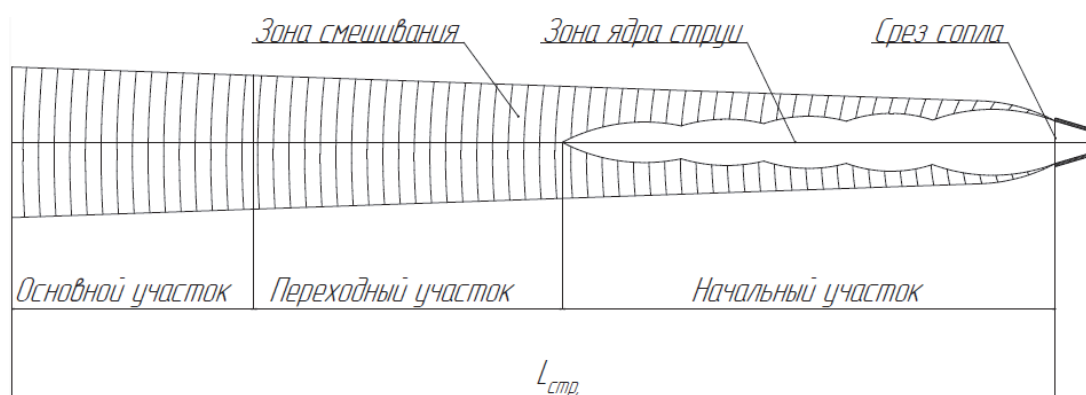


Рис. 6. Схема зон и участков струи продуктов сгорания РДТТ

Струя имеет две основные зоны: ядро струи и зону смешения. Зона смешения начинается у среза сопла на границе струи, далее вдоль оси струи расширяется и смыкается на конце начального участка. Начальный участок характеризуется волновой структурой в ядре и примыкающей к нему зоной смешения. Переходный и основной участок часто рассматривают совмещенными. На данных участках постепенно снижается скорость струи и происходит турбулентное смешение продуктов горения с окружающим воздухом. Струя распространяется на расстояние, на котором газовый поток тормозится до скорости, соизмеримой со скоростью носителя. В связи с этим струя ракетного двигателя может иметь большую протяженность и диаметр, а параметры струи в различных ее сечениях могут зависеть от геометрии сопла, его степени нерасчетности, параметров истекающего газа и сносящего потока [16, 17].

Воздействие струи на носитель и пусковой блок будет изменяться по мере удаления ракеты. Взаимодействие начального участка струи с преградой в виде пускового блока может происходить с колебаниями силы механического и теплового воздействия по мере удаления ракеты от носителя [19]. Распространение струи при пуске ракет с носителя происходит в подвижной воздушной среде, минимальная скорость которой при выходе ракеты из пускового блока равна сумме скоростей носителя и начальной скорости ракеты, что следует учитывать при расчетах распространения струи продуктов горения твердого топлива ракеты.

Дальнейшее удаление ракеты от носителя приведет к увеличению площади взаимодействия струи и поверхностей носителя с уменьшением механического и теплового воздействия.

Все возникающие на данном этапе отклонения ракеты от оси направляющей трубы приводят к изменению направления распространения струи продуктов сгорания относительно носителя и направления скорости воздуха относительно ракеты. Механическое и тепловое воздействие струи на данном этапе являются важными проблемами при разработке РДТТ, так как такое воздействие может приводить к остановке двигателя носителя, воздействовать на вооружение и аппаратуру, находящуюся на носителе.

Пятый этап пуска является безопасным для носителя, так как его движение происходит вне зоны распространения струи продуктов горения твердого топлива ракеты.

Следует отметить, что воздействия, возникающие на всех этапах, зависят от параметров тяги двигателя ракеты.

Заключение

Для определения возникающих воздействий и пространства, в котором они влияют на носитель при пуске неуправляемых ракет, выделено пять основных этапов, основанных на физических процессах. Важными параметрами физических процессов являются: сила механического воздействия, обусловленная тягой двигателя и усилием срыва стакана; скорость потока струи продуктов горе-

ния заряда топлива ракеты; область распространения продуктов горения и их температура; давление и время воздействия на носитель.

На первом этапе основным видом воздействия, влияющим на носитель, является механическое воздействие, связанное с достижением усилия, необходимого для срыва стакана. Данное механическое воздействие может приводить к образованию крутящего момента на носитель. Величина и время данного воздействия могут быть исходными данными для выбора носителя ракетного вооружения, следовательно, при разработке или адаптации такового для беспилотных летательных аппаратов.

На втором этапе механическое воздействие обусловлено силой трения корпуса ракеты о поверхность направляющей трубы пускового блока. Высокотемпературная струя продуктов горения заряда топлива двигателя также воздействует на направляющую трубу пускового блока, что в совокупности образует воздействие, влияющее на износ и изменение геометрии направляющей трубы пускового блока.

На третьем этапе, как и на втором, важной проблемой является износ направляющей трубы пускового блока под действием силы трения и высокотемпературной струи продуктов горения заряда топлива ракеты. Кроме того, при выходе переднего центрирующего утолщения из направляющей трубы возникают отклонения, которые влияют на неравномерность износа на выходном участке и на изменение направления распространения струи продуктов сгорания относительно носителя и направления скорости движения окружающей среды на последующих этапах.

На четвертом этапе воздействие запускаемой ракеты связано с распределением физических параметров на различных участках струи. Их изменение по мере удаления ракеты от носителя будет уменьшаться и иметь колебательный характер. Воздействие струи на носитель прекратится в результате выхода последнего из зоны распространения струи. Кроме того, возможно изменение траектории ракеты относительно носителя и направления скорости движения воздуха относительно ракеты, что может привести к изменению угла воздействия струи РДТТ с поверхностями носителя.

На пятом этапе воздействие на носитель прекращается.

При рассмотрении этапов пуска неуправляемой ракеты с носителя видно, что при усовершенствовании авиационного вооружения или разработке нового для беспилотной авиации требуются расчеты внутренней баллистики и тяги РДТТ для определения относительного перемещения ракеты, а также расчет динамики полета ракеты на активном участке и параметров распространения газовой струи, что будет целью дальнейшей работы.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Маштаков А. П., Красильников Р. В. Физические основы пуска: учебное пособие. СПб: Балт. гос. техн. ун-т., 2018. 112 с.
2. Пешков Р. А., Сидельнико Р. В. Анализ ударно-волновых нагрузок на ракету, пусковую установку и контейнер в процессе старта // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». 2015. Т. 15, № 2. С. 81–91. EDN: TLJIEH.
3. Edquist C. T., Romine G. L. Canister Gas Dynamics of Gas Generator Launched Missiles // 16th Joint Propulsion Conference 30 June 1980 – 2 July 1980, Hartford, CT, U.S.A. 8 p. DOI: 10.2514/6.1980-1186.
4. Конюхов С. Н., Логачев П. П. Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет. Днепропетровск: НАН, НКА Украины, Ин-т техн. механики, ГKB «Южное», 1997. 211 с.
5. Shou-Zhen Rui, Xing Yu-Ming. Numerical Simulation of Two-Phase Flow and Interior Ballistic for Missile Launching System // 25th International Symposium on Ballistics, 17–21 May 2010, Beijing, China. Vol. 1. P. 158–165.
6. Синильщиков Б. Е., Синильщиков В. Б. Исследование термосилового нагружения газоотражателей стартовых комплексов ракет космического назначения при работе систем водоподдачи // Исследования наукограда. 2017. Т. 1, № 2(20). С. 61–71. EDN: ZHEMSD.
7. Костарев А. А., Колесников А. А. Исследование газодинамического взаимодействия струй при разделении ступеней ракетносителя в пакете Ansys Fluent // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. 2011. № 2(7). С. 269–273. EDN: WFRADR.
8. Bakulev V. Features of experimental research of supersonic jet noise reduction // 2015 International Conference on Mechanics – Seventh Polyakhov's Reading, 2–6 February 2015, St. Petersburg, Russia. P. 1–3. DOI: 10.1109/POLYAKHOV.2015.7106715, EDN: UFBRVP.
9. Щербаков Б. Ф. Авиационные ракетные комплексы: учебное пособие. СПб: Балт. гос. техн. ун-т., 2012. 65 с.
10. Прокопьев А. Л., Поветкин О. В. Помпаж и самовыключение (заглохание) двигателя вертолета при пуске неуправляемых авиационных ракет из блоков орудий // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. № 3(27). С. 257–264. EDN: RYZIFP.
11. Белов В. П. Внутрикамерные процессы в ракетных двигателях на твердом топливе: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т., 2018. 56 с.
12. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателе твердого топлива: учебник для машиностроительных вузов. М.: Машиностроение, 1987. 272 с.
13. Лемешонок Т. Ю., Сизова А. А., Баранов Н. Е., Санников В. А. Математические модели динамики движения летательных аппаратов: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2020. 122 с.
14. Карышев А. К., Жинов А. А., Шевелев Д. В. Смещение сверхзвуковой струи воздуха в поперечном потоке // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2016. № 1. С. 131–141. EDN: VUTDLP.
15. Королев С. А. Исследование влияния реактивной струи на отклонение очереди ракет при стрельбе с подвижного носителя // Интеллектуальные системы в производстве. 2019. Т. 17, № 3. С. 75–79. DOI: 10.22213/2410-9304-2019-3-75-79, EDN: MTSWOJ.
16. Абрамович Г. Н. Теория турбулентных струй. М.: ЭКОЛИТ, 2011. 720 с.
17. Шелухин Н. Н. Исследование характеристик сверхзвуковой недорасширенной струи // Ученые записки ЦАГИ. 1995. Т. 26, № 1–2. С. 78–87. EDN: KYQTQJ.
18. Костюшин К. В. Численное исследование нестационарных газодинамических процессов при старте твердотопливных ракет // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2020. № 67. С. 127–143. DOI: 10.17223/19988621/67/12, EDN: SJRNXB.

Дата поступления: 18.02.2025

Решение о публикации: 18.03.2025

Контактная информация:

ЦЫБРИЙ Алексей Игоревич – ассистент (Новосибирский государственный технический университет, Россия, 630073, Новосибирск, пр. Карла Маркса, д. 20), cybrij.2018@stud.nstu.ru

ГУСЬКОВ Анатолий Васильевич – д-р техн. наук, доцент, заведующий кафедрой (Новосибирский государственный технический университет, Россия, 630073, Новосибирск, пр. Карла Маркса, д. 20), a.guskov@corp.nstu.ru

References

1. Mashtakov A. P., Krasilnikov R. V. Fizicheskie osnovy pushki: uchebnoe posobie [Physical Fundamentals of Start-up: Study Guide]. St. Petersburg: Baltic State Technical University, 2018. 112 p. (In Russian)
2. Peshkov R. A., Sidelniko R. V. Analysis of shock-wave loads on a missile, launcher and container during launches. *Bulletin of SUSU. Series "Machine-building"*. 2015. Vol. 15, no. 2. pp. 81–91. EDN: TLJIEH (In Russian)
3. Edquist C. T., Romine G. L. Canister Gas Dynamics of Gas Generator Launched Missiles. 16th Joint Propulsion Conference 30 June 1980 – 2 July 1980, Hartford, CT, U.S.A, 8 p. DOI: 10.2514/6.1980-1186.
4. Konyukhov S. N., Logachev P. P. Minometnyy start mezhkontinental'nykh ballisticheskikh raket [Mortar Launch of Intercontinental Ballistic Missiles]. Dnepropetrovsk: National Academy of Sciences, NSA of Ukraine, Institute of Technical Mechanics, Yuzhnoye State Design Bureau, 1997, 211 p. (In Russian)
5. Shou-Zhen Rui, Xing Yu-Ming. Numerical Simulation of Two-Phase Flow and Interior Ballistic for Missile Launching System. 25th International Symposium on Ballistics, 17–21 May 2010, Beijing, China. Vol. 1, pp. 158–165.
6. Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V. B. Investigation of force and thermal loading of jet deflectors of launch complexes of space rockets during the work of water supply systems. *The Research of the Science City*. 2017. Vol. 1, no. 2(20), pp. 61–71. EDN: ZHEMSD. (In Russian)
7. Kostarev A. A., Kolesnikov A. A. Research of gazodynamic interacting of streams at separation of stages of the launch vehicles in package Ansys Fluent. *Modern Science*. 2011. No. 2 (7), pp. 269–273. EDN: WFRADR. (In Russian)
8. Bakulev V. Features of experimental research of supersonic jet noise reduction. 2015 International Conference on Mechanics – Seventh Polyakhov's Reading, 2–6 February 2015, St. Petersburg, Russia. 2015, pp. 1–3. DOI: 10.1109/POLYAKHOV.2015.7106715, EDN: UFBRVP.
9. Scherbakov B. F. Aviatsionnye raketnye komplekсы [Aviation Missile Systems: textbook]. St. Petersburg: Baltic State Technical University, 2012, 65 p. (In Russian)
10. Prokopiev A. L., Povetkin O. V. Surging and auto-off the helicopter engine at start-up unguided missile from launchers. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2011. No. 3(27), pp. 257–264. EDN: RYZIFP. (In Russian)
11. Belov V. P. Vnutrikamernye protsessy v raketnykh dvigatelyakh na tverdom toplive [Intracamer Processes in Rocket Engines on Solid Fuel Oil: textbook]. St. Petersburg: Baltic State Technical University, 2018, 56 p. (In Russian)

12. Abugov D. I., Bobylev V. M. Teoriya i raschet raketnykh dvigatele tverdogo topliva. Uchebnik dlya mashinostroitel'nykh vuzov [Theory and Calculation of Solid Fuel Rocket Engines. Textbook for machine-building universities]. Moscow: Mashinostroenie, 1987, 272 p. (In Russian)
13. Lemeshonok T. Y., Sizova A. A., Baranov N. E., Sannikov V. A. Matematicheskie modeli dinamiki dvizheniya letatel'nykh apparatov [Mathematical Models of Aircraft Motion Dynamics: a textbook]. St. Petersburg: Balt. Gos. Techn. Univ. of Russia, 2020, 122 p. (In Russian)
14. Karyshev A. K. Mixing of a supersonic air jet in a transverse flow. *Izvestiya Tula State University. Technical Sciences*. 2016. No 1. pp. 131–141. EDN: VUTDLP. (In Russian)
15. Korolev S. A. Research of influence of reactive jet on dispersion of rocket turns when shooting from a moving carrier. *Intelligent Systems in Manufacturing*. 2019. Vol. 17, No. 3, pp. 75–79. DOI: 10.22213/2410-9304-2019-3-75-79, EDN: MTSWOJ. (In Russian)
16. Abramovich G. N. Teoriya turbulentnykh struy [Theory of Turbulent Jets]. Moscow: ECOLIT, 2011, 720 p. (In Russian)
17. Shelukhin N. N. Investigation of the characteristics of a supersonic under-expanded jet. *Scientific Notes of TsAGI*. 1995. Vol. 26, no. 1-2, pp. 78–87. EDN: KYQTQJ. (In Russian)
18. Kostyushin K. V. Numerical investigation of unsteady gasdynamic processes at the launch of solid-propellant rockets. *Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 2020. No. 67, pp. 127–143. DOI: 10.17223/19988621/67/12, EDN: SJRNXB. (In Russian)

Date of receipt: February 18, 2025

Publication decision: March 18, 2025

Contact information:

Aleksey I. TSYBRIY – Assistant Lecturer (Novosibirsk State Technical University, Russia, 630073, Novosibirsk, pr. Karla Marxa, 20), cybrij.2018@stud.nstu.ru

Anatoly V. GUSKOV – Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor, Head of Department (Novosibirsk State Technical University, Russia, 630073, Novosibirsk, pr. Karla Marxa, 20), a.guskov@corp.nstu.ru

УДК 623.462.4

ПРИМЕНЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ЛОЖНЫХ ЦЕЛЕЙ ДЛЯ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ПРОТИВОВОЗДУШНОЙ И ПРОТИВОРАКЕТНОЙ ОБОРОНЕ. МНОГОАГЕНТНЫЙ ПОДХОД К ОБУЧЕНИЮ С ПОДКРЕПЛЕНИЕМ

Д. И. Тирищук^{1,2}, Ф. В. Сирица^{1,2}

¹ АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро «Радуга» имени
А. Я. Березняка», г. Дубна, Московская обл., Россия

² Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,
Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Недавние достижения в области разработок радиолокационных головок самонаведения значительно повысили точность и эффективность противоракет при перехвате воздушных целей. Это особенно важно в областях защиты летательных аппаратов, где для снижения вероятности перехвата летательного аппарата противоракетой противника требуются соответствующие контрмеры. Рассмотрена стратегия на основе машинного обучения с подкреплением для применения ложных целей для повышения вероятности преодоления авиационными средствами поражения систем противовоздушной и противоракетной обороны условного противника, а также повышения выживаемости авиационных средств поражения при противодействии противовоздушной и противоракетной обороны. Стратегия включает в себя скоординированную работу ложных целей, обученных с использованием алгоритмов MADDPG (Multi-Agent Deep Deterministic Policy Gradient) и MATD3 (Multi-Agent Twin Delayed Deep Deterministic Policy Gradient). Ложные цели работают в соответствии с концепцией «ведущий – ведомый» с различными вариантами построения для обеспечения эффективной координации внутри группы ложных целей. Данная стратегия позволяет оценивать ситуацию по различным параметрам, включая зоны (сектора) применения ложных целей, направления запуска противоракеты, максимальные скорости ложных целей и скорости противоракет из состава систем противовоздушной и противоракетной обороны условного противника.

Ключевые слова: авиационное средство поражения, авиационная ложная цель, обучение с подкреплением, противоракета, противовоздушная оборона, противоракетная оборона, многоагентная задача, нейронная сеть

Для цитирования: Тирищук Д. И., Сирица Ф. В. Применение авиационных ложных целей для противодействия противовоздушной и противоракетной обороне. Многоагентный подход к обучению с подкреплением // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 2. С. 362–375. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-362-375. EDN LUTUAB

APPLYING OF AIRCRAFT DECOYS TO COUNTER AIR AND MISSILE DEFENSE: A MULTI-AGENT REINFORCEMENT LEARNING APPROACH

D. I. Tirishchuk^{1,2}, F. V. Siritsa^{1,2}

© Тирищук Д. И., Сирица Ф. В., 2025

¹ *Raduga State Machine-Building Design Bureau Jount Stock Company, town of Dubna, Moscow region, Russia*

² *Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia*

Abstract. Recent advances in radar homing head technology have significantly improved the accuracy and effectiveness of interceptor missiles against aerial targets. This is especially critical in the context of protecting aircraft, where appropriate countermeasures are needed to reduce the likelihood of interception by hypothetical enemy missile defense systems. This article presents a reinforcement learning–based strategy for deploying decoys to enhance the probability of aviation strike assets penetrating hostile air and missile defense systems, as well as to improve their survivability during engagement. The strategy involves coordinated actions of decoys trained using MADDPG (Multi-Agent Deep Deterministic Policy Gradient) and MATD3 (Multi-Agent Twin Delayed Deep Deterministic Policy Gradient) algorithms. The decoys operate under a leader–follower architecture, employing various formation patterns to ensure effective intra-group coordination. The approach enables dynamic situation assessment across multiple parameters, including deployment zones of decoys, interceptor missile launch vectors, and the maximum velocities of both decoys and interceptor missiles operated by the hypothetical adversary's integrated air and missile defense systems.

Keywords: aviation strike asset, aircraft decoy, reinforcement learning, interceptor missile, air defense, missile defense, multi-agent system, neural network

For citation: Tirishchuk D. I., Siritsa F. V. Applying of aircraft decoys to counter air and missile defense: a multi-agent reinforcement learning approach. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 2, pp. 362–375. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-2-362-375. EDN LUTUAB (In Russian)

Введение

Современные средства противодействия летательным аппаратам, оснащенные радиолокационными головками самонаведения (РЛГСН), представляют серьезную угрозу для авиационных средств поражения (АСП), обладающих ограниченной маневренностью. Для снижения вероятности перехвата АСП применяется два основных подхода: первый основывается на ложном наведении и отвлечении средств противодействия, второй предполагает физическое устранение средств противодействия.

Ложные цели, которые являются одним из средств электронного противодействия, могут использоваться для воздействия на РЛГСН, применяемые в системах конечного наведения на конечном участке траектории летательного аппарата. Успешность выполнения задач ложными целями сильно зависит от таких характеристик, как направление выброса и время автономной работы. В разных странах уже отработаны принципы, на которые опирается тактика применения ложных целей, при этом ведутся дополнительные исследования в связи с постоянным ростом характеристик РЛГСН.

Авиационные ложные цели являются эффективным средством защиты пилотируемой авиации и АСП. Применение беспилотных летательных аппаратов в качестве ложных целей началось в 1950-х гг. Опыт участия ВВС США и Израиля в локальных конфликтах позволил сформировать современный облик авиационной ложной цели как малогабаритного дешевого летательного аппарата, обладающего широкими функциональными возможностями [1].

Формулировка проблемы и моделирование применения ложной цели

Рассматривается сценарий, протекающий в воздушной среде, в котором противовоздушная ракета нацелена на авиационное средство поражения. Как показано на рис. 1, когда бортовая аппаратура АСП обнаруживает потенциальную угрозу, формируется команда применения ложных целей в соответствующем направлении, чтобы перенаправить приближающуюся угрозу от защищаемого объекта.

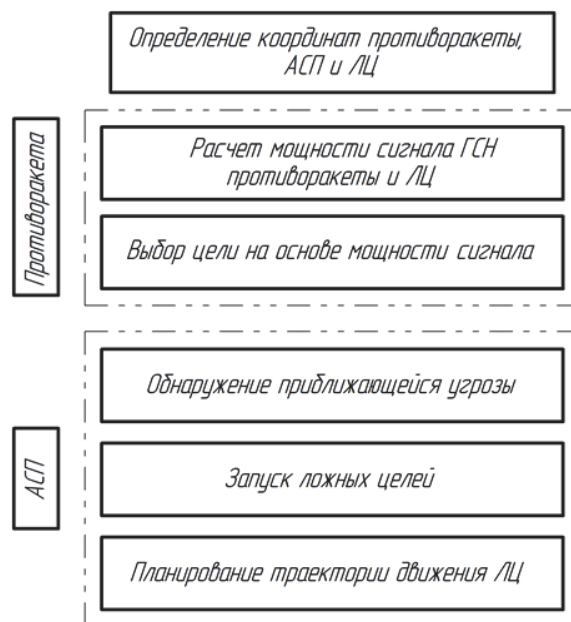


Рис. 1. Общая схема предлагаемой методологии

В настоящем исследовании предполагается, что ложная цель несет полезную нагрузку – станцию активных помех, не влияющую на его летно-технические характеристики во время выполнения поставленной задачи. Совместное планирование траектории группой ложных целей является ключевым фактором, влияющим на выполнение поставленной задачи. В связи с этим применяется концепция взаимодействия ложной цели «ведущий – ведомый»; одна ложная цель назначается ведущей, а остальные – ведомыми. В ситуациях, когда расстояние между АСП и противоракетой достаточно велико, точка рассеяния, называемая «центром рассеяния», может использоваться для представления ЭПР АСП. Примечательно, что в реальном сценарии взаимодействия противоракета перехватывает виртуальный центр рассеивания, а не фактическую цель. Следовательно, когда АСП выбрасывает ложные цели с определенным уровнем ЭПР, центр рассеивания смещается вдоль линии от АСП к ложной цели, как показано на рис. 2, а. Тем самым линия визирования изменяется, что приводит к изменению точки захвата РЛГСН противоракеты и, как следствие, к изменению траектории противоракеты. Чем больше ЭПР ложной цели, тем дальше от АСП удаляется центр рассеяния.

Для оценки требуемого уровня ЭПР σ_{sc} предлагается дополнить формулу из [2] для нескольких ложных целей, чтобы рассчитать приблизительное значение уровня ЭПР и положение эквивалентного центра рассеяния:

$$\sigma_{sc} = 10 \log_{10}(10^{\sigma_s/10} + 10^{\sigma_{d1}/10} + \dots + 10^{\sigma_{dn}/10}),$$

$$x_{sc} = \frac{10^{\sigma_s/10}x_s + 10^{\sigma_{d1}/10}x_{d1} + \dots + 10^{\sigma_{dn}/10}x_{dn}}{10^{\sigma_{sc}/10}},$$

$$y_{sc} = \frac{10^{\sigma_s/10}y_s + 10^{\sigma_{d1}/10}y_{d1} + \dots + 10^{\sigma_{dn}/10}y_{dn}}{10^{\sigma_{sc}/10}},$$

где $d[i]$ представляет собой каждую отдельную ложную цель, а $i = 1, 2, \dots, n$, σ_s , $\sigma_{d[i]}$ и σ_{sc} – уровень эффективной площади рассеяния АСП, уровень ЭПР $[i]$ ложной цели и уровень ЭПР эквивалентного центра рассеяния соответственно. (x_s, y_s) , (x_{sc}, y_{sc}) , $(x_{d[i]}, y_{d[i]})$ – мгновенное положение АСП, эквивалентного центра рассеяния и $[i]$ ложной цели.

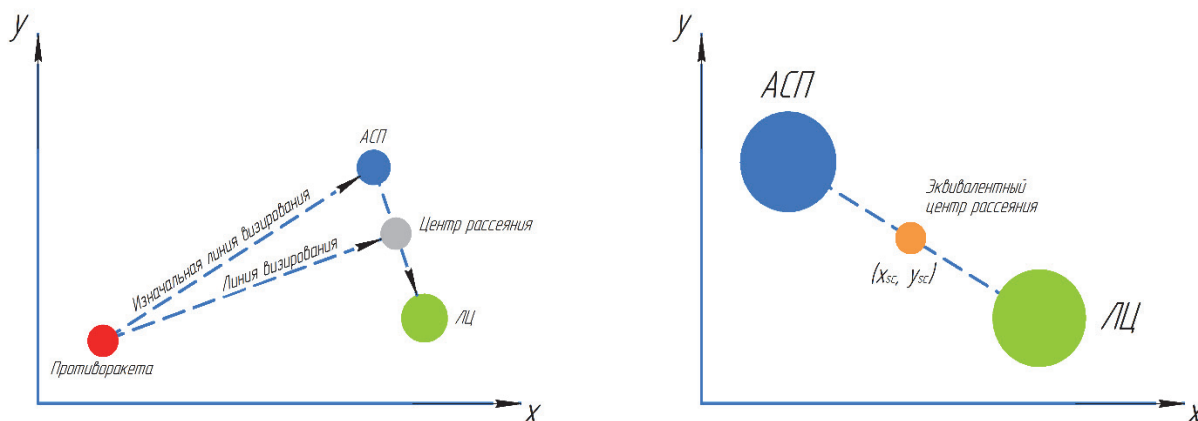


Рис. 2. Траектории ракеты, АСП и ложных целей: а – смещение центра рассеяния АСП; б – положение эквивалентного центра рассеяния

Целесообразность использования нескольких ложных целей можно объяснить двумя ключевыми моментами: эффективность мощности сигнала помех определяет многие параметры полезной нагрузки, поэтому вместо использования одной большой ложной цели с «тяжелой» полезной нагрузкой использование нескольких меньших ложных целей с более «легкой» полезной нагрузкой может оказаться более эффективным; в случае потери одной из ложных целей оставшиеся могут продолжать эффективно выполнять поставленную задачу.

Основные концепции обучения с подкреплением

Глубокий подход на основе обучения с подкреплением применяется в [3] для направления ложной цели для защиты АСП от высокоманевренных противоракет.

Целью использования алгоритма обучения с подкреплением с несколькими агентами является машинное обучение логики применения ложных целей сов-

местному планированию пути для формирования роя, предполагая, что все ложные цели остаются обнаруживаемыми РЛГСН противоракеты в одно и то же время.

Во время обучения ложных целей АСП, противоракете и ложным целям одновременно присваиваются случайные точки положения. На начальном этапе и ложные цели, и АСП находятся в поле зрения РЛГСН противоракеты, при этом РЛГСН противоракеты провела захват цели. Впоследствии ложные цели начинают движение из определенных точек для эффективного выполнения поставленной задачи по изменению траектории движения противоракеты. Вместо того, чтобы сосредоточиться на текущем положении противоракеты, устанавливаются виртуальные точки интереса, в которые направляется «ведущий» агент. Сектор применения является ключевым параметром для успешного выполнения поставленной задачи ложными целями.

По завершении этапа обучения ожидаемым результатом является то, что «ведущий» агент движется к установленной точке, в то время как «ведомые» агенты корректируют свое местоположение для поддержания требуемой конфигурации строя, тем самым отслеживая перемещения «ведущего» агента.

Обучение с подкреплением формализует взаимодействие между агентом, действующим автономно, и его окружающей средой, используя структуру, известную как марковский процесс принятия решений (MDP), как показано на рисунке 3. MDP характеризуется последовательностью (S, A, R, T, γ) , где S обозначает определенный набор состояний, A – определенный набор действий.

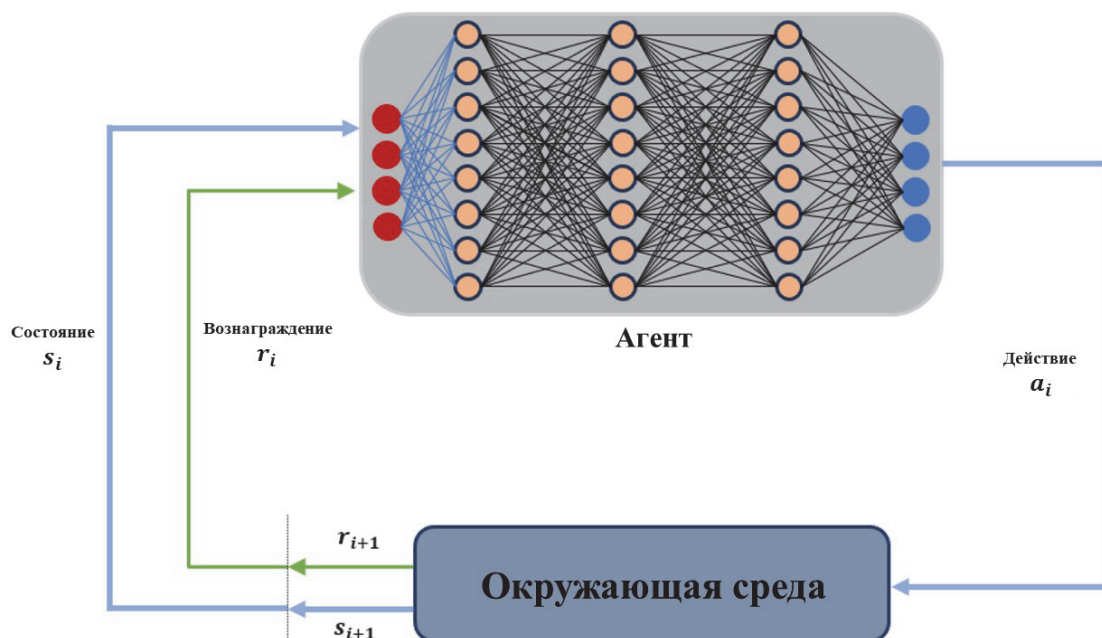


Рис. 3. Схема подкрепления

Функция перехода $T: S \times A \times S \rightarrow [0,1]$ определяет вероятность перехода из состояния $s \in S$ в другое состояние $s' \in S$, учитывая конкретное действие $a \in A$.

Функция вознаграждения $R : S \times A \times S$ определяет немедленное вознаграждение, которое может быть стохастическим, которое получает агент, когда он выполняет действие a в состоянии s и переходит в состояние s' . Параметр γ представляет собой коэффициент дисконтирования, уравнивающий важность немедленного вознаграждения и будущего вознаграждения.

В обучении с подкреплением после выполнения действия вознаграждение – положительное или отрицательное – предоставляется в качестве обратной связи для оценки эффективности действия. Накопительное вознаграждение на каждом временном шаге t рассчитывается по формуле

$$R(\tau) = r_{t+1} + r_{t+2} + r_{t+3} + r_{t+4} + \dots,$$

Однако простое суммирование вознаграждений практически нецелесообразно, поэтому в уравнение необходимо ввести коэффициент дисконтирования. Этот коэффициент дисконтирования корректирует будущие вознаграждения, экспоненциально взвешивая в соответствии с их временным шагом, делая их сопоставимыми с немедленными вознаграждениями. Краткосрочные вознаграждения более надежны, поскольку они более предсказуемы, чем те, которые прогнозируются далеко в будущее. Приведем модифицированную формулу для вычисления совокупности вознаграждений:

$$R(\tau) = r_{t+1} + \gamma r_{t+2} + \gamma^2 r_{t+3} + \gamma^3 r_{t+4} + \dots,$$

что соответствует

$$R(\tau) = \sum_{n=1}^{\infty} \gamma^n r_{t+n+1}.$$

Фактор дисконтирования γ – ключевой параметр в обучении с подкреплением, варьирующимся от 0 до 1. Более высокое значение γ подразумевает меньшее дисконтирование будущих вознаграждений, побуждая агента сосредоточиться на долгосрочных выгодах. Наоборот, более низкая γ приводит к большему дисконтированию, отдавая приоритет краткосрочным вознаграждениям.

Важнейшей концепцией в обучении с подкреплением является компромисс между исследованием и применением. Исследование включает проверку отклика на случайные действия для получения агентом новых знаний об окружающей среде, тогда как применение использует существующие знания для принятия оптимальных решений. Существует два основных подхода к обучению агентов обучения с подкреплением: методы, основанные на политике и ценности. Методы, основанные на политике, напрямую изучают политику, которая направляет агента при выборе действий для максимизации совокупной ожидаемой отдачи. В детерминированной политике для каждого состояния выбирается определенное действие, в то время как стохастическая политика создает распределение вероятностей по возможным действиям для данного состояния. Методы, основанные на ценности, с другой стороны, полагаются на функцию ценности, которая сопоставляет каждое состояние с его ожидаемым значением, помогая косвенно определить оптимальное действие. Распространенной альтернативой функции ценности является функция действие – ценность, обозна-

чаемая как $Q(s, a)$, который обеспечивает измерение ожидаемого вознаграждения за выполнение определенного действия в заданном состоянии. Эта функция является одним из наиболее известных методов вычисления значений, облегчая эффективное принятие решений агентов обучения с подкреплением.

Структура централизованного обучения и децентрализованного выполнения

Применение алгоритма обучения с подкреплением для одного агента и для обучения нескольких агентов неэффективно из-за нестационарной природы переходов в таких сценариях. В марковском процессе принятия решений, который является своего рода структурой, используемой для обучения с подкреплением для одного агента, предполагается, что вероятности перехода для каждой пары состояние – действие остаются постоянными с течением времени. Однако, когда несколько агентов обучаются в одной и той же среде, это предположение больше не выполняется, поскольку действия каждого агента могут влиять на среду и, таким образом, изменять динамику перехода для других агентов.

Обучение с подкреплением для нескольких агентов (MARL) – это подход обучения нескольких агентов совместному обучению, сотрудничеству и взаимодействию друг с другом в одной среде. Две основные проблемы, с которыми сталкиваются алгоритмы MARL, – это нестационарные переходы и экспоненциально расширяющиеся пространства состояний и действий. По мере увеличения числа агентов размеры как пространств состояний, так и пространств действий растут экспоненциально. Для решения этих проблем предложены различные подходы [4, 5]. Большинство из них подпадают под подход, известный как централизованное машинное обучение с децентрализованным выполнением.

Централизованное обучение и децентрализованное выполнение (CTDE) [6] – это подход, используемый MARL, который обрабатывает вычислительную сложность во время фазы обучения, а не во время исполнения. Часто используемый подход для реализации этой техники – обучение централизованного критика и выполнение децентрализованных акторов (рис. 4). Этот метод расширяет модель «ученик – учитель», в данной конфигурации сеть «учителя» обучается не в режиме реального времени, не ограничиваясь необходимостью немедленного исполнения. Основная цель – сделать возможным обучение нейронных сетей, способных эффективно решать многоагентные задачи, используя глобальную информацию, которая собирается несколькими агентами во время обучения, но не во время выполнения задачи.

Алгоритм MADDPG [6] представляет собой решение, основанное на принципе «ученик – учитель» для решения многоагентных задач, основываясь на одноагентном аналоге Deep Deterministic Policy Gradient (DDPG) [7]. Основная идея MADDPG заключается в том, что, если известны действия всех агентов, среда остается неподвижной даже при изменении принципа функционирования.

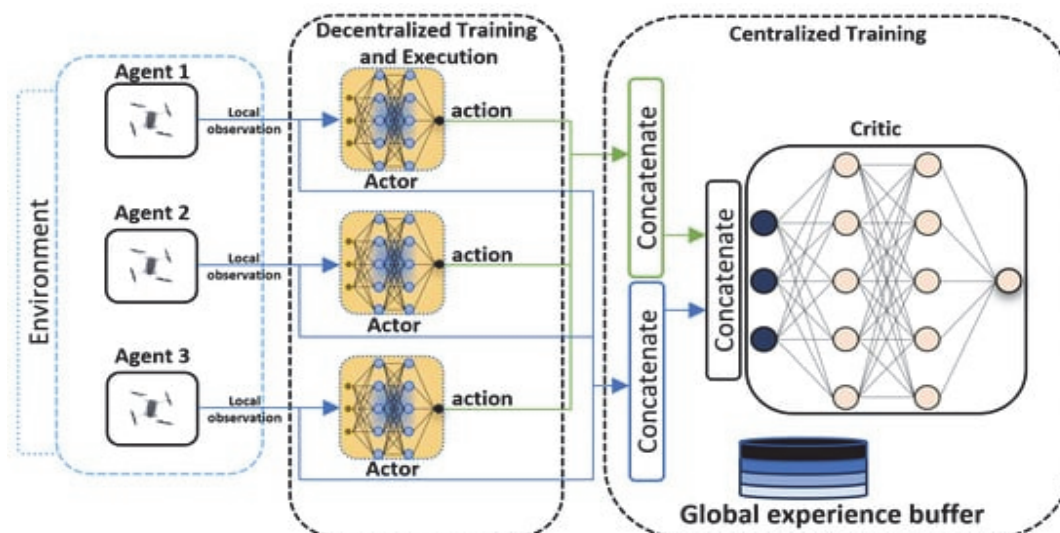


Рис. 4. Централизованное обучение и децентрализованное выполнение многоагентной структуры обучения с подкреплением

Программный код алгоритма MADDPG представлен в [6]. Подобно DDPG, MADDPG является алгоритмом, использующим случайные выборки из опыта, накопленного во время обучения. Каждый агент имеет свое наблюдение и безграничную «свободу действий», а также четыре нейронные сети: ученик, учитель, целевой ученик и целевой учитель. Сеть учеников производит детерминированные действия на основе локальных наблюдений, в то время как сеть учителей оценивает эффективность работы ученика, вычисляя значение. В отличие от общих принципов, применяемых для распределения вероятностей, сеть ученика напрямую сопоставляет информацию о состоянии с результатами выполняемых действий (причинно-следственные связи). Ключевые параметры, такие как текущие и последующие совместные состояния, совместные действия и вознаграждения, полученные каждым агентом, сохраняются в «накопленном» опыте на каждой итерации. Для обучения агентов используется партия случайных выборок из «накопленного» опыта.

MATD3 [8] расширяет алгоритм Twin-Delayed Deep Deterministic Policy Gradient (TD3) [9] на многоагентную область и, подобно MADDPG, использует централизованную структуру обучения и децентрализованного выполнения. При этом предполагается, что во время обучения имеется доступ к прошлым действиям, наблюдениям, вознаграждениям и алгоритму поведения всех агентов. Эта информация используется каждым агентом для обучения двух централизованных учителей. Алгоритм TD3 улучшает DDPG, смягчая смещение переоценки в Q -функции, аналогично подходу двойного Q -обучения. В DDPG ошибки аппроксимации многослойного перцептрона (MLP) в сочетании с использованием метода градиентного спуска часто приводят к завышенным значениям Q для пар «причина – следствие». Эта переоценка приводит к более медленной сходимости результатов во время обучения. TD3 решает эту проблему, привлекая двух учителей Q_{θ_1} и Q_{θ_2} , а также две соответствующие сети

целевых учителей. Чтобы уменьшить смещение переоценки, они обновляются минимумом обоих учителей.

Формирование вознаграждения и архитектура нейронной сети

Создание оптимальной глобальной функции вознаграждения представляет собой сложную задачу в обучении с подкреплением, особенно в сценариях с участием нескольких агентов. В сценарии настоящей работы подразумевается защита АСП посредством применения ложной цели для защиты АСП от противоракет, при этом успешность выполнения поставленной задачи зависит от сплоченных действий агентов. Чтобы выполнить эту задачу, агенты должны совместно перемещаться, соблюдая требование постоянно оставаться в поле зрения РЛГСН.

Предлагаемая тактика применения ложной цели для выполнения совместной задачи включает использование тактики применения, при которой один агент назначается ведущим, а остальные агенты действуют как ведомые. В каждом запуске сектор применения назначается случайным образом ведущей ложной целью, причем угол является кратным 10° в диапазоне от 10° до 360° . Затем создается виртуальная точка путем использования значения этого угла в качестве точки отсчета, которая выступает как приоритетная цель для ведущего агента, к которой он должен двигаться. Глобальная функция вознаграждения задана двумя условиями: ведущий агент поощряется при движении к назначенной точке, затем ведомые агенты поощряются при сохранении заданной конфигурации роя.

Алгоритмы, предлагаемые для применения в настоящей работе – MADDPG и MATD3, которые работают в рамках, состоящих из нейронных сетей ученика и учителя. Сеть ученика определяет действия на основе имеющихся локальных наблюдений, тогда как сеть учителя оценивает «производительность» ученика с учетом глобальных наблюдений и совместных действий.

Моделирование процесса

В работе [10] разработан численный симулятор боевой обстановки для моделирования процессов отражения радиосигналов в реальных сценариях, в которых одноразовая ложная цель и защищаемый летательный аппарат находятся в движении. Симулятор основан на методе Монте-Карло, который в указанном источнике используется для оценки влияния характеристик и сценария применения ложной цели на вероятность промаха средства противодействия.

Для оценки эффективности предлагаемой тактики применения ложных целей при угрозе со стороны одной противоракеты предлагается использовать метод Монте-Карло. Эффективность тактики применения оценивается на основе четырех критических параметров: сектора применения ложных целей, направления движения противоракеты, максимальной скорости ложных целей и скорости противоракеты.

Оценка на основе изменяемой области размещения ложных целей и направления пуска ракеты

В первом случае задаются постоянные значения по умолчанию для максимальной скорости ложной цели и скорости АСП. Это позволяет проанализировать влияние секторов применения ложных целей и направления движения противоракеты на успешность выполнения поставленной задачи. Как показано на рис. 5, формируется шесть секторов применения ложных целей, а противоракета может быть запущена из одной из четырех случайных точек.

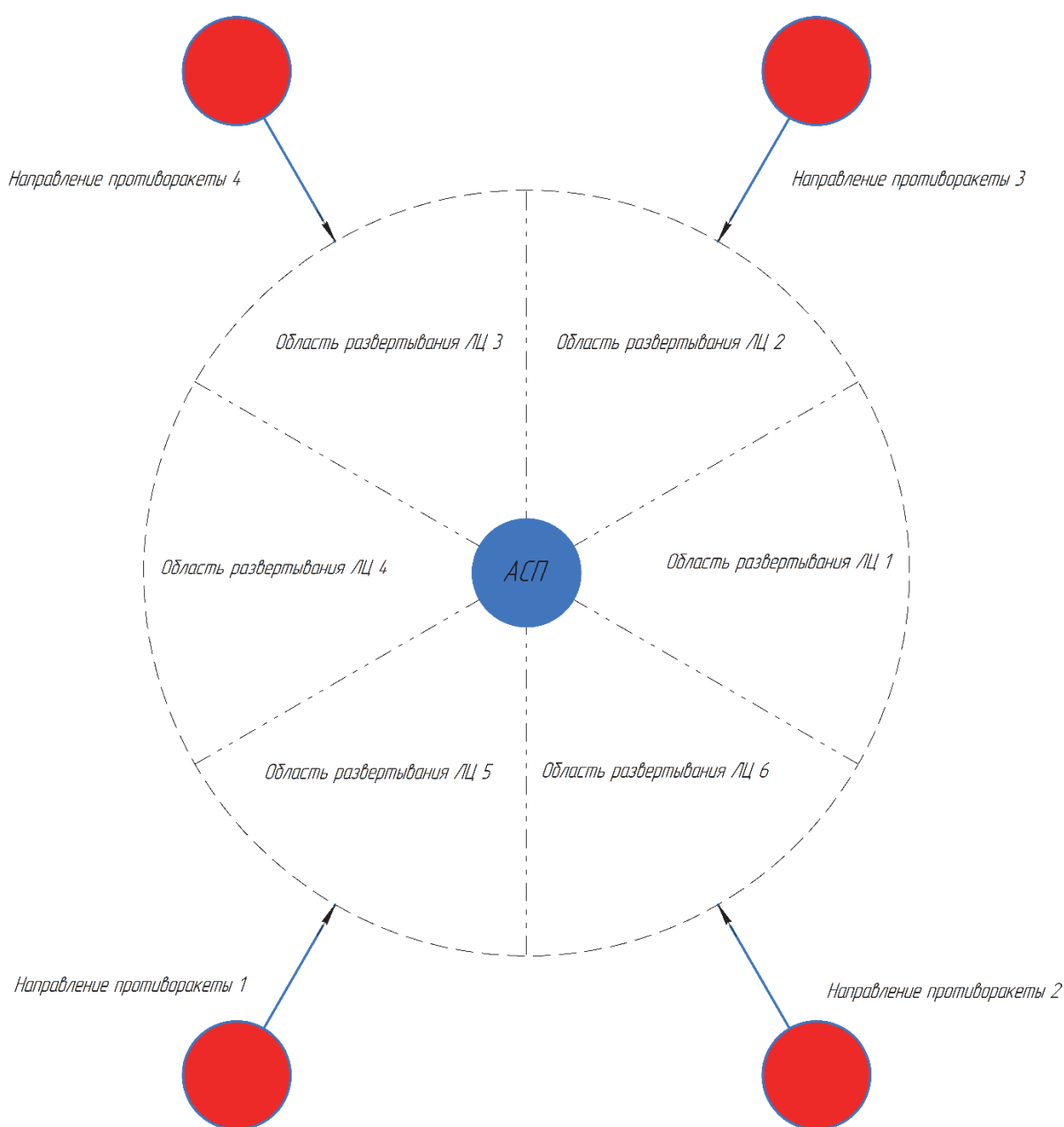


Рис. 5. Зоны и углы развертывания ложных целей

При каждом запуске местоположение ложных целей было случайным образом определено в одном из секторов, а противоракета двигалась из одной из заранее определенных точек.

Для данной постановки задачи определяется максимальная скорость ложной цели, АСП и противоракеты. После каждой итерации обрабатываются результаты для последующего анализа, например, определение процента успешности изменения траектории противоракеты. Итерация заканчивается, когда противоракета поражает либо настоящую цель, либо ложную цель.

Оценка с переменной максимальной скоростью ложных целей и скоростью противоракеты

Во втором случае исследуется влияние максимальной скорости ложных целей и скорости противоракеты на эффективность предлагаемой тактики применения.

Задаются диапазоны скорости ложной цели (м/с) и скорости противоракеты (м/с), что позволяет оценить успешность тактики применения ложных целей, обученных алгоритмом MADDPG и MATD3.

Оценка надежности обученных ложных целей в условиях постановки помех

Чтобы оценить эффективность применения обученных ложных целей в приближенных к реалистичным условиям, например, таких, в которых могут учитываться отказы бортовой аппаратуры ложных целей, вводятся помехи во все параметры функционирования. Помехи задаются в процентах, которые умножаются на значения определенных параметров наблюдения (от 0 до 1).

Результирующие данные наблюдения представляют собой сумму номинальных значений и значений, скорректированных с учетом помех. В этом сравнении противоракета последовательно запускается из одной и той же области, а ложные цели развертываются в одном и том же секторе применения.

Заключение

Предложена тактика применения авиационных ложных целей на основе обучения с подкреплением, направленная на повышение вероятности выживания АСП.

В работе рассмотрены алгоритмы MADDPG (Multi-Agent Deep Deterministic Policy Gradient) и MATD3 (Multi-Agent Twin Delayed Deep Deterministic Policy Gradient) для обучения ложных целей совместному скоординированному поведению. Тактика применения подразумевает, что одна ложная цель является ведущей, а другие – ведомыми. Предлагается проведение оценки эффективности рассматриваемого подхода с использованием четырех ключевых параметров: сектора применения ложных целей; направления движения противоракеты из состава системы

ПВО/ПРО условного противника; скорости движения ложных целей; скорости движения противоракеты.

Такой подход имеет определенные ограничения, в частности, длительное время, необходимое для установления конфигурации роевого формирования после выброса ложной цели. Однако благодаря возможности принятия независимых решений, которую подход предоставляет ложным целям, они способны эффективно проводить реконфигурацию строя в динамичных условиях боевых действий.

Разработка и тестирование конфигурации роя дронов, предназначенной для прикрытия летящего беспилотника-цели от наземных средств радиолокационного обнаружения, рассматриваются в [11]. В исследовании рассмотрено четыре различные конфигурации для роя дронов, и сделан вывод, что архитектура роя дронов, использующая несколько ложных целей, наиболее эффективная с точки зрения создания помеховой обстановки.

Стратегия по использованию трех беспилотных летательных аппаратов, несущих полезную нагрузку, в виде станции помех для защиты корабельной ударной группы от противокорабельных ракет приведена в [12]. Беспилотные летательные аппараты используются в качестве ложных целей, стратегия их применения предусматривает схожее обучение с подкреплением. Результаты моделирования показывают, что в определенных условиях вероятность увода на ложную цель противокорабельной ракеты составила 81 %.

Авторы считают, что применение представленной тактики применения авиационных ложных целей на основе обучения с подкреплением целесообразно для дальнейшего моделирования в составе перспективных авиационных средств поражения.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов/The authors declare no conflict of interests.

Библиографический список

1. Тирищук Д. И., Сирица Ф. В., Зайцев А. А., Герасимова А. В. Целесообразность создания беспилотных летательных аппаратов ложной цели для ВС РФ // Механика и процессы управления: Материалы LIII Всероссийского симпозиума. 12–14 декабря 2023, г. Миасс, Челябинская обл., Россия. М: РАН, 2023. С. 72–83.
2. Kim K. Engagement-Scenario-Based Decoy-Effect Simulation Against an Anti-ship Missile Considering Radar Cross Section and Evasive Maneuvers of Naval Ships // Journal of Ocean Engineering and Technology. 2021. Vol. 35, no. 3. Pp. 238–246. DOI: 10.26748/ksoe.2021.023, EDN: QZJJEK.
3. Zhou Y. Correlation parameters simulation for towed radar active decoy // Proceedings of the 2012 International Conference on Computer Distributed Control and Intelligent Environmental Monitoring, 5–6 March 2012, Zhangjiajie, China. Pp. 214–217. DOI: 10.1109/CDCIEM.2012.56.
4. Yu C., Velu A., Vinitzky E. et al. The Surprising Effectiveness of PPO in Cooperative, Multi-Agent Games // arXiv.2103.01955. DOI: 10.48550/arXiv.2103.01955.
5. Foerster J., Farquhar G., Afouras T. et al. Counterfactual Multi-Agent Policy Gradients // arXiv.1705.08926. DOI: 10.48550/arXiv.1705.08926.

6. Lowe R., Wu Y. I., Tamar A. et al. Multi-agent actor-critic for mixed cooperative-competitive environments // arXiv.1705.08926. DOI: 10.48550/arXiv.1706.02275.
7. Lillicrap T. P., Hunt J. J., Pritzel A. et al. Continuous control with deep reinforcement learning // arXiv.1509.02971. DOI: 10.48550/arXiv.1509.02971.
8. Ackermann J., Gabler V., Osa T., Sugiyama M. Reducing overestimation bias in multi-agent domains using double centralized critics // arXiv.1910.01465. DOI: 10.48550/arXiv.1910.01465.
9. Fujimoto S., Hoof H., Meger D. Addressing function approximation error in actor-critic methods // In Proceedings of the 35th International Conference on Machine Learning, PMLR10–15 July 2018, Stockholm, Sweden. 2018. Vol. 80. Pp. 1587–1596.
10. Rim J. W., Jung K. H., Koh I. S. et al. Simulation of dynamic EADs jamming performance against tracking radar in presence of airborne platform // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2015. Vol. 16, Iss. 16. Pp. 475–483. DOI: 10.5139/IJASS.2015.16.3.475.
11. Conte C., Verini Supplizi S., de Alteriis G. et al. Using Drone Swarms as a Countermeasure of Radar Detection // Journal of Aerospace Information Systems. 2023, Vol. 20, № 2. Pp. 70–80. DOI: 10.2514/1.i011131. EDN: DHOLPU.
12. Bildik E., Tsourdos A., Perrusquia A., Inalhan G. Interception of anti-ship missiles. Reinforcement Learning Approach // Aerospace. 2024. № 11. P. 684.

Дата поступления: 24.01.2025

Решение о публикации: 21.03.2025

Контактная информация:

ТИРИЩУК Дмитрий Игоревич – инженер-конструктор 3-й категории, и.о. ведущего конструктора (АО «ГосМКБ «Радуга» им. А. Я. Березняка», Россия, 141983, Московская обл., г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2А), аспирант (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1), tirishchukdi.ru@mail.ru

СИРИЦА Федор Владимирович – инженер-конструктор 2-й категории, и.о. ведущего конструктора (АО «ГосМКБ «Радуга» им. А. Я. Березняка», Россия, 141983, Московская обл., г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2А), аспирант (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1), fedorsiritsa@mail.ru

References

1. Tirishchuk D. I., Siritca F. V., Zaitsev A. A., Gerasimova A. V. The feasibility of creating decoy unmanned aerial vehicles for the Armed Forces of the Russian Federation. Mechanics and control processes. Materials of the LIII All-Russian Symposium, December 12–14, 2023, Miass, Chelyabinsk region, Russia. 2023, pp. 72–83.
2. Kim K. Engagement-Scenario-Based Decoy-Effect Simulation Against an Anti-ship Missile Considering Radar Cross Section and Evasive Maneuvers of Naval Ships. *Journal of Ocean Engineering and Technology*. 2021. Vol. 35, no. 3, pp. 238–246. DOI: 10.26748/ksoe.2021.023, EDN: QZJJEK.
3. Zhou Y. Correlation parameters simulation for towed radar active decoy. Proceedings of the 2012 International Conference on Computer Distributed Control and Intelligent Environmental Monitoring, 5–6 March 2012, Zhangjiajie, China, pp. 214–217. DOI: 10.1109/CDCIEM.2012.56.

4. Yu C., Velu A., Vinitzky E. et al. The Surprising Effectiveness of PPO in Cooperative, Multi-Agent Games. arXiv.2103.01955. DOI: 10.48550/arXiv.2103.01955.
5. Foerster J., Farquhar G., Afouras T. et al. Counterfactual Multi-Agent Policy Gradients. arXiv.1705.08926. DOI: 10.48550/arXiv.1705.08926.
6. Lowe R., Wu Y. I., Tamar A. et al. Multi-agent actor-critic for mixed cooperative-competitive environments. arXiv.1705.08926. DOI: 10.48550/arXiv.1706.02275.
7. Lillicrap T. P., Hunt J. J., Pritzel A. et al. Continuous control with deep reinforcement learning. arXiv.1509.02971. DOI: 10.48550/arXiv.1509.02971.
8. Ackermann J., Gabler V., Osa T., Sugiyama M. Reducing overestimation bias in multi-agent domains using double centralized critics. arXiv.1910.01465. DOI: 10.48550/arXiv.1910.01465.
9. Fujimoto S., Hoof H., Meger D. Addressing function approximation error in actor-critic methods. In Proceedings of the 35th International Conference on Machine Learning, PMLR10–15 July 2018, Stockholm, Sweden. 2018. Vol. 80, pp. 1587–1596.
10. Rim J. W., Jung K. H., Koh I. S. et al. Simulation of dynamic EADs jamming performance against tracking radar in presence of airborne platform. International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2015. Vol. 16, Iss. 16, pp. 475–483. DOI: 10.5139/IJASS.2015.16.3.475.
11. Conte C., Verini Supplizi S., de Alteriis G. et al. Using Drone Swarms as a Countermeasure of Radar Detection. Journal of Aerospace Information Systems. 2023, Vol. 20, no. 2, pp. 70–80. DOI: 10.2514/1.i011131. EDN: DHOLPU.
12. Bildik E., Tsourdos A., Perrusquia A., Inalhan G. Interception of anti-ship missiles. Reinforcement Learning Approach. Aerospace. 2024. No. 11, p. 684.

Date of receipt: January 24, 2025

Publication decision: March 21, 2025

Contact information:

Dmitrii I. TIRISHCHUK – Design Engineer 3rd Category, Acting Lead Designer (Raduga State Machine-Building Design Bureau Jount Stock Company, 141983, Russia, Moscow region, Dubna, st. Zhukovsky, 2A), Postgraduate Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), tirishchukdi.ru@mail.ru

Fedor V. SIRITSA – Design Engineer 2nd Category, Acting Lead Designer (Raduga State Machine-Building Design Bureau Jount Stock Company, 141983, Russia, Moscow region, Dubna, st. Zhukovsky, 2A), Postgraduate Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), fedorsiritsa@mail.ru