ISSN: 2949-401X

АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

НАУЧНЫЙ РЕЦЕНЗИРУЕМЫЙ СЕТЕВОЙ ЖУРНАЛ



ТОМ 3,
№ 1.
2025

WWW.AEROCOSMTECH.RU

ISSN: 2949-401X

Научный рецензируемый сетевой журнал

АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

Том 3, № 1. 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. РАРАН, профессор кафедры плазмогазодинамики 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

Адрес 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 14.04.2025

© БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2025 16+

ISSN: 2949-401X

Scientific Reviewed Online Journal

AEROSPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY

Vol. 3, no. 1. 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, Informotion 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.

Publication 14.04.2025

© BSTU "VOENMEH", 2025 16+

Редакционный совет

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

Чернышов Михаил Викторович – доктор технических наук, доцент, член-корреспондент РАРАН, 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 РАРАН, 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 РАРАН, 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, лауреат премии Н. Е. Жуковского и премии С. А. Чаплыгина АН СССР, кавалер Ордена Почета

Липанов Алексей Матвеевич – доктор технических наук, профессор, академик РАН, академик РАРАН, 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, член-корреспондент 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, член-корреспондент РАН, академик РАРАН, 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, Acting 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, Corresponding Member 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, Corresponding Member 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. Testoedov – 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 РАРАН, 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 РАРАН, 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 РАЕН, 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

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

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

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

Alelsey 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 Mashinostroyenia" (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, 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.
История исследований пропульсивных аэродинамических поверхностей 13

Панкратова В. В.,
Романов И. В.
Слив пограничного слоя, сформированного на внешней оболочке дирижабля, в двигательную установку 48

Третьяков Н. К.
Методика оценки влияния нештатного функционирования рулевых приводов на аэродинамическую устойчивость беспилотного летательного аппарата 59

МЕХАНИКА ДЕФОРМИРУЕМОГО ТВЕРДОГО ТЕЛА, ВОПРОСЫ АЭРОУПРУГОСТИ

Сирица Ф. В.,
Тирищук Д. И.
Применение математической модели прямого кругового конического ударника при оценке последствий воздействия обычных средств поражения на элементы конструкции летательных аппаратов 71

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Баранников А. А.,
Вешкин Е.А.,
Судьин Ю. И.,
Мишунин Н. Н.
Материалы, технологии и оборудование разработки НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ для проведения ремонта изделий из полимерных композиционных материалов различного назначения 82

Ващенко А. Н.,
Григорьев М. Н.
Анализ опыта практической организации разработки и производства пассажирских беспилотных летательных аппаратов в Китайской Народной Республике 97

ЭКСПЛУАТАЦИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Карпиков Ю. А.,
Киреев А. Н.,
Орлов С. Б.,
Трохов Д. А.
Улучшение транспортных характеристик электрических беспилотных летательных аппаратов, стартующих с автомобиля 125

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Гессен П. А.,
Лизин А. И.,
Павлова В. А.,
Саенко В. Д.,
Судаков А. А.,
Тупиков В. А.
Направления совершенствования систем наведения высокоскоростных летательных аппаратов на основе использования методов компьютерного зрения 141

Дряглев А. О.
Обобщенная математическая модель быстродействующей калибровки двухстепенных поплавковых гироскопов системы наземной навигации 157

Рысин А. И.	Способ коррекции местоположения летательного аппарата с помощью цифровой модели рельефа местности	169
Горский Е. Б., Субхангулов Р. И.	Методы и средства летных испытаний бортового радиотехнического оборудования навигации и посадки	189
Гусейнов О. А.	Оптимизация полета беспилотного летательного аппарата, снабженного солнечными элементами, в режиме уменьшения высоты	207

CONTENTS

AIR, GAS DYNAMICS AND HEAT EXCHANGE

Bulat P. V.,
Dudnikov S. Yu.,
Prodan N. V.,
Chernyshov P. S.
History of propulsive aerodynamic surface research 13

Pankratova V. V.,
Romanov I. V.
Sink of the boundary layer formed on the outer envelope of an airship into the propulsion system 48

Tretyakov N. K.
Methodology for assessing the impact of abnormal actuator operation on the aerodynamic stability of unmanned aerial vehicles 59

MECHANICS OF DEFORMABLE SOLIDS, AEROELASTICITY ISSUES

Siritsa F. V.,
Tirishchuk D. I.
Application of a direct circular conical impactor model for assessing the effects of conventional weapons on aircraft structural elements 71

AIRCRAFT DESIGN, CONSTRUCTION AND MANUFACTURING

Barannikov A. A.,
Veshkin E. A.,
Sudyin Yu. I.,
Mishunin N. N.
Materials, technologies and equipment developed by the Research Center “Kurchatov Institute” – VIAM for the repair of polymer composite structures for various applications 82

Vashchenko A. N.,
Grigoriev M. N.
Analysis of the experience of practical organization of the development and production of passenger UAVs in the People's Republic of China 97

OPERATION OF AEROSPACE EQUIPMENT

Karpikov Yu. A.,
Kireev A. N.,
Orlov S. B.,
Trokhov D. A.
Enhancing the transport performance of electric UAVs launched from a moving vehicle 125

AIRCRAFT MOTION CONTROL

Gessen P. A.,
Lizin A. I.,
Pavlova V. A.,
Saenko V. D.,
Sudakov A. A.,
Tupikov V. A.
Advancements in guidance systems for high-speed aircraft based on computer vision methods 141

Dryaglev A. O.
Generalized mathematical model for high-speed calibration of two-stage float gyroscopes in ground-based navigation systems 157

Rysin A. I.
Method for aircraft position correction using a digital elevation model 169

Gorskiy E. B.,
Subkhangulov R. I.
Methods and means of flight testing of on-board radio navigation and landing equipment 189

Huseynov O. A.
Flight optimization of a solar-powered unmanned aerial vehicle in descent mode 207

УДК 533.6.013.1

ИСТОРИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОПУЛЬСИВНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

П. В. Булат[1,2], С. Ю. Дудников[1], 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. Исследования, выполненные в течение 2018–2021 гг. в рамках программы (дорожной карты) Аэронет Национальной технологической инициативы, показали, что есть потребность в транспортном воздушном судне, способном эксплуатироваться на площадках ограниченных размеров и без их предварительной подготовки, с коротким или вертикальным взлетом (посадкой) и выполнением горизонтального полета по-самолетному. Перспективным является подход с использованием несущего фюзеляжа, набранного специальными пропульсивными (создающими тягу) профилями, которые, ввиду своей специфики, имеют большую строительную высоту. Это позволяет удобно размещать внутри контейнеры с грузом или пассажирскую кабину. Применение принципов пропульсивного фюзеляжа позволяет сделать воздушное судно практически бесшумным, так как скорость веерной струи, выбрасываемой, например, через заднюю кромку крыла, будет небольшой. Рассмотрены работы по созданию высоконесущих и пропульсивных (создающих тягу) профилей для низкоскоростных воздушных судов, дирижаблей и трансзвуковых летательных аппаратов. Прослежена последовательность развития идеи создания тяги аэродинамическими телами, и дан обзор современных работ по данной теме.

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

Для цитирования: *Булат П. В., Дудников С. Ю., Продан Н. В., Чернышов П. С.* История исследований пропульсивных аэродинамических поверхностей // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 13–47. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-13-47. EDN CCKARN

HISTORY OF PROPULSIVE AERODYNAMIC SURFACE RESEARCH

P. V. Bulat[1,2], S. Yu. Dudnikov[1], 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. Studies conducted between 2018 and 2021 as part of the Aeronet roadmap under the National Technology Initiative revealed a demand for a transport aircraft capable of operating on confined sites without prior preparation, featuring short or vertical take-off and landing (VTOL), and performing horizontal flight in the manner of a conventional airplane. A promising concept involves the use of a load-bearing fuselage composed of specialized propulsive (thrust-generating) airfoils, which–due to their geometry–

© Булат П. В., Дудников С. Ю., Продан Н. В., Чернышов П. С., 2025

feature considerable structural depth. This allows for convenient internal placement of cargo containers or a passenger cabin. The application of propulsive fuselage principles enables the development of nearly silent aircraft, as the velocity of the fan-driven jet, expelled for instance through the wing's trailing edge, can be kept low. The article reviews developments in high-lift and thrust-generating airfoils designed for low-speed aircraft, airships, and transonic vehicles. It traces the evolution of the idea of using aerodynamic surfaces to generate thrust and provides an overview of current research in the field.

Keywords: aerodynamic profile, active flow control methods, high-bearing profile, laminarization, air extraction from the surface, boundary layer, propulsive aerodynamics, propulsating profile

For citation: Bulat P. V., Dudnikov S. Yu., Prodan N. V., Chernyshov P. S. History of propulsive aerodynamic surface research. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 13–47. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-13-47. EDN CCKARN (In Russian)

Введение

В настоящем аналитическом обзоре рассматриваются методы проектирования аэродинамических поверхностей с активным управлением обтеканием и проблемы пропульсивной аэродинамики. Для обозначения предмета настоящего исследования и ряда смежных областей в отечественной и зарубежной литературе исторически сложилась определенная терминология. Рассмотрим основные термины.

Пропульсивная аэродинамика описывает методы проектирования пропульсивных профилей (Self-Propulsion), т. е. профилей, отдельные участки которых за счет особой организации течения около аэродинамической поверхности создают тягу. В англоязычной литературе данный класс методов называется Aerodynamic Pressure Thrust, т. е. методы создания тяги за счет разности давления на аэродинамических поверхностях.

Энергетические методы управления обтеканием несущих поверхностей (Powered Aerodynamics) позволяют за счет подведения энергии в форме отбора воздуха или его выдува управлять течением и пограничным слоем на несущей поверхности и тем самым увеличивать подъемную силу. Известное уравнение Бреге [1] для дальности полета:

$$R \approx H\eta_p K\mu,$$

где H – теплотворная способность топлива; μ – коэффициент конструктивного совершенства планера, равный отношению массы топлива к массе заправленного летательного аппарата. Коэффициент дальности $\eta_p K$, отражающий эффективность воздушного судна как транспортного средства, объединяет термодинамическую эффективность силовой установки η_p и аэродинамическое качество $K = C_y/C_x$ (L/D в англоязычной литературе, где L – подъемная сила (*lift*), D – сопротивление (*drag*)), C_y – коэффициент подъемной силы, C_x – коэффициент сопротивления. Иными словами, критерий $\eta_p K$ является комплексным.

Таким образом, физика полета указывает на необходимость совместного учета энергетики силовой установки и аэродинамики планера для получения максимальной эффективности воздушного транспортного средства.

Энергетические методы аэродинамики, подробно рассмотренные в монографиях А. В. Петрова [2–4], позволяют за счет использования части мощности силовой установки подводить дополнительную энергию к потоку около аэродинамической поверхности и за счет этого управлять обтеканием, увеличивая подъемную силу. Увеличение подъемной силы достигается за счет придания линиям тока, обтекающим крыло, большей кривизны при сохранении безотрывного течения (рис. 1, *а–е*) либо путем создания на поверхности крыла отрывных пузырей заданной конфигурации (рис. 1, *ж–и*), при обтекании которых линиями тока достигается тот же эффект, что и при обтекании аэродинамических профилей с большой кривизной и строительной высотой.

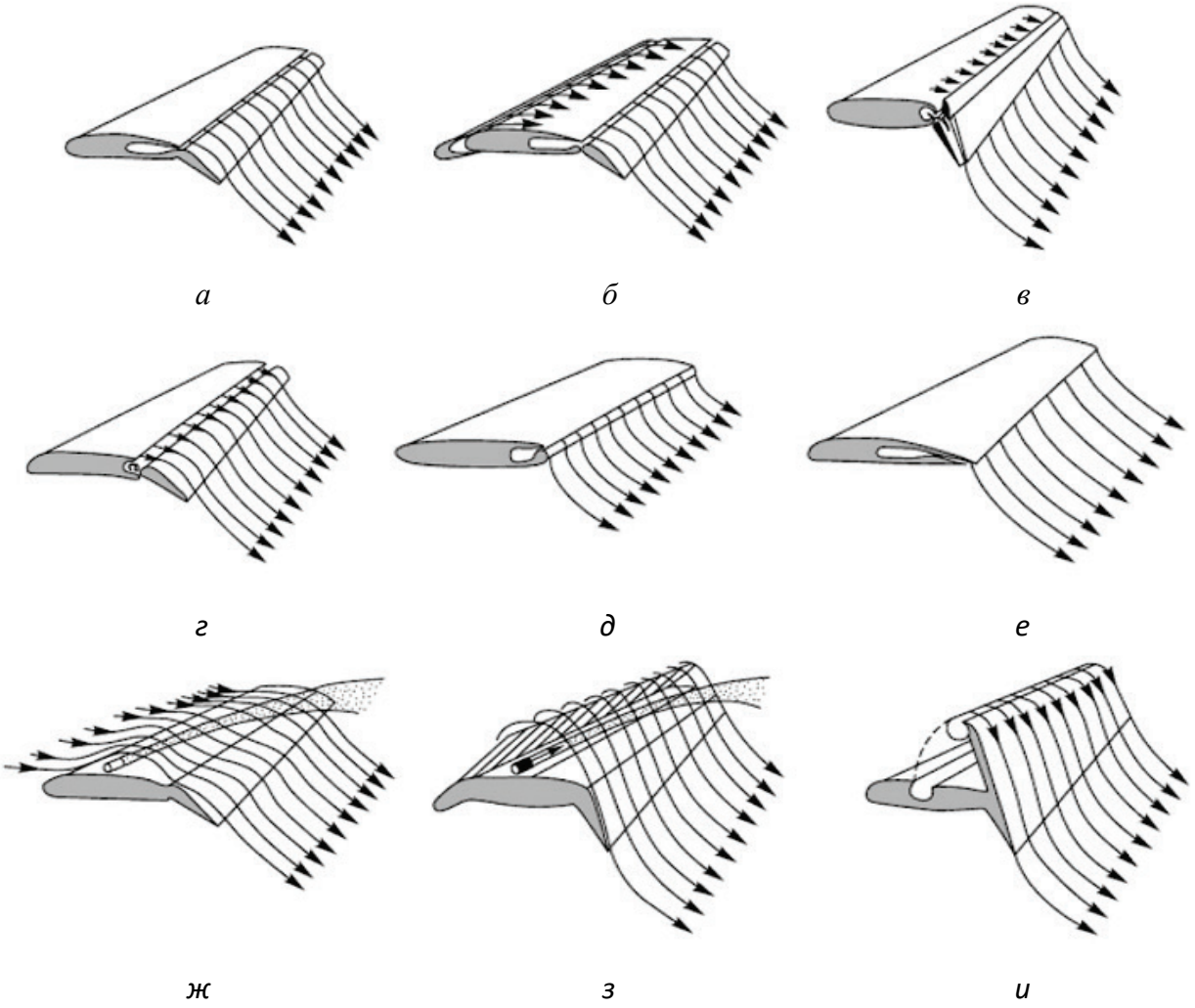


Рис. 1. Некоторые энергетические методы увеличения подъемной силы: *а* – обдув закрылка; *б* – обдув крыла и закрылка; *в* – эжекторный закрылок; *г* – отсос пограничного слоя перед щелевым закрылком; *д* – отсос пограничного слоя у задней кромки крыла; *е* – струйный закрылок; *ж*, *з* – увеличение эффективной кривизны профиля за счет создания отрывного пузыря выдувом струи вдоль крыла; *и* – создание отрывной каверны на поверхности крыла

Исторически работы по пропульсивным профилям выросли из проектирования аэродинамических поверхностей таким образом, чтобы отсутствовали участки, на которых скорость падает, т. е. отсутствовали бы предпосылки отрыва пограничного слоя. Таким образом, методы пропульсивной аэродинамики являются частным случаем энергетических методов.

Иногда общий класс энергетических методов делят на два подвида: методы управления пограничным слоем и активные методы, меняющие структуру внешнего течения целиком. К первому подвиду, помимо описанных и представленных на рис. 1 методов отбора и сдува пограничного слоя, относятся активно развиваемые методы снижения сопротивления за счет помещения движителей в спутный слой смешения за летательным аппаратом (рис. 2), например, реактивных двигателей или винтов (*wake fan*).

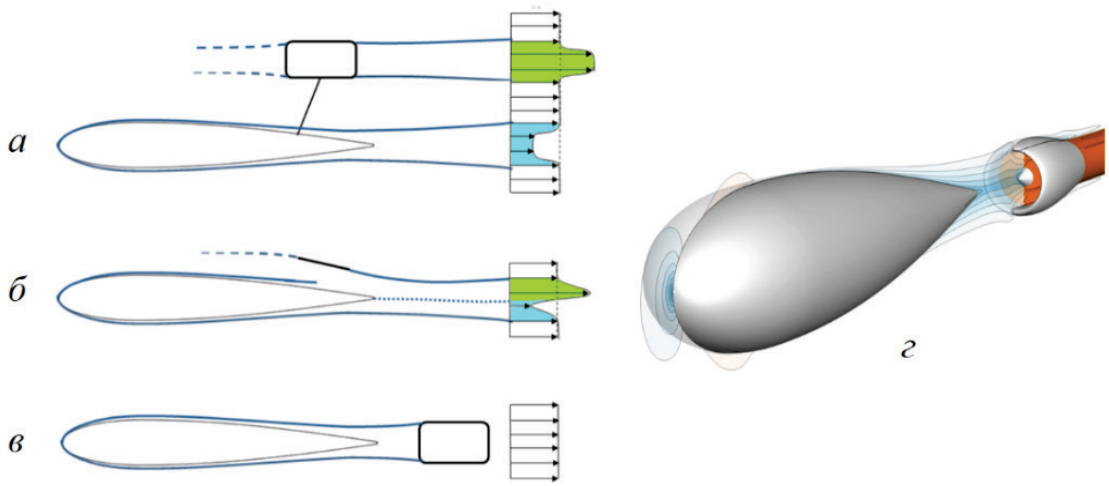


Рис. 2. Иллюстрация концепции ликвидации дефекта профиля скорости путем утилизации пограничного слоя в движителе за счет сообщения ему дополнительного импульса: *а* – «дефект скорости» при изолированном расположении движителя; *б* – «дефект скорости» при сдуве пограничного слоя и утопленном расположении движителя; *в* – отсутствие «дефекта скорости» при расположении движителя в следе за летательным аппаратом; *г* – картина течения

Такая концепция получила название утилизации пограничного слоя (*disposal of the boundary layer*). Суть ее состоит в том, что с точки зрения закона сохранения импульсов, потери на вязкое трение эквивалентны деформации профиля скорости («дефекту скорости») в следе за обтекаемым летательным аппаратом (рис. 2, *а*). Если заставить слой смешения полностью протекать через движитель и сообщать ему дополнительный импульс, то «дефект скорости» можно компенсировать (рис. 2, *в*). Тогда и действие сил вязкого трения будет компенсировано полностью. Если затраты энергии на это меньше, чем выигрыш в сопротивлении, то подобное решение представляется рациональным.

Второй класс методов называется активными методами аэродинамики, основанными на организации оптимального течения как на поверхности тела и в по-

граничном слое, так и во всем пространстве в целом, включая области невязкого течения. Именно им посвящен настоящий обзор.

Последние 30 лет перечисленные методы активно изучаются, но до реального внедрения в «большой» авиации пока не дошло. В значительной степени это объясняется позицией традиционной авиационной промышленности, сформулированной в 2006 г. одним из руководителей фирмы Boeing Джимом Кроудера (Jim Crowder): «Наша (Boeing) позиция заключается в том, что авиация – это зрелый бизнес и что открытия, ожидающие своего раскрытия, вероятно, не стоят того, чтобы им уделять внимание, а тем более внедрять. Если бы они этого заслуживали, то кто-нибудь уже нашел бы их и внедрил». Тем не менее работы продолжаются. Развитие беспилотных воздушных судов (БВС) в силу размерности и особенностей, недоступных традиционной пилотируемой авиации, ставит разработчикам новые задачи, что открывает и новые возможности для поиска перспективных аэродинамических решений.

Практические работы по ламинаризации течения, уменьшению сопротивления трения и созданию высоконесущих профилей

Симметричные профили Гриффита с отбором воздуха. Ламинарное течение характеризуется меньшим, в определенных условиях в разы меньшим, сопротивлением трения, чем турбулентное. Первые специальным образом спроектированные ламинарные профили появились на самолетах-истребителях в 1943–1944 гг. XX в., например, на опытной высотной модификации советского истребителя Ла-7, в дальнейшем на Ла-9, и на американском P-51D Mustang. Подобные профили отличались малой относительной толщиной и имели уплощенную верхнюю поверхность, что снижало несущую способность крыла. Увеличение кривизны поверхности приводит к возникновению положительного градиента давления и уменьшению скорости у поверхности, что создает предпосылки к отрыву пограничного слоя. Ламинарный пограничный слой хуже противостоит отрыву, чем турбулентный.

Из сказанного следует основная задача проектирования оптимального ламинарного профиля – обеспечение продолжительной по хорде профиля области течения, в которой поток остается ламинарным и устойчивым. Для увеличения подъемной силы желательно увеличить кривизну срединной линии профиля, а для уменьшения веса и возможности размещения внутри топлива, элементов конструкции или полезной нагрузки – увеличить относительную толщину.

Одним из первых, кто пытался решить эту задачу в 1940-х годах, был Гриффит (Griffith) из Совета по авиационным исследованиям в Великобритании. В 1943 г. Ричардс (Richards) сообщил [5] о результатах испытаний в аэродинамической трубе нового типа аэродинамического профиля Гриффита, который назван автором GLAS, т. е. ламинарный профиль Гриффита с всасыванием (рис. 3). Концепция Гриффита заключалась в том, чтобы разбить профиль на две части – носовую и хвостовую – и за счет отсоса воздуха через щель, распо-

ложенную между ними, обеспечить ламинаризацию течения на носовой части, которая составляла примерно 84 % площади поверхности профиля.

Таким образом, скорость на профиле всюду возрастает, за исключением одного места ближе к задней кромке, где профиль скорости терпит разрыв, положительный градиент стабилизирует ламинарный пограничный слой (рис. 3). Если число Рейнольдса **Re** не слишком высокое, то при всасывании воздуха, достаточном для того, чтобы предотвратить отрыв пограничного слоя, можно ожидать образования ламинарных пограничных слоев на всем протяжении профиля, независимо от толщины профиля и угла атаки α, изменяемого до некоторого желаемого значения.

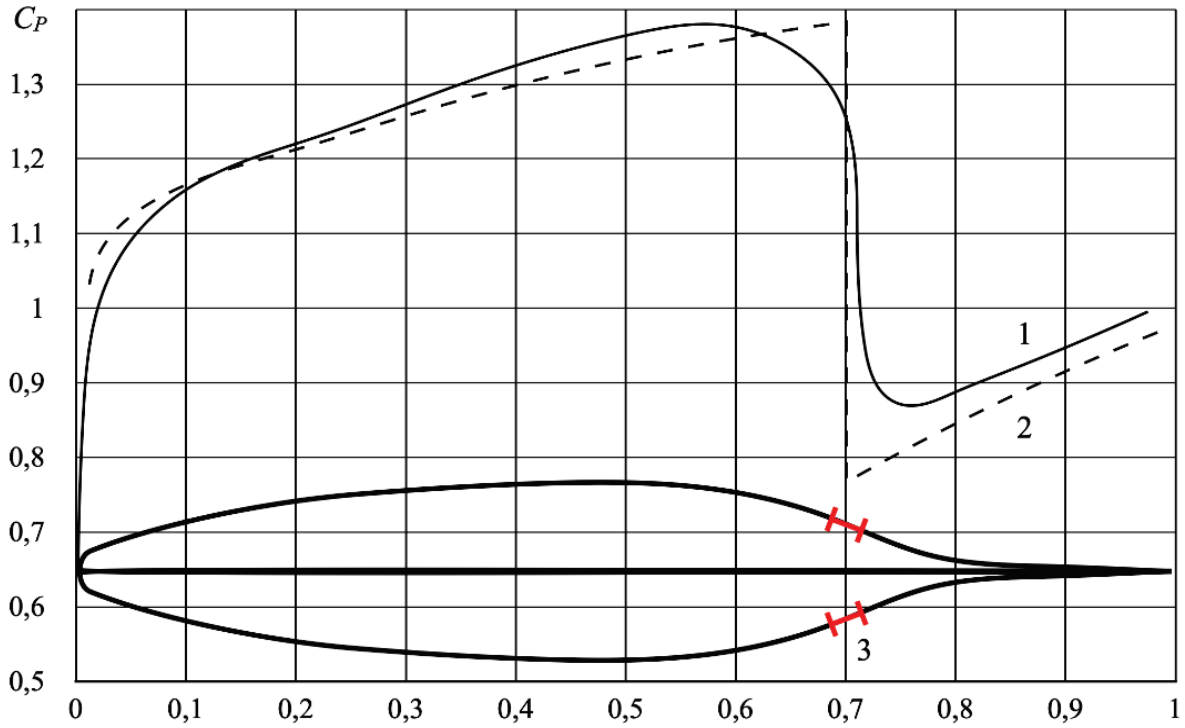


Рис. 3. Зависимость коэффициента давления C_p от относительной абсциссы (0–1) вдоль хорды на поверхности симметричного профиля Гриффита GLAS с относительной толщиной 16 %

1 – экспериментальный график давления; 2 – теоретический график давления; 3 – щель для отбора воздуха с поверхности профиля

Первый профиль (рис. 3) имел относительную толщину 16 % и спроектирован по методу Голдштейна (S. Goldstein) [6, 7]. Экспериментальные исследования [8], проведенные Ричардсом, Гриффитом и др. исследователями этой группы, показали, что спроектированный таким образом профиль уменьшает потери энергии на сопротивление до 40 %. В дальнейшем данная группа исследователей разработала и испытала [9] относительно толстый (30 %) симметричный профиль GLAS-II (рис. 4).

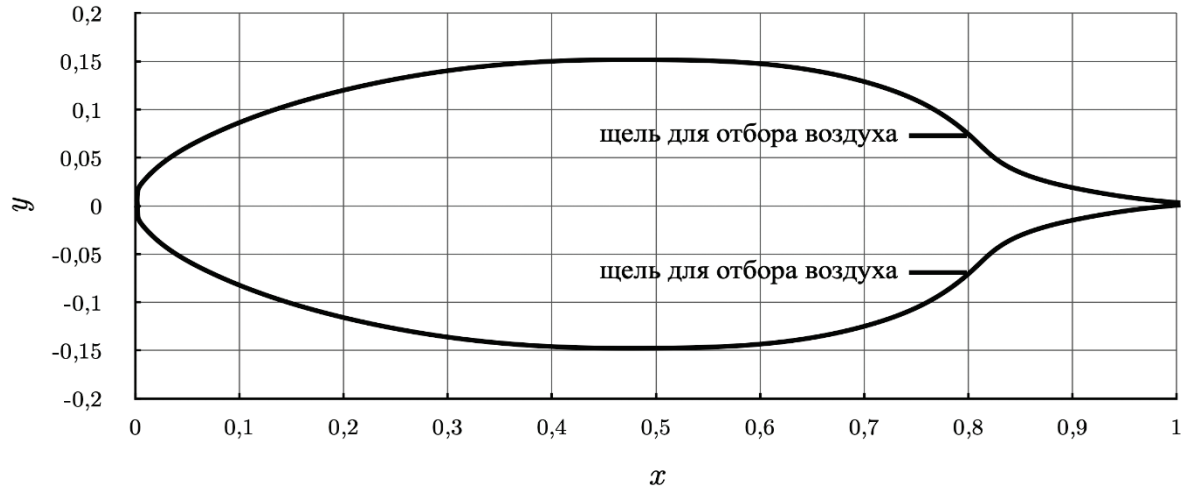


Рис. 4. Профиль Гриффита GLAS-II с относительной толщиной 30 %

Всасывающая щель располагалась ближе (20 %) по потоку от задней кромки, чем у профиля GLAS. В результате отсоса воздуха на хвостовой части давление оказывается больше, чем на передней. Эта разница приводит к возникновению статической тяги, которая сводит на нет значительную часть сопротивления трения обшивки. Хотя авторы и не обратили внимание на данный феномен, это было первым упоминанием эффекта создания тяги в литературе.

Впоследствии, как в Англии, так и в Австралии, проведено большое количество аэродинамических разработок с использованием профилей толщиной до 34 % (рис. 5), которые проектировались уже по аналитической методике Лайтхилла (Lighthill) [10] для невязкого потока. На рис. 6 показано ступенчатое распределение скорости для профиля с рис. 5 на заданном угле атаки α=7º.

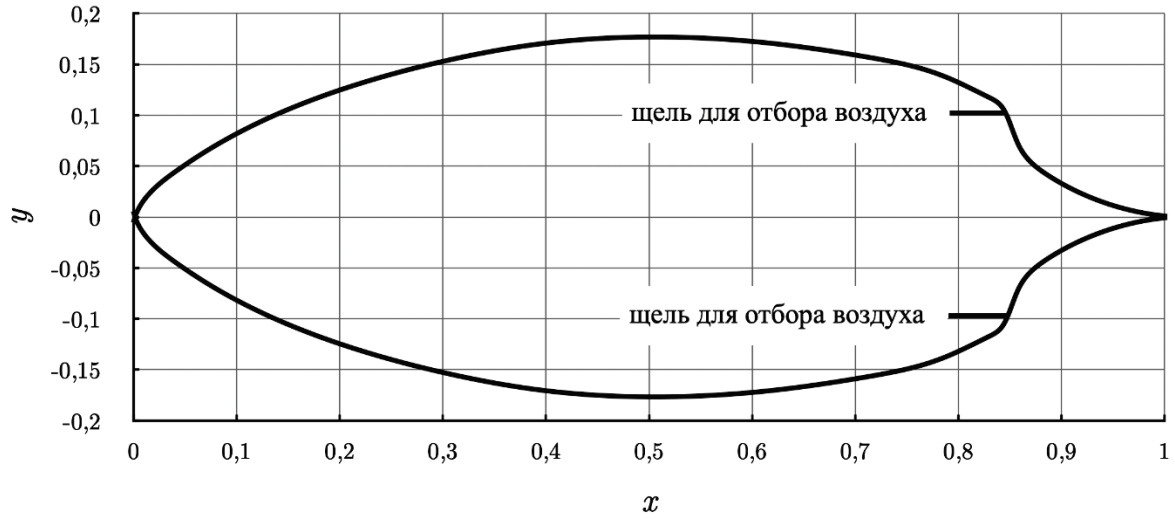


Рис. 5. Профиль Гриффита с относительной толщиной 34 %, спроектированный по методу Лайтхилла

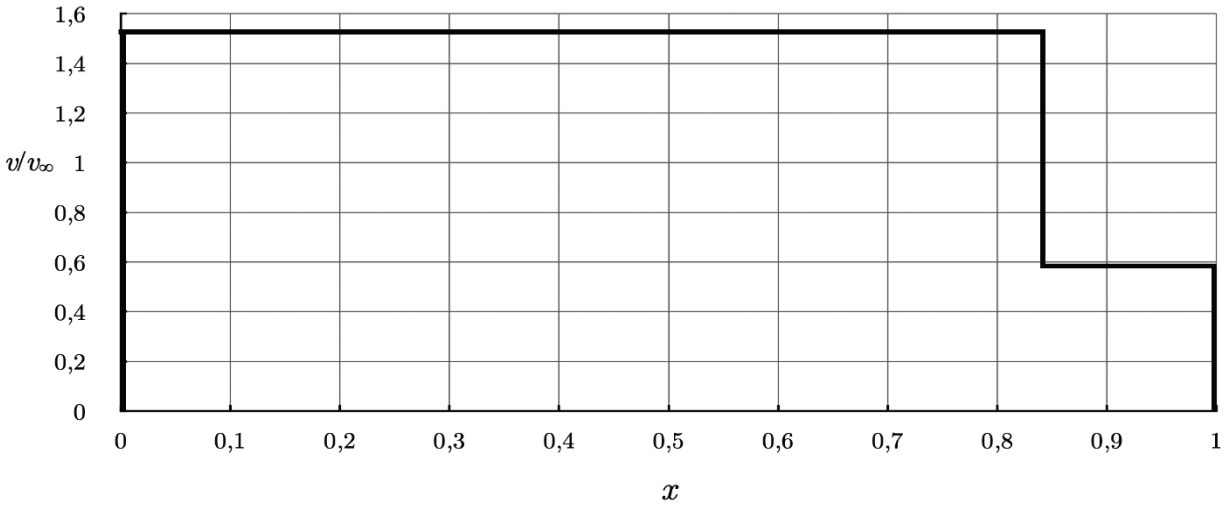


Рис. 6. Распределение относительной скорости v/v_∞ по длине профиля Гриффита с относительной толщиной 34 % (рис. 5) при расчетном угле атаки 7°

За счет ламинаризации получено существенное снижение сопротивления трения для всех относительных толщин профиля. Эффект сохраняется во всем исследованном диапазоне углов атаки, но профиль скорости при этом деформируется. Отмечалось, что при различных углах атаки на распределение скорости влияет расход отбираемого воздуха, т. е. распределением скорости и сопротивлением трения можно управлять.

История развития профилей Гриффита с отбором воздуха описана в работах [11, 12]. Результаты показали возможность получения ламинарного обтекания на симметричных профилях с отбором воздуха в критической точке, т. е. в точке, в которой без отбора воздуха происходил бы отрыв потока. Исследования выполнены для симметричных профилей относительной толщины до 48 % при углах атаки до α=10°.

Несимметричные профили Глауэрта для летающего крыла. В конце Второй мировой войны активное развитие получили идеи самолета-бомбардировщика, построенного по типу «летающее крыло», в котором экипаж, топливо, оборудование и бомбовая нагрузка размещались бы полностью внутри крыла. Для этого крыло должно иметь большую строительную высоту. Развивая идеи Гриффита, Глауэрт (Glauert) в своей работе [13] в 1945 г. предложил концепцию высоконесущего профиля с отсосом воздуха с верхней поверхности (рис. 7).

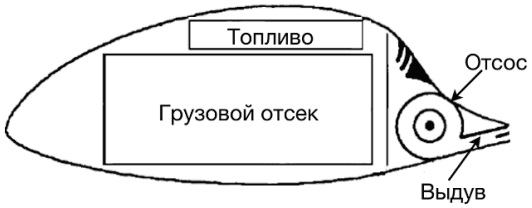


Рис. 7. Концепция транспортного самолета, весь груз в котором размещается внутри необычно толстого крыла, набранного профилями Глауэрта относительной толщиной 31,5 % с отсосом воздуха в верхней критической точке

Глауэрт разработал усовершенствованный метод, описанный им в работе [14], в котором реализовал условие кусочно-постоянного распределения давления на верхней половине профиля с отбором газа в верхней критической точке (рис. 8), при этом получены необычно толстый (35 %) и более тонкий (18 %) профили для больших скоростей (рис. 9, 10).

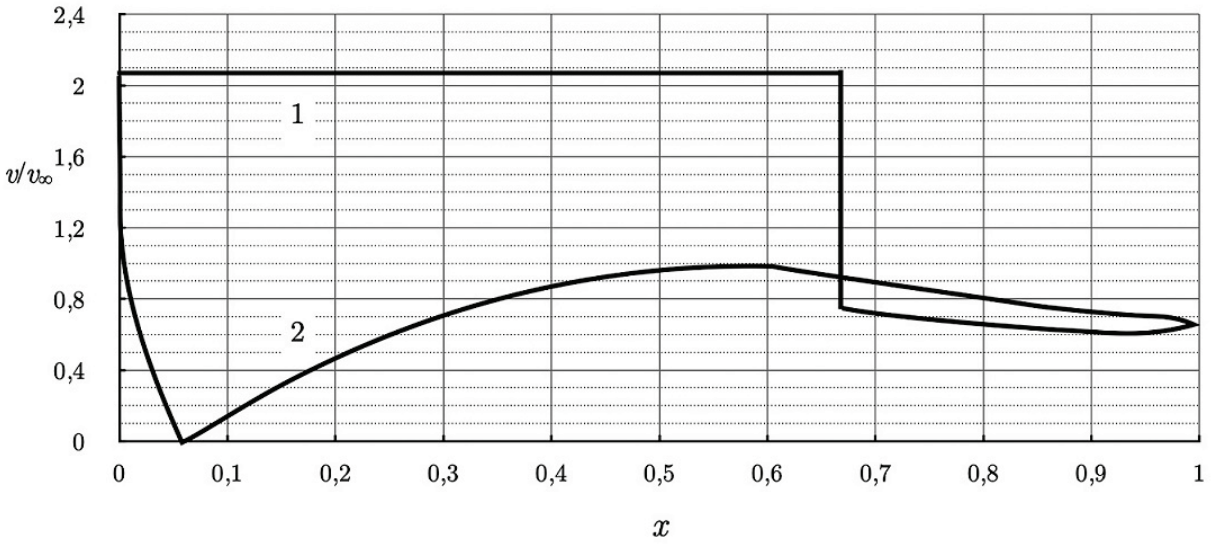


Рис. 8. Распределение относительной скорости v/v_∞ на верхней (1) и нижней (2) поверхности профиля Глауэрта с относительной толщиной 35 % (рис. 9)

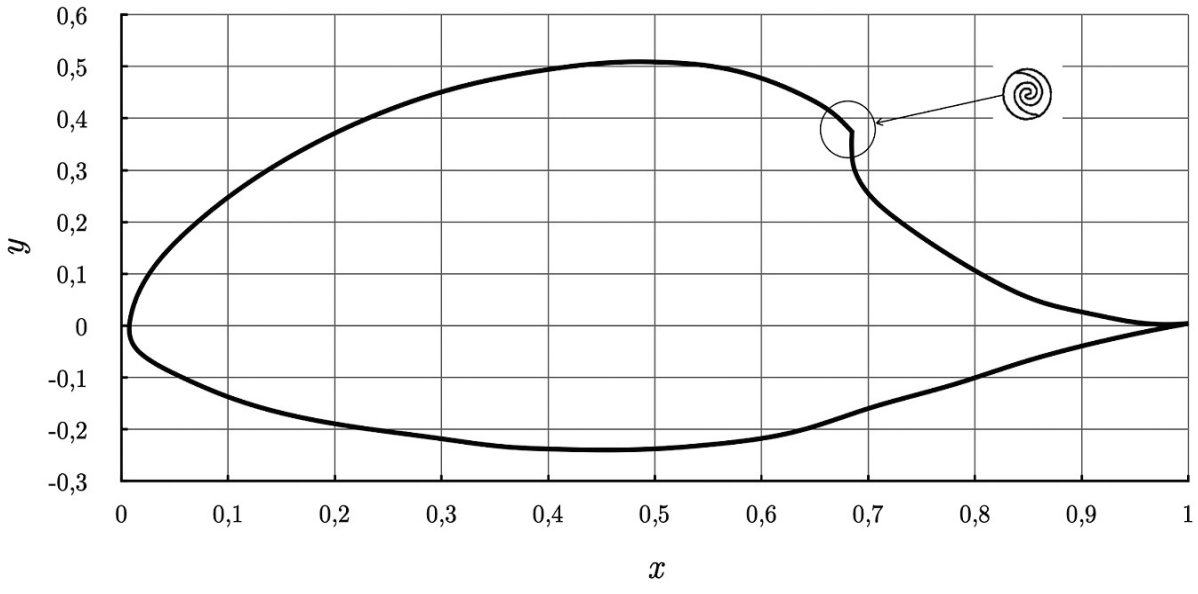


Рис. 9. Профиль с тонкой щелью для отбора воздуха, имитируемой бесконечной спиралью (вихревой ячейкой), относительной толщиной 35 %, спроектированный Глауэртом на основе симметричного профиля Гриффита GLAS-II

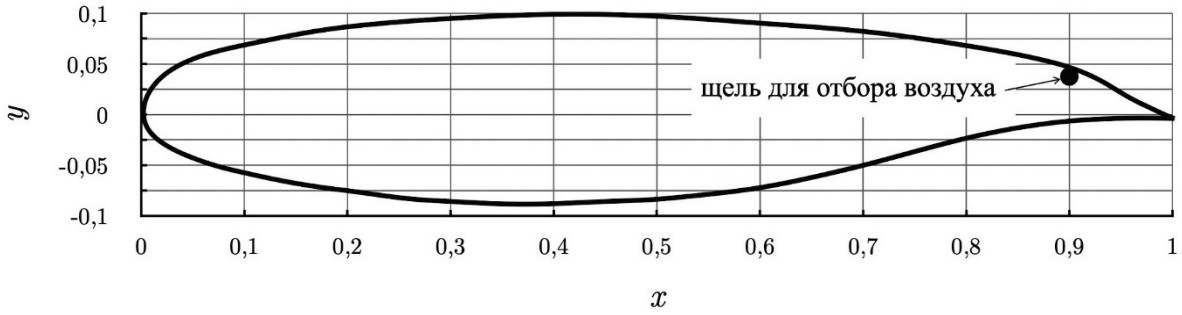


Рис. 10. Профиль Глауэрта с относительной толщиной 18 %

В методе впервые использована идея вихревой ячейки для моделирования отбора воздуха через тонкую щель. Вихревая ячейка, с точки зрения математики, представляет собой бесконечнолистную спираль (фрагмент рис. 9), что соответствует скачку скорости на поверхности, при этом формально условие на расход отбираемого воздуха не ставится. Данным методом в рамках модели идеального газа на основе симметричных профилей GLAS-II спроектированы и испытаны профили с относительной толщиной до 35 % [15].

В 1946 г. совершил первый полет опытный бомбардировщик Northrop XB-35, построенный по схеме «летающее крыло» (рис. 11).



Рис. 11. Опытный стратегический бомбардировщик Northrop XB-35

На этом самолете в 1951 г. испытана секция крыла с модифицированным профилем Глауэрта (см. рис. 9), относительная толщина которого уменьшена до 31,5 %, отбор воздуха обеспечивался эффективным центробежным компрессором, спроектированным Голдшмидом (Goldschmied). Результаты показали существенное преимущество опытной конструкции, суммарное аэродинамическое качество достигало K=25, что существенно больше значений $K \approx 10$, характерных для обычных бомбардировщиков того времени. В дальнейшем Кюхеман (Küchemann)[1] разработал несколько типов профилей с внутренним кана-

[1] Küchemann D. Some aerodynamic properties of a new type of aerofoil with reversed flow throught an internal duct: Report Royal Aircraft Establishment // Technical note № Aero 2297. 1954. 11 p.

лом с энергетическими принципами увеличения подъемной силы и эффектом создания профилем силы тяги за счет отбора воздуха из верхней критической точки и критической точки на задней кромке крыла.

Таким образом, к началу 50-х годов перспективность данного направления подтверждена теоретическими расчетами, экспериментами и натурными испытаниями.

К сожалению, в 50-е годы в значительной степени из-за увлечения ракетными технологиями и под давлением фирмы Boeing работы над летающими крыльями были прекращены, соответственно, приостановились и исследования профилей типа GLAS. В 1990 г. Голдшмид предложил концепцию сверхбольшого транспортного самолета, набранного модифицированными профилями Глауэрта толщиной 31,5 % (рис. 12) с длиной хорды 10,3 м [16].

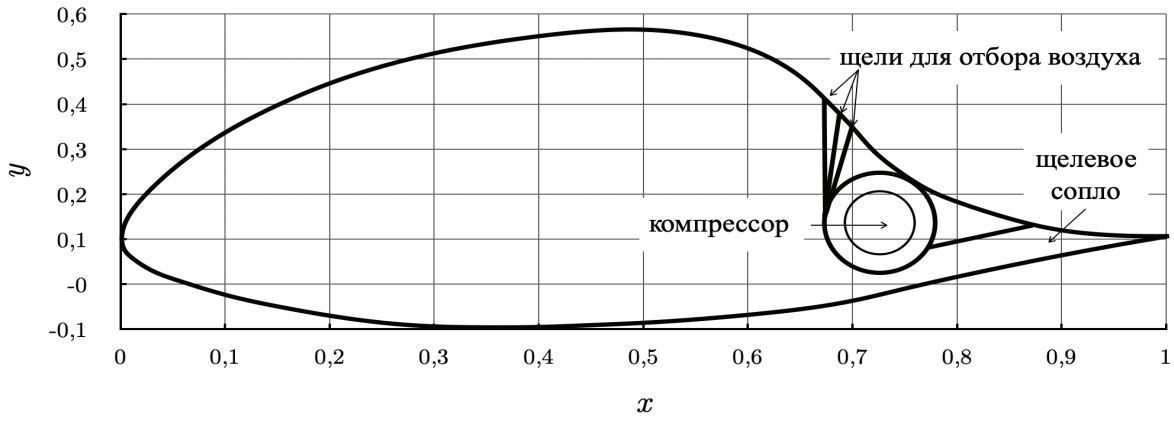


Рис. 12. Профиль Глауэрта с относительной толщиной 31,5 %

Изменению подвергся тяговый участок профиля – вместо одной щели применено несколько, отбор воздуха должен был осуществляться с помощью тангенциального вентилятора (CFF – Cross Flow Fan), а выброс – в щелевое сопло, размещенное в задней кромке крыла. Большая хорда крыла позволяла полностью разместить в крыле кабину для пассажиров.

Работы Голдшмида над идеей пропульсивного фюзеляжа. Угасание интереса американских военных к сверхбольшим самолетам схемы «летающее крыло», приведшее к приостановке работ над профилями типа GLAS-II, одновременно сопровождалось возникновением интереса к патрульным дирижаблям. Ричардсом (Richards) и Бержем (Burge), работавшим с профилями Гриффита, в 1943 г. экспериментально показано [5], что если отбор воздуха проводить в критической точке поверхности, в которой без отбора образовывался бы отрыв пограничного слоя, то можно обеспечить ламинарное течение вдоль всего профиля.

Голдшмид в 1950-х годах предложил[2,3] использовать всасывание пограничного слоя для ламинаризации течения в дирижаблях. Для этого он использовал

[2] Goldschmied F. R. Proposal for the study of application of boundary-layer control to lighter-than-air craft, Goodyear Aircraft Report. GER-5796. 1954.

[3] Goldschmied F. R. A theoretical aerodynamic analysis of a boundary-layer controlled airship hull, Goodyear Aircraft Report. GER-6251. 1954

модифицированный вариант профиля GLAS (см. рис. 5) с относительной толщиной 34 %, спроектированный по методу Лайтхилла. Проблема сделать из него осесимметричное тело состояла в том, что для осесимметричного случая в то время не существовало методов, аналогичных методу Лайтхилла. Голдшмид воспользовался методом электрической аналогии (эквивалентности потенциала скорости и электрического потенциала). Чиз (Cheers) и Райнер (Rayner) ранее показали [17], что проведение аналоговых экспериментов в горизонтальной электрической емкости эквивалентно двумерному случаю, а если емкость установить наклонно на 10°, то это будет эквивалентно осесимметричному случаю. Используя метод Чиза и Райнера[4], Голдшимд получил распределение скорости[5] для плоского и осесимметричного варианта профиля (см. рис. 5).

Однако полученный в результате экспериментов профиль нуждался в доработке, так как не имел щелей для отбора и выброса воздуха. Кроме того, Голдшмид доработал его геометрию непосредственно перед щелью для отсоса пограничного слоя (рис. 13).

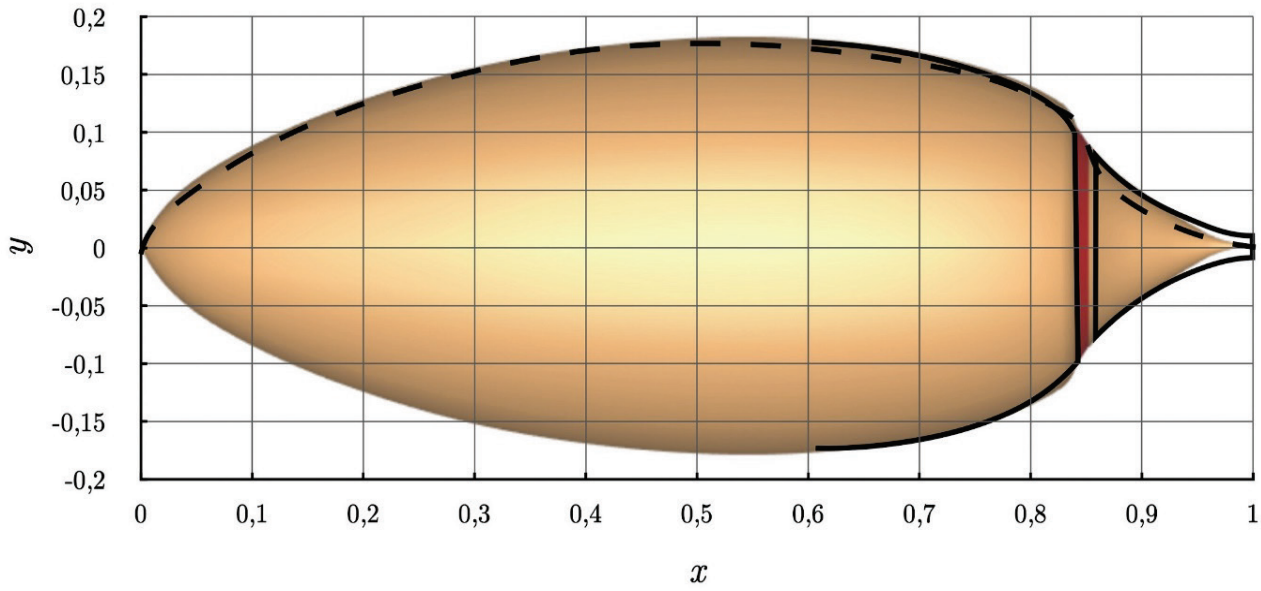


Рис. 13. Сравнение исходного плоского профиля Гриффита GLAS-II с его осесимметричным аналогом и доработанным профилем Голдшмида с соплом для выброса воздуха, отобранного с поверхности; относительная толщина 34 %

– – – исходный плоский профиль (рис. 5); — – осесимметричный профиль, полученный методом электрической аналогии; — – скорректированный профиль

Эксперименты продолжались до середины 60-х годов и выявили снижение сопротивления на 40–50 %. Это никак не могло быть объяснено в рамках ламинаризации пограничного слоя, так как только 10 % по длине тела пограничного

[4] Goldschmied F. R., Calibration of the three-dimensional electric analog tank. Westinghouse Electric Corp., ADR-1. 1954.
[5] Goldschmied F. R. Incompressible potential flow velocity distribution over bodies of revolution, Goodyear Aircraft Report, GER-5235. 1953.

слоя в этих экспериментах было ламинарным. Примерно в это же время Кюхеман теоретически обосновал идеи Aerodynamic Pressure Thrust (пропульсивной аэродинамики) и Self-Propulsion Profile (пропульсивных, самодвижущихся профилей) [18]. Он показал, что использование воздуха, отобранного для питания двигателя с поверхности фюзеляжа, на 50 % эффективнее, чем обычная схема с изолированной силовой установкой и воздухозаборником.

В середине 60-х годов Голдшмид [19] экспериментально подтвердил данный факт, но так и не объяснил его путем сравнения распределения статического давления на наветренной части фюзеляжа и на тяговом участке (рис. 14). Тем не менее в своих работах он сформулировал следующий принцип: расход отбираемого с поверхности воздуха должен быть минимально достаточным для полной компенсации сопротивления трения. В этом случае эффективность движителя будет максимальной, а уровень шума минимальным.

На рис.14, *б* хорошо видно, что при минимальном относительном расходе отбираемого воздуха $q = 0{,}0179 = Q/v_\infty b$, где Q – массовый расход; v_∞ – скорость набегающего потока; b – длина хорды, тяга профиля существенно возрастает и превышает сопротивление, что и подтвердили собственные эксперименты Голдшмида [20] в 1986 г. Основываясь на результатах эксперимента, он предложил концепцию небольшого регионального самолета с пропульсивным фюзеляжем (рис. 15).

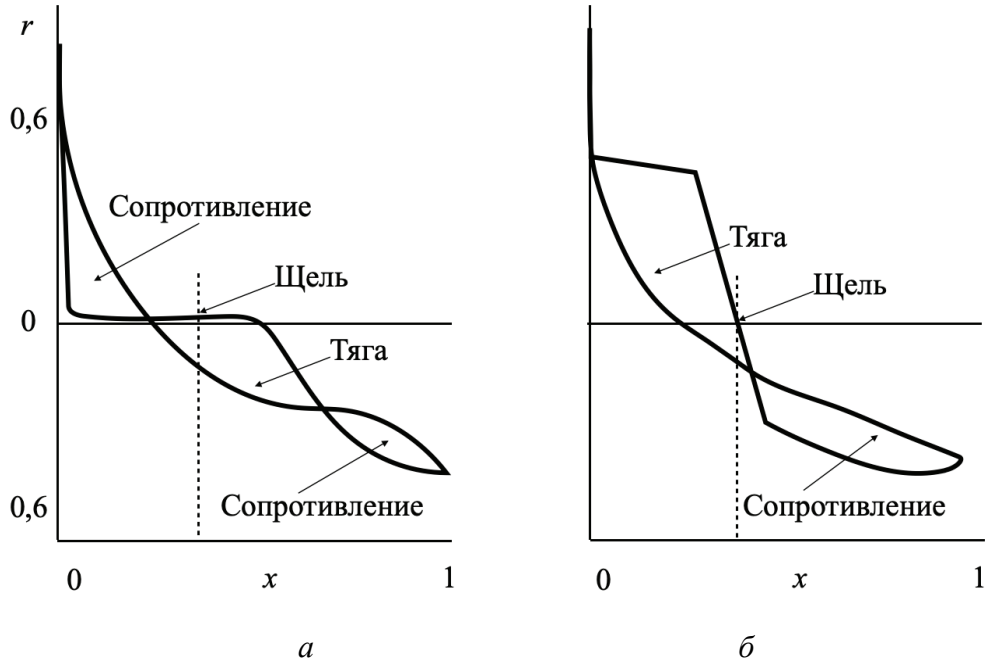


Рис. 14. Сравнение распределения статического давления на поверхности тела вращения (рис. 13) с наветренной и подветренной стороны при отборе воздуха (*б*) с поверхности и отсутствии отбора (*а*)

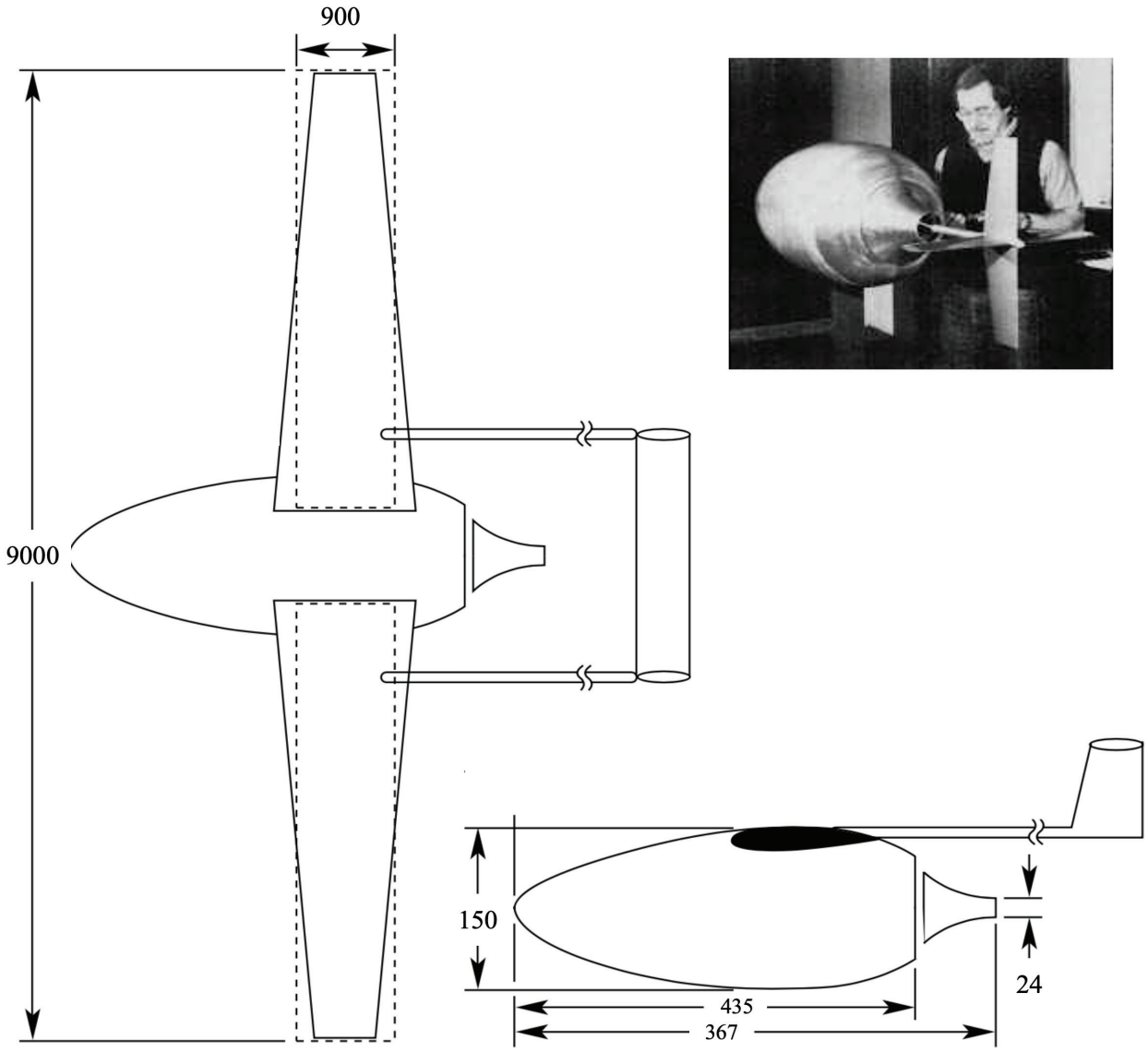


Рис. 15. Концепция Голдшмида четырехместного регионального самолета: максимальная скорость около 360 км/ч, максимальный взлетный вес около 1120 кг, аэродинамическое качество 12, мощность силовой установки 550 кВт

Эксперименты [21] показали, что при мощности на валу вентилятора $N = 550$ кВт и относительном расходе отбираемого воздуха q=0,025 можно получить значение аэродинамического качества K=12, что недостижимо в данной размерности для самолетов обычной схемы.

Завершил свои работы Голдшмид, предложив в 1990 г. концепцию самолета сверхбольшой вместимости, построенного по схеме «летающее крыло», набранного модифицированными профилями типа GLAS-II.

Исследование методов реализации пропульсивных профилей

Метод вихревых ячеек. До сих пор оставался в стороне вопрос о выборе методов реализации отбора воздуха с поверхности. В работах С. А. Исаева [22]

исследуется концепция увеличения подъемной силы при помощи вихревых ячеек Глауэрта (рис. 16), создающих на поверхности профиля эффект суперциркуляции.

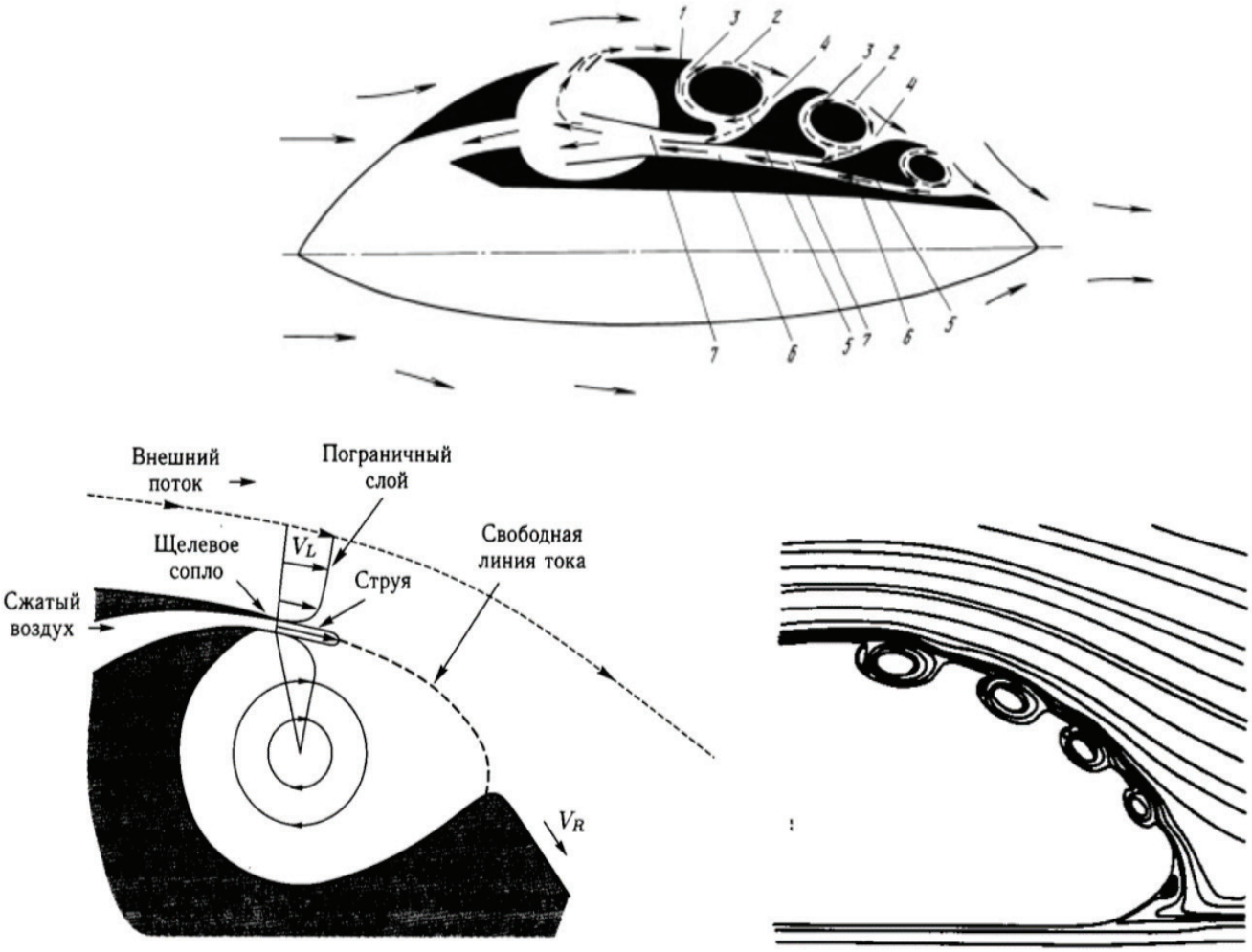


Рис. 16. Схема высоконесущего профиля с вихревыми ячейками Глауэрта (Glauert vortex cell) [23]

1 – поверхность профиля; 2 – внешний поток, увлекаемый циркулирующим в вихревой ячейке потоком; 3 – щель выдува воздуха на поверхность; 4 – щель отбора воздуха с поверхности; 5 – циркулирующий поток; 6 – внутренний канал; 7 – воздух, поступающий к двигателю; V_L – скорость в пограничном слое; V_R – скорость на поверхности

В литературе широкое внимание уделяется управлению обтеканием профилей за счет преднамеренного формирования крупномасштабных вихревых структур. Применение вихревых ячеек позволяет изменить картину обтекания, стабилизировать течение, придав ему близкий к безотрывному характер, и существенно улучшить аэродинамические характеристики. Вихревые ячейки представляют собой криволинейные каверны в контурах тел, причем для интенсификации циркулирующего в них потока используется распределенный или сосредоточенный (щелевой) отсос или движение границы (вращение центрального тела) [24].

Наиболее продвинутым на данном этапе является решение с использованием вихревых ячеек [25], в котором ранние идеи проекта ЭКИП объединены с концепцией вихревых ячеек. Летательный аппарат представляет собой дискообразный несущий фюзеляж (рис. 17, *а*) с внутренним каналом под верхней обшивкой и серией вихревых ячеек (рис. 17, *б*). Показано, что при удлинении крыла не более 3 и относительной толщине профиля 38 % можно получить аэродинамическое качество не меньше 12.

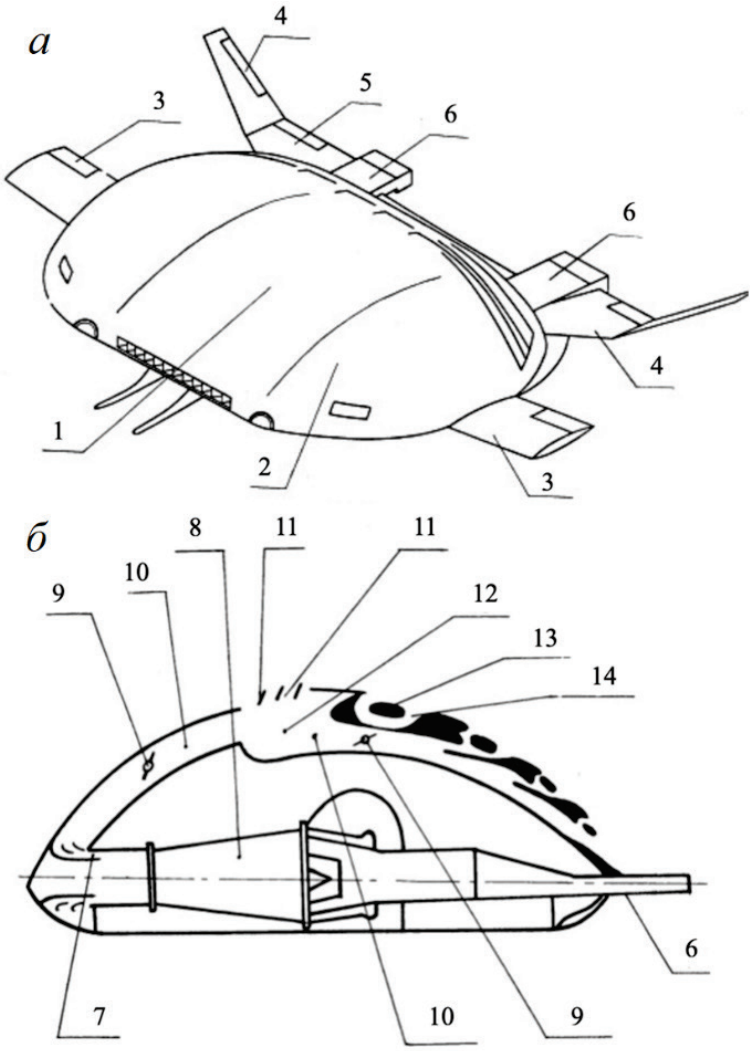


Рис. 17. Летательный аппарат по типу ЭКИП с системой вихревых ячеек

1 – корпус силовой установки с вихревыми ячейками; 2 – фюзеляж; 3 – крылья с элеронами; 4 –хвостовое оперение с рулями высоты и направления; 5 – стабилизатор; 6 – выхлоп силовой установки; 7 – воздухозаборник; 8 – силовая установка; 9 – дефлектор; 10 – канал; 11 – управляемые створки; 12 – каверна вентилятора; 13 – вихревая ячейка; 14 – канал вихревой ячейки

С. А. Исаев подробно исследовал численно как толстый профиль ЭКИП [26] (рис. 17, относительная толщина 37 %) с вихревой ячейкой, так и классический толстый профиль Геттингена (35,2 %), а также и более тонкий (18 %) профиль,

предназначенный для трансзвуковых скоростей [27]. Данный подход развит в дальнейшем на случай сжимаемого потока [28].

Недостатком является сложность предложенной схемы механических вихревых ячеек и наличие внутреннего канала, занимающего всю длину летательного аппарата, воздух в котором течет по направлению полета (рис. 17).

Исследования концепции вихревых ячеек продемонстрировали, что, управляя положением ячеек, а также интенсивностью отсоса воздуха, можно в разы увеличить аэродинамическое качество по сравнению с исходным профилем и предотвращать или существенно затягивать отрыв потока при увеличении угла атаки. Также продемонстрировано, что отсос газа вихревыми ячейками эффективнее, чем отсос через щели.

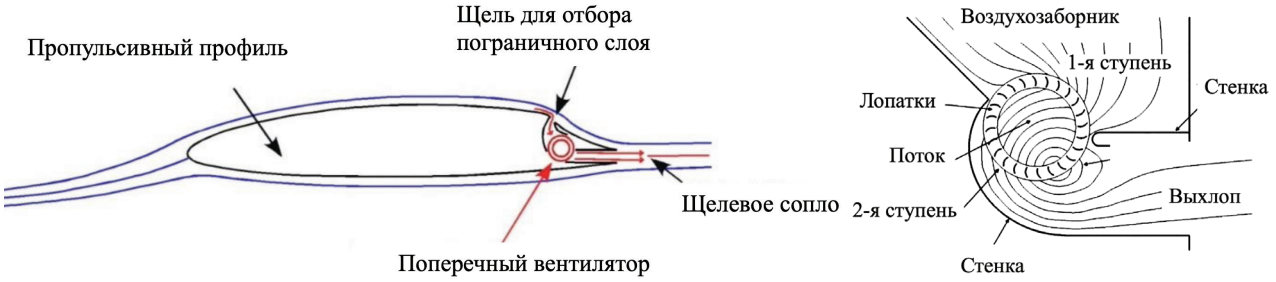
Размещение на поверхности полукругового профиля вихревой ячейки со щелевым отсосом и выбросом в ближний след приводит к перестройке нестационарной отрывной картины низкоскоростного обтекания профиля [29]. При этом точка отрыва потока смещается к задней кромке профиля, подъемная сила из ультранизкой отрицательной становится положительной, а лобовое сопротивление уменьшается вдвое. Статическое давление падает в два-три раза на верхней поверхности и повышается вдвое на нижней, причем уровень пульсаций давления понижается на порядок.

Использование продольных щелевых пропилов обеспечивает перестройку картины обтекания тела с уменьшением или ликвидацией отрывных зон и существенным улучшением интегральных характеристик [30]. При определенных условиях течение в вихревой ячейке (каверне) является неустойчивым, тогда для повышения эффективности вихревой ячейки используется отсос пограничного слоя, при достижении критического числа Маха M = 0,4 вихревая ячейка разрушается [24].

Пассивные (без включения отсоса) вихревые ячейки не являются эффективными, поскольку интенсивность отрывного течения в них низкая, а влияние на внешнее течение – слабое. Практически аэродинамические характеристики профиля с пассивными вихревыми ячейками совпадают с характеристиками профиля без ячеек. Большое количество циркулирующего воздуха и высокие значения $C_{y\max}$ позволяют отказаться от механизации крыла и управлять струйными рулями [31, 32], в том числе используя эффект Коанда [33] прилипания струи к близкой поверхности.

Таким образом, для несущего корпуса воздушного судна вопросы создания большой подъемной силы и обеспечения управляемости к настоящему времени разрешены, по крайней мере, в теоретическом плане.

Тангенциальный вентилятор. Использование вихревых ячеек формирует ряд технологических запросов в области динамики полета и управления, интегрированных аэродинамических компоновок и силовых установок летательных аппаратов, методов проектирования. Техническая реализация вихревых ячеек Глауэрта чаще всего осуществляется с применения так называемого поперечного (тангенциального) вентилятора (CFF – Cross Flow Fan) [34] (рис. 18).

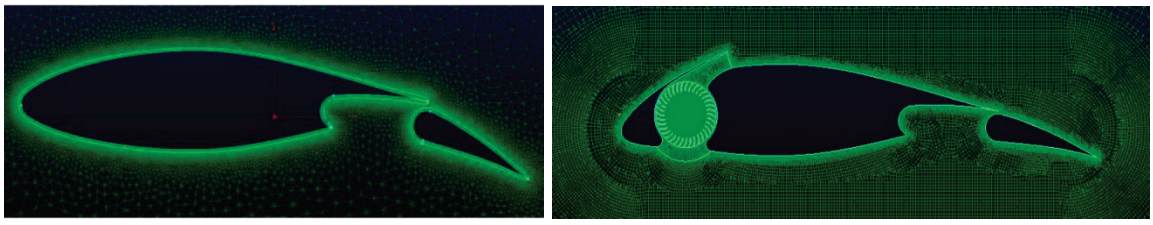


а *б*

Рис. 18. Концепция пропульсивного профиля с отбором пограничного слоя с верхней поверхности и выбросом его через заднюю кромку (*а*) при помощи поперечного (трансверсального) вентилятора (*б*)

Использование традиционных осевых вентиляторов не подходит, поскольку вентиляторы чувствительны к неравномерности течения внутри пограничного слоя и плохо работают при высоком противодавлении [35, 36]. При перепаде давления на вентиляторе π более 1,15 эффективность резко падает, а при отборе воздуха с поверхности профиля нужно реализовывать перепады давлений 1,5–2 и выше. Хэнкок [37], Харлофф и Уилсон [38] впервые представили в авиации вентилятор с поперечным потоком.

Коэффициент полезного действия CFF достигает величины порядка 80 %, что меньше, чем у осевых вентиляторов, но это компенсируется удобством компоновки, меньшей чувствительностью к неоднородности течения в пограничном слое [39, 40] и большому противодавлению [41]. CFF может применяться не только для отсоса пограничного слоя с верхней поверхности, но и для его сдува (рис. 19). В этом случае воздух может забираться из области высокого давления в нижней части профиля, тогда CFF играет роль энергетического предкрылка [34].



а *б*

Рис. 19. Профиль NACA 65(3)-221 (*а*) и его модификация (*б*) путем установки CFF для сдува пограничного слоя с верхней части крыла

Отбор пограничного слоя при помощи CFF обеспечивает ламинарный характер течения на верхней поверхности [42], что снижает сопротивление трения. Выброс отобранного с поверхности воздуха через щелевое сопло на задней кромке устраняет дефект профиля скорости в следе за крылом. Это эквивалент-

но устранению паразитного сопротивления. Повышенное давление на участке профиля от щели отбора до сопла создает положительную тягу. В дальнейшем продемонстрирована возможность использования CFF для создания эффекта суперциркуляции [43], а также представлена концепция регионального самолета с вертикальным взлетом и посадкой с толстым крылом и CFF [44].

Описанные проекты ориентированы на сравнительно низкие скорости u_∞ = 300–400 км/ч, при которых явления сжимаемости еще не проявляются. Однако более поздние работы [45] показали, что концепция пропульсивного профиля с CFF применима вплоть до чисел Маха M = 0,75. Данная концепция к настоящему времени исследована экспериментально [46].

CFF можно рассматривать как предельный случай циклороторных движителей (рис. 20) или роторного крыла (рис. 21).

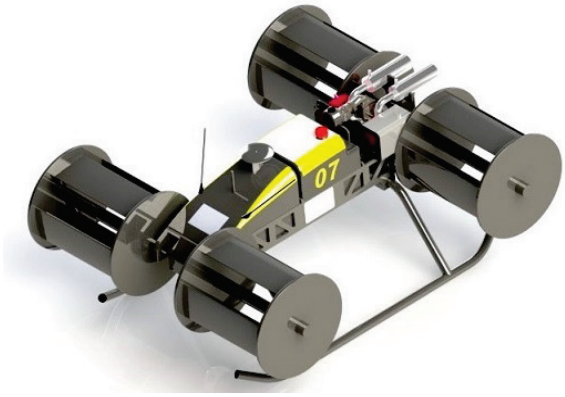


Рис. 20. Воздушное судно с циклороторными движителями (циклолет)



Рис. 21. Воздушное судно с роторным крылом

Подобие CFF, роторного крыла и циклороторного подъемного движителя наводит на мысль о целесообразности создания движителя нового типа, совмещающего свойства перечисленных трех. Необходимо также отработать интеграцию этого нового типа движителя с пропульсивной секцией планера (фюзеляжа или крыла).

Развитие концепции несущего пропульсивного фюзеляжа в работах ОКБ «КУЛОН», «Проблемной лаборатории "Турбомашины"» и Севастопольского государственного университета

Актуальность «новой аэродинамики». Исследования, выполненные в 2018–2020 гг. в рамках программы (дорожной карты) Аэронет, показали, что имеется потребность в транспортном воздушном судне, способном эксплуатироваться на площадках ограниченных размеров и без предварительной подготовки, с коротким или вертикальным взлетом (посадкой) и выполнением горизонтального полета по-самолетному. В данном сегменте транспортных БВС среднего класса экспериментальные работы ведутся в основном в классе беспилотных вертолетов. При полете на дальность более 100 км со скоростями более 100 км/ч вертолетам свойственна низкая экономичность из-за малого аэродинамического качества несущего винта.

Аналогичные задачи существуют в области совершенно нового рынка городской аэромобильности. В обозримой перспективе ожидается появление трасс грузовых БВС (а в дальнейшем – опционально пилотируемых и пассажирских воздушных судов, аэротакси) вокруг городских агломераций, а также выделенных трасс между грузовыми хабами внутри регионов. Типичная протяженность таких маршрутов внутри агломераций составляет не более 250 км, а между ними (в России, Китае, Индии) в типичном случае – не более 500 км.

Работы по пропульсивной аэродинамике начались в ООО ОКБ «КУЛОН» и ООО «Проблемная лаборатория "Турбомашины"» в 2016–2019 гг. и продолжены в Севастопольском государственном университете в 2020–2023 гг. Описанные принципы позволяют спроектировать БВС с вертикальными или короткими взлетом и посадкой, у которого силовая установка и ее элементы, взаимодействующие с внешним течением, будут размещены внутри объемного планера. Некоторые из компоновок приведены на рис. 22.

Кроме того, применение принципов пропульсивного фюзеляжа позволяет сделать БВС практически бесшумным, так как скорость веерной струи, выбрасываемой, например, через заднюю кромку крыла, будет небольшой.

Большие внутренние объемы и строительная высота позволят удобно размещать внутри контейнеры с грузом или пассажирскую кабину. Небольшое крыло будет устойчиво к порывам ветра и не будет мешать эвакуации пассажиров в аварийных ситуациях.

Более подробно концепцию БВС с глубоко интегрированными силовой установкой и планером, у которого образующие фюзеляж толстые профили спроектированы таким образом, чтобы увеличивать подъемную силу и одновременно создавать тягу за счет управления циркуляцией, можно рассмотреть на примере патента [47]. Летательный аппарат (рис. 23) состоит из несущего фюзеляжа 1, образованного пропульсивными профилями и пристыкованных к фюзеляжу плоскостей 2.

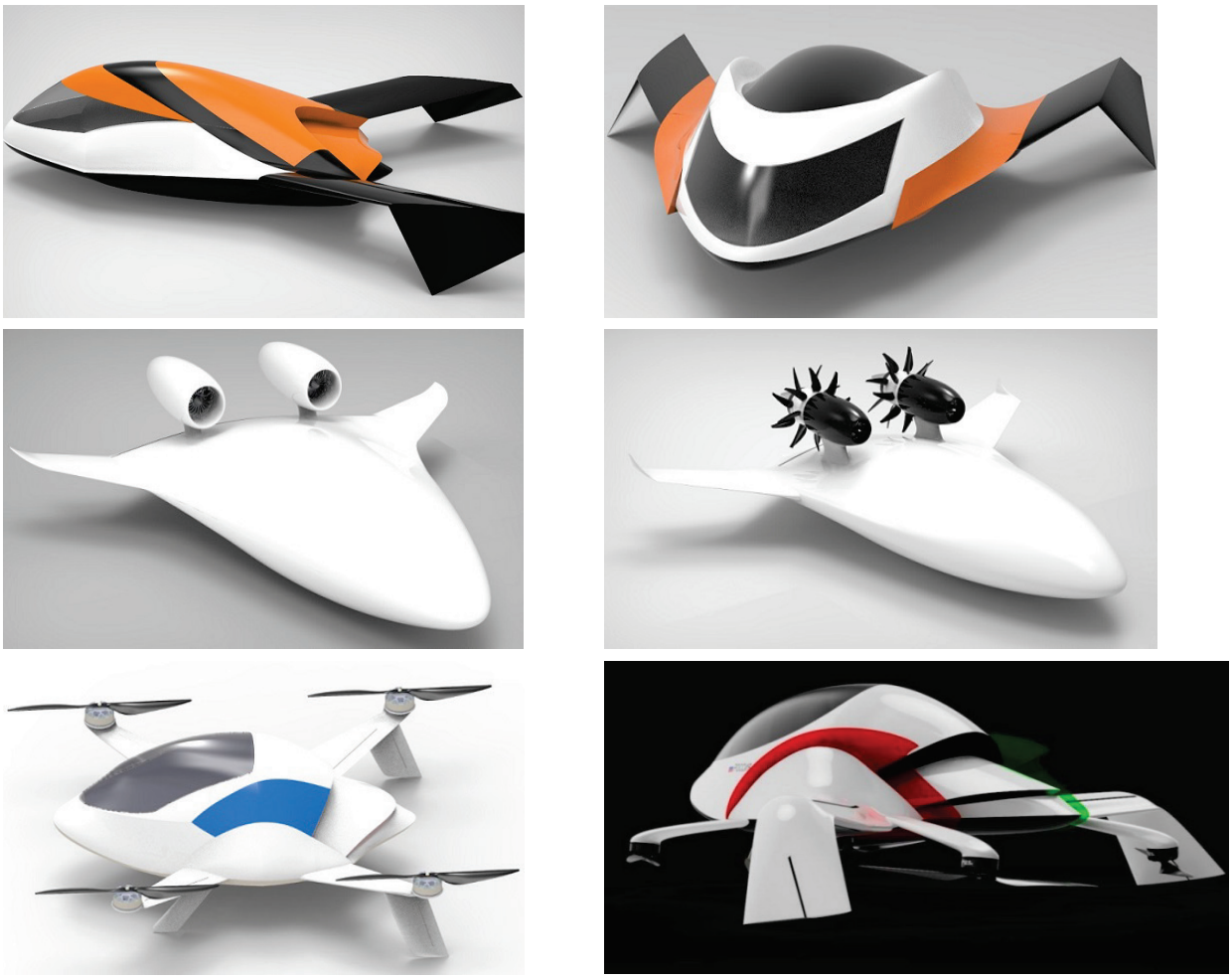


Рис. 22. Концепция транспортного БВС с пропульсивным планером и распределенной силовой установкой, полностью размещенной внутри фюзеляжа

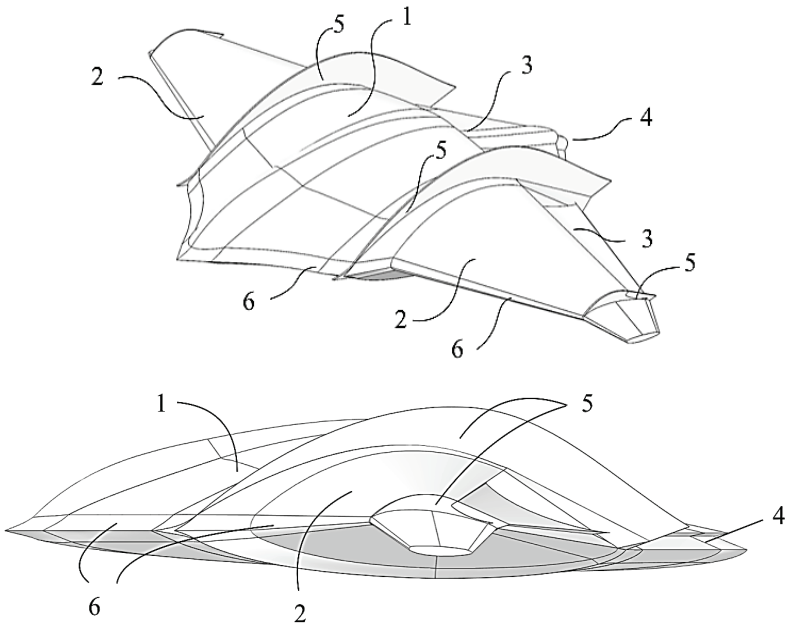


Рис. 23. Летательный аппарат с несущим фюзеляжем, вид сбоку

В верхней критической точке профилей фюзеляжа и крыла расположен воздухозаборник 3. В задней кромке фюзеляжа и крыла расположено щелевое сопло 4. Поскольку фюзеляж и крыло набраны разными профилями, то они разделены вертикальными гребнями 5. Такие же гребни отделяют плоскости крыла, имеющие воздухозаборник и сопло, от законцовок крыла, которые воздухосборника и сопла не имеют. Летательный аппарат имеет отклоняемый носок 6 с острой кромкой, размещенный вдоль передней кромки фюзеляжа и консолей крыла по всему размаху. Носок отклоняется вниз при выходе летательного аппарата на большие углы атаки. Благодаря применению толстых профилей фюзеляж и крыло имеет большую строительную высоту, что позволяет разместить внутри фюзеляжа двигатель и объемный грузовой отсек.

Летательный аппарат функционирует следующим образом. Вентилятор силовой установки, размещенной внутри фюзеляжа 1, создает разрежение в воздухозаборнике 3, расположенном на верхней поверхности фюзеляжа 1 и крыла 2 в районе критической точки соответствующих формообразующих профилей фюзеляжа и крыла. Из воздухозаборника 3 воздух поступает в двигатель, а из него по внутреннему каналу крыла и фюзеляжа – в щелевые сопла 4, расположенные в задних кромках крыла и фюзеляжа. Веерная струя, истекающая из щелевого сопла, создает реактивную тягу. Благодаря большой степени расширения струя имеет на выходе из сопла скорость и температуру, близкие к скорости полета и температуре окружающей среды. Это обеспечивает высокий пропульсивный коэффициент полезного действия струи.

Вертикальные гребни 5 служат для изоляции несущих поверхностей фюзеляжа и крыла друг от друга, так как они образованы различными профилями, имеют собственные законы изменения циркуляции и не должны влиять друг на друга. Гребни препятствуют перетеканию потока вдоль размаха аэродинамических поверхностей, обеспечивают независимое распределение давления на поверхности фюзеляжа и крыла.

Отклоняемые носки 6 используются при взлете и посадке для обеспечения безотрывного обтекания на больших углах атаки. На режиме крейсерского полета носки отклонены вниз на оптимальный угол, соответствующий углу атаки и скорости полета, и обеспечивают максимальное значение подсасывающей силы. Описанная концепция выглядит необычно, что потребует не только выполнения теоретических исследований, но и тщательной экспериментальной отработки.

В ходе отработки и обоснования типоразмерного ряда транспортных БВС сформулированы требования к перспективным проектам БВС самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой, условно названными «3 по 200» и «3 по 500», что означает «скорость, дальность, нормальный взлетный вес». В транспортных воздушных перевозках всегда следует стараться максимально сокращать время перелета, соответственно, повышать максимальную скорость. Эксплуатационные расходы сильно зависят от стоимости летного часа, которая, помимо расхода топлива, зависит от первоначальной стоимости воздушного судна с учетом его разработки и стоимости амортизации. Следовательно, для

снижения стоимости доставки единицы груза необходимо всемерно стараться снижать время перелета, поэтому скорость полета должна быть максимально возможной. Для воздушных судов класса БВС «3 по 500» оптимальная крейсерская скорость составляет порядка 500 км/ч, что в три и более раза больше, чем у разрабатываемых сегодня транспортных БВС вертолетного типа.

Отработка численных методов расчета пропульсивных профилей. Совершенствование методов расчета турбулентных течений в условиях ламинарно-турбулентного (ЛТ) перехода позволит проектировать поверхности с преимущественно ламинарным течением, что позволит снизить сопротивление, так как коэффициент поверхностного трения в турбулентном пограничном слое в разы больше, чем в ламинарном. Исследуемая проблема осложняется еще и тем, что в указанной размерности ключевые элементы планера и движителей работают в диапазоне чисел Рейнольдса от 10^5 до 10^6, а это область ЛТ перехода, положение которого на несущей поверхности определяется и ее размерностью (рис. 24). Известно, что отработка таких конструкций на масштабных моделях связана с определенными трудностями и требует использования дефицитного оборудования, например, низкотурбулентных аэродинамических труб, поэтому сильно возрастает роль численных методов и требования к их надежности. Отсюда следует задача совершенствования численных методов и аттестация моделей турбулентности для условий ЛТ перехода на трехмерных поверхностях.

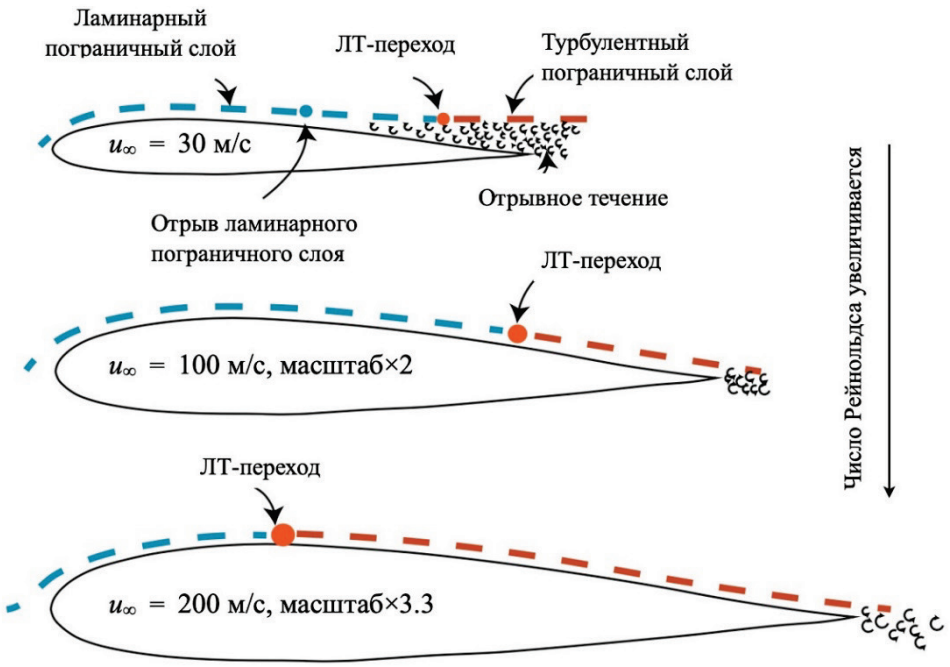


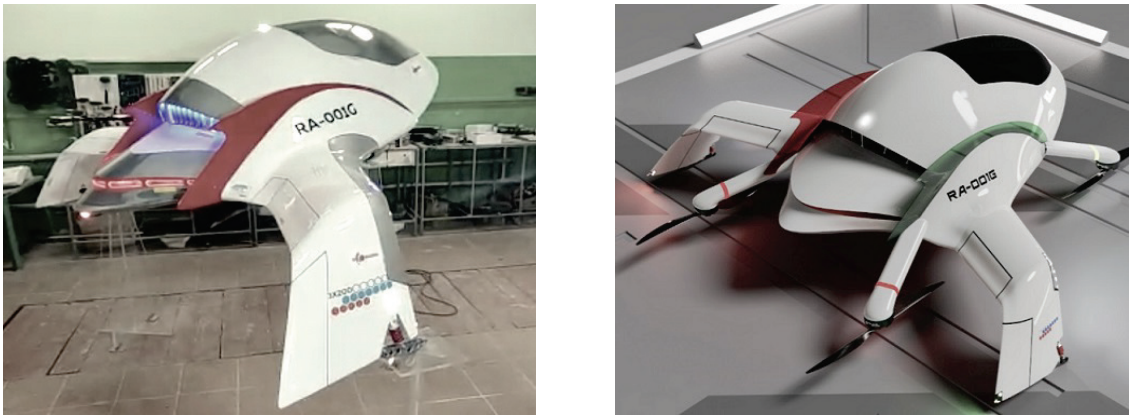
Рис. 24. Характер течения в пограничном слое и положение точки ламинарно-турбулентного перехода в зависимости от масштаба крыла и числа Рейнольдса

Так, используемые в части расчетов модели турбулентности с параметром перемежаемости содержат порядка 30 эмпирических констант, которые затабулированы для плоской пластинки или, в лучшем случае, для тонкого крыла со стреловидностью не более 10º. Их применимость к расчету трехмерных течений около планера, форма которого тяготеет к однообъемности, требует отдельного исследования и теоретического обоснования. Еще более сложным является вопрос обоснованности применения данных моделей к течению, в котором к пограничному слою подводится дополнительная энергия. В 2020–2023 гг. в Севастопольском государственном университете выполнен цикл исследований численных методов дозвуковых течений в условиях ЛТ перехода. Разработана методика оптимального проектирования профиля крыла [48], допускающая отбор воздуха с поверхности и выдув его через заднюю кромку. На эталонных и оптимальных профилях проведены исследования с использованием различных моделей турбулентности [49, 50], распространенные в дальнейшем на крыло [51].

По итогам данных исследований сделан следующий вывод: из шести протестированных моделей турбулентности наилучшее соответствие экспериментальным данным показали модели, имеющие механизм учета ЛТ перехода. Это однопараметрическая модель турбулентности Спаларта – Алмараса (SA) и четырехпараметрическая Transition SST $Re_\theta - \gamma$ модель Ленгтри (tSST).

Развитие методов численного моделирования пропульсивных крыльев и фюзеляжей. Дальнейшие исследования направлены на исследование сегментов пропульсивного крыла [52, 53] и обобщены в работе [54]. Их данные численно подтвердили эффект создания тяги пропульсивным крылом и сильную зависимость результатов от используемой модели турбулентности, а также геометрии канала, через который происходит отбор воздуха с поверхности.

После отработки методов расчета на профилях и крыльях выполнено исследование пропульсивного фюзеляжа аэротакси [55], для которого изготовлен макет (рис. 25), а также фюзеляжа БВС с пропульсивной и вихревой аэродинамикой (рис. 26).



а *б*

Рис. 25. Макет (*а*) и компьютерная модель (*б*) разрабатываемого двухместного аэротакси

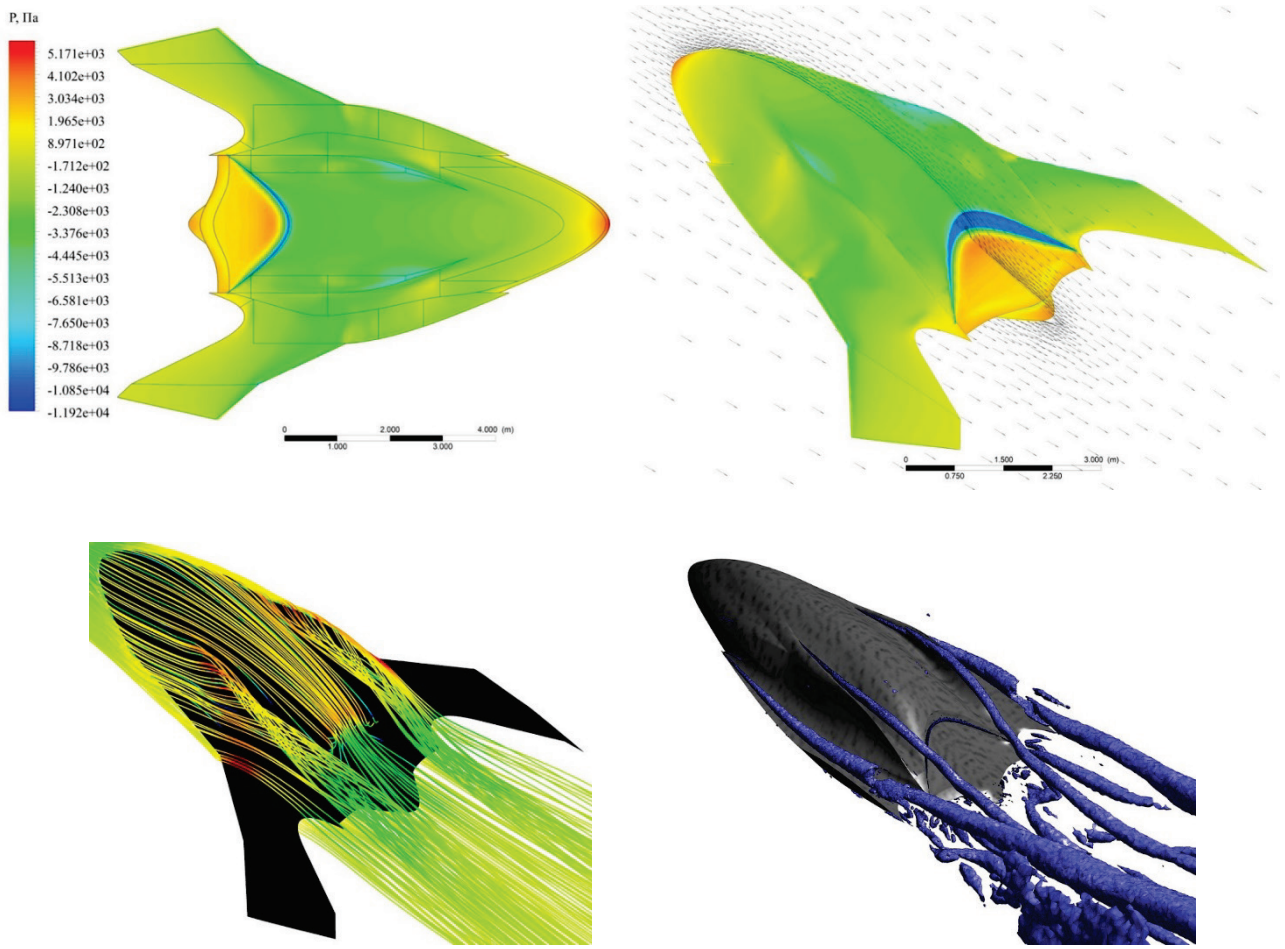


Рис. 26. Расчетное распределение давления по верхней поверхности исследуемого летательного аппарата

Расчеты проводились при фиксированной геометрии щели, т. е. воздухозаборник считался нерегулируемым, для давления на входе в него от 0,5 до 0,9 давления на поверхности профиля. Внешнее давление полагалось p =1 атм, а скорость полета u_∞ = 100 м/с. Угол атаки варьировался от 0 до 12º. Распределение давления в поперечных сечениях фюзеляжа задавилось близким к эллиптическому. Выполненные расчеты показали, что вполне достижимо аэродинамическое качество около 10, которого достаточно для перевозок на малые дальности (до 400 км).

Однако работоспособность пропульсивного профиля зависит от расхода воздуха и геометрии канала, через который он отбирается. Оптимальный расход отбираемого с верхней поверхности воздуха по порядку величин близок к расходу воздуха соответствующей силовой установки с газотурбинными двигателями, мощность которой достаточна для достижения скорости 450 км/ч. Данный факт побудил исследовать пропульсивный фюзеляж на примере реального летательного аппарата. Выполнено [56] проектирование пропульсивного фюзеляжа для вертолета «Ансат» (рис. 27).

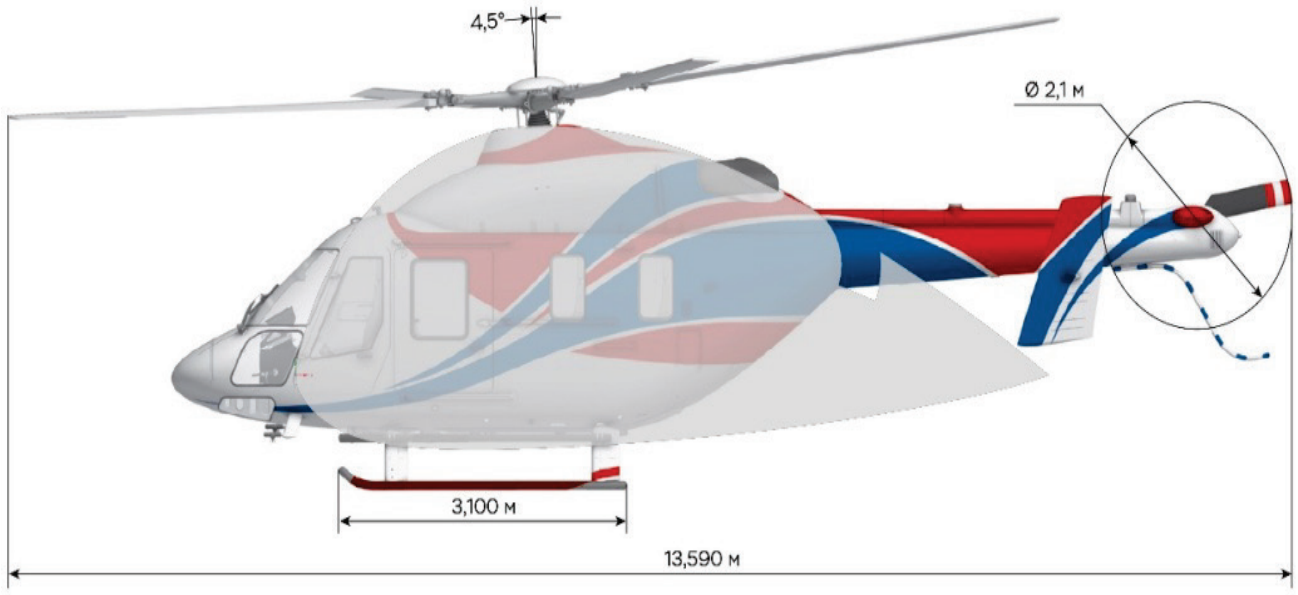


Рис. 27. Сравнение спроектированного для вертолета «Ансат» пропульсивного фюзеляжа с исходной геометрией планера вертолета

Выполненные расчеты показали, что разработанный пропульсивный профиль и созданное на его основе простейшее аэродинамическое тело в размерности фюзеляжа вертолета «Ансат» продемонстрировало на крейсерских режимах полета подъемную силу, превышающую силу тяжести вертолета, и тягу, превышающую силу лобового сопротивления.

Количество отбираемого с верхней поверхности тела воздуха оказалось приблизительно равным суммарному расходу воздуха двух двигателей вертолета «Ансат». Хвостовая часть профиля, расположенная за воздухозаборником, обеспечивает создание тяги, выполняя роль сопла. Коэффициент подъемной силы C_y достаточно большой (>2), чтобы осуществлять взлет без использования дополнительной механизации крыла.

Выводы

Работы над пропульсивными профилями и поверхностями продолжаются с середины 40-х годов XX в. и, с появлением задачи создания транспортных беспилотных воздушных судов, обрели новую актуальность. Отбор воздуха с верхней поверхности в районе критической точки способствует ламинаризации течения и уменьшению сопротивления трения от 40 % до двух раз. Специальным образом спрофилированные поверхности с отбором воздуха имеют участок между поверхностью отбора и задней кромкой, который выполняет роль тяговой стенки (сопла), поэтому такие профили при отборе воздуха создают тягу, за что и названы пропульсивным.

В ходе наземных и летных испытаний продемонстрированы пропульсивные поверхности, сохраняющие эффект увеличения аэродинамического качества до углов атаки 10º и чисел Маха M = 0,8.

Благодарность/Acknowledgement

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Фундаментальные основы аэродинамики, динамики полета и управления транспортных беспилотных авиационных систем 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 he 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. Булат П. В., Дудников С. Ю., Кузнецов П. Н. Основы аэродинамики беспилотных воздушных судов: Учебное пособие. М.: Изд-во «Спутник +», 2021. 273 с.
2. Петров А. В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. 404 с. EDN: UGLJMV
3. Петров А. В. Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими методами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.
4. Петров А. В. Аэродинамика маневренных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2021. 496 с.
5. Richards E. J., Burge C. H. An Airfoil Designed to Give Laminar How over the Whole Surface with Boundary-Layer Suction // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda. 1943. № 2263. 14 p.
6. Goldstein S. Approximate two-dimensional aerofoil theory. Part I. Velocity Distributions for Symmetrical Aerofoils // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Current Papers. 1942. № 68 (5804). 60 p.
7. Goldstein S., Richards E. J. Approximate two-dimensional aerofoil theory Part III. Approximate Designs of Symmetrical Aerofoils for Specified Pressure Distributions // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Current Papers. 1942. № 70 (6225). 44 p.
8. Richards E. J., Walker W. S., Greening J. R. Tests of a Griffith Aerofoil in the 13 ft x 9 ft Wind Tunnel. Parts I. II, III and IV // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda. 1944. № 2148. 51 p.
9. Richards E. J., Walker W. S., Taylor C. R. Wind-tunnel test on a 30 per cent. suction wing. NASA // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Report and Memorandum. 1945. № 2149. 23 p.
10. Lighthill M. J. A new method of two-dimensional aerodynamic design // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Report and Memorandum. 1945. № 2112. 54 p.

11. Head M. R., Aerofoils with suction applied at the pressure minimum // Boundary Layer and Flow Control: Its Principles and Application. New York, USA: Pergamon Press Inc., 1961. Vol. I. Pp.106–108.

12. Thwaites B. Incompressible Aerodynamics. Oxford, England: Clarendon Press, 1960. 636 p.

13. Glauert M. B. The Design of Suction Aerofoils with a Very Large CL Range // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Report and Memorandum. 1945. № 2111. 10 p.

14. Glauert M. B. The Application of the Exact Method of Aerofoil Design // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Report and Memorandum. 1947. № 2683. 47 p.

15. Glauert M. B., Walker S. W., Raymer W. G., Gregory N. Wind Tunnel Tests a noThick Suction Airfoil with a Single Slot // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council Report and Memorandum. 1948. № 2646. 16 p.

16. Goldschmied F. R., Thick-Wing Spanloader All-Freighter: A Design Concept for Tomorrow's Air Cargo // Aircraft Design, Systems and Operations Conference 17–19 September 1990 Dayton, OH, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1990-3198

17. Cheers F., Rayner W. G. Tests in the N. P. L. electric tank on a 4:1 axi-symmetrical diffuser having a discontinuity in the wall velocity // AERADE Reports Archive. Aeronautical Research Council. 1946. № 2 (9505). 10 p.

18. Kuchemann D., Weber J. Aerodynamics of Propulsion. McGraw Hill Book Co., 1953.

19. Goldschmied F. R. Integrated Hull Design, Boundary-Layer Control and Propulsion of Submerged Bodies // 18th Joint Propulsion Conference 21–23 June 1982 Cleve-land, OH, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1982-1204

20. Goldschmied F. R. Aerodynamic Design of Low-Speed Aircraft with a NASA Fuselage/Wake-Propeller Configuration // Aircraft Systems, Design and Technology Meeting 20–22 October 1986 Dayton, OH, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1986-2693

21. Goldschmied F. R. On the Aerodynamic Optimization of Mini-RPV and Small GA Aircraft // 2nd Applied Aerodynamics Conference 21–23 August 1964 Seattle, WA, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1984-2163AIAA

22. Исаев С. А., Баранов П. А., Судаков А. Г., Ермаков А. М. Моделирование эффекта повышения аэродинамического качества 37.5%-го толстого профиля со щелевым отсосом с учетом влияния сжимаемости // Письма в Журнал технической физики. 2015. Т. 41, № 2. С. 49–57. EDN: UJMRMT

23. Патент RU 2015941. Способ управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности летательного аппарата / Щукин Л. Н., Шибанов А. П., Щукин И. Л. и др. Опубл. 15.07.1994. 6 с.

24. Аэродинамика утолщенных тел с вихревыми ячейками. Численное и физическое и моделирование / под ред. С. А. Исаева. СПб: Изд-во Политехнического университета, 2016. 215 с.

25. Патент RU 2033945. Летательный аппарат, система управления отсосом пограничного слоя, система управления вдовом в пограничный слой, устройство фиксации положения схода потока с задней кромки фюзеляжа и его взлетно-посадочное устройство на воздушной подушке / Щукин Л. Н., Савицкий А. И., Щукин И. Л. и др. Опубл. 30.04.1995. 20 с.

26. Безаэродромные, Амфибийные, Высокоэкономичные, Высокоэкологичные, летательные аппараты Нового типа «ЭКИП»: Брошюра «ЭКИП». ЕАС Авиационный концерн ЭКИП. URL: https://ekip-aviation-concern.com/брошюра-экип/ (дата обращения: 20.01.2025).

27. Исаев С. А., Баранов П. А., Судаков А. Г., Усачов А. Е. Расширение диапазона критических чисел Маха при управлении трансзвуковым обтеканием толстого (20 %) профиля MQ со щелевым отсосом в круговой вихревой ячейке // Письма в Журнал технической физики. 2014. Т. 40, № 10. С. 22–29. EDN: SNWEYX

28. Исаев С. А., Судаков А. Г., Усачов А. Е., Харченко В. Б. Моделирование эффекта подъемной силы и повышения аэродинамического качества толстого геттингеновского профиля при оптимальном расположении вихревой ячейки // Письма в Журнал технической физики. 2015. Т. 41, Вып. 11. С. 103–110. EDN: UJMTNL

29. Исаев С. А., Баранов И. А., Смуров М. Ю. и др. Управление обтеканием толстого профиля с вихревой ячейкой со щелевым отсосом воздуха и выбросом в ближний след // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 5. С. 665–669. EDN: WWDCKP

30. Mitchell S., Ogbonna I., Volkov K. Improvement of self-starting capabilities of vertical axis wind turbines with new design of turbine blades // Sustainability. 2021. Vol. 13, № 7. 24 p. DOI: 10.3390/su13073854, EDN: NQGWBW

31. Phillips E., Jentzsch M. P., Menge P. M. et al. On the Use of Active Flow Control to Change the Spanwise Flow on Tailless Aircraft Models, Thus Affecting their Trim and Control // AIAA Scitech 2019 Forum, 7–11 January 2019, San Diego, California. DOI: 10.2514/6.2019-0045

32. Williams D. R., Seidel J., Osteroos R., McLaughlin T. E. Flight Control Deriva-tives using Active Flow Control Effectors on the ICE/SACCON UAS Model // AIAA Scitech 2019 Forum, 7–11 January 2019, San Diego, California. DOI: 10.2514/6.2019-0043

33. Warsop C., Forster M., Crowther W. J. Supercritical Coanda based Circulation Control and Fluidic Thrust Vectoring // AIAA Scitech 2019 Forum, 7–11 January 2019, San Diego, California. DOI: 10.2514/6.2019-0044

34. Karpuk S. V., Kazarin P., Gudmundsson S., Golubev V. V. Preliminary Feasibility Study of a Multi-Purpose Aircraft Concept with a Leading-Edge Embedded Cross-Flow Fan // SciTech Forum: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 8–12 January 2018, Kissimmee, Florida. DOI: 10.2514/6.2018-1744

35. Tamaki T., Nagano S. Effects of Inlet Distortions on a Multistage Compressor <149> transonic flow pressure distortion // 4th International Symposium on Air Breathing Engines, 1–6 April 1979, Orlando, FL, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1979-7003

36. Sandercock D. M., Sanger N. L. Some Observations of the Effects of Radial Distor-tions on Rrformance of a Transonic Rotating Blade Row: NASA Technical note. NASA TN D-7824, 1974. 50p.

37. Hancock J. P. Test of a High Efficiency Transverse Fan // 16th Joint Propulsion Conference 30 June – 2 July 1980 Hartford, CT, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1980-1243

38. Harloff G., Wilson D. Cross-Flow Propulsion Fan Experimental Development and Finite-Element Modeling // Journal of Aircraft. 1981. Vol. 18, № 4. Pp. 310–317. DOI: 10.2514/3.57494

39. Langel C. M., Chow R., Van Dam C. P. et al. A Computational Approach to Simulating the Effects of Realistic Surface Rough-ness on Boundary Layer Transition // 52nd Aerospace Sciences Meeting, 13–17 January 2014, National Harbor, Maryland. AIAA 2014. DOI: 10.2514/6.2014-0234.

40. Doll U., Migliorini M., Baikie J. et al. Non-intrusive flow diagnostics for unsteady inlet flow distortion measurements in novel aircraft architectures // Progress in Aerospace Sciences. 2022. Vol. 130, № 100810. DOI: 10.1016/j.paerosci.2022.100810

41. Dang T., Bushnell P. Aerodynamics of Cross-Flow Fans and their Application to Aircraft Propulsion and Flow Control // Progress in Aerospace Sciences. 2009. Vol. 45, № 1-3. Pp. 1–29. DOI: 10.1016/j.paerosci.2008.10.002

42. Perry A. T., Ansell P. J., Kerho M. et al. Design, Analysis, and Evaluation of a Propulsive Wing Concept // Aviation: 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 13–17 June 2016, Washington, D.C. DOI: 10.2514/6.2016-4178

43. Dygert R. K., Dang T. Q. Experimental Investigation of Embedded Cross-Flow Fan for Airfoil Propulsion/Circulation Control // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8–11 January 2007 Reno, Nevada. DOI: 10.2514/6.2007-368.

44. Gologan C., Mores S., Steiner H., Seitz A. Potential of the Cross-Flow Fan for Powered-Lift Regional Aircraft Applications // 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Opera-tions Conference (ATIO), 21–23 September 2009 Hilton Head, South Carolina DOI: 10.2514/6.2009-7098

45. Cella U., Quagliarella D., Donelli R., Imperatore B. Design and Test of the UW-5006 Transonic Natural-Laminar-Flow Wing // Journal of Aircraft. 2012. Vol. 47, № 3. Pp. 783–795. DOI: 10.2514/1.40932

46. Perry A. T. Experimental evaluation of a propulsive wing concept: Thesis. Submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering in the Graduate College of the University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois. 2016. 83 p.

47. Патент RU 192918. Летательный аппарат / Булат П. В. Опубл. 07.10.2019. Бюл. № 28. 8 с. EDN: PYSDHS

48. Продан Н. В., Курнухин А. А. Применение методов математической оптимизации для проектирования аэродинамического профиля с учетом вязкости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 74–80. EDN: OXWJGL

49. Булат П. В., Продан Н. В., Курнухин А. А. О влиянии ламинарно-турбулентного перехода при численном моделировании профиля крыла // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 89–98. EDN: BZUAZX

50. Дудников С. Ю., Мельникова А. И., Кузнецов П. Н., Вокин Л. О. Моделирование течений при малых числах Рейнольдса применительно к проектированию несущих аэродинамических поверхностей беспилотных летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 39–48. EDN: VRPEPH

51. Булат П. В., Продан Н. В., Курнухин А. А. О влиянии ламинарно-турбулентного перехода при численном моделировании профиля крыла // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 89 – 98. EDN: BZUAZX

52. Булат П. В., Курнухин А. А., Продан Н. В. Численное моделирование характеристик высоконесущих профилей с энергетическими методами увеличения подъемной силы // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. Т. 22, № 5. С. 1007–1015. DOI: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1007-1015. EDN: FGBMJH

53. Булат П. В., Продан Н. В., Дудников С. Ю., Курнухин А. А. Исследование характеристик аэродинамических профилей с отбором воздуха с верхней поверхности и заданным распределением давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 71–78. EDN: TRGHKU

54. Bulat P., Chernyshov P., Prodan N., Volkov K. Control of Aerodynamic Characteristics of Thick Airfoils at Low Reynolds Numbers Using Methods of Boundary Layer Control // Fluids. 2024. Vol. 9, № 1. 26 p. DOI: 10.3390/fluids9010026. EDN: YUWTOE

55. Булат П. В., Курнухин А. А., Продан Н. В. Численно-аналитическое моделирование пропульсивного крыла и фюзеляжа аэротакси // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2023. Т. 23, № 1. С. 178–191. DOI: 10.17586/2226-1494-2023-23-1-178-191. EDN: EGKIND

56. Продан Н. В., Курнухин А. А. Исследование аэродинамики пропульсивного фюзеляжа вертолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 71–76. EDN: RBJSQT

Дата поступления: 24.01.2025
Решение о публикации: 03.03.2025

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. Bulat P. V., Dudnikov S. Yu., Kuznetsov P. N. *Osnovy aerodinamiki bespilotnykh vozdushnykh sudov* [Basic aerodynamics of unmanned aircraft: A tutorial]. Moscow: Izdatel'stvo «Sputnik +», 2021, 273 p. (In Russian)
2. Petrov A. V. *Energeticheskie metody uvelicheniya pod"emnoy sily kryla* [Energy methods for increasing wing lift]. Moscow: FIZMATLIT, 2011, 404 p. EDN: UGLJMV (In Russian)
3. Petrov A. V. *Aerodinamika transportnykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi metodami uvelicheniya pod"emnoy sily* [Aerodynamics of short take-off and landing transport aircraft with energetic methods of increasing lift]. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 736 p (In Russian)
4. Petrov A. V. *Aerodinamika manevrennykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi sistemami uvelicheniya pod"emnoy sily* [Aerodynamics of short take-off and landing maneuverable aircraft with energy systems for increasing lift]. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie, 2021, 496 p. (In Russian)
5. Richards E. J., Burge C. H. An Airfoil Designed to Give Laminar How over the Whole Surface with Boundary-Layer Suction. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Reports and Memoranda.* 1943. No. 2263, 14 p.
6. Goldstein S. Approximate two-dimensional aerofoil theory. Part I. Velocity Distributions for Symmetrical Aerofoils. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Current Papers*. 1942. No. 68 (5804), 60 p.
7. Goldstein S., Richards E. J. Approximate two-dimensional aerofoil theory Part III. Approximate Designs of Symmetrical Aerofoils for Specified Pressure Distributions. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Current Papers*. 1942. No. 70 (6225), 44 p.
8. Richards E. J., Walker W. S., Greening J. R. Tests of a Griffith Aerofoil in the 13 ft x 9 ft Wind Tunnel. Parts I. II, III and IV. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Reports and Memoranda*. 1944. No. 2148, 51 p.

9. Richards E. J., Walker W. S., Taylor C. R. Wind-tunnel test on a 30 per cent. suction wing. NASA. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Report and Memorandum.* 1945. No. 2149, 23 p.

10. Lighthill M. J. A new method of two-dimensional aerodynamic design. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Report and Memorandum*. 1945. No. 2112, 54 p.

11. Head M. R., Aerofoils with suction applied at the pressure minimum. Boundary Layer and Flow Control: Its Principles and Application. New York, USA: Pergamon Press Inc., 1961. Vol. I, pp.106–108.

12. Thwaites B. Incompressible Aerodynamics. Oxford, England: Clarendon Press, 1960, 636 p.

13. Glauert M. B. The Design of Suction Aerofoils with a Very Large CL Range. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Report and Memorandum*. 1945. No. 2111, 10 p.

14. Glauert M. B. The Application of the Exact Method of Aerofoil Design. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Report and Memorandum*. 1947. No. 2683, 47 p.

15. Glauert M. B., Walker S. W., Raymer W. G., Gregory N. Wind Tunnel Tests a noThick Suction Airfoil with a Single Slot. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council Report and Memorandum*. 1948. No. 2646, 16 p.

16. Goldschmied F. R. Thick-Wing Spanloader All-Freighter: A Design Concept for Tomorrow's Air Cargo. Aircraft Design, Systems and Operations Conference 17–19 September 1990 Dayton, OH, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1990-3198

17. Cheers F., Rayner W. G. Tests in the N. P. L. electric tank on a 4:1 axi-symmetrical diffuser having a discontinuity in the wall velocity. AERADE Reports Archive. *Aeronautical Research Council*. 1946. No. 2 (9505), 10 p.

18. Kuchemann D., Weber J. Aerodynamics of Propulsion. McGraw Hill Book Co., 1953.

19. Goldschmied F. R. Integrated Hull Design, Boundary-Layer Control and Propulsion of Submerged Bodies. 18th Joint Propulsion Conference, 21–23 June 1982 Cleve-land, OH, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1982-1204

20. Goldschmied F. R. Aerodynamic Design of Low-Speed Aircraft with a NASA Fuselage/Wake-Propeller Configuration. Aircraft Systems, Design and Technology Meeting 20–22 October 1986 Dayton, OH, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1986-2693

21. Goldschmied F. R. On the Aerodynamic Optimization of Mini-RPV and Small GA Aircraft. 2nd Applied Aerodynamics Conference 21–23 August 1964 Seattle, WA, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1984-2163AIAA

22. Isaev S. A., Baranov P. A., Sudakov A. G., Ermakov A. M. Modeling the increase in aerodynamic efficiency for a thick (37.5% chord) airfoil with slot suction in vortex cells with allowance for the compressibility effect. *Technical Physics Letters*. 2015. Vol. 41, no. 1, pp. 76–79. DOI: 10.1134/S1063785015010253, EDN: UFLBRP

23. Shchukin L. N., Shibanov A. P., Shchukin I. L. et al. Patent RU 2015941.Method to control boundary layer on aerodynamic surface of aircraft. Publ. 15.07.1994, 6 p.

24. *Aerodinamika utolshchennykh tel s vikhrevymi yacheykami. Chislen-noe i fizicheskoe i modelirovanie* [Aerodynamics of thickened bodies with vortex cells. Numerical and physical and simulation]. Ed by S. A. Isaev. St. Petersburg: Polytechnic University Publ, 2016, 215 p.

25. Shchukin L. N., Savitskij A. I., Shchukin I. L. et al. Patent RU 2033945. Flying vehicle, boundary layer suction control system, control system of injection to boundary layer, device for fixing position of shedding of flow from trailing edge of fuselage and its air cushion alighting gear. Publ. 30.04.1995, 20 p.

26. Bezaerodromnye, Amfibiynye, Vysokoekonomichnye, Vysokoekologichnye, letatel'nye apparaty Novogo tipa «EKIP» [Aerodromic, Amphibious, Highly economical, Highly environmentally friendly, New type aircraft "EKIP": Brochure "EKIP"]. URL: https://ekip-aviation-concern.com/брошюра-экип/ (accessed: 20.01.2025). (In Russian)

27. Isaev S. A., Baranov P. A., Sudakov A. G., Usachov A. E. Expansion of the range of critical mach numbers during control of transonic flow past a thick (20 % chord) mq airfoil with slot suction in a circular vortex flow. *Technical Physics Letters*. 2014. Vol. 40, no. 5, pp. 417–420. DOI: 10.1134/S1063785014050174, EDN: UFFXRJ

28. Isaev S. A., Sudakov A. G., Usachov A. E., Kharchenko V. B. Modeling an increase in the lift and aerodynamic efficiency of a thick göttingen airfoil with optimum arrangement. *Technical Physics Letters*. 2015. Vol. 41, no. 6, pp. 561–564. DOI: 10.1134/S1063785015060061, EDN: UFBIFZ

29. Isaev S. A., Baranov P. A., Smurov M. Y. et al. Flow control of the semicircular airfoil with a vortex cell at slot suction of air and its blowout into the near wake. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2016. Vol. 23, no. 5, pp. 639–643. DOI: 10.1134/S0869864316050024, EDN: XZNMXX

30. Mitchell S., Ogbonna I., Volkov K. Improvement of self-starting capabilities of vertical axis wind turbines with new design of turbine blades. *Sustainability*. 2021. Vol. 13, no. 7, 24 p. DOI: 10.3390/su13073854, EDN: NQGWBW

31. Phillips E., Jentzsch M. P., Menge P. M. et al. On the Use of Active Flow Control to Change the Spanwise Flow on Tailless Aircraft Models, Thus Affecting their Trim and Control. AIAA Scitech 2019 Forum, 7–11 January 2019, San Diego, California. DOI: 10.2514/6.2019-0045

32. Williams D. R., Seidel J., Osteroos R., McLaughlin T. E. Flight Control Deriva-tives using Active Flow Control Effectors on the ICE/SACCON UAS Model. AIAA Scitech 2019 Forum, 7–11 January 2019, San Diego, California. DOI: 10.2514/6.2019-0043

33. Warsop C., Forster M., Crowther W. J. Supercritical Coanda based Circulation Control and Fluidic Thrust Vectoring. AIAA Scitech 2019 Forum, 7–11 January 2019, San Diego, California. DOI: 10.2514/6.2019-0044

34. Karpuk S. V., Kazarin P., Gudmundsson S., Golubev V. V. Preliminary Feasibility Study of a Multi-Purpose Aircraft Concept with a Leading-Edge Embedded Cross-Flow Fan. SciTech Forum: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 8–12 January 2018, Kissimmee, Florida. DOI: 10.2514/6.2018-1744

35. Tamaki T., Nagano S. Effects of Inlet Distortions on a Multistage Compressor <149> transonic flow pressure distortion. 4th International Symposium on Air Breathing Engines, 1–6 April 1979, Orlando, FL, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1979-7003

36. Sandercock D. M., Sanger N. L. Some Observations of the Effects of Radial Distor-tions on Rrformance of a Transonic Rotating Blade Row: NASA Technical note. NASA TN D-7824, 1974, 50p.

37. Hancock J. P. Test of a High Efficiency Transverse Fan. 16th Joint Propulsion Conference 30 June – 2 July 1980 Hartford, CT, U.S.A. DOI: 10.2514/6.1980-1243

38. Harloff G., Wilson D. Cross-Flow Propulsion Fan Experimental Development and Finite-Element Modeling. Journal of Aircraft. 1981. Vol. 18, No. 4, pp. 310–317. DOI: 10.2514/3.57494

39. Langel C. M., Chow R., Van Dam C. P. et al. A Computational Approach to Simulating the Effects of Realistic Surface Rough-ness on Boundary Layer Transition. 52nd Aerospace Sciences Meeting, 13–17 January 2014, National Harbor, Maryland. AIAA 2014. DOI: 10.2514/6.2014-0234.

40. Doll U., Migliorini M., Baikie J. et al. Non-intrusive flow diagnostics for unsteady inlet flow distortion measurements in novel aircraft architectures. *Progress in Aerospace Sciences.* 2022. Vol. 130, no. 100810. DOI: 10.1016/j.paerosci.2022.100810

41. Dang T., Bushnell P. Aerodynamics of Cross-Flow Fans and their Application to Aircraft Propulsion and Flow Control. *Progress in Aerospace Sciences*. 2009. Vol. 45, no. 1–3, pp. 1–29. DOI: 10.1016/j.paerosci.2008.10.002

42. Perry A. T., Ansell P. J., Kerho M. et al. Design, Analysis, and Evaluation of a Propulsive Wing Concept. Aviation: 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 13–17 June 2016, Washington, D.C. DOI: 10.2514/6.2016-4178

43. Dygert R. K., Dang T. Q. Experimental Investigation of Embedded Cross-Flow Fan for Airfoil Propulsion/Circulation Control. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8–11 January 2007 Reno, Nevada. DOI: 10.2514/6.2007-368.

44. Gologan C., Mores S., Steiner H., Seitz A. Potential of the Cross-Flow Fan for Powered-Lift Regional Aircraft Applications. 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO), 21–23 September 2009 Hilton Head, South Carolina DOI: 10.2514/6.2009-7098

45. Cella U., Quagliarella D., Donelli R., Imperatore B. Design and Test of the UW-5006 Transonic Natural-Laminar-Flow Wing. Journal of Aircraft. 2012. Vol. 47, no. 3, pp. 783–795. DOI: 10.2514/1.40932

46. Perry A. T. Experimental evaluation of a propulsive wing concept: Thesis. Submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering in the Graduate College of the University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois. 2016, 83 p.

47. Patent RU 192918. *Letatel'nyy apparat* [Aircraft] / Bulat P. V. Publ. 07.10.2019. Бюл. No. 28, 8 p. EDN: PYSDHS (In Russian)

48. Prodan N. V., Kurnukhin A. A. Application of mathematical optimization methodsfor designing air-foil considering viscosity. *Russian Aeronautics*. 2021. Vol. 64, no. 4, pp. 670–677. DOI: 10.3103/S1068799821040115, EDN: EVUCTL

49. Bulat P. V., Prodan N. V., Kurnukhin A. A. On the influence of the laminar-turbulent transition in the numerical modeling of the wing airfoil. *Russian Aeronautics*. 2021. Vol. 64, no. 3, pp. 455–465. DOI: 10.3103/S1068799821030120, EDN: IDCCMA

50. Dudnikov S. Y., Kuznetsov P. N., Mel'nikova A. I., Vokin L. O. Simulation of flows at low Reynolds numbers as applied to the design of aerodynamic surfaces for unmanned aerial vehicles. *Russian Aeronautics*. 2021. Vol. 64, no. 4, pp. 620–629. DOI: 10.3103/S1068799821040061, EDN: UWZKXP

51. Bulat P. V., Prodan N. V., Kurnukhin A. A. On the influence of the laminar-turbulent transition in the numerical modeling of the wing airfoil. *Russian Aeronautics*. 2021. Vol. 64, no. 3, pp. 455–465. DOI: 10.3103/S1068799821030120, EDN: IDCCMA

52. Bulat P. V., Kurnukhin A. A., Prodan N.V. Numerical simulation of propulsive aerodynamic profiles. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*. 2022. Vol. 22, no. 5, pp. 1007–1015. DOI: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1007-1015, EDN: FGBMJH (In Russian)

53. Bulat P., Chernyshov P., Prodan N., Volkov K. Control of Aerodynamic Characteristics of Thick Airfoils at Low Reynolds Numbers Using Methods of Boundary Layer Control. *Fluids*. 2024. Vol. 9, no. 1, 26 p. DOI: 10.3390/fluids9010026, EDN: YUWTOE

54. Bulat P., Chernyshov P., Prodan N., Volkov K. Control of Aerodynamic Characteristics of Thick Airfoils at Low Reynolds Numbers Using Methods of Boundary Layer Control. *Fluids*. 2024. Vol. 9, no. 1, 26 p. DOI: 10.3390/fluids9010026, EDN: YUWTOE

55. Bulat P. V., Kurnukhin A. A., Prodan N. V. Numerical and analytical modeling of the propulsive wing and fuselage of an air taxi. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*. 2023. Vol. 23, no. 1, pp. 178–191. DOI: 10.17586/2226-1494-2023-23-1-178-191, EDN: EGKIND (In Russian)

56. Prodan N. V., Kurnukhin A. A. Study of aerodynamics of propulsive helicopter fuselage. *Russian Aeronautics*. 2023. Vol. 66, no. 3, pp. 493–499. DOI: 10.3103/s1068799823030108, EDN: WNFKZV

Date of receipt: January 24, 2025
Publication decision: March 3, 2025

Contact information:

Pavel V. BULAT – Doctor of Physics and Mathematics, Chief Researcher (Sevastopol State University, Russia, 299053, Sevastopol, Universitetskaya str., 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 str., 33), sydudnikov@sevsu.ru

Nikolay V. PRODAN – Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher (Sevastopol State University, Russia, 299053, Sevastopol, Universitetskaya str., 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 str., 33; Baltic State Technical University "VOENMEH", Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), pashachp8@gmail.com

УДК 62-1/-9

СЛИВ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ, СФОРМИРОВАННОГО НА ВНЕШНЕЙ ОБОЛОЧКЕ ДИРИЖАБЛЯ, В ДВИГАТЕЛЬНУЮ УСТАНОВКУ

В. В. Панкратова, И. В. Романов

АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ имени А. Я. Березняка», г. Дубна, Россия

Аннотация. Проведено исследование влияния слива пограничного слоя с внешней оболочки дирижабля в двигательную установку на аэродинамические характеристики аппарата. Проанализировано взаимодействие между винтом и пограничным слоем на корпусе дирижабля мягкого типа, рассмотрены различные расстояния между винтом и кормовой частью. Эксперименты проведены при скорости невозмущенного воздушного потока 30 м/с и различных частотах вращения винта (500–1000 об/мин). Цель исследования – оптимизация аэродинамических характеристик дирижабля за счет использования пограничного слоя для повышения эффективности его винта. Работа содержит описание экспериментальной модели, методики проведения численного расчета и предварительные результаты, основанные на использовании эмпирической формулы для определения диаметра винта, а также результатов численных расчетов. Исследование будет интересно специалистам в области аэродинамики, проектирования дирижаблей и летательных аппаратов аэростатического типа.

Ключевые слова: аэродинамика дирижабля, расчеты ANSYS Fluent, влияние винта, турбулентность, лобовое сопротивление, оптимизация, численное моделирование

Для цитирования: *Панкратова В. В., Романов И. В.* Слив пограничного слоя, сформированного на внешней оболочке дирижабля, в двигательную установку // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 48–58. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-48-58. EDN IKMSIY

SINK OF THE BOUNDARY LAYER FORMED ON THE OUTER ENVELOPE OF AN AIRSHIP INTO THE PROPULSION SYSTEM

V. V. Pankratova, I. V. Romanov

JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Dubna, Russia

Abstract. This study examines the effect of boundary layer ingestion from the outer envelope of an airship into the propulsion system on the aerodynamic performance of the vehicle. The interaction between the propeller and the boundary layer on the hull of a soft-type airship is analyzed, with particular attention to various distances between the propeller and the aft section. Experiments were conducted at a freestream velocity of 30 m/s and propeller rotational speeds ranging from 500 to 1000 rpm. The objective of the research is to optimize the aerodynamic characteristics of the airship by leveraging the boundary layer to improve propeller efficiency. The paper presents the experimental model, the numerical simulation methodology, and preliminary results based on an empirical formula for determining propeller diameter, along with the findings of computational analyses. This research is relevant for specialists in aerodynamics, airship design, and the development of lighter-than-air flight systems.

© Панкратова В. В., Романов И. В., 2025

Keywords: airship aerodynamics, ANSYS Fluent simulations, propeller influence, turbulence modeling, drag reduction, optimization, computational fluid dynamics (CFD)

For citation: Pankratova V. V., Romanov I. V. Sink of the boundary layer formed on the outer envelope of an airship into the propulsion system. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 48–58. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-48-58. EDN IKMSIY (In Russian)

Введение

Аэродинамика является одной из ключевых областей исследований в авиации и космонавтике. Одним из важнейших элементов, влияющих на аэродинамические характеристики летательных аппаратов, является винт двигательной установки. Известно, что аэродинамические характеристики летательных аппаратов изменяются, если в окрестности планера летательного аппарата формируются струи от двигательных установок [1].

Аэростаты, такие как дирижабли и воздушные шары, представляют собой летательные аппараты, использующие гидростатический принцип для создания подъемной силы. Аэростаты часто используют винты двигательных установок для создания горизонтальной тяги и маневрирования. К концу XX в. интерес к дирижаблям и летательным аппаратам аэростатического типа возобновился. Достоинства аэростатических летательных аппаратов заключаются в следующем:

- хорошая маневренность, т. е. могут зависать на месте и медленно перемещаться, что делает их пригодными для наблюдения и съемки;
- низкие эксплуатационные расходы – по сравнению с самолетами, аэростаты требуют меньше топлива и более низкие затраты на обслуживание;
- повышенная экологичность – современные модели могут использовать чистые газы, такие как гелий, и производить меньше выбросов;
- большая грузоподъемность, т. е. способны перевозить значительные грузы, что может быть полезно для транспортировки товаров в труднодоступные районы;
- небольшая скорость полета, что является преимуществом для наблюдения и проведения научных исследований;
- комфортабельные кабины.

В качестве объекта выбран аэростат для исследования влияния толкающего винта на аэродинамические характеристики фюзеляжа. Данный тип летательных аппаратов представляет уникальные возможности для анализа взаимодействия между подъемной силой и тягой. Аэростат, благодаря своей конструкции и принципу работы, позволяет детально изучить, как вращение, расположение и размер винта влияет на поток воздуха вокруг оболочки [2].

Влияние винта на аэродинамические характеристики аэростата – это результат сложного взаимодействия между потоками воздуха, пограничным слоем и самой оболочкой. Правильное проектирование и размещение винта могут значительно улучшить эффективность полета и маневренность аэростата. Часть погранслоя будет уходить в винт, а значит, он будет находиться в заторможенном потоке, что является для винта наилучшим условием. При вращении винта меняется давление в области его действия, что приводит к образованию зоны низкого давления за винтом. От вращения винта создается поток, который может снижать сопротивление и, возможно, улучшать подъемную силу, если поток воздуха правильно направлен. Сопротивление снижается за счет того, что винт «разглаживает» пограничный слой, что уменьшает вероятность его разделения и формирования вихрей.

Методика и результаты расчетов

Рассматривается дирижабль мягкого типа с винтом, расположенным за телом. Исследования проведены при угле атаки $\alpha = 0°$ и скорости невозмущенного потока V_∞=30 м/с. Число оборотов $n_{об}$ изменялось от 500 до 1000 об/мин. На рис. 1 показан внешний вид модели дирижабля. Данный летательный аппарат скомпонован по классической схеме, его оболочка имела обвод Парсеваля и удлинение $\lambda = 4$. Компоновка дирижабля также включала двухлопастный винт. Плоскость вращения винтов перпендикулярна продольной оси оболочки. Расстояние от винта до кормовой части принимается за $X_в$. Рассматривается пять конфигураций $X_в$ на расстоянии, м: 0,25; 0,5; 1; 1,5; 2.

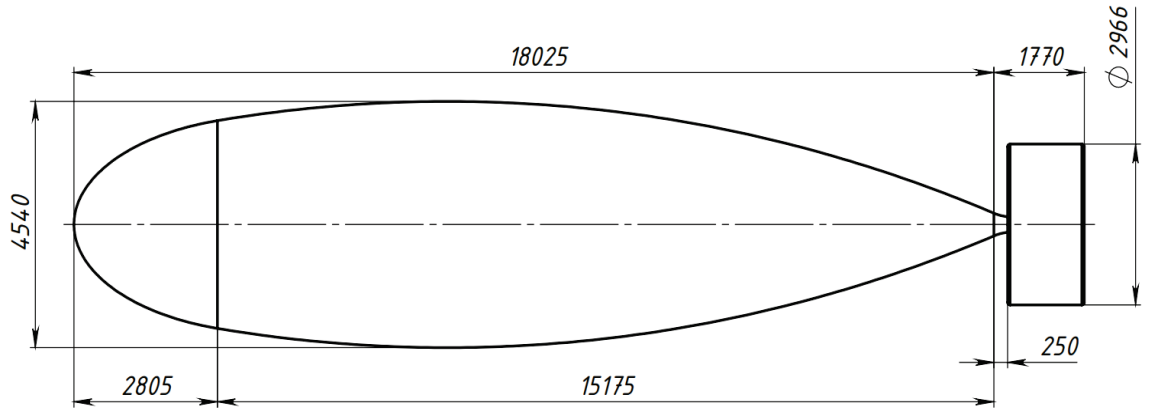


Рис. 1. Чертеж модели

Потребная мощность двигателя дирижабля составляет примерно 8,83 кВт. Для определения диаметра винта в первом приближении используется статическая формула

$$D = k_D \sqrt[4]{\frac{N}{V\,\Delta n_м^2}},$$

где N – мощность двигателя, л.с.; V – расчетная скорость, км/ч; $n_м$ – частота вращения винта, об/мин; Δ – относительная плотность воздуха.

Для численного решения задачи использовались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса, записанные для пространственного течения и замкнутые моделью турбулентности SST k-ω. Данная модель хорошо показала себя в расчетах подобного рода течений, производилась верификация в профильных институтах, например, ЦАГИ, МАИ, а также в Европе. Сравнения проводились с данными, полученными в трубных испытаниях и натурных полетах. При расчете поверхности элементов дирижабля и винтов выполнялось условие прилипания. На входе в расчетную область задавались условия невозмущенного потока на высоте 0 м.

Задача решалась на конечно-элементной неструктурированной сеточной модели. Для разрешения пограничного слоя вблизи поверхности исследуемого тела проводилось сгущение призматическими элементами, величина сгущения которых подбиралась таким образом, чтобы параметр $y+$ был не более 1 (рис. 2). Расчетная область прямоугольной формы имела длину и высоту, которые составляли 100 характерных длин оболочки модели дирижабля. Сделано это для того, чтобы исключить влияние возмущений от летательного аппарата на границу расчетной области, что негативно скажется на сходимости задачи и точности полученных данных. Структура расчетной области выбиралась из условия минимизации количества ячеек, форма которых ухудшала сходимость и аппроксимацию дифференциальных уравнений. Расчеты проведены с помощью комплекса вычислительных программ ANSYS Fluent 16.2.

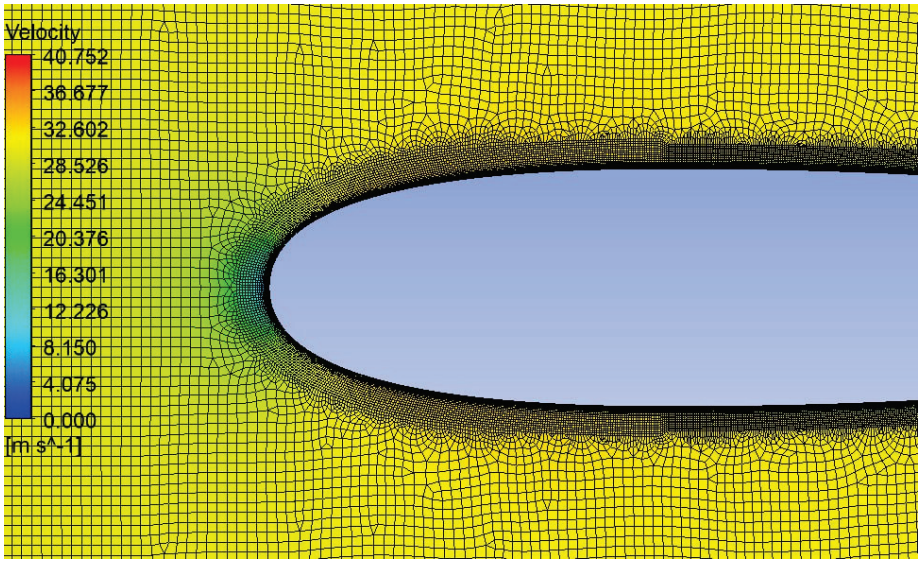


Рис. 2. Сеточная модель

Проанализировано несколько конфигураций расположения винта относительно кормовой части дирижабля, получены зависимости влияния такого расположения на аэродинамику летательного аппарата в целом. Также проводились замеры распределения давления как по носовому обтекателю, так и по

кормовой части. Получены зависимости влияния расположения винта и скорости его вращения на аэродинамику тела.

Для упрощения расчетной модели винт заменен на активный диск, вращение вентилятора задавалось условно противодавлением на входе в него. Таким образом, при увеличении оборотов винта противодавление уменьшалось, а при уменьшении – увеличивалось. Такой подход моделирования силовой установки неоднократно опробован сотрудниками ЦАГИ и хорошо совпадает с реальными условиями [3] (рис. 3).

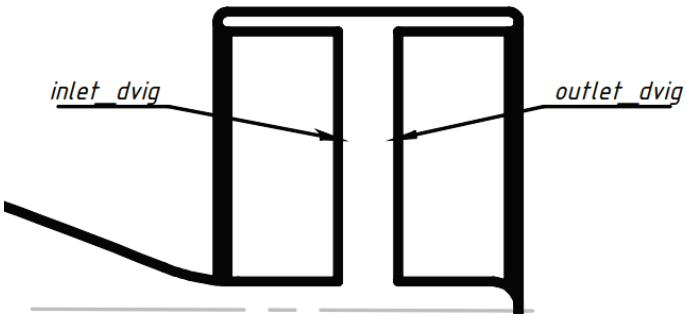
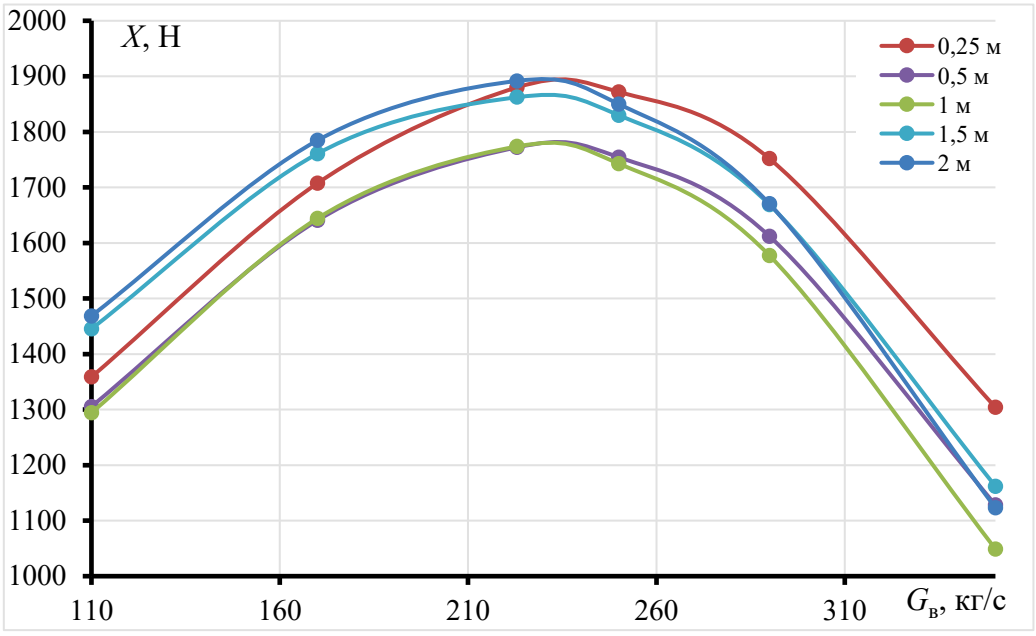
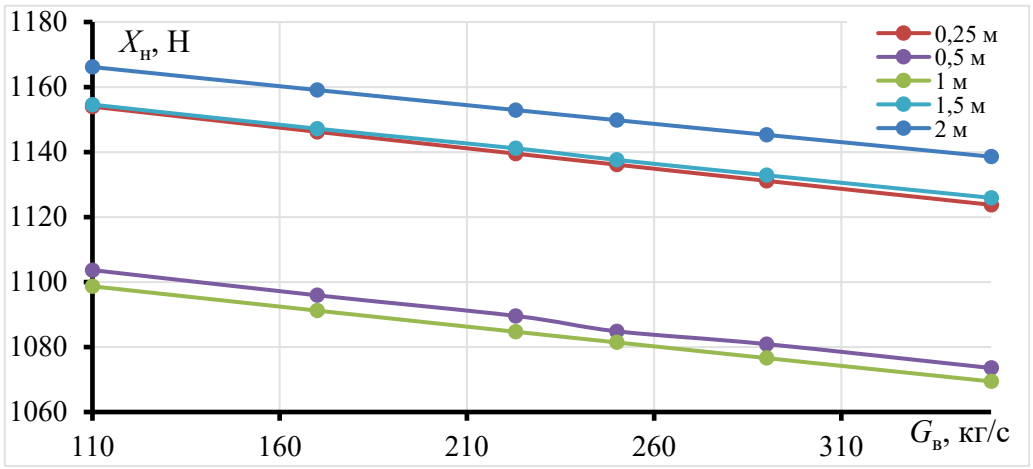


Рис. 3. Граничные условия в мотогондоле

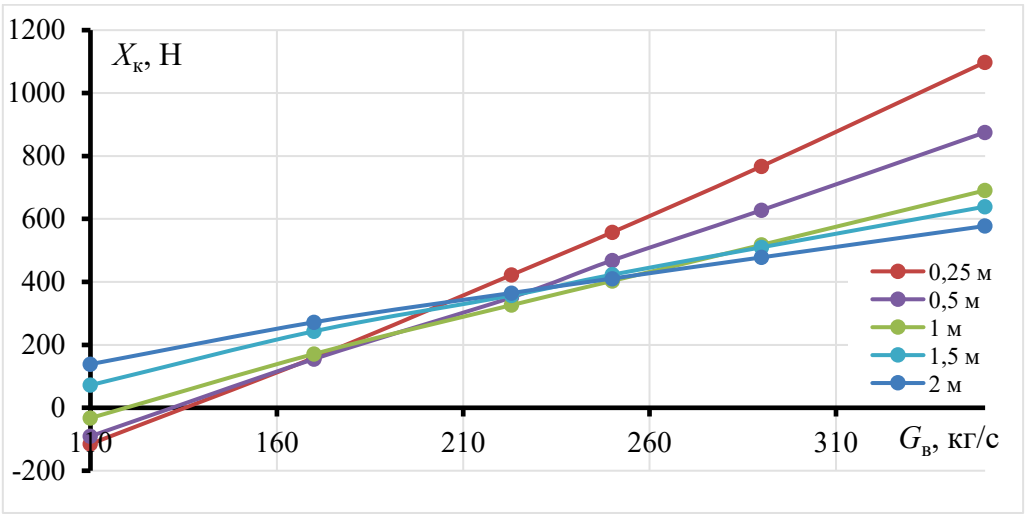
На рис. 4 показаны зависимости сопротивления дирижабля в целом, а также носовой, кормовой части и области двигателя, от расхода воздуха. На данных графиках по оси абсцисс представлен массовый расход воздуха $G_{\text{в}}$, а по оси ординат – сила лобового сопротивления X, сила лобового сопротивления в носовой части $X_{\text{н}}$, в кормовой части $X_{\text{к}}$ и на мотогондолу $X_{\text{м}}$. Рассматривается несколько кривых, отличающихся расположением винта от дна кормовой части изделия.



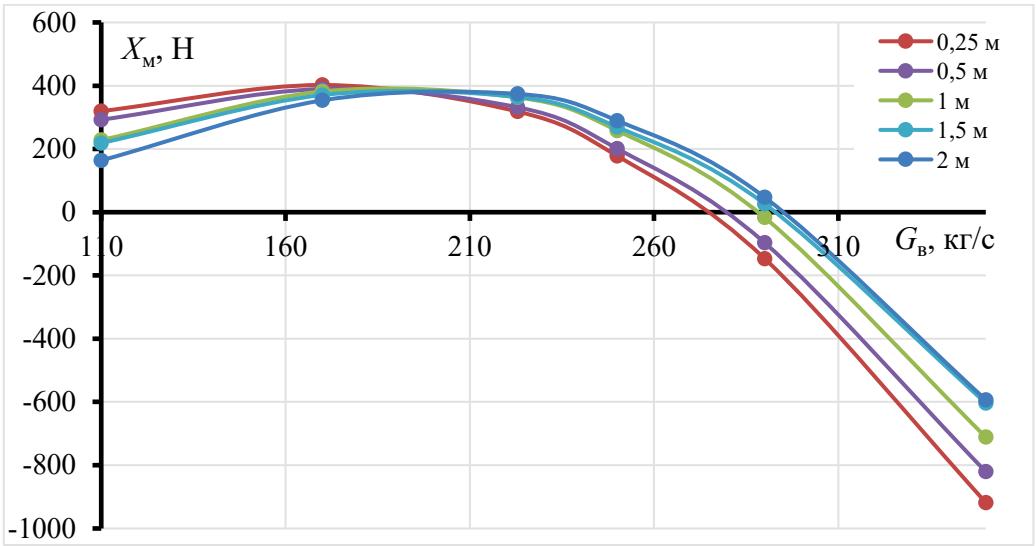
а



б



в



г

Рис. 4. Зависимость силы лобового сопротивления летательного аппарата (*а*), носовой части (*б*), кормовой части (*в*) и мотогондолы (*г*) от расхода воздуха

На рис. 5 показаны зависимости изменения сопротивления от удаленности мотогондолы от дирижабля при максимальном расходе воздуха ($G_{\text{в}} = 350$ кг/с). По оси абсцисс представлена удаленность винта от дна кормовой части летательного аппарата $X_{\text{в}}$.

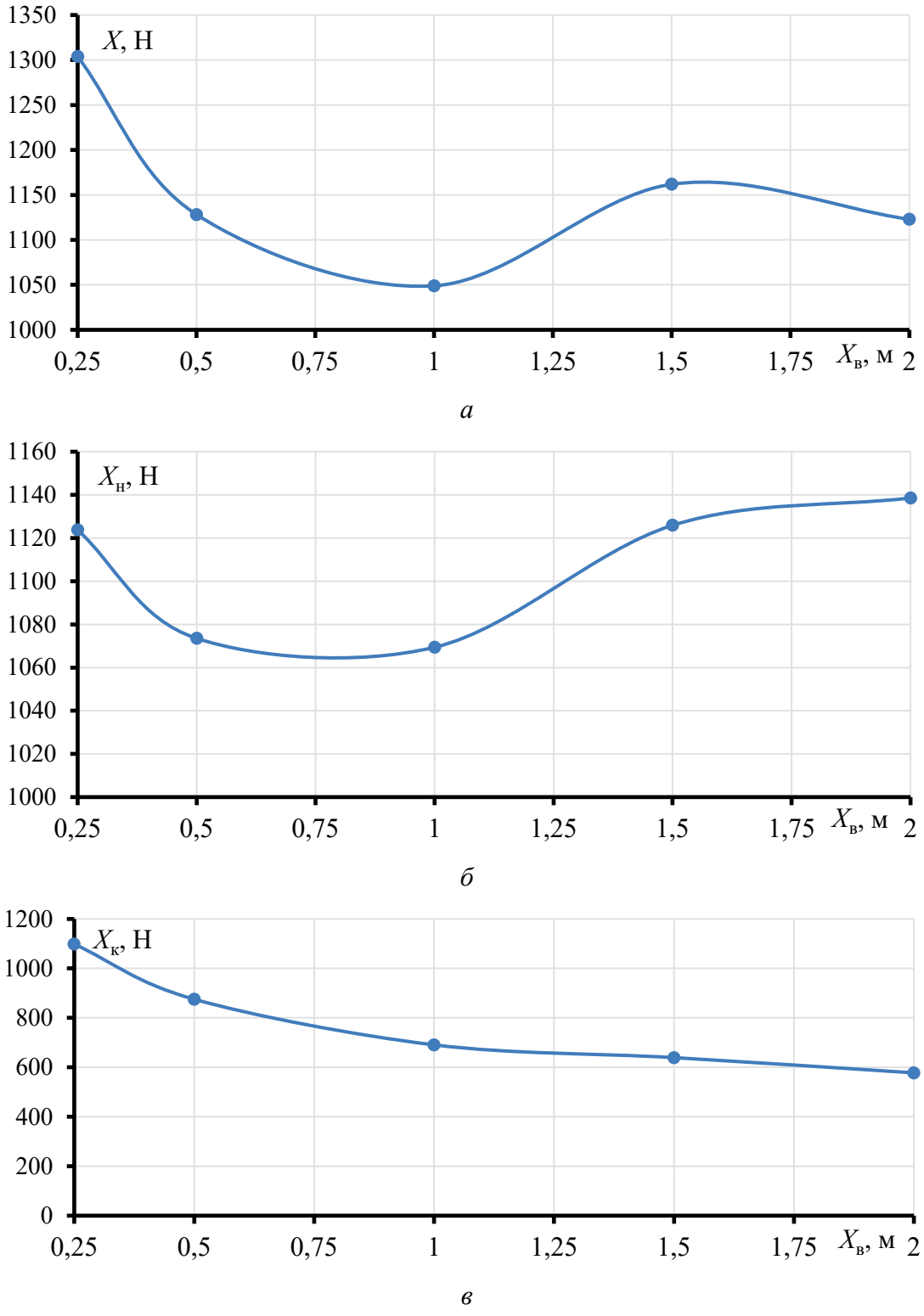


Рис. 5. Зависимость силы лобового сопротивления летательного аппарата (*а*), носовой части (*б*) и кормовой части (*в*) от расхода воздуха

На рис. 6 и 7 показано распределение давления по поверхности носовой и кормовой частей при минимальном и максимальном расходах воздуха различных конфигураций.

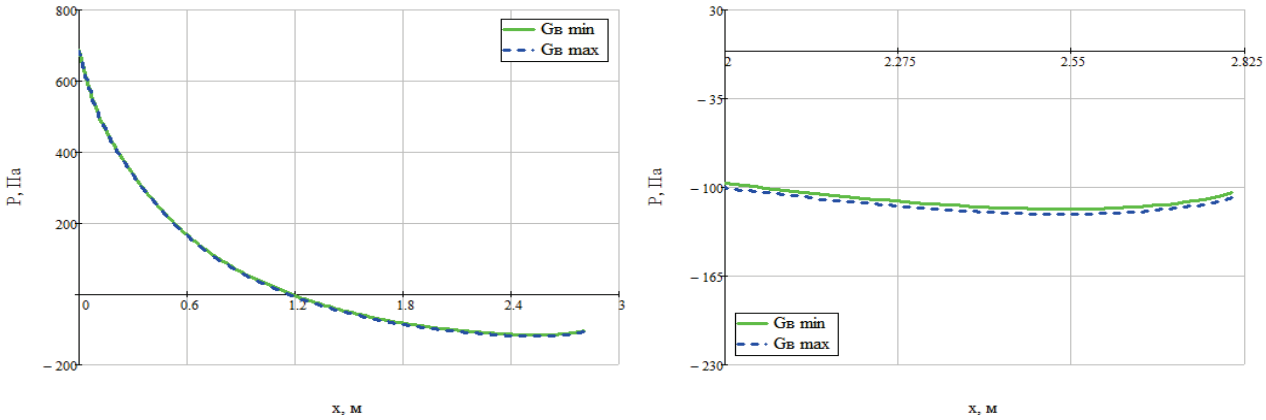


Рис. 6. Распределение давления по длине носовой части при $X_в = 0{,}25$ м (справа увеличенный масштаб графика)

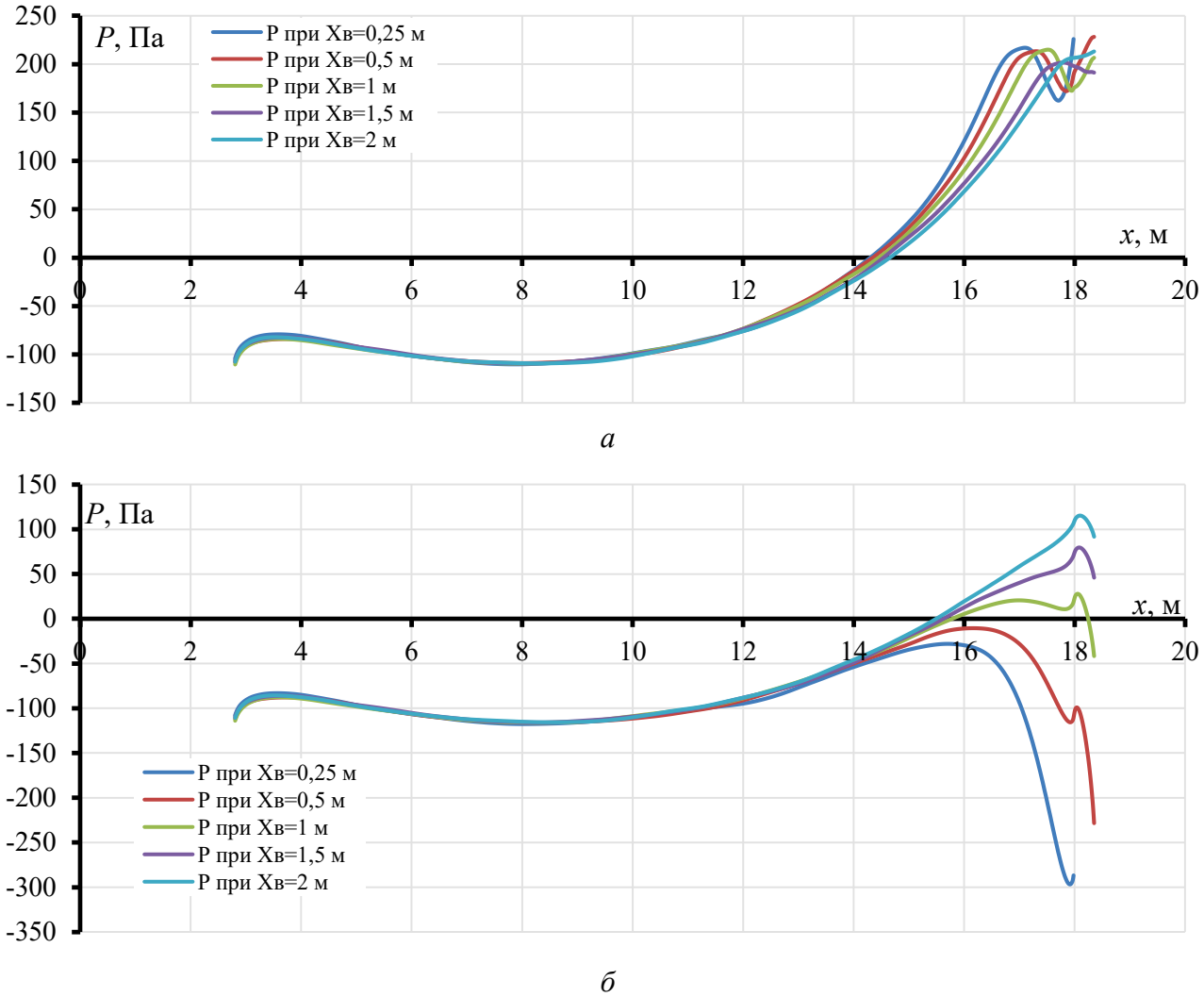


Рис. 7. Распределение давления при минимальном (*а*) и максимальном (*б*) расходе по длине кормовой части

Заключение

Проанализировав представленные графики, можно отметить:

1. Оптимальным является расположение винта на расстоянии 1 м от кормовой части и при максимальном расходе воздуха ($G_{\text{в}} = 350$ кг/с). Также можно заметить, что расход 220 кг/с является самым неподходящим. Сравнив значения при оптимальном расположении винта и наиболее худшем, можно сделать такой вывод: сила лобового сопротивления на носовой части уменьшается на 1,4 %; на кормовой части – увеличивается примерно в два раза; на мотогондоле – меняет знак и становится тягой, причем по величине в два раза больше сопротивления. Суммарно значение силы падает на 40 %.

2. На графиках зависимости изменения сопротивления от удаленности мотогондолы от дирижабля при оптимальном расходе воздуха ($G_{\text{в}} = 350$ кг/с) видно, что расположение винта на расстоянии метра является оптимальным. Если сравнивать первоначальный вариант при расположении винта на расстоянии 0,25 м с оптимальным (метр), то можно заметить, что сила на носовой части уменьшается на 5 %, на кормовой – почти на 40 %, а суммарное уменьшение составляет 19,5 %.

3. На графиках распределения давления по поверхности носовой части при минимальном и максимальном расходах воздуха можно заметить, что распределение давления на носовую часть при различном массовом расходе и расположении винта не критично, разница составляет примерно 3 %, поэтому приведен график одного режима для наглядности.

4. На графиках распределения давления по поверхности кормовой части при минимальном и максимальном расходах воздуха. Проанализировав их, можно увидеть, что перемещение винта приводит к смещению пика давления пропорционально смещению винта. Это приводит к снижению сопротивления на кормовой части на 47,5 %.

Можно сделать обобщенное заключение:

- расположение винта влияет на все части летательного аппарата, но минимально на носовую часть;
- силовое воздействие на кормовую часть увеличивается с увеличением расхода, а с определенного режима начинает возникать тянущая сила;
- скорость потока, набегающего на винт, не зависит от расположения винта;
- оптимальное расположение двигательной установки на данной конфигурации дирижабля – на расстоянии 1 метр от дна кормовой части;
- перемещение мотогондолы незначительно влияет на распределение давления на носовой части корпуса.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Прикладные задачи аэродинамики и аэроупругости (научное наследие): сборник статей / под ред. Л. Н. Тепериной. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2023. 271 с. (Труды Центрального аэрогидродинамического института имени Н. Е. Жуковского).

2. Грумондз В. Т., Семенчиков Н. В. Основы аэродинамики и динамики полёта дирижабля: учебное пособие. М.: Факториал, 2023. 284 с.

3. Грумондз В. Т., Семенчиков Н. В., Яковлевский О. В. Аэромеханика дирижабля: учебное пособие. М.: Факториал, 2017. 424 с.

4. Грумондз В. Т. Об устойчивости установившихся движений дирижабля // Известия вузов. Авиационная техника. 2016. № 1 С. 3–9. EDN: VUSBIV

5. Семенчиков Н. В., Та Суан Тунг. Влияние винтов на аэродинамические характеристики дирижабля при его движении через атмосферные струйные течения // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 226 (4). С. 149–155. EDN: XBVWON

6. Динь Л.К., Тхань Д.Н., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. Аэродинамические характеристики дирижабля мягкого типа вблизи экрана с учетом влияния струй от винтов // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 41–46. EDN: RWQPOF

7. Ле Куок Динь, Семенчиков Н. В., Яковлевский О. В., Чан Куанг Дык. Влияние струй от винтов на аэродинамические характеристики дирижабля вблизи экрана // Труды МАИ. 2012. Вып. 52. С. 9. EDN: OXAZSJ

8. Воздушные винты для дирижабля. URL: https://dzen.ru/a/YGHWopc-F0AKl1mX (дата обращения: 22.09.2024).

9. К вопросу о теоретическом пределе эффективности воздушных винтов и импеллеров. URL: https://habr.com/ru/articles/813759/ (дата обращения: 22.09.2024).

10. Дирижабль. URL: https://bigenc.ru/c/dirizhabl-86371d (дата обращения 22.09.2024).

11.Тан Н. Разработка и исследование динамической модели дирижабля // Инженерная физика. 2020. С. 60–67.

12. Семенчиков Н. В., Та Суан, Яковлевский О. В. Аэродинамические характеристики дирижабля при его движении через восходящий воздушный поток // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. С. 57–64. EDN: MSPDVF

Дата поступления: 27.01.2025
Решение о публикации: 14.02.2025

Контактная информация:

ПАНКРАТОВА Виктория Вадимовна – инженер-конструктор 3-й категории (АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ имени А. Я. Березняка», Россия, 141983, г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2а), shemetovash@mail.ru

РОМАНОВ Илья Вячеславович – начальник группы (АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ имени А. Я. Березняка», Россия, 141983, г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2а), romanow.ilya@yandex.ru

References

1. Prikladnye zadachi aerodinamiki i aerouprugosti (nauchnoe nasledie) [Applied Problems of Aerodynamics and Aeroelasticity (Scientific Heritage): Collection of Articles]. Edited by L. N. Te-

perina. Moscow: TsAGI Publishing Department, 2023, 271 p. (Proceedings of the Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky). (In Russian)

2. Grumondz V. T., Semenchikov N. V. Osnovy aerodinamiki i dinamiki poleta dirizhablya [Fundamentals of Aerodynamics and Flight Dynamics of Airships: Textbook]. Moscow: Factorial, 2023, 284 p. (In Russian)

3. Grumondz V. T., Semenchikov N. V., Yakovlevsky O. V. Aeromekhanika dirizhablya [Aeromechanics of Airships: Textbook]. Moscow: Factorial, 2017, 424 p. (In Russian)

4. Grumondz V. T. Stability of the Stationary Motion of the Airship. *Russian Aeronautics*. 2016. Vol. 59, no. 1, pp. 29–35. DOI: 10.3103/S1068799816010050. EDN: UMCDUI. (In Russian)

5. Semenchikov N. V., Tha Suan Tung. Influence of Screws on Aerodynamic Characteristics of an Airship at its Movement Through Atmospheric Jet Flows. *Civil Aviation High Technologies.* 2016. No. 226 (4), pp. 149–155. EDN: XBVWON. (In Russian)

6. Dinh L. K., Than D. N., Semenchikov N. V., Yakovlevsky O. V. The Aerodynamic Characteristics of a Soft Type Airship Near to a Screen in View of a ProPeller Jets Influence. *Civil Aviation High Technologies*. 2014. No. 200, pp. 41–46. EDN: RWQPOF. (In Russian)

7. Le Quoc Dinh, Semenchikov N. V., Yakovlevsky O. V., Chang Quang Dyk. Influence of Propeller Jets on the Aerodynamic Characteristics of an Airship Near a Screen. *Trudy MAI* [*Proceedings of MAI*]. 2012. Iss. 52, pp. 9. (In Russian)

8. Airscrews for Airships. URL: https://dzen.ru/a/YGHWopc-F0AKl1mX (accessed: 22.09.2024).

9. On the Theoretical Limit of Efficiency of Airscrews and Impellers. URL: https://habr.com/ru/articles/813759/ (accessed: 22.09.2024).

10. Airship. URL: https://bigenc.ru/c/dirizhabl-86371d (accessed: 22.09.2024).

11. Tan N. Development and Investigation of a Dynamic Model of an Airship. *Engineering Physics*. 2020, pp. 60-67.

12. Semenchikov N. V., Ta Xuan, Yakovlevsky O. V. Aerodynamic Characteristics of an Airship During its Movement Through an Ascending Airflow. *Civil Aviation High Technologies.* 2015, pp. 57–64. (In Russian)

Date of receipt: January 27, 2025
Publication decision: February 14, 2025

Contact information:

Victoria V. PANKRATOVA – Structural Engineer of the 3rd category (JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Russia, 141983, Dubna, Zhukovskogo str., 2a), shemetovash@mail.ru

Ilya V. ROMANOV – Head of the Group (JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Russia, 141983, Dubna, Zhukovskogo str., 2a), romanow.ilya@yandex.ru

УДК 533.694.58

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ НЕШТАТНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Н. К. Третьяков[1,2]

[1] *АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ имени А. Я. Березняка», г. Дубна, Россия*
[2] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия*

Аннотация. Статья посвящена формированию методики оценки влияния нештатного функционирования рулевых приводов, в частности, бортовой аппаратуры беспилотного летательного аппарата, на его аэродинамическую устойчивость. В соответствии с представленной методикой определены предельные значения времени запаздывания отработки входного сигнала без воздействия и с воздействием неучтенного момента, при котором беспилотный летательный аппарат теряет устойчивость, и предельное постоянное отклонение рулевых приводов от нулевого положения. Предложены дальнейшие шаги по усовершенствованию данной методики и экстраполированию ее на другие элементы системы автоматического управления.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, аэродинамическая устойчивость, рулевой привод, математическое моделирование, полунатурное моделирование, бортовая аппаратура

Для цитирования: *Третьяков Н. К.* Методика оценки влияния нештатного функционирования рулевых приводов на аэродинамическую устойчивость беспилотного летательного аппарата // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 59–70. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-59-70. EDN HMSBVK

METHODOLOGY FOR ASSESSING THE IMPACT OF ABNORMAL ACTUATOR OPERATION ON THE AERODYNAMIC STABILITY OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

N. K. Tretyakov[1,2]

[1] *JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Dubna, Russia*
[2] *Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia*

Abstract. The article presents a methodology for assessing the impact of abnormal operation of control actuators – particularly those related to the onboard systems of an unmanned aerial vehicle (UAV) – on its aerodynamic stability. According to the proposed method, critical delay times in actuator response to input

© Третьяков Н. К., 2025

signals are determined, both in the absence and presence of unaccounted-for disturbance moments, beyond which the UAV loses stability. Additionally, the maximum permissible constant deviation of control actuators from the zero position is established. The article also outlines further steps for refining the methodology and extending it to other components of the automatic control system.

Keywords: unmanned aerial vehicle, aerodynamic stability, steering gear, mathematical modeling, semi-natural modeling, on-board equipment

For citation: Tretyakov N. K. Methodology for assessing the impact of abnormal actuator operation on the aerodynamic stability of unmanned aerial vehicles. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 59–70. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-59-70. EDN HMSBVK (In Russian)

Введение

Наиболее сложным участком полета для беспилотного летательного аппарата (БЛА) класса «воздух – поверхность» является отделение от самолета-носителя (СН) и последующий стартовый участок. На данном этапе необходимо предусмотреть множество факторов: правильность алгоритмов работы бортовой цифровой вычислительной машины [1], силу воздействия авиационного катапультного устройства, влияние интерференции СН на БЛА [2], высокую динамику изменения характеристик движения БЛА относительно центра масс, высокие перегрузки и др. За стабилизацию в большей степени отвечают рули [3], которые управляются рулевыми приводами (РП), входящими в общий контур системы автоматического управления [4]. Динамические характеристики РП заданы изначально в техническом задании и не должны изменяться в полете, однако на практике наблюдается несоответствие характеристик заявленным значениям, или на БЛА воздействуют неучтенные аэродинамические моменты, и РП не могут их преодолеть.

Новейшие образцы вооружений перед реальными испытаниями проходят большой объем наземных испытаний, в том числе полунатурное (ПНМ) и математическое моделирования (ММ) [5]. Полунатурное моделирование и ММ позволяют с некоторой вероятностью определить поведение БЛА в заданных оператором условиях. Обычно программа-методика ПНМ задана заранее с достаточным количеством сеансов моделирования с отклонениями от заданных условий полета для определения работоспособности системы управления БЛА [6]. Представленная методика предполагает неограниченное количество сеансов моделирования, в связи с чем будет использоваться ММ, так как в ней отсутствует необходимость начальной выставки инерциальной системы и других механизмов реального времени, что значительно увеличит время проведения эксперимента. Хотя для реальных БЛА рекомендуется применение методики на комплексах ПНМ.

Задача данной работы состоит в формировании методики для оценки влияния нештатного функционирования рулевых приводов, а также другой аппаратуры на аэродинамическую устойчивость БЛА в момент отделения от СН ите-

рационным методом с помощью ММ. Предлагаемая методика дает возможность оценить время запаздывания отработки входящего сигнала без неучтенных начальных моментов и с ними, а также предельный постоянный угол отклонения РП. Определение данных характеристик даст понимание, какое максимальное предельное отклонение от заданных в техническом задании характеристик РП достаточно для стабилизации БЛА в момент отделения от СН. Возросшие требования к маневренности БЛА делают исследование актуальным.

Эталонное математическое моделирование

Объектом ММ выступает БЛА, аэродинамические параметры которого определены с помощью программного комплекса SolidWorks (Flow Simulation). Внешний вид БЛА представлен на рис. 1. Расположение рулей схематически показано на рис. 2.

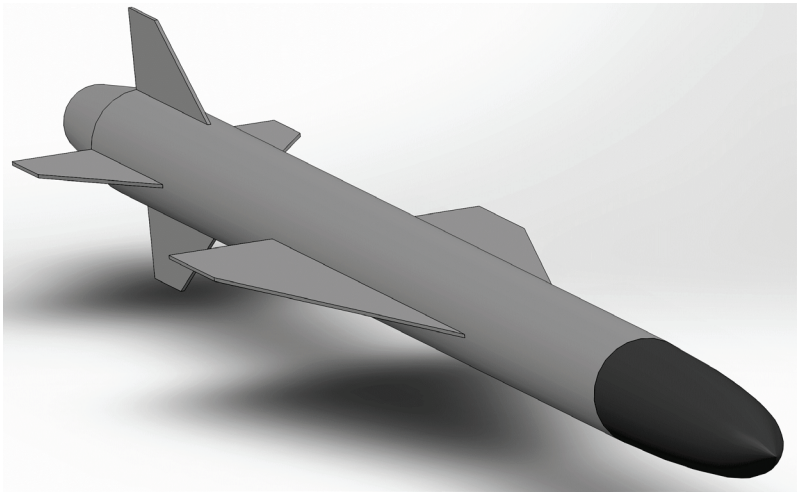


Рис. 1. Внешний вид моделируемого БЛА

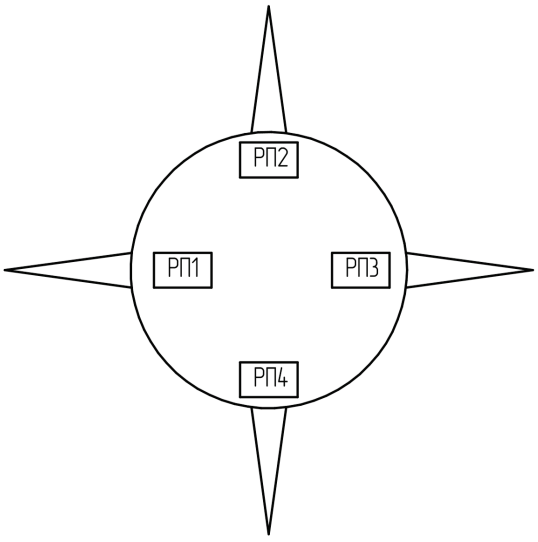


Рис. 2. Схематичное расположение РП

Начальные условия автономного полета БЛА: высота отделения БЛА от СН (H_0) – 9 км; угол атаки (α_0) – 6º; угол скольжения (β_0) – 0º; начальная скорость БЛА (V_0) – 240 м/с; атмосфера соответствует ГОСТ 4401-81 (стандартная). Данные условия будут являться константой для всех последующих сеансов моделирования в работе.

На рис. 3 представлено ММ, при котором величина запаздывания отработки входящего сигнала τ = 0,004 с, что является штатной работой РП в нашем случае.

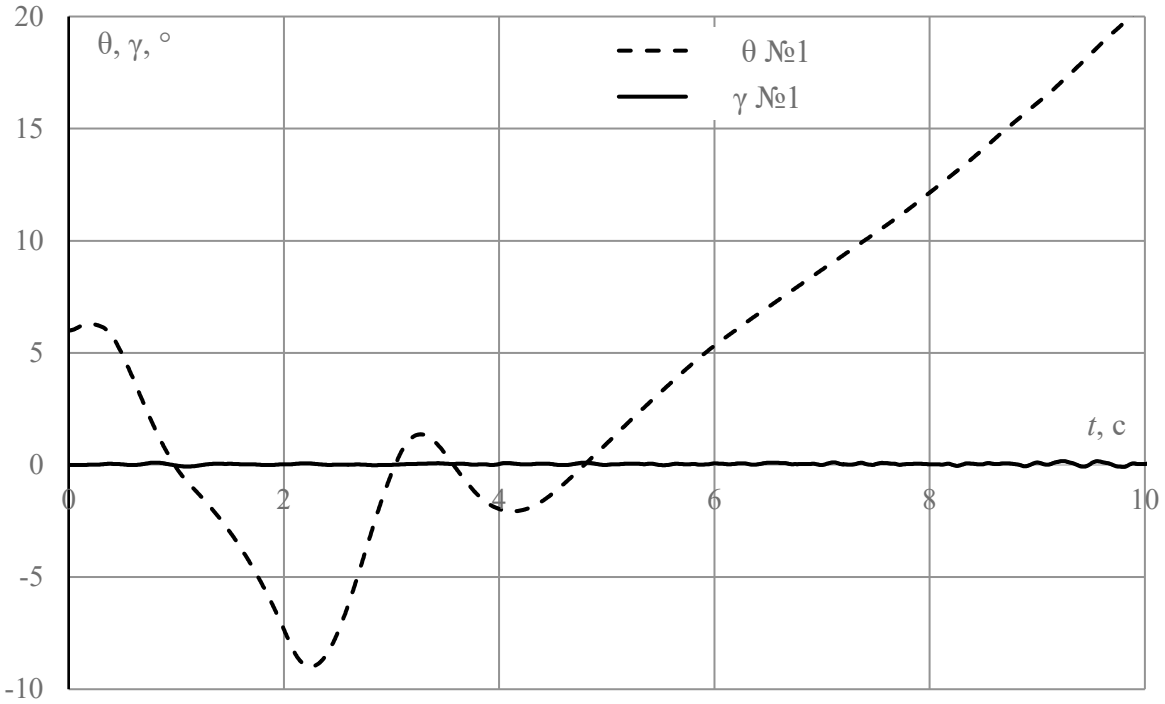


Рис. 3. Эталонные значения углов тангажа θ и крена γ

В последующих сеансах моделирования необходимо изменять отдельные характеристики и отслеживать их влияние на результат моделирования. Определив предельное значение заданного параметра, следует провести полунатурное моделирование для уточнения полученных значений.

Далее приведены некоторые примеры нештатной работы РП. Определены предельные значения изменяемых характеристик, которые приводят к потере устойчивого полета БЛА.

Определение предельных значений τ при отсутствии неучтенных моментов

Определив динамику БЛА при штатной работе РП, итерационном путем можно определить τ, проводя ММ с каждым разом увеличивая время запаздывания отработки входящего сигнала до тех пор, пока БЛА не потеряет устойчивость (табл. 1).

Времена запаздывания отработки входного сигнала задаются в модели для каждой из четырех РП (рис. 2) через параметры $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4$ звена запаздывания для РП1, РП2, РП3 и РП4 соответственно.

Таблица 1. Итерации ММ для определения предельного τ

τ_1, с	τ_2, с	τ_3, с	τ_4, с	Результат
0,004	0,004	0,004	0,004	Движение устойчиво
0,008	0,008	0,008	0,008	Движение устойчиво
0,012	0,012	0,012	0,012	Движение устойчиво
0,016	0,016	0,016	0,016	Движение устойчиво
0,02	0,02	0,02	0,02	Движение неустойчиво
0,018	0,018	0,018	0,018	Движение неустойчиво
0,017	0,017	0,017	0,017	Движение устойчиво

Таким образом, выявлено, что при условии, что все РП работают с задержкой входящего сигнала τ = 0,018 с, БЛА потеряет устойчивость, а τ = 0,017 с будет предельным временем запаздывания [7].

На рис. 4 представлен график углов тангажа итераций № 1, 4 и 6, где итерация № 1 является эталонной, а остальные представлены для сравнения. Аналогично на рис. 5 представлен график углов крена итераций № 1, 4 и 6.

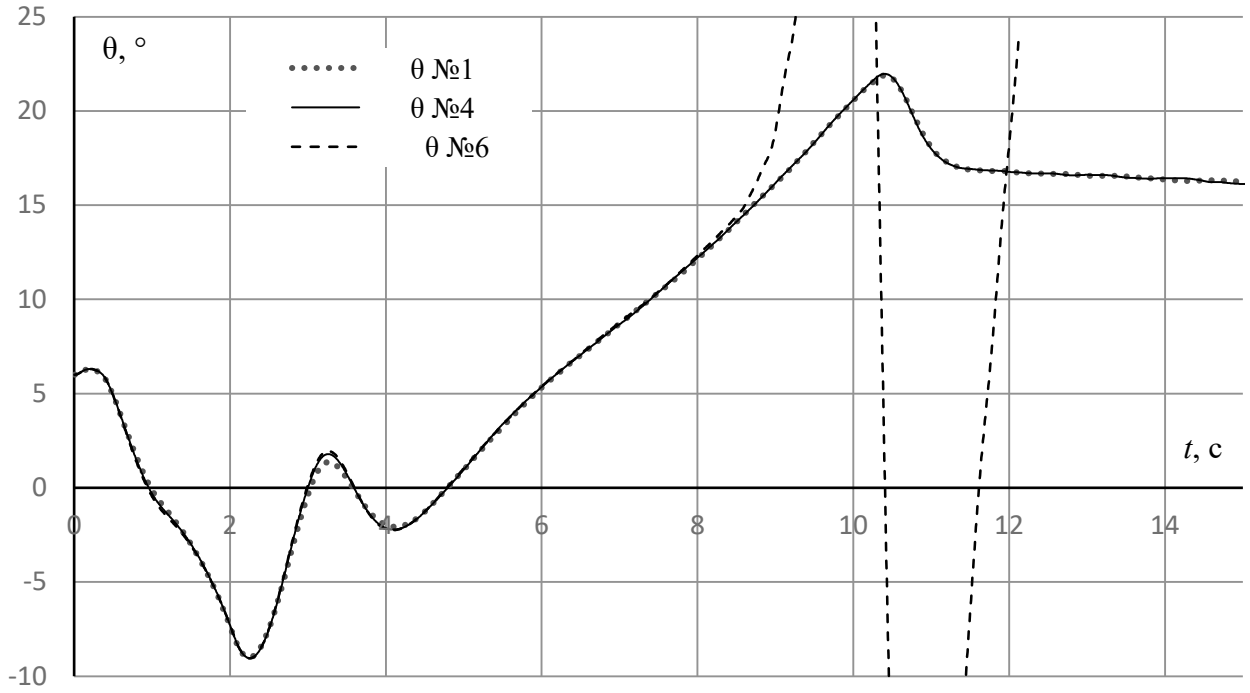


Рис. 4. График углов тангажа из итераций № 1, 4, 6

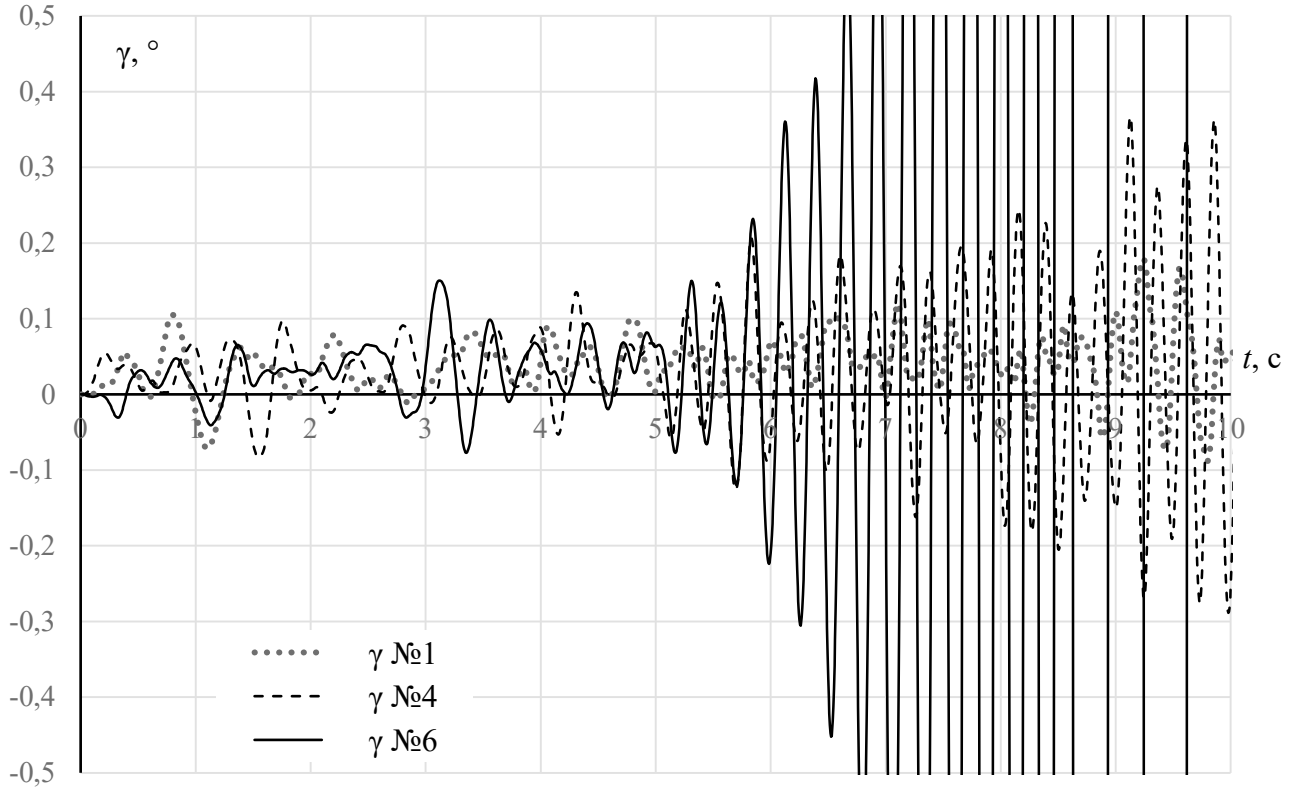


Рис. 5. График углов крена из итераций № 1, 4, 6

Из анализа информации, полученной при ММ (рис. 4 и 5), можно сделать вывод, что БЛА теряет устойчивость в результате периодических колебаний в канале крена, начавшихся в момент времени $t \approx 5{,}8$ с, при $\tau = 0{,}018$ с.

Определение предельных значений τ при наличии неучтенных моментов

При реальных летных испытаниях новых видов БЛА зачастую возникают неучтенные возмущающие моменты, которые БЛА должен преодолеть и сохранить устойчивое движение полета [8]. Зададимся некими величинами неучтенных моментов, полученными эмпирическим путем. Начнем проводить ММ с каждой итерацией увеличивая τ (табл. 2).

Таблица 2. Итерации ММ для определения предельного τ при наличии неучтенного момента

M*z*, Нм	M*x*, Нм	M*y*, Нм	$t_М$, с	τ, с	Результат
5000	200	5000	0–1	0,004	Движение устойчиво
				0,008	Движение устойчиво
				0,012	Движение устойчиво
				0,016	Движение устойчиво
				0,017	Движение неустойчиво

Примечания: M*z* – неучтенный момент по тангажу; M*x* – неучтенный момент по крену; M*y* – неучтенный момент по рысканью; $t_М$ – время действия неучтенных моментов.

На рис. 6 представлены графики углов тангажа из сеансов моделирования № 1, 8, 11 и 12. На рис. 7 представлены графики углов крена из сеансов моделирования № 1, 8, 11 и 12.

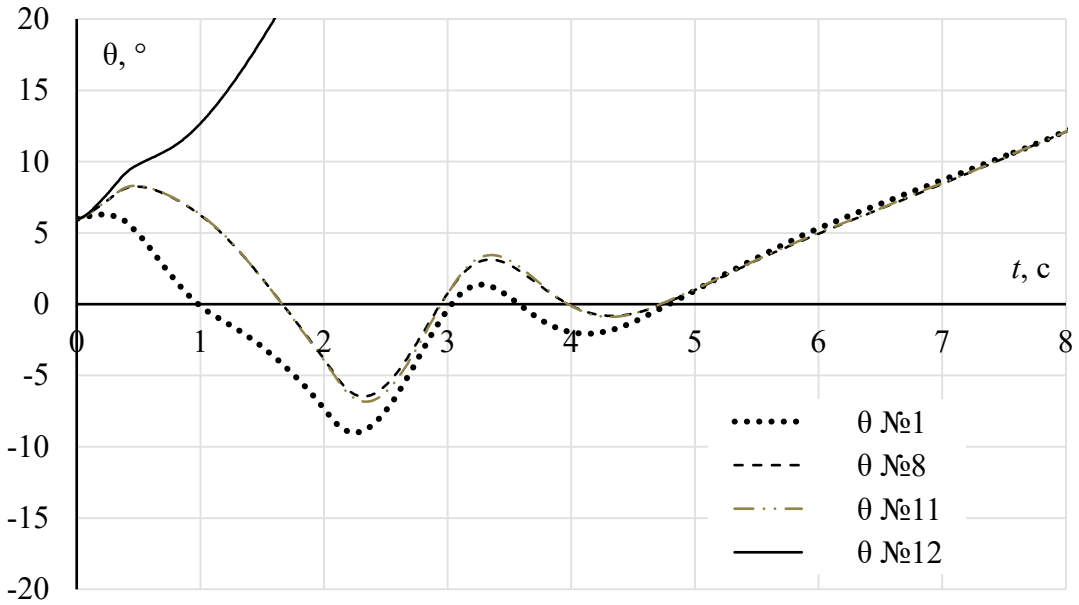


Рис. 6. График углов тангажа из итераций № 1, 8, 11 и 12

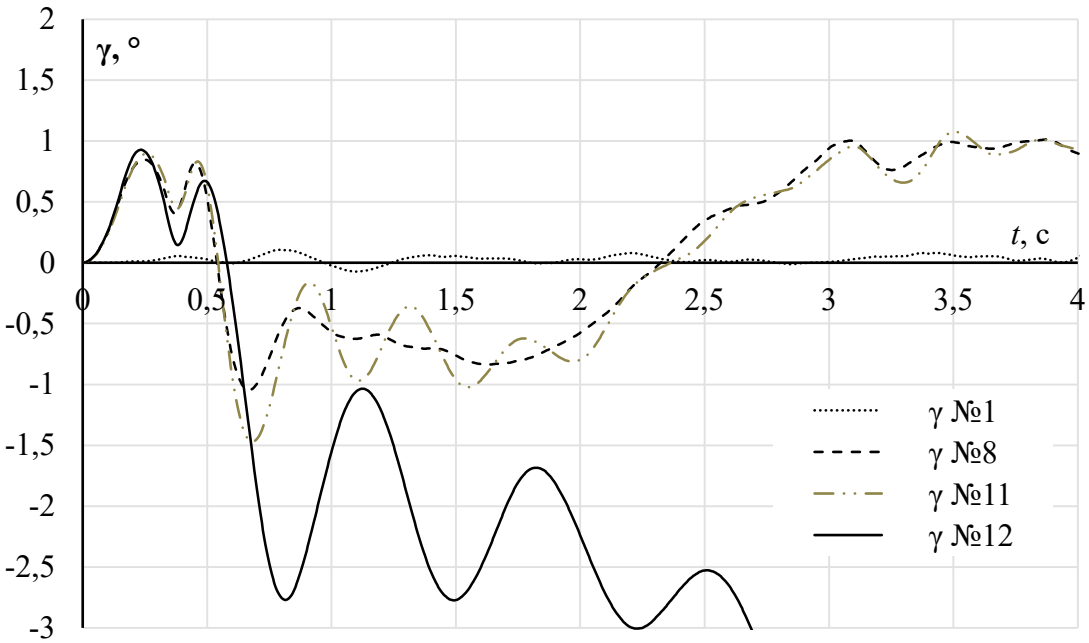


Рис. 7. График углов крена из итераций № 1, 8, 11 и 12

Из анализа информации, представленной на рис. 6 и 7, можно сделать вывод, что под воздействием дополнительных аэродинамических моментов в первую

секунду после отделения от СН, БЛА теряет устойчивость по каналу тангажа сразу после отделения при $\tau = 0{,}017$ с.

Предельное постоянное механическое отклонение дополнительного угла поворота управляющих поверхностей

Еще одной нештатной ситуацией может быть постоянное механическое отклонение $\Delta\delta$ РП от заданного начального угла. Для упрощения исследований зададим отклонение для всех РП сразу. Итерационным путем определим, при каком максимальном отклонении управляющих поверхностей БЛА потеряет устойчивость. Механическое отклонение управляющих поверхностей задаются в модели для каждого из четырех РП (рис. 2) через параметры $\Delta\delta_1, \Delta\delta_2, \Delta\delta_3, \Delta\delta_4$ угла поворота для РП1, РП2, РП3 и РП4 соответственно.

Таблица 3. Постоянное механическое отклонение угла

$\Delta\delta_1$, °	$\Delta\delta_2$, °	$\Delta\delta_3$, °	$\Delta\delta_4$, °	Результат
+3	+3	+3	+3	Движение устойчиво
+6	+6	+6	+6	Движение неустойчиво
+4	+4	+4	+4	Движение устойчиво
+5	+5	+5	+5	Движение неустойчиво
+4,5	+4,5	+4,5	+4,5	Движение неустойчиво

На рис. 8 представлены графики углов тангажа из сеансов моделирования № 1, 15 и 17. На рис. 9 приведены графики углов крена из сеансов моделирования № 1, 15 и 17.

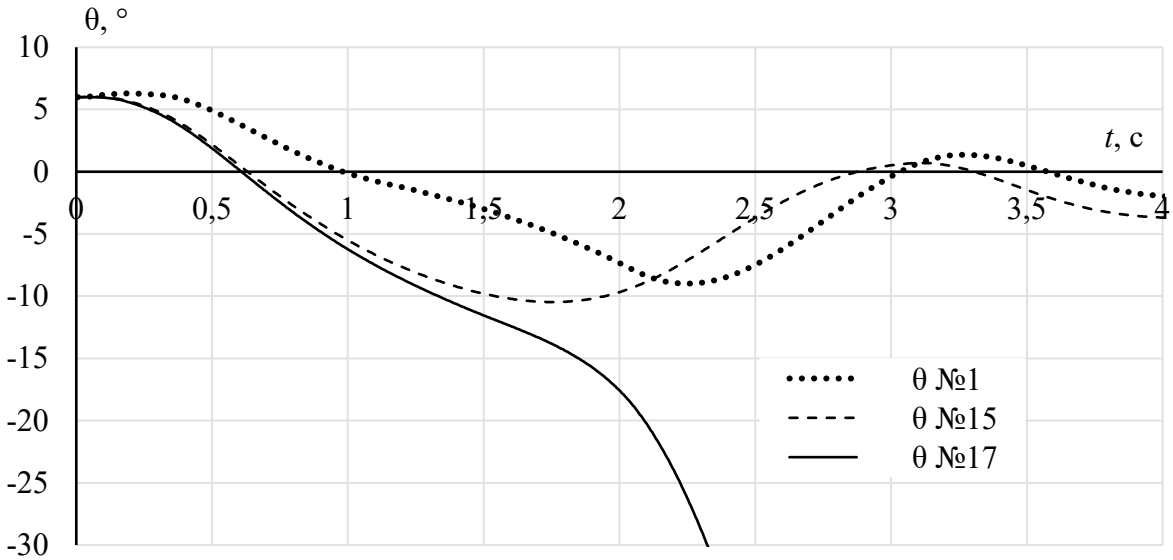


Рис. 8. График углов тангажа из итераций № 1, 15 и 17

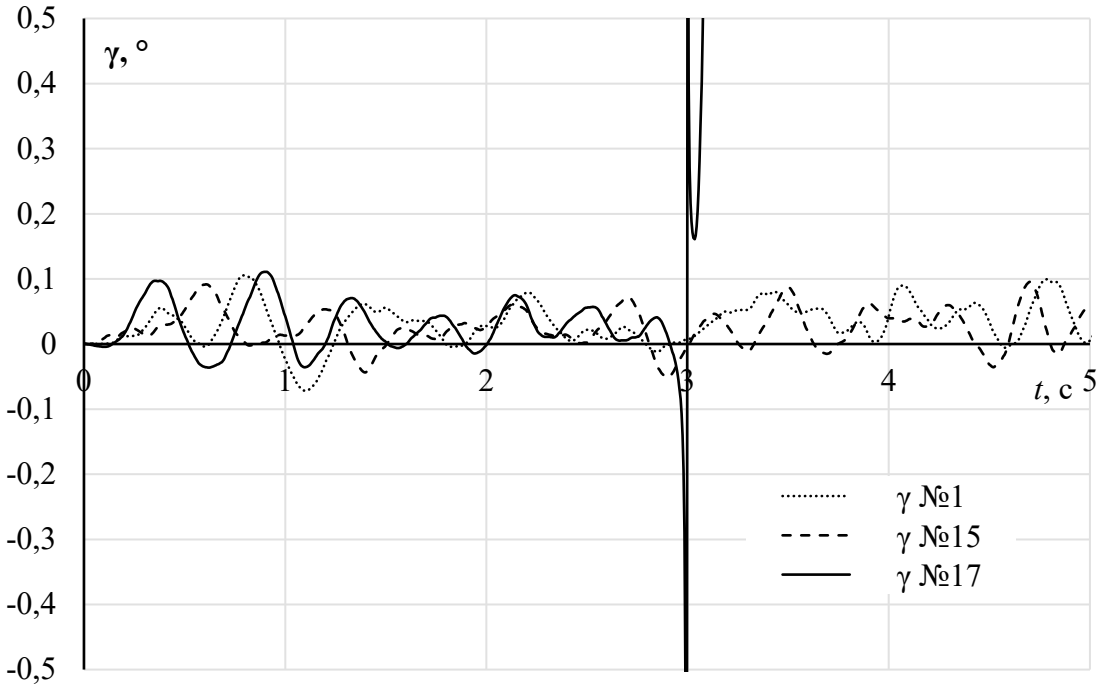


Рис. 9. График углов крена из итераций № 1, 15 и 17

Из анализа графиков, представленных на рис. 8 и 9, можно сделать вывод, что под воздействием постоянного механического отклонения всех РП на угол $\Delta\delta = +4{,}5^{\circ}$ БЛА теряет устойчивость по каналу тангажа на $t \approx 1{,}8$ с. При отклонении на меньший угол устойчивость движения сохраняется.

Заключение

Необходимо продумать и смоделировать наибольшее количество нештатных ситуаций для каждого элемента бортовой аппаратуры. Например, чтобы повысить вероятность успеха удачного автономного полета при обнаруженном запаздывании отработки входящего сигнала, стоит перенастроить контур стабилизации, изменив передаточные числа [9, 10], таким образом расширив область устойчивости БЛА.

Суть развития представленной методики состоит в наземной отработке и определении наиболее уязвимых мест бортовой аппаратуры БЛА перед реальным полетом. Наземная отработка вероятных нештатных событий позволит понять, как отреагирует система автоматического управления в частности и БЛА в целом. Поняв уязвимые места БЛА, можно отрегулировать систему автоматического управления до реального полета. Данные испытания повысят вероятность успеха натурных испытаний, что снизит общую стоимость разработки и повысит эффективность БЛА [11, 12].

Такая методика обладает рядом недостатков:

- низкая скорость определения предельных значений: если ММ можно выполнить за несколько секунд, то скорость ПНМ зависит от ограничений аппара-

туры и определяется реальными условиями полета БЛА; оператор будет долго подбирать близкие к предельным параметрам характеристики;

- невозможно предусмотреть все вероятные нештатные ситуации, особенно относящиеся к внешней среде и не зависящие от бортовой аппаратуры;
- поведение ММ и ПНМ (в меньшей степени) может значительно отличаться от поведения БЛА в автономном полете, особенно если до этого ММ и ПНМ не корректировались после выполнения опытных работ.

Дальнейшие усовершенствования:

- структуризация возможных неисправностей различной аппаратуры по вероятности их появления – можно определить наиболее проблемные участки, которые стоит промоделировать в первую очередь;
- автоматизация процесса определения предельных значений динамических характеристик бортовой аппаратуры, что позволит значительно ускорить процесс ММ, а также точность предельных характеристик;
- внедрение в структуру ММ и ПНМ нейросетевых технологий.

Итоги исследования:

- представлена методика оценки влияния нештатного функционирования аппаратуры контура управления на аэродинамическую устойчивость БЛА итерационным путем;
- работа методики продемонстрирована на примере динамических характеристик рулевых приводов на стартовом участке полета;
- смоделированы различные нештатные ситуации работы РП, приведены предельные характеристики величин запаздывания отработки входящего сигнала как без воздействия внешних возмущающих моментов, так и с ними, а также определен предельный угол постоянного механического отклонения;
- информация, полученная из ММ по углам тангажа и крена, представлена в виде графиков и проанализирована;
- приведены недостатки данной методики и пути ее дальнейшего развития.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Книга Е. В., Жаринов И. О., Нечаев В. А., Богданов А. В. Организация работы бортовой цифровой вычислительной системы с поддержкой функции реконфигурации // Вестник Череповецкого государственного университета. 2015. № 2. С. 14–19. EDN: TTHAVN

2. Быков Л. В., Пашков О. А., Правидло М. Н., Янышев Д. С. Математическое моделирование аэродинамической интерференции между отделяемой полезной нагрузкой и самолетом-носителем // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. 2018. Т. 19, № 1. С. 22–37. EDN: XPUJWH. DOI: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-22-37

3. Остахов А. А., Первухин Д. А., Ляшенко А. Л. и др. Системы автоматического управления летательными аппаратами. История и практика. СПб.: Изд-во «СатисЪ», 2013. 184 с. EDN: RVXMJR

4. George M. Siouris. Missile Guidance and Control Systems. N.Y.: Springer-Verlag, 2004. 681 p.

5. Абадеев Э. М., Ляпунов В. В. Динамическое проектирование систем автоматического управления беспилотными летательными аппаратами. Дубна: Гос. ун-т «Дубна», 2017. 265 с.

6. Синица С. П., Третьяков А. В. Исследование и отработка цифро-аналоговой адаптивной системы управления беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2011. № 45. С. 1–15. EDN: NYFSJF

7. Грызин С. В. Исследование влияния цифрового обмена в системе стабилизации беспилотного летательного аппарата на динамические характеристики рулевого привода // Научный Вестник МГТУГА. 2019. Т. 22, № 5. С. 54–66. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-54-66, EDN: CCXLAJ

8. Qiushi Yao, Lijing Lia, Siyuan Wang. Design and Signal Delay Analysis of Spinning Missile Electric Rudder Control System // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2020. Vol. 440. Pp 1–9. DOI: 10.1088/1755-1315/440/3/032037

9. Kamel M. M., Ali K. M., Abozied M. A. H., Elhalwagy Y. Z. Simulation and modelling of flight missile dynamics and autopilot analysis // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 18th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, 9–11 April 2019, Military Technical College, Kobry Elkobbah, Cairo, Egypt. 2019. Vol. 610. № 012033. DOI: 10.1088/1757-899X/610/1/012033

10. Баланян С. Т., Кебир М., Тимонин Е. А. Стабилизация углового положения ракеты в вертикальной плоскости при определении оптимальных коэффициентов автопилота с использованием программных средств среды «Matlab» // Вестник Российского нового университета. Серия «Сложные системы модели, анализ и управление». 2017. № 2. С. 35–40. EDN: YLUJYC

11. Моисеев В. С. Основы теории эффективного применения беспилотных летательных аппаратов: монография. Казань: РИЦ «Школа», 2015. 444 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

12. Гусейнов А. Б. Эффективность крылатых ракет: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2003. 95 с.

Дата поступления: 28.01.2025
Решение о публикации: 17.02.2025

Контактная информация:

ТРЕТЬЯКОВ Никита Кириллович – инженер-конструктор (АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ им. А. Я. Березняка», Россия, 141983, г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2а); аспирант (Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Россия, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4), tretyakov.n.k@mail.ru

References

1. Kniga E. V., Zharinov I. O., Nechaev V. A., Bogdanov A.V. Organizacia raboty bortovoi cifrovoi vychislitelnoi sistemy s podderjkoy funkcii rekonfiguracii [Organization of the on–board digital computing system with support for the reconfiguration function]. *Vestnik cherepovetskogo gosudarstvennogo universiteta* [Bulletin of the Cherepovets State University]. 2015. No. 2, pp. 14–19. EDN: TTHAVN. (In Russian)

2. Bykov L. V., Pashkov O. A., Pravidlo M. N., Yanishev D. S. Numerical simulation of aerodynamic interference between ejected payload and the parent aircraft. *RUDN Journal of Engineering researches*. 2018. Vol. 19, no. 1, pp. 22–37. EDN: XPUJWH, DOI: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-22-37. (In Russian)

3. Astakhov A. A., Pervukhin D. A., Lyashenko A. L. et al. Automatic aircraft control systems. History and Practice. St. Petersburg: SATIS Publishing House, 2013, 184 p. EDN: RVXMJR. (In Russian)

4. George M. Siouris. Missile Guidance and Control Systems. N.Y.: Springer-Verlag, 2004, 681 p.

5. Abadeev E. M., Lyapunov V.V. Dinamicheskoe proektirovanie system avtonomnogo upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami [Dynamic design of automatic control systems for unmanned aerial vehicles]. Dubna: Dubna State University, 2017, 265 p. (In Russian)

6. Sinica S. P., Tretyakov A. V. Issledovanie i otrabotka cifro-analogovoi adaptivnoi sistemy upravleniya bespilotnogo letatelnogo apparata [Research and development of a digital-analog adaptive control system for an unmanned aerial vehicle]. *Trydi MAI*. 2011. No. 45, p. 40. EDN: NYFSJF. (In Russian)

7. Gryzin S. V. The research of the influence of digital exchange in the stabilization system of the unmanned aerial vehicle on the dynamic characteristics of the steering actuator. *Civil Aviation High Technologies*. 2019. Vol. 22, no. 5, pp. 54–66. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-54-66, EDN: CCXLAJ. (In Russian)

8. Qiushi Yao, Lijing Lia, Siyuan Wang. Design and Signal Delay Analysis of Spinning Missile Electric Rudder Control System. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2020. Vol. 440, pp. 1–9. DOI: 10.1088/1755-1315/440/3/032037

9. Kamel M. M., Ali K. M., Abozied M. A. H., Elhalwagy Y. Z. Simulation and modelling of flight missile dynamics and autopilot analysis. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 18th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, 9–11 April 2019, Military Technical College, Kobry Elkobbah, Cairo, Egypt. 2019. Vol. 610. No. 012033. DOI: 10.1088/1757-899X/610/1/012033

10. Balanyan S. T., Kebir M., Timonin E. A. The missile angular rate stabilization in the vertical plane by determining the optimal autopilot coefficients using the "Matlab" software. *Vestnik of the Russian New University. Series "Complex Systems: models, analysis and management"*. 2017. No. 2, pp. 35–40. EDN: YLUJYC (in Russian)

11. Moiseev V. S. Osnovy teorii effektivnogo primeneniya bespilotnykh letatel'nykh apparatov: monografiya [Fundamentals of the theory of effective use of unmanned aerial vehicles: monograph]. Kazan: Shkola, 2015, 444 p. (Series "Modern Applied Mathematics and Computer Science"). (In Russian)

12. Gusejnov A. B. Effektivnost' krylatykh raket: uchebnoe posobie [The effectiveness of cruise missiles: a textbook]. Moscow: Izd-vo MAI, 2003, 95 p. (In Russian)

Date of receipt: January 28, 2025
Publication decision: February 17, 2025

Contact information:

Nikita K. TRETYAKOV – Design Engineer (JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Russia, 141983, Dubna, Zhukovskogo str., 2a); postgraduate student (Moscow Aviation Institute, Russia, 125993, Moscow, Volokolamsk highway, 4), tretyakov.n.k@mail.ru

УДК 623-4

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРЯМОГО КРУГОВОГО КОНИЧЕСКОГО УДАРНИКА ПРИ ОЦЕНКЕ ПОСЛЕДСТВИЙ ВОЗДЕЙСТВИЯ ОБЫЧНЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ф. В. Сирица[1,2], **Д. И. Тирищук**[1,2]

[1] *АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ имени А. Я. Березняка», г. Дубна, Россия*
[2] *Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация. При проектировании летательных аппаратов необходимо учитывать последствия аварийных ситуаций, включая поражение обычными средствами, такими как стрелковое оружие. Для оценки проникающей способности поражающих элементов обычного средства поражения применена модель прямого кругового конического ударника, представляющего пулю как жесткий конус. Рассмотрены два варианта соударения ударника с преградой: когда его длина больше или меньше толщины преграды. Верификация модели выполнена в программной среде ANSYS Autodyn, анализирующей динамическое воздействие на конструкции. Выявлено, что отклонение расчетных данных не превышает 13,5 %, что является приемлемым для высокоскоростных процессов. Доказана достоверность модели для тонкостенных преград, характерных для конструкции летательных аппаратов. В дальнейшем планируется исследование других материалов и разработка методики оценки виброударного нагружения при поражении летательных аппаратов поражающими элементами обычных средств поражения.

Ключевые слова: поражающие элементы, ударник, проникающая способность, виброударное нагружение, динамическое воздействие

Для цитирования: *Сирица Ф. В., Тирищук Д. И.* Применение математической модели прямого кругового конического ударника при оценке последствий воздействия обычных средств поражения на элементы конструкции летательных аппаратов // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 71–81. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-71-81. EDN GQZXVV

APPLICATION OF A DIRECT CIRCULAR CONICAL IMPACTOR MODEL FOR ASSESSING THE EFFECTS OF CONVENTIONAL WEAPONS ON AIRCRAFT STRUCTURAL ELEMENTS

F. V. Siritsa[1,2], **D. I. Tirishchuk**[1,2]

[1] *JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Dubna, Russia*
[2] *Baltic State Technical University “VOENMEH”, Saint Petersburg, Russia*

© Сирица Ф. В., Тирищук Д. И., 2025

Abstract. In the design of aircraft, it is essential to consider the consequences of emergency situations, including impacts from conventional weapons such as small arms. To assess the penetration capability of striking elements from such weapons, a mathematical model of a direct circular conical impactor is applied, representing a bullet as a rigid cone. Two impact scenarios are analyzed: one in which the impactor length exceeds the target thickness and another where it is shorter. The model was verified using the ANSYS Autodyn simulation environment, which analyzes dynamic effects on structures. The deviation between the simulated and calculated results does not exceed 13.5%, which is considered acceptable for high-speed processes. The model's reliability is demonstrated for thin-walled barriers typical of aircraft structural components. Future work will focus on the investigation of different materials and the development of methodologies for assessing aircraft vibration impact loads from conventional weapons.

***Keywords*:** penetrating elements, impactor, penetration capability, vibro-impact loading, dynamic impact

***For citation*:** Siritsa F. V., Tirishchuk D. I. Application of a direct circular conical impactor model for assessing the effects of conventional weapons on aircraft structural elements. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 71–81. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-71-81. EDN GQZXVV (In Russian)

Введение

При проектировании летательных аппаратов (ЛА) одним из требований к разрабатываемым ЛА является оценка последствий различных аварийных ситуаций. Так, одной из аварийных ситуаций является поражение ЛА обычными средствами поражения (ОСП) – стрелковым оружием или осколочными боеприпасами. Перечень возможных аварийных ситуаций, в том числе с различными ОСП, формируется заказчиком НИОКР в процессе разработки ЛА.

Возможному воздействию первичными поражающими элементами (ПЭ) ОСП подвергается внешняя поверхность корпуса ЛА, которая состоит из панелей разных кривизны и толщин, подкрепленных жесткостными элементами и опирающимися на силовые рамы. Проникание ПЭ ОСП (пуль и осколков) через эти панели является наиболее вероятным видом первичного силового воздействия при взаимодействии ОСП и ЛА.

Ввиду высокой стоимости проведения натурных испытаний последствий воздействия ОСП на ЛА оцениваются преимущественно аналитическим методом. Проведение численного моделирования для оценки последствий воздействия ОСП на ЛА в виртуальной обстановке, соответствующей натурной, также не применяется из-за продолжительного времени, требуемого для выполнения расчета.

Модель прямого кругового конического ударника

Не существует общепринятых методик оценки последствий воздействия ОСП на элементы конструкции ЛА, в том числе в части способности проникания ПЭ ОСП через элементы конструкции ЛА. В связи с этим предлагается ис-

пользование модели прямого кругового конического ударника в качестве модели ПЭ ОСП. Данная модель не описывает в полной мере физические процессы проникания ПЭ ОСП в преграду (деформация пули в целом и сердечника в частности, учет конечности толщины преграды, постепенного внедрения оживальной части сердечника в преграду и т. д.). В связи с наличием в конструкции корпуса ЛА силовых элементов конструкции сложной формы и большого количества критически важных составных частей ЛА, оценку проникающей способности ПЭ ОСП можно свести к определению факта проникания ПЭ ОСП в запреградное пространство, вследствие чего использование модели прямого кругового конического ударника является допустимым для проведения оценки последствий воздействия ПЭ ОСП.

Оценка последствий воздействия ОСП на ЛА проводится для самого неблагоприятного сценария – при попадании ПЭ ОСП в корпус ЛА по нормали к поверхности корпуса, при этом элемент конструкции является плоским.

Ввиду того, что обычно пули стрелкового оружия обладают большими энергетическими характеристиками в сравнении с осколками боеприпасов, в качестве ПЭ ОСП предлагается рассматривать только пули стрелкового оружия. При использовании модели прямого кругового конического ударника подразумевается, что пуля представлена круглым прямым конусом, обладающим абсолютной жесткостью, высота L которого равна длине пули, диаметр основания D равен калибру пули, а масса q – массе пули.

Рассматриваются два варианта соударения ударника с преградой. В первом случае длина ударника L больше толщины преграды Δ. В этом случае сила торможения ударника R_I и полная работа сил торможения ударника A_I при проникании через преграду будут описаны следующим образом:

$$R_I = (2L\Delta - \Delta^2)\sigma_в \pi \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha) + f_{тр}\cos(\alpha)\right), \quad (1)$$

$$A_I = (L^2\Delta - L\Delta^2 + 2\Delta^3)\sigma_в \pi \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha) + f_{тр}\cos(\alpha)\right), \quad (2)$$

где L – длина ударника, м; Δ – толщина преграды, м; $\sigma_в$ – предел прочности материала преграды, Па; α – половина плоского угла конуса, рад; $f_{тр}$ – сила трения ударника о материал преграды (принимается $f_{тр} = 0{,}2$).

Полная работа сил торможения ударника A_1 является энергетической несущей способностью преграды при поражении ее ударником. В связи с этим критерием проникания ударника в запреградное пространство является выполнение условия $E > A_1$, где E – кинетическая энергия ударника в момент контакта с преградой.

Во втором случае длина ударника L меньше толщины преграды Δ, тогда процесс проникания ударника через преграду можно охарактеризовать следующими фазами:

- Первая – внедрение ударника в преграду на глубину Δ. Проникания описывается соотношениями силы торможения и ее работы:

$$R_1(x_1) = \sigma_в \pi x^2 \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha) + f_{тр}\cos(\alpha)\right) \text{ при } 0 \le x_1 \le L, \quad (3)$$

$$A_1(x_1) = \sigma_в \pi \frac{{x_1}^3}{3} \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha)+ f_{тр}\cos(\alpha)\right) \text{ при } 0 \le x_1 \le L. \quad (4)$$

- Вторая – внедрение ударника в преграду до основания ударника:

$$R_2(x_2) = L^2 \sigma_в \pi \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha)+ f_{тр}\cos(\alpha)\right) \text{ при } 0 \le x_2 \le \Delta, \quad (5)$$

$$A_2(x_2) = L^2 x_2 \sigma_в \pi \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha)+ f_{тр}\cos(\alpha)\right) \text{ при } 0 \le x_2 \le \Delta. \quad (6)$$

- Третья – выход ударника в запреградное пространство:

$$R_3(x_3) = (L^2 - {x_3}^2)\sigma_в \pi \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha)+ f_{тр}\cos(\alpha)\right) \text{ при } 0 \le x_3 \le L, \quad (7)$$

$$A_3(x_3) = \left(L^2 x_3 - \frac{{x_3}^3}{3}\right)\sigma_в \pi \mathrm{tg}(\alpha)\sqrt{\mathrm{tg}^2(\alpha)+1}\left(\sin(\alpha)+ f_{тр}\cos(\alpha)\right) \text{ при } 0 \le x_3 \le L. \quad (8)$$

Верификация модели прямого кругового конического ударника

В качестве программной среды для верификации модели используется ANSYS Autodyn. Данный модуль позволяет анализировать сложные процессы механики сплошной среды, в том числе поведение и отклик конструкций на интенсивное динамическое воздействие за пределами несущей способности, разрушение и фрагментацию [1].

Для верификации модели прямого кругового конического ударника применяется бессеточный Лагранжев метод сглаженных частиц (SPH). Его преимуществом является возможность расчета течений с произвольными деформациями при сохранении преимуществ классического подхода Лагранжа. На метод SPH не влияют ни геометрия исследуемой области, ни деформация, ни фрагментация вещества во время процесса. Удобным для вычислений обстоятельством является сгущение частиц в высокоплотных областях, что автоматически обеспечивает достижение в этих областях достаточной точности.

В основе данного метода лежит дискретизация области конечным набором лагранжевых частиц, которые можно представлять как элементарные объемы среды. Каждый такой объем или частица SPH обладает стандартными характеристиками среды. Величина такого объема вычисляется как отношение массы частицы к ее плотности. Моделируемый объем разбивается на большое количество маленьких объемов, каждый из которых движется самостоятельно, согласно заданным условиям, что позволяет им менять свое положение относительно друг друга.

В методе SPH значение искомой функции в точке представляется в виде интеграла по области от этой функции с весовой функцией Дирака:

$$A(r) = \int_\Omega A(r')\,\delta(r - r')dr', \quad (9)$$

где $A(r)$ – искомая функция; r – радиус-вектор; $\delta(r - r')$ – дельта-функция Дирака; dr' – малый элемент объема в рассматриваемом пространстве.

Для получения интегральной формулы аппроксимации функции по ограниченной области Ω функцию Дирака заменяют некоторой гладкой классической функцией с компактным носителем, называемой весовой функцией веса ядра W:

$$A(r)=\int_{\Omega} A(r')\,W(r-r',h)\,dr', \tag{10}$$

где h – сглаживающая длина функции ядра $W(r-r',h)$.

Область Ω – область из R^n, $||r - r_i|| < h$, где r_i – i-я точка SPH. Также Ω называют носителем функции. Для расчета задач методом SPH применяется множество различных функций ядра, чаще всего используются сплайны различных порядков или функция ядра Гаусса [2].

Применение модели прямого кругового конического ударника и ее верификация

Предположим, что сформирован перечень ОСП, которыми оказывается воздействие на ЛА в некоторых аварийных ситуациях. Пули по сравнению с осколками обладают более высокими энергетическими характеристиками. В связи с этим в качестве ПЭ ОСП рассматривается бронебойно-зажигательная пуля Б-32 калибра 12,7 мм, входящая в состав патрона 7-БЗ-2 и имеющая в момент контакта с корпусом ЛА скорость 780 м/с. Геометрия данной пули (без учета медной оболочки) оценена по информации из открытых источников и представлена на рис. 1.

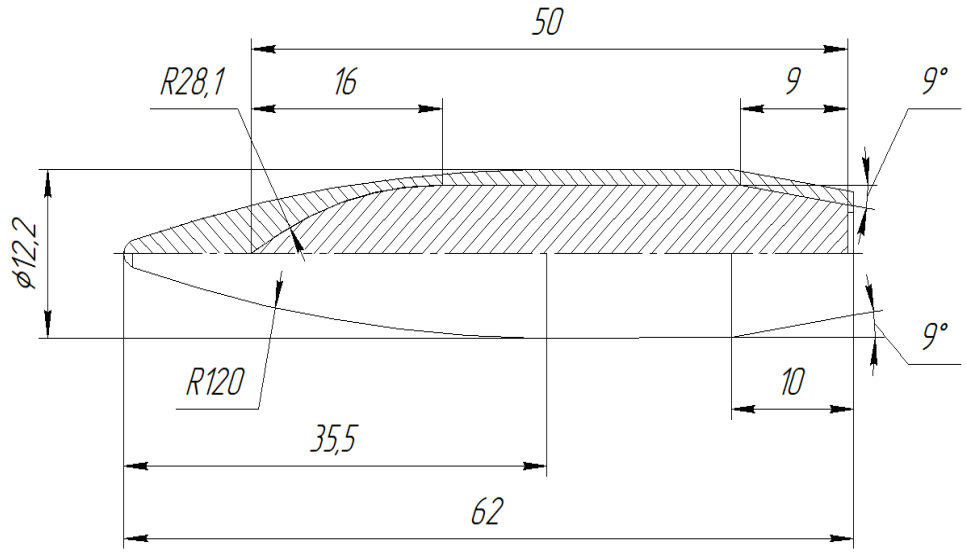


Рис. 1. Геометрия пули Б-32 патрона 7-БЗ-2

Опираясь на указанные параметры пули, принимается, что ударник, применяемый в модели, имеет следующие параметры: длина ударника L = 62 мм; половина угла при вершине конуса α = 0,103 рад.

В качестве преграды рассматриваются пластины из титанового сплава ВТ20 ГОСТ 19807-91 с пределом прочности $\sigma_в$ = 1,5·1000 МПа, где 1,5 – повышающий коэффициент при динамическом нагружении. Из данного сплава изготавливают как элементы обшивки ЛА, так и силовые элементы конструкции планера ЛА. Допустим, что в конструкции корпуса ЛА встречаются следующие

элементы: гладкая обшивка корпуса (Δ = 1,2 мм, Δ = 1,5 мм); подкрепленная обшивка (Δ = 6,0 мм); силовые рамы, бобышки, ребра жесткости (Δ = 30,0 мм).

Проведя расчет по формулам (1)–(8), можно определить кинетическую энергию ударника после выхода в запреградное пространство, ее значение для каждого типа преград: толщина 1,2 мм – 14200 Дж; 1,5 – 14082; 6,0 – 12545; 30,0 – 0.

Таким образом, зная кинетическую энергию ударника в запреградном пространстве и допуская, что траектория движения ударника после проникания в запреградное пространство остается прямолинейной, разработчики составных частей (узлов и агрегатов) ЛА могут определить последствия попадания ПЭ ОСП в элементы конструкции ЛА, пересекаемые траекторией движения ПЭ ОСП. Это применимо к аварийным ситуациям, при которых траектория движения ПЭ ОСП пересекает составную часть ЛА.

Для верификации математической модели применяется 3D-модель пули Б-32 патрона 7-БЗ-2. Исходное положение модели пули и преграды показано на рис. 2. Преграда представляет собой диск из титанового сплава ВТ20 толщиной Δ и диаметром 200 мм. Такое отношение диаметра преграды к диаметру пули выбрано для исключения влияния на расчет краевых эффектов до момента выхода сердечника пули в запреградное пространство. Сердечник пули выполнен из термоупрочненной стали 30ХГСА ГОСТ 4543-2016. Рубашка выполнена из свинца марки С0 ГОСТ 3778-98. Медной оболочкой пули ввиду малозначительности ее вклада пренебрегается.

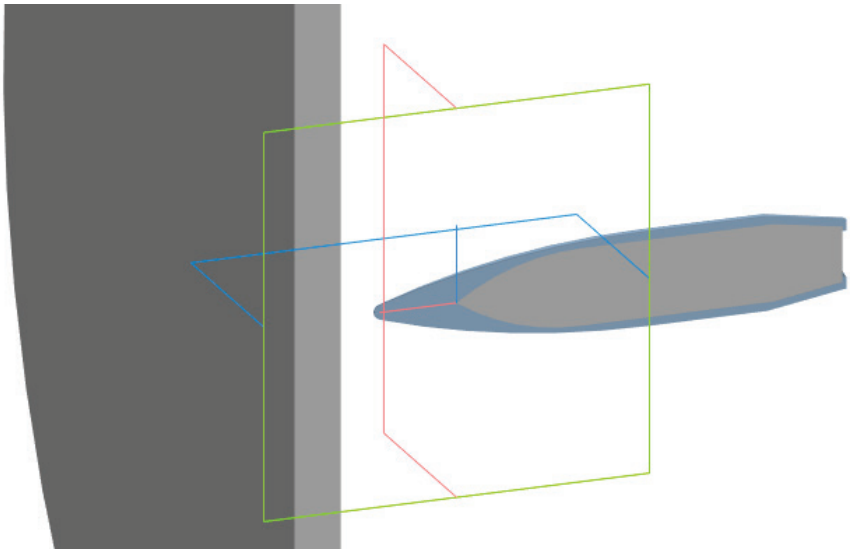


Рис. 2. Исходное положение 3D-модели пули и преграды

Для определения энергии пули, затрачиваемой на пробитие преграды, на сердечнике пули в головной и хвостовой частях устанавливаются виртуальные датчики, фиксирующие абсолютную скорость SPH-частиц сердечника, к которым они привязаны. Расположение датчиков выбрано на расстоянии 15 и 40 мм от носика сердечника и показано на рис. 3.

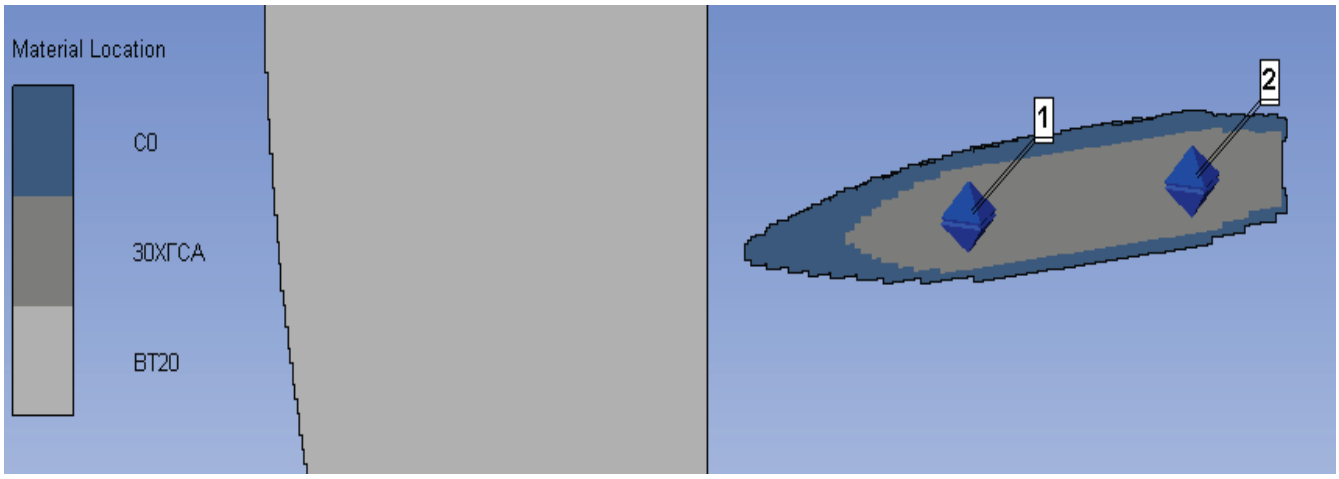


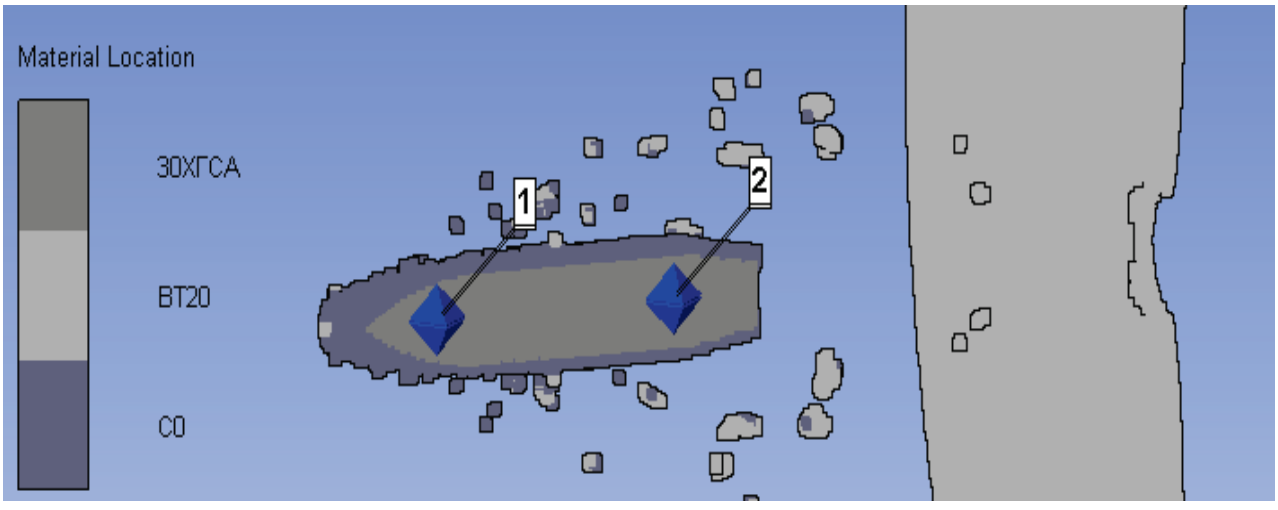
Рис. 3. Расположение датчиков на сердечнике пули

Расчет проводится до момента, при котором торможение пули прекращается и скорость становится постоянной. Результаты численного моделирования проникания пули в преграду представлены в табл. 1.

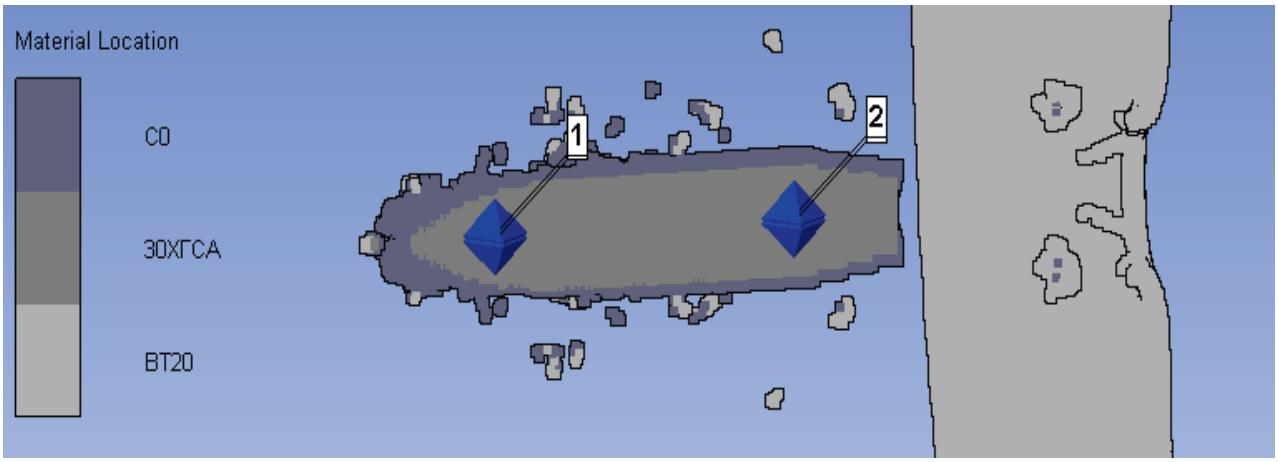
Таблица 1. Результаты численного моделирования

Толщина преграды Δ, мм	1,2	1,5	6,0	30,0
Масса пули в запреградном пространстве m, кг	0,04363	0,04337	0,04252	–
Скорость пули в запреградном пространстве V, м/с	771,36	766,13	712,00	0
Кинетическая энергия пули в запреградном пространстве E_{SPH}, Дж	12980	12728	10778	0

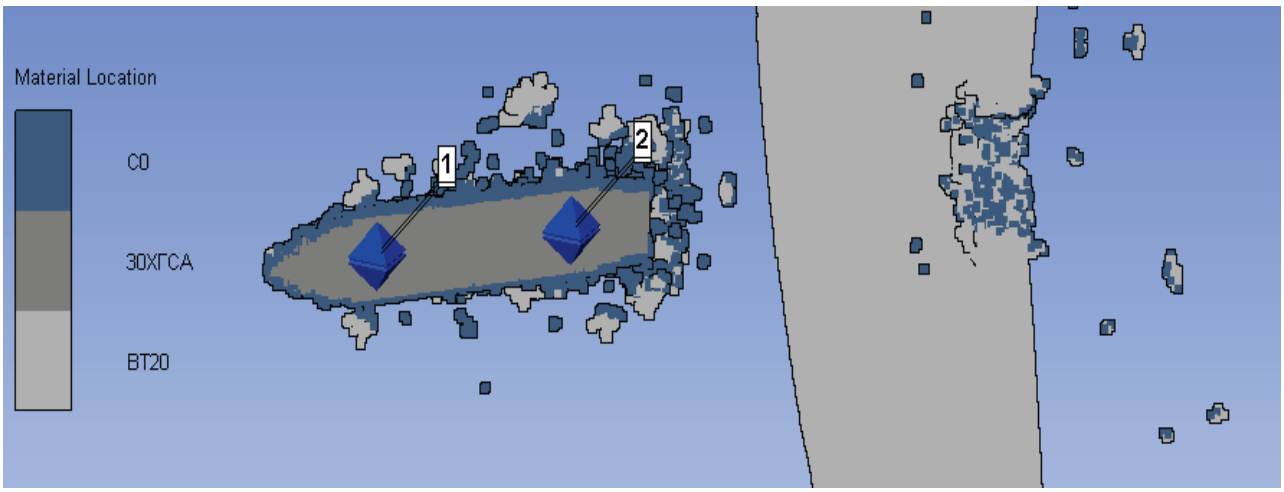
Масса пули при проникании через преграду меняется в связи с тем, что материал свинцовой рубашки частично остается на стенках пулевого отверстия в преграде, частично разлетается от соударения в виде вторичных ПЭ. Результаты численного моделирования в программной среде ANSYS Autodyn представлены на рис. 4.



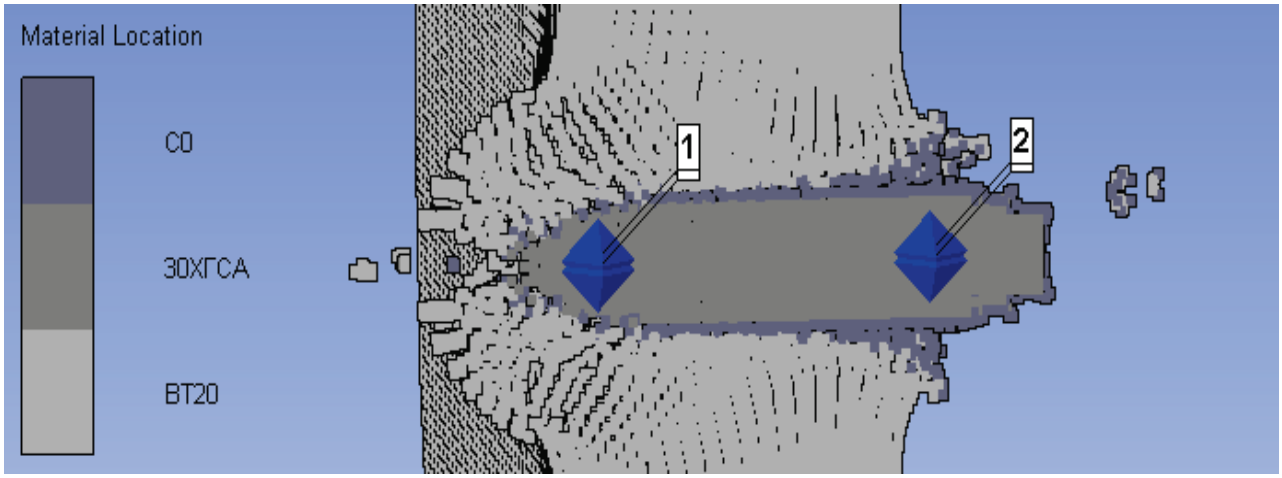
а



б



в



г

Рис. 4. Результат моделирования при Δ, мм: *а* – 1,2; *б* – 1,5; *в* – 6,0; *г* – 30,0

Показания датчиков 1 и 2 (расположенных в головной и хвостовой частях сердечника соответственно) представлены на рис. 5. Наличие на графиках осцилляций, схожих по характеру с фазовыми колебаниями, вызвано прохождением (с отражением от границ раздела) ударных волн по ударнику, возникших при соударении с преградой.

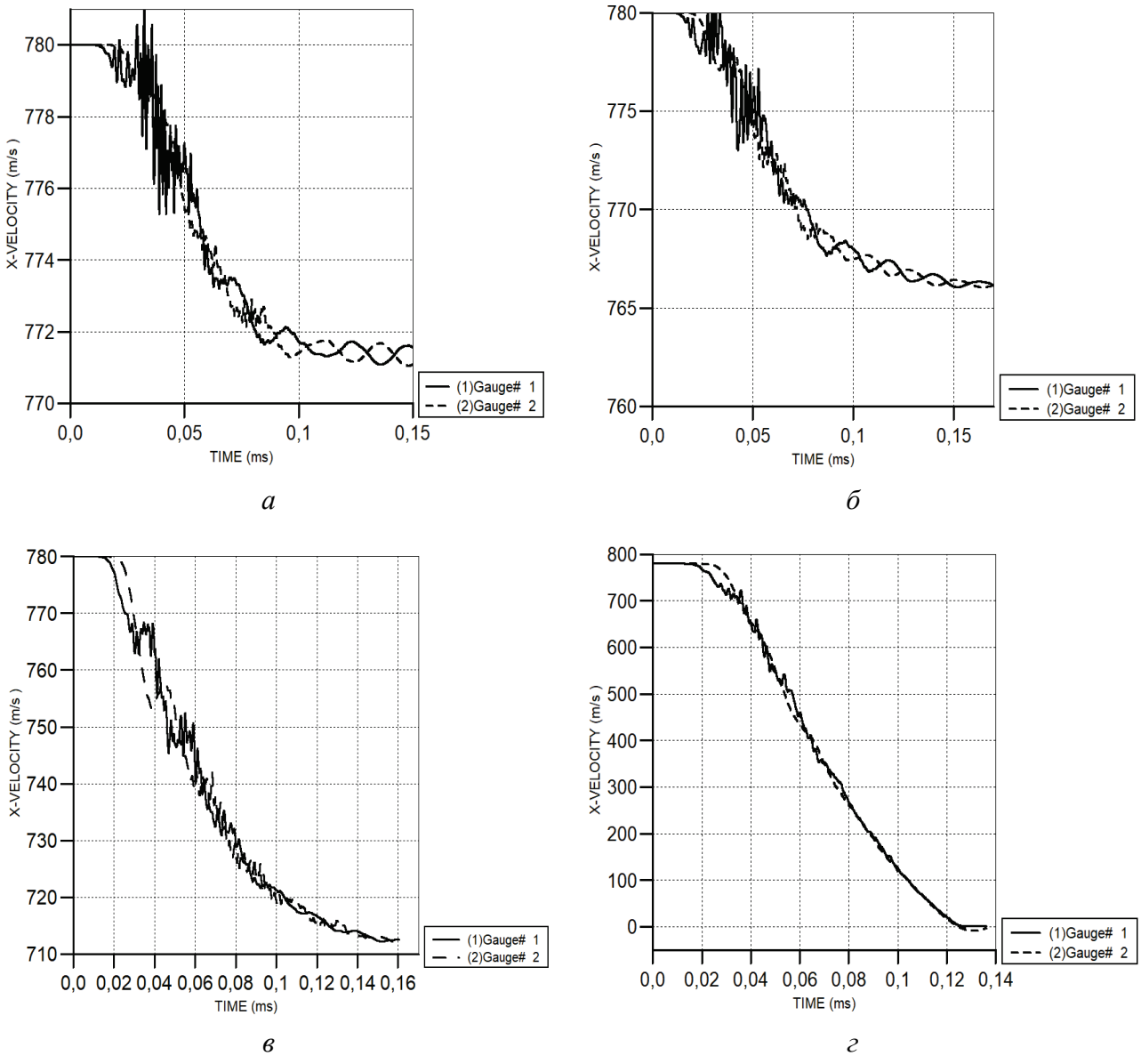


Рис. 5. Показания датчиков при Δ, мм: *а* – 1,2; *б* – 1,5; *в* – 6,0; *г* – 30,0

Сравнение результатов расчета с использованием математической модели прямого кругового конического ударника и численного моделирования приведено в табл. 2. Установлено, что отклонения результатов расчетов в обоих подходах для рассмотренных преград при использовании в практическом применении незначительны и составляют от 8,8 до 13,5 %.

Таблица 2. Сравнение полученных результатов

Δ, мм	$E_{МКУ}$, Дж	E_{SPH}, Дж	*dA*, %
1,2	14200	12950	–8,803
1,5	14082	12728	–9,615
6,0	12454	10778	–13,458
30,0	0	0	–

Примечание: dA – отклонение полученного значения кинетической энергии, определенной при численном моделировании, от значения, полученного с использованием модели конического ударника.

Заключение

Проведенное исследование продемонстрировало, что применение математической модели прямого кругового конического ударника является эффективным способом предварительной оценки последствий воздействия обычных средств поражения на элементы конструкции ЛА. В ходе работы проведен анализ проникающей способности поражающих элементов ОСП, представленных пулями стрелкового оружия, с использованием данной модели. Исследование включало два варианта взаимодействия ударника с преградой: при его длине, превышающей толщину преграды, и при меньшей длине ударника.

Результаты расчетов показали, что отклонения данных, полученных с использованием предложенной математической модели, от результатов численного моделирования в программной среде ANSYS Autodyn не превышают 13,5 %. Данный показатель является приемлемым с учетом хаотичности процессов высокоскоростного взаимодействия ударника с преградой. Таким образом, применение модели прямого кругового конического ударника позволяет с высокой степенью достоверности оценивать последствия проникновения ПЭ ОСП в элементы конструкции ЛА.

Таким образом, проведенное исследование подтвердило применимость предложенной математической модели для оценки последствий воздействия ОСП на конструктивные элементы ЛА. В дальнейших исследованиях планируется расширение методики путем учета различных материалов преград, таких как сплав АМг6, сталь 12Х2НВФА и др. Также будет проведен анализ рикошетирующей способности ПЭ ОСП при их контакте с преградами под различными углами, и разработана методика оценки виброударного нагружения конструкции ЛА при попадании ПЭ ОСП. Дальнейшие исследования позволят повысить точность прогнозирования повреждений и оценивания последствий аварийных ситуаций, возможных с ЛА при воздействии ОСП.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. АО «МЦД». URL: https://www.cadfem-cis.ru/products/ansys/structures/autodyn/ (дата обращения: 13.09.2024).
2. Зеленцов В. В., Маханьков А. В. Численное моделирование взаимодействия фрагментов космического мусора с элементами конструкций космических аппаратов // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. № 05. С. 42–56. DOI: 10.7463/0517.0001164

Дата поступления: 24.01.2025
Решение о публикации: 12.02.2025

Контактная информация:

СИРИЦА Федор Владимирович – инженер-конструктор 2-й категории, и.о. ведущего конструктора (АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ имени А. Я. Березняка», Россия, 141983, г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2а); аспирант (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), siritsa_fv@voenmeh.ru

ТИРИЩУК Дмитрий Игоревич – инженер-конструктор 3-й категории, и.о. ведущего конструктора (АО «Государственное машиностроительное конструкторское бюро „Радуга“ имени А. Я. Березняка», Россия, 141983, г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2а), аспирант (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), tirishchuk_di@voenmeh.ru

References

1. AO “MCD”. URL: https://www.cadfem-cis.ru/products/ansys/structures/autodyn/ (accessed: 13.09.2024). (In Russian)
2. Zelentsov V. V., Makhankov A. V. A SPH Method-based Numerical Simulation of the Space Debris Fragments Interaction with Spacecraft Structure Components. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2017, no. 05, pp. 42–56. DOI: 10.7463/0517.0001164 (In Russian)

Date of receipt: January 24, 2025
Publication decision: February 12, 2025

Contact information:

Fedor V. SIRITSA – Design Engineer 2nd Category, Acting Lead Designer (JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Russia, 141983, Dubna, st. Zhukovsky, 2a), Postgraduate Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), siritsa_fv@voenmeh.ru

Dmitrii I. TIRISHCHUK – Design Engineer 3rd Category, Acting Lead Designer (JSC Raduga State Machine-Building Design Bureau, Russia, 141983, Dubna, st. Zhukovsky, 2a), Postgraduate Student (Baltic State Technical University “VOENMEH”, Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), tirishchuk_di@voenmeh.ru

УДК 629.7.017.1

МАТЕРИАЛЫ, ТЕХНОЛОГИИ И ОБОРУДОВАНИЕ РАЗРАБОТКИ НИЦ «КУРЧАТОВСКИЙ ИНСТИТУТ» – ВИАМ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ РЕМОНТА ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А. А. Баранников, Е. А. Вешкин, Ю. И. Судьин, Н. Н. Мишунин

Ульяновский научно-технологический центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», г. Ульяновск, Россия

Аннотация. Приведены результаты работ НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ в различных аспектах ремонта конструкций из полимерных композиционных материалов. Представлена информация о неразрушающих методах контроля, в том числе применяемом после проведения ремонта. Освещены основные методы ремонта конструкций из полимерных композиционных материалов, применяемые в мировой практике ремонтных технологий, основные отечественные материалы и оборудование для его проведения. Рассмотрены проблемы подготовки и повышения квалификации кадров и результаты НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ в их решении.

Ключевые слова: авиационная техника, техническое обслуживание и ремонт, полимерные композиционные материалы, конструкции из ПКМ, подготовка поверхности, плазма атмосферного давления, методы неразрушающего контроля, мобильная система формования

Для цитирования: *Баранников А. А., Вешкин Е. А., Судьин Ю. И., Мишунин Н. Н.* Материалы, технологии и оборудование разработки НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ для проведения ремонта изделий из полимерных композиционных материалов различного назначения // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 82–96. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-82-96. EDN AHVTTM

MATERIALS, TECHNOLOGIES AND EQUIPMENT DEVELOPED BY THE RESEARCH CENTER “KURCHATOV INSTITUTE” – VIAM FOR THE REPAIR OF POLYMER COMPOSITE STRUCTURES FOR VARIOUS APPLICATIONS

A. A. Barannikov, E. A. Veshkin, Yu. I. Sudyin, N. N. Mishunin

Ulyanovsk Scientific and Technological Center Federal State Unitary Enterprise “All-Russian Research Institute of Aviation Materials” of the National Research Center “Kurchatov Institute”, Ulyanovsk, Russia

© Баранников А. А., Вешкин Е. А., Судьин Ю. И., Мишунин Н. Н., 2025

Abstract. The article presents the results of work carried out by the Research Center “Kurchatov Institute” – VIAM in various areas related to the repair of structures made from polymer composite materials. It provides an overview of non-destructive testing methods, including those applied after repairs. The article highlights key repair techniques for polymer composite structures that are widely used in international practice, as well as domestically developed materials and equipment designed for such applications. Issues related to workforce training and professional development are also discussed, along with the solutions proposed and implemented by the Research Center “Kurchatov Institute” – VIAM.

Keywords: aviation equipment, maintenance and repair, polymer composite materials, composite structures, surface preparation, atmospheric pressure plasma, non-destructive testing methods, mobile forming system

For citation: Barannikov A. A., Veshkin E. A., Sudyin Yu. I., Mishunin N. N. Materials, technologies and equipment developed by the Research Center “Kurchatov Institute” – VIAM for the repair of polymer composite structures for various applications. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 82–96. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-82-96. EDN AHVTTM (In Russian)

Введение

Огромная протяженность России, суровые и экстремальные климатические условия на большей ее части накладывают серьезный отпечаток на ее развитие как в социально-экономической, так и военно-стратегической сфере. Одной из важнейших сфер, влияющей на развитие страны, является транспорт. Страна сталкивается с тем, что сеть автомобильных и железных дорог недостаточна даже в европейской ее части, а развитие этих видов транспорта во многом нерентабельно на значительной территории страны и, с экономической точки зрения, не окупится никогда [1]. Поэтому одним из локомотивов в развитии страны, причем почти во всех ее сферах, может стать воздушный транспорт. Это подтверждается решимостью руководства страны повысить общую связность российских территорий.

В то же время государство столкнулось с многочисленными и целенаправленными вызовами и угрозами со стороны ведущих стран мира. Санкционная политика коснулась и авиационной отрасли, в результате чего государство столкнулось с невозможностью пополнения парка иностранных воздушных судов (ИВС) при учете необходимости проведения технического обслуживания и ремонта (ТОиР) уже имеющихся ИВС. Появилась потребность в ускоренном переходе на современную отечественную авиационную технику для исключения перспективы потери численного состава существующего и потенциально возможного авиационного парка и соответствующих объемов авиаперевозок [1]. В связи с этим разработана комплексная программа развития авиатранспортной отрасли РФ до 2030 г., в рамках которой предусмотрено ускоренное замещение и поддержание имеющегося парка ИВС и увеличение парка отечественной авиационной техники (АТ). В современной авиации отчетливо видна тенденция к увеличению количества полимерных композиционных материалов (ПКМ) в составе конструкции ВС. Находят они свое применение благодаря вы-

соким удельным прочностным показателям, усталостным и специальным свойствам, коррозионной стойкости.

Некоторые изделия АТ, имеющие в своих конструкциях долю ПКМ до 60 %, приведены на рис. 1.

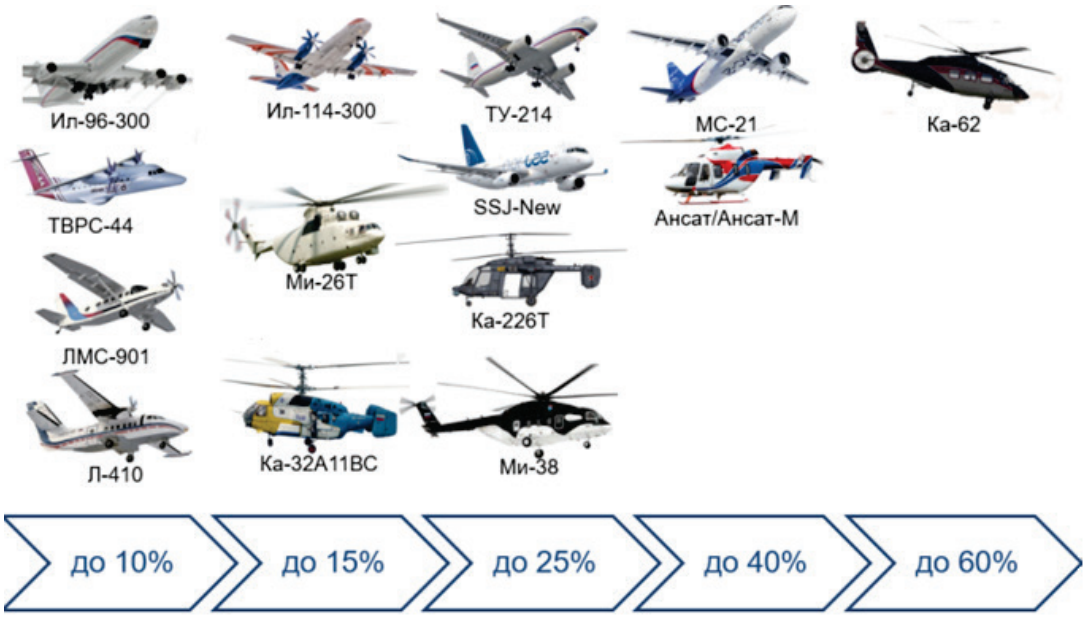


Рис. 1. Доля ПКМ в отечественной авиационной технике

Увеличение доли ПКМ и расширение их зоны применения вызывает опасения у эксплуатантов воздушных судов ввиду вопросов, связанных с обеспечением долговечности и ремонтопригодности конструкций из ПКМ. Ключевым элементом в обеспечении высоких значений и стабильности эксплуатационно-технических характеристик, предопределяющих безопасность и экономическую эффективность АТ, является ее техническое обслуживание и ремонт.

Сегодня расходы на ТОиР в среднем составляют 40 % от стоимости летного часа АТ. При этом расходы на плановые ремонты составляют львиную долю издержек во внутренней структуре затрат на ТОиР. Применение ПКМ позволит сократить издержки на техническое обслуживание и ремонт в рамках плановых ремонтов агрегатов из ПКМ за счет увеличения ресурса и стойкости к коррозионным повреждениям. Однако прогнозируется и рост расходов по статье «внеплановые ремонты» ввиду чувствительности ПКМ к ударным повреждениям различного характера (увеличение количества повреждений), высокой стоимости ПКМ и оборудования, применяемого в процессе ремонта, высокой трудоемкости и стоимости ремонта ПКМ, большой номенклатуры ПКМ в конструкциях АТ, необходимости наличия складских помещений (наличие холодильных и морозильных камер), потребности в высококвалифицированных специалистах. Отдельным вопросом встает ТОиР ИВС в условиях санкций – в связи с отсутствием запчастей, материалов и сопровождения разработчика ВС.

Все эти аспекты, по мнению эксплуатантов, привели к необходимости разработки технических решений, позволяющих выполнять ремонт поврежденных конструкций из ПКМ в стационарных и полевых условиях, а в случае с ИВС также встает вопрос о применимости отечественных материалов и оборудования при проведении ТОиР.

Разработка таких технических решений требует решения ряда частных задач (рис. 2). В симбиозе приведенных факторов возникнут предпосылки к постепенному повышению безопасности и экономической эффективности ремонта и АТ в целом.



Рис. 2. Блок-схема разработки технических решений ремонта ПКМ

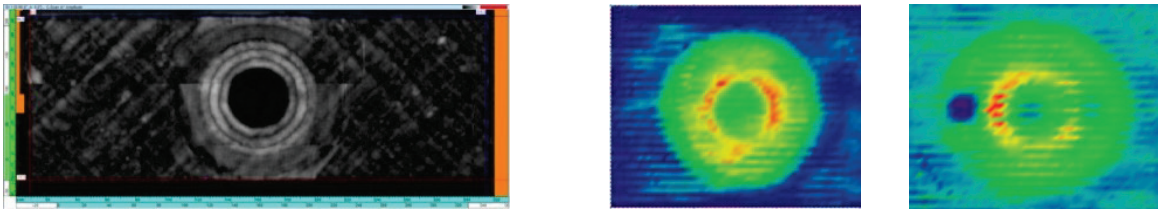
Неразрушающие методы контроля

Обнаружение и правильная оценка дефектов и повреждений является первоочередной задачей, определяющей допустимость и целесообразность проведения ремонта. Она определяет дальнейшее этапы процесса ремонта конструкции из ПКМ.

Лабораторией неразрушающих методов контроля НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ разработано множество способов и методик обнаружения производственных дефектов и эксплуатационных повреждений конструкций из ПКМ, используемых предприятиями выпускающих и эксплуатирующих АТ. С некоторыми из них можно ознакомиться на официальных интернет-ресурсах института, а также на сайтах научных журналов «Труды ВИАМ» и «Авиационные материалы и технологии». Однако, согласно открытым источникам, как зарубежом, так и в России, проводятся работы по разработке методик и способов проведения неразрушающего контроля конструкций из ПКМ после их ремонта как в производственных, так и в полевых условиях [2–6].

В 2023 г. в рамках НИР, выполняемых в соответствии с [7], разработана технология контроля монолитных и трехслойных конструкций из ПКМ после ремонта, основанная на ультразвуковом эхо-импульсном и акустическом низкочастотном импедансном методе, позволяющая выявлять (рис. 3): непроклеи, расслоения, посторонние включения с чувствительностью контроля, эквивалентную выявлению искусственных отражателей диаметром от 5 до 10 мм; нарушения сплошности типа расслоений и непроклеев между монолитными

обшивками и вспененным и/или сотовым заполнителем минимальным диаметром от 15 до 30 мм (в зависимости от типа конструкции и места расположения дефекта).



а *б*

Рис. 3. Выявление непроклеев, расслоений и других дефектов в зоне ремонта:
а – ультразвуковой эхо-импульсный метод обнаружения;
б – импедансный акустический метод обнаружения

Материалы для проведения ремонта конструкций из ПКМ

В мировой практике основным методом ремонта конструкций из ПКМ является клеевой метод с применением материалов «горячего» или «холодного» отверждения. Данный метод позволяет обеспечить жесткие требования к отремонтированной конструкции из ПКМ по прочности, аэродинамической гладкости и долговечности в заданном диапазоне температур и может быть реализован непосредственно на агрегате АТ, в том числе без его выемки из состава АТ – в полевых условиях.

В соответствии с ГОСТ Р 53863-2010, 18322-2016 и международными регламентами FAA, EASA и TCCA, ремонт АТ в стационарных и полевых условиях имеет соответствующие определения. Ремонт АТ в стационарных условиях – это ремонт, выполняемый в специально предназначенных местах (авиаремонтных заводов, авиационно-технических баз и др.), оборудованных стационарными средствами ремонта, с применением, в необходимых случаях, переносных средств ремонта. Обычно ремонт конструкций из ПКМ в таких условиях носит постоянный характер. Он может проводиться контактным формованием как с применением вакуумного мешка, так и без него, а также с применением препрегов, используя при этом метод вакуумного или вакуум-автоклавного формования.

Ремонт АТ в полевых условиях – это ремонт АТ вне специализированных авиаремонтных заводов, авиационно-технических баз и других предприятий, выполняемый на открытой местности с применением специальных бригад и специально разработанных комплектов запасных частей. Примером полевых условий являются временные аэродромы одиночного или группового базирования АТ, места вынужденной посадки воздушного судна и т. д. Ремонт конструкций из ПКМ в таких условиях носит ограниченный по времени характер. Ремонты в полевых условиях обычно ограничены методами формования, используется в основном контактный метод формования как с применением ваку-

умного мешка (за счет использования специализированных мобильных систем ремонта и контроля), так и без него. При помощи мобильных систем ремонта и контроля может быть реализован метод вакуумного формования препрегов.

В международной практике принято классифицировать клеевой ремонт по основным видам – структурному и косметическому ремонтам (рис. 4).



Рис. 4. Классификация клеевого метода ремонта

Структурный ремонт конструкций из ПКМ как основных элементов («первичных»), так и «вторичных», может быть временным или постоянным и выполняться при помощи соответствующих материалов. Структурный временный ремонт определяется как ремонт, ограниченный по количеству полетов или летных часов, который выполнен в ожидании постоянного ремонта и демонтируется при его выполнении. Структурный временный ремонт восстанавливает герметизацию конструкции из ПКМ, ее прочность и жесткость. Как правило, выполняется при помощи армирующего наполнителя, пропитанного клеем «холодного» отверждения (т. е. способным отверждаться без подогрева). Структурный постоянный ремонт восстанавливает летную годность с точки зрения функциональности, прочности, жесткости, долговечности и выполняется преимущественно при помощи препрегов или армирующего наполнителя, пропитанного клеем «холодного» отверждения. Постоянный ремонт должен заменить временный до истечения установленного количества полетов или летных часов.

К основным («первичным») элементам конструкции относят особо ответственные и сильно- и средненагруженные конструкции из ПКМ (элементы крыла, оперения и фюзеляжа). К ним относят также и те элементы конструкции из ПКМ, которые подвержены постоянной оценке усталостной прочности в со-

ответствии с НЛГ-25 п. 25.571, разрушение которых может привести к аварийной или катастрофической ситуации.

Ко вторичным элементам конструкции относят малонагруженные конструкции из ПКМ, например, мотогондолы двигателей, зализы пилонов и иные зализы, носовые и иные обтекатели и др.

Косметический ремонт конструкций из ПКМ также может быть постоянным и временным. Выполняется он в основном для восстановления аэродинамических обводов, герметизации конструкции из ПКМ. Постоянный косметический ремонт, как правило, выполняется также при помощи препрегов, армирующего наполнителя, пропитанного клеем «холодного» отверждения или полимерных паст. Временный косметический ремонт зачастую выполняется специализированными лентами с липким слоем на тканевой основе или фольги.

Подбор материалов для проведения ремонта конструкций из ПКМ в первую очередь зависит от конструкции ремонтируемого агрегата, его условий эксплуатации, от ремонтируемого дефекта и конфигурации предполагаемой зоны ремонта, а также от условий, в которых необходимо провести ремонт.

За последние десятилетия НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ разработал широчайшую номенклатуру материалов для проведения всех описанных видов ремонта конструкций из ПКМ. Однако на вооружении технического персонала, проводящего ремонт конструкций из ПКМ отечественной АТ, за годы опробования материалов института остается ряд хорошо зарекомендовавших себя материалов, которые повсеместно описаны в руководствах по эксплуатации АТ. В таблице представлены материалы, которые широко применяются при ремонте отечественной АТ сейчас* и новые разработки института**, которые только находят свое применение.

Материалы НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ для проведения ремонта конструкций из ПКМ

Наименование	**Армирующий наполнитель**	**Полимерная матрица**	**Конечная температура отверждения, °С**	**Аналог**
Препреги для ремонта				
Рабочая температура от –60 до +80 °С				
ВКУ-45Ж/ UMT-12К.ОЖН**	Однонаправленная ткань на основе волокон UMT-49S	Связующее ВСЭ-34	130–140	Toray 3900
ВКУ-45/UMT-3К/РТН**	Ткань на основе волокон UMT-42S (саржа 2×2, 200 г/м^2)	Связующее ВСЭ-34	130–140	M20/40%/G904 (Hexcel) F155/40%/Style 3K–70–PW (Hexcel)
ВПС-53/Т-10**	Стеклянная конструкционная ткань Т-10-14 (сатин)	Связующее ВСЭ-34	130–140	F155/40%/7781 (Hexcel)

Продолжение таблицы 1

Наименование	**Армирующий наполнитель**	**Полимерная матрица**	**Конечная температура отверждения, °С**	**Аналог**
ВПС-53/120**	Стеклянная конструкционная ткань артикул 120 (сатин)	Связующее ВСЭ-34	130–140	F155/40%/120 (Hexcel)
КМКС-1.80.Т10*	Стеклянная конструкционная ткань Т-10-14 (сатин)	Связующее ВСК-14-1	130–140	F155/40%/7781 (Hexcel)
КМКС-1с.80.ТС8/3-к*	Кварцевая стеклоткань ТС8/3-к (сатин)	Связующее ВСК-14-1с	130–140	–
Рабочая температура от –60 до +150 °С				
ВКУ-72**	Однонаправленная ткань на основе волокон UMT-49S	Связующее ВСК-69	160–170	–
Пленочные клеи				
Рабочая температура от минус 60 до +80 °С				
ВК-51*	–	Эпоксидная	125–130	3M AF163-2K 3M AF-126-2 Cytec FM-123-5
ВК-105**	–	Эпоксидная	125–130	
Рабочая температура от –60 до +150 °С				
ВК-36*	–	Эпоксидная	170–180	–
ВК-36РМ.у**	–	Эпоксидная	150–160	–
ВК-108**	–	Эпоксидная	170–180	L-303XL Solvay, ВК-46Б
ВКВ-28**	–	Эпоксидная	170–180	AF-3070FST
ВКВ-3*	–	Эпоксидная	170–180	Loctite 460 AERO Loctite 562 AERO FM 490A
Двухкомпонентные системы (клеи «холодного» отверждения)				
Рабочая температура от –60 до +80 °С				
ВК-9*	–	Эпоксидная	18–23 (70) 24 ч (2ч)	3M EC 2216 Loctite EA 9390 Aero EPOCAST® 50-A1 Resin Hardener 9816
ВК-27*	–	Эпоксидная	18–23 (70) 72 ч (2 ч)	
ВК-93**	–	Эпоксидная	18–23 (70) 24 ч (1 ч)	–
Двухкомпонентные системы (вспенивающиеся клеи)				
Рабочая температура от –60 до +80 °С				
ВКВ-9*	–	Эпоксидная	18–30 (70) 24–48 ч (1 ч)	Loctite EF 562 50M AERO
ВКВ-27*	–	Эпоксидная	18–30 (70) 72 ч (3 ч)	

Окончание таблицы 1

Наименование	Армирующий наполнитель	Полимерная матрица	Конечная температура отверждения, °С	Аналог
Полимерные пасты				
Рабочая температура от –60 до +80 °С				
ВПЗ-7М*	Микросфера МС-ВП-А9	Эпоксидная	20–25 (70) 72 ч (3 ч)	Epocast 1636 A/B Epocast 89537 A/B Epocast 1617 A/B
ВПЗ-25**	Микросфера МС-ВП-А9	Эпоксидная	20–25 (70) 24 ч (3 ч)	
Ленты с липким слоем				
Рабочая температура от –60 до +80 °С				
ВСМТ*	Тканевая основа	Эпоксидная	–	–
ФЛС*	Алюминиевая фольга	Эпоксидная	–	–
ВСМФ-1*	Алюминиевая фольга	Эпоксидная	–	–
Рабочая температура от –60 до +150 ˚С				
САФ*	Алюминиевая фольга	Эпоксидная	–	–

В условиях санкций острым остается вопрос применения отечественных ремонтных материалов при проведении ремонта ИВС. На сегодняшний день отсутствуют какие-либо указания и рекомендации от авиационных регулирующих органов по данному вопросу, что в долгосрочной перспективе ведет к снижению безопасности эксплуатации АТ. При этом институт совместно с эксплуатирующими организациями гражданской АТ (Аэрофлот, С7 и др.) прорабатывает вопрос по постановке НИР с целью проведения дополнительной квалификации отечественных материалов для допуска на ИВС с дополнением информации в их паспорт. В таблице приведены материалы разработки НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ с указанием аналогов материалов применяемых на ИВС.

Технологии ремонта конструкций из ПКМ

Клеевой метод ремонта конструкций из ПКМ в мировой практике остается основным. Отечественная школа ремонта конструкций из ПКМ тоже опирается в основном на клеевой метод ремонта. С 90-х годов прошлого столетия накоплен существенный объем инноваций по ремонту конструкций из ПКМ, которые в целом направлены на решение частных задач по сокращению цикла проведения ремонта и его упрощении. В основном эти работы проводились В. С. Виленцем, В. И. Постновым, С. А. Титовым и др.

С 2017 по 2023 гг. в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ разработан ряд технологий по ремонту конструкций из ПКМ [8–14], которые основаны: на

опыте отечественной и зарубежной школы ремонта конструкций из ПКМ; применении ПКМ нового поколения; использовании мобильных систем ремонта и контроля; применении современных способов подготовки поверхности к склеиванию; применении крепежных элементов, которые после отверждения клея остаются во вклеенном состоянии в зоне ремонта; использовании различных технических решений, обеспечивающих проведение «полевого» ремонта.

Данные инновации позволят обеспечить:

- эффективность восстановления конструкций из ПКМ не менее чем на 80 % относительно прочности до получения повреждений;
- сокращение цикла проведения ремонта и снижения его стоимости за счет применения ремонтных материалов с повышенной энергоэффективностью, отечественных вспомогательных материалов и мобильной системы ремонта и контроля;
- исключение этапа транспортировки поврежденной конструкции на ремонтный участок эксплуатирующей организации или завода изготовителя – ремонт проводится непосредственно на АТ;
- повышение экологической безопасности за счет применения ПКМ нового поколения, нового способа подготовки поверхности под склеивание (плазма атмосферного давления).

Оборудование и технологическое оснащение

При проведении полевого ремонта в мировой практике широко применяются мобильные системы ремонта и контроля, представляющие собой автоматизированные системы контроля температуры и давления в зонах ремонта с комплектом нагревательных матов и термопар (рис. 5).



а *б* *в* *г* *д*

Рис. 5. Мобильные системы ремонта и контроля зарубежных производителей:
а – HB-2 Composite Repair System; *б* – HCS9200B Dual Zone Hot Bonder;
в – ACR 3 Hot Bonder; *г* – GMIEZ0901 ANITA bonding console;
д – комплект нагревательных матов и термопар

С целью исключения зависимости от разработок иностранного производства в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ проводятся работы по разработке подобного, представленному на рис. 5, оборудования с основными характеристиками на уровне мировых аналогов, а также технологий ремонта конструкций из ПКМ с его применением. Будет выпущена вся необходимая нормативная до-

кументация. Прототип оборудования прошел опробование на таких предприятиях, как АО НЦВ «Миль и Камов», АО «Кронштадт» и эксплуатирующей организации АО «ЦТО и РАТ «Авиасервис».

Оборудование и технологическое оснащение, которое используется при проведении ремонта в эксплуатирующих организациях и инженерно-авиационных службах как в зарубежной, так и отечественной практике, схожи. Как правило, в качестве инструмента для проведения механической обработки – подготовки зоны ремонта – применяются ручные пневматические шлифовальные машинки (скорость вращения не менее 13 000 об/мин) и пневматические сверлильные машинки (скорость вращения не менее 3000 об/мин). Это обусловлено рекомендациями производителей режущего инструмента для ПКМ. В качестве режущего инструмента применяются борфрезы, специальные сверла для ПКМ, абразивные головки, лепестковые шлифовальные круги и другой режущий инструмент.

Также наряду с механизированными способами обработки распространены стандартные методы подготовки поверхности при проведении клеевого ремонта (обезжиривание, зашкуривание, применение «жертвенных» слоев), но эти классические методы являются трудоемкими и приводят к значительному количеству отходов, требуется высокая квалификация специалиста. Однако появляются новые и более эффективные способы подготовки поверхности: лазерная обработка и обработка плазмой атмосферного давления – последний разработан в ВИАМ (выпущена необходимая нормативная документация).

Подготовка и квалификация специалистов

Поиск квалифицированных рабочих и подготовка кадров для ремонта конструкций из ПКМ является реальной проблемой в России. Осложняется подобная ситуация ростом доли ПКМ в конструкциях АТ, а также необходимостью ремонта имеющихся ИВС в условиях отсутствия иностранных материалов и оборудования для проведения ремонта. При этом специализированные учреждения, которые опираются на мировой опыт, знания и умения и готовили бы необходимых специалистов, практически отсутствуют. В связи с этим эксплуатирующие организации и организации, непосредственно занимающиеся ремонтом конструкций из ПКМ, разрабатывают свои собственные внутренние программы обучения и полагаются на знания и опыт своих специалистов по ремонту, чтобы обучать вновь принятых сотрудников. Обучение в основном проводится в компаниях с опытом, накопленным за годы проведения ремонтных работ.

Учитывая описанное и то, что НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ обладает всеми необходимыми компетенциями в области ПКМ, опытом их применения и ремонта, руководство института способствовало открытию необходимого курса повышения квалификации для специалистов авиационных и других отраслей промышленности. С 2021 г. на базе УНТЦ ВИАМ – НИЦ «Курчатовский институт» разработана и введена программа дополнительного профессио-

нального образования «Технологии ремонта изделий из ПКМ». На сегодняшний день обучение прошли 47 специалистов различных предприятий страны.

Заключение

Представленная информация по результатам работ НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ говорит о том, что работы института ведутся в соответствии с мировыми тенденциями по развитию ремонтных технологий конструкций из ПКМ и находятся на мировом уровне.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Комплексная Программа развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 г.: распоряжение Правительства Российской Федерации от 25 июня 2022 г. № 1693-р Москва. URL:http://publication.pravo.gov.ru/Document/View/0001202206270017?ysclid=m85wbyrkgp72714850 (дата обращения: 12.08.2024).

2. GAO-11-849. Aviation Safety: Status of FAA's Actions to Oversee the Safety of Composite Airplanes: Report to Congressional Requesters. URL: https://www.gao.gov/assets/gao-11-849.pdf (дата обращения: 12.08.2024).

3. Staudenmann J.-L., Wang B., Zhang C. et al. A Technology Roadmap for Joining and Repair of Advanced Polymer Matrix Composites. NIST, 2017. 108 p.

4. Баранников А. А., Постнов В. И., Старков А. И., Бойчук А. С. Материалы, технологии и оборудование НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ для ремонта конструкций из ПКМ // Новые материалы и технологии глубокой переработки сырья – основа инновационного развития экономики России: Материалы III Международной научно-технической конференции, приуроченной к знаменательной дате – 90-летию со дня основания федерального государственного унитарного предприятия «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт». М., 2022. С. 168–191. EDN: KCKPQT

5. Баранников А. А., Вешкин Е. А., Судьин Ю. И., Чертищев В. Ю. К вопросу ремонта лопастей несущего винта вертолетной техники из ПКМ в полевых условиях // Труды ВИАМ. 2024. № 4 (134). С. 83–97. DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-4-83-97, EDN: ZWUIMO

6. Lee Y.-J., Lee J.-R., Ihn J.-B. Composite repair patch evaluation using pulse-echo laser ultrasonic correlation mapping method // Composite Structures. 2018. Vol. 204, pp. 395–401. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.07.124

7. Каблов Е. Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33, EDN: TJEMOB

8. Вешкин Е. А., Старцев В. О., Постнов В. И., Баранников А. А. Климатические воздействия как оценка ремонтопригодности изделий из углепластика // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2019. № 8 (80). С. 98–108. DOI: 10.18577/2307-6046-2192-0-8-98-108, EDN: PXJQWS

9. Баранников А. А., Постнов В. И., Вешкин Е. А., Старостина И. В. Связь энергетических характеристик поверхности стеклопластика марки ВПС-53К с прочностью клеевого соединения на его основе // Труды ВИАМ. 2020. № 10. С. 40–50. DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-10-40-50, EDN: RYEEOJ

10. Баранников А. А., Постнова М. В., Крашенинникова Е. В., Васюков А. Н. Применение новых технологий в производстве лопастей несущего винта вертолета // Труды ВИАМ. 2021. № 11(105). С. 91–102. DOI: 10.18577/2307-6046-2021-0-11-91-102, EDN: SBGTDU

11. Баранников А. А., Постнов В. И., Вешкин Е. А., Стрельников С. В. Роль подготовки поверхности стеклопластика под склеивание // Клеи. Герметики. Технологии. 2019. № 6. С. 19–27. DOI: 10.31044/1813-7008-2019-0-6-19-27, EDN: FSOTLQ

12. Баранников А. А., Постнов В. И., Вешкин Е. А., Сатдинов Р. А. Применение плазмы атмосферного давления как способ подготовки поверхности полимерных композиционных материалов под склеивание // Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения: материалы V Всероссийской научнотехнической конференции, 19 ноября 2021 г., Москва, Россия. М.: НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, 2021. С. 177–195. EDN: CWVVPG

13. Баранников А. А., Судьин Ю. И., Вешкин Е. А., Сатдинов Р. А. Определение допустимого интервала времени хранения между обработкой поверхности полимерных композиционных материалов на основе клеевых препрегов плазмой атмосферного давления и процессом склеивания // Труды ВИАМ. 2022. № 5 (111). С. 26–40. DOI: 10.18577/2307-6046-2022-0-5-26-40, EDN: MHEOSG

14. Баранников А. А., Вешкин Е. А., Судьин Ю. И., Чертищев В. Ю. К вопросу о ремонте лопастей несущего винта вертолетной техники из полимерных композиционных материалов в полевых условиях // Труды ВИАМ. 2024. № 4 (134). С. 83–97. DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-4-83-97, EDN: ZWUIMO

Дата поступления: 29.01.2025
Решение о публикации: 29.01.2025

Контактная информация:

БАРАННИКОВ Александр Александрович – начальник лаборатории № 1 (Ульяновский научно-технологический центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Россия, 432010, г. Ульяновск, ул. Врача Михайлова, д. 34), untcviam@gmail.com

ВЕШКИН Евгений Алексеевич – канд. техн. наук, начальник УНТЦ ВИАМ (Ульяновский научно-технологический центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Россия, 432010, г. Ульяновск, ул. Врача Михайлова, д. 34), untcviam@gmail.com

СУДЬИН Юрий Иванович – инженер-технолог 2-й категории (Ульяновский научно-технологический центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Россия, 432010, г. Ульяновск, ул. Врача Михайлова, д. 34), untcviam@gmail.com

МИШУНИН Николай Николаевич – инженер-технолог 1-й категории (Ульяновский научно-технологический центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Россия, 432010, г. Ульяновск, ул. Врача Михайлова, д. 34), untcviam@gmail.com

References

1. Comprehensive Program for the Development of the Air Transport Industry of the Russian Federation until 2030: Order of the Government of the Russian Federation of June 25, 2022. No. 1693-p Москва. URL: http://publication.pravo.gov.ru/Document/View/0001202206270017?ysclid=m85wbyrkgp72714850 (accessed: 12.08.2024) (In Russian)

2. GAO-11-849. Aviation Safety: Status of FAA's Actions to Oversee the Safety of Composite Airplanes: Report to Congressional Requesters. URL: https://www.gao.gov/assets/gao-11-849.pdf (accessed: 12.08.2024).

3. Staudenmann J.-L., Wang B., Zhang C. et al. A Technology Roadmap for Joining and Repair of Advanced Polymer Matrix Composites. NIST, 2017, 108 p.

4. Barannikov A. A., Postnov V. I., Starkov A.I., Boychuk A.S. Materials, technologies and equipment of the Research Center "Kurchatov Institute" - VIAM for the repair of structures made of PCM. Novye materialy i tekhnologii glubokoy pererabotki syr'ya – osnova innovatsionnogo razvitiya ekonomiki Rossii: Materialy III Mezhduna-rodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, priurochennoy k znamenatel'-noy date – 90-letiyu so dnya osnovaniya federal'nogo gosudarstvennogo unitarnogo predpriyatiya “Vserossiyskiy nauchno-issledovatel'skiy in-stitut aviatsionnykh materialov” Natsional'nogo issledovatel'skogo tsentra “Kurchatovskiy institute” [New materials and technologies for deep processing of raw materials are the basis for the innovative development of the Russian economy: Materials of the III International Scientific and Technical Conference, timed to coincide with the significant date - the 90th anniversary of the founding of the federal state unitary enterprise “All-Russian Research Institute of Aviation Materials” of the National Research Center “Kurchatov Institute”]. Moscow, 2022, pp. 168–191. EDN: KCKPQT. (In Russian)

5. Barannikov A. A., Veshkin E. A., Sudin Yu. I., Chertischev V. Yu. To the issue of helicopter rotor blades repair from polymer composite materials in field conditions. *Trudy VIAM.* 2024. No. 4 (134), pp. 83–97. DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-4-83-97, EDN: ZWUIMO. (In Russian)

6. Lee Y.-J., Lee J.-R., Ihn J.-B. Composite repair patch evaluation using pulse-echo laser ultrasonic correlation mapping method. *Composite Structures*. 2018. Vol. 204, pp. 395–401. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.07.124

7. Kablov E. N. Innovative developments of FSUE "VIAM" SSC of RF on realization of “Strategic directions of the development of materials and technologies of their processing for the period until 2030”. *Aviation Materials and Technologies*. 2015. No. 1 (34), pp. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33, EDN: TJEMOB. (In Russian)

8. Veshkin E. A., Startsev V. O., Postnov V. I., Barannikov A. A. The climate impacts as the assessment of maintainability of products from carbon fiber. *Trudy VIAM.* 2019. No. 8 (80), pp. 98–108. DOI: 10.18577/2307-6046-2192-0-8-98-108, EDN: PXJQWS. (In Russian)

9. Barannikov A. A., Postnov V. I., Veshkin E. A., Starostina I. V. Link between the energy characteristics of the surface of fiberglass of the vps-53к brand and the strength of the adhesive joint based on it. *Trudy VIAM*. 2020. No. 10 (92), pp. 40–50. DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-10-40-50, EDN: RYEEOJ. (In Russian)

10. Barannikov A. A., Postnova M. V., Krasheninnikova E. V., Vasyukov A. N. Application of new technologies in the production of helicopter main rotor blades *Trudy VIAM*. 2021. No. 11(105), pp. 91–102. DOI: 10.18577/2307-6046-2021-0-11-91-102, EDN: SBGTDU. (In Russian)

11. Barannikov A. A., Postnov V. I., Veshkin E. A., Strelnikov S. V. The role of fiberglass surface preparation for adhesive bonding. *Polymer science, Series D*. 2020. Vol. 13, no. 1, pp. 38–44 DOI: 10.1134/S1995421220010050, EDN: LRSXZF.

12. Barannikov A. A., Postnov V. I., Veshkin E. A. Application of atmospheric pressure plasma as a method of preparation of polymer composite materials for gluing. *Polimernye kompozitsionnye materialy i proizvodstvennye tekhnologii novogo pokoleniya: materialy V Vserossiyskoy nauchnotekhnicheskoy konferentsii* [Polymer composite materials and production technologies of the new generation: materials of the V All-Russian Scientific and Technical Conference, November 19, 2021, Moscow, Russia]. Moscow: National Research Center "Kurchatov Institute"– VIAM, 2021, pp. 177–195. EDN: CWVVPG. (In Russian)

13. Barannikov A. A., Sudyin U. I., Veshkin E. A., Satdinov R. A. Determination of the permissible storage time of polymeric composite materials after surface treatment with atmospheric pressure plasma before bonding. *Trudy VIAM*. 2022. No. 5 (111), pp. 26–40. DOI: 10.18577/2307-6046-2022-0-5-26-40, EDN: MHEOSG. (In Russian)

14. Barannikov A. A., Veshkin E. A., Sudin Yu. I., Chertischev V. Yu. To the issue of helicopter rotor blades repair from polymer composite materials in field conditions. *Trudy VIAM*. 2024. No. 4 (134), pp. 83–97. DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-4-83-97, EDN: ZWUIMO. (In Russian)

Date of receipt: January 29, 2025
Publication decision: January 29, 2025

Contact information:

Alexander A. BARANNIKOV – Head of Laboratory No. 1 (Ulyanovsk Scientific and Technological Center Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Research Institute of Aviation Materials" of the National Research Center "Kurchatov Institute", Russia, 432010, Ulyanovsk, Doctor Mikhaylova Str., 34), untcviam@gmail.com

Evgeny A. VESHKIN – Candidate of Engineering Sciences, Head of UNTC VIAM (Ulyanovsk Scientific and Technological Center Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Research Institute of Aviation Materials" of the National Research Center "Kurchatov Institute", Russia, 432010, Ulyanovsk, Doctor Mikhaylova Str., 34), untcviam@gmail.com

Yuri I. SUDYIN – Engineer-technologist of the 2nd Category (Ulyanovsk Scientific and Technological Center Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Research Institute of Aviation Materials" of the National Research Center "Kurchatov Institute", Russia, 432010, Ulyanovsk, Doctor Mikhaylova Str., 34), untcviam@gmail.com

Nikolay N. MISHUNIN – Engineer-technologist of the 1st Category (Ulyanovsk Scientific and Technological Center Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Research Institute of Aviation Materials" of the National Research Center "Kurchatov Institute", Russia, 432010, Ulyanovsk, Doctor Mikhaylova Str., 34), untcviam@gmail.com

УДК 621.313.13

АНАЛИЗ ОПЫТА ПРАКТИЧЕСКОЙ ОРГАНИЗАЦИИ РАЗРАБОТКИ И ПРОИЗВОДСТВА ПАССАЖИРСКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В КИТАЙСКОЙ НАРОДНОЙ РЕСПУБЛИКЕ

А. Н. Ващенко, М. Н. Григорьев

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

Аннотация. В статье рассматривается с логистических позиций китайский опыт организации разработки и производства принципиально нового типа гражданских воздушных судов, предназначенных для эксплуатации в гражданской авиации, – пассажирских беспилотных летательных аппаратов. Создание этого типа гражданских воздушных судов в КНР является результатом использования большого опыта китайских инженеров в разработке и производстве грузовых беспилотных летательных аппаратов, а также летательных аппаратов, включая пассажирские, с маршевыми электродвигателями. Большой интерес представляет критический анализ поиска удовлетворительного конструкторского решения платформы для пассажирских беспилотных летательных аппаратов, разработанного фирмой компании AutoFlight. Для отечественных руководителей подобных аэрокосмических проектов интересен и полезен опыт организационного, финансового и маркетингового их обеспечения, представленного вместе с техническим анализом.

Ключевые слова: пассажирские беспилотные летательные аппараты, грузовые беспилотные летательные аппараты, пожарные беспилотные летательные аппараты, поиск оптимального конструкторского решения, сертификация, летные испытания, стратегия развития аэрокосмической инновации, логистика, маркетинг, технологическая корпорация, бортовые электронные системы, общее проектирование, моделирование

Для цитирования: *Ващенко А. Н., Григорьев М. Н.* Анализ опыта практической организации разработки и производства пассажирских беспилотных летательных аппаратов в Китайской Народной Республике // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 97–124. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-97-124. EDN CIVDWF

ANALYSIS OF THE EXPERIENCE OF PRACTICAL ORGANIZATION OF THE DEVELOPMENT AND PRODUCTION OF PASSENGER UAVs IN THE PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA

A. N. Vashchenko, M. N. Grigoriev

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

Abstract. This article analyzes the Chinese experience in organizing the development and production of a fundamentally new type of civil aircraft – passenger unmanned aerial vehicles (UAVs) – from a logistical

© Ващенко А. Н., Григорьев М. Н., 2025

perspective. The emergence of this class of civil aircraft in China is the result of the extensive expertise of Chinese engineers in designing and manufacturing cargo UAVs, as well as both cargo and passenger aircraft equipped with electric propulsion systems. Of particular interest is a critical review of the efforts to identify an effective design solution for a passenger UAV platform, as developed by the AutoFlight company. For Russian leaders in aerospace projects, the Chinese experience in organizational, financial, and marketing support-combined with technical analysis-offers valuable and practically applicable insights.

Keywords: passenger unmanned aerial vehicles, cargo unmanned aerial vehicles, fire-fighting unmanned aerial vehicles, search for optimal design solutions, certification, flight tests, aerospace innovation development strategy, logistics, marketing, technology corporation, on-board electronic systems, general design, modeling

For citation: Vashchenko A. N., Grigoriev M. N. Analysis of the experience of practical organization of the development and production of passenger UAVs in the People's Republic of China. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 97–124. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-97-124. EDN CIVDWF (In Russian)

Введение

В первой четверти XXI в. широко внедряются передовые технологии в повседневную жизнь общества, что находит свое выражение в смене парадигмы развития логистики [1]. Особое влияние на этот процесс оказывают невиданные ранее достижения в информационно-коммуникационной сфере и автоматизации, что демонстрирует китайский опыт реализации концепции обеспечения устойчивого развития страны [2]. Гражданская авиация в этом процессе не является исключением [3]. Одним из наиболее исторически перспективных направлений [4] в ней является разработка грузовых (ГБЛА) [5] и пассажирских беспилотных летательных аппаратов (ПБЛА). К началу 2025 г. Китай достиг очень больших успехов в отношении первых [6, 7] и начал уверенно наращивать усилия в отношении вторых. Это происходит благодаря тому, что КНР, будучи одной из ведущих технологических держав, активно включилась в эту гонку, стремясь не только укрепить свои позиции на мировом рынке, но и предложить прежде всего инновационные решения для отечественной транспортной инфраструктуры.

Надо заметить, что разработка и внедрение БПЛА представляет собой важную часть сложного процесса, необходимого для их массового использования. Одной из ключевых задач здесь также является создание соответствующей транспортной инфраструктуры, которая обеспечит безопасность, эффективность и удобство эксплуатации ПБЛА. Китай, как один из лидеров в области беспилотных технологий, активно работает над созданием инфраструктуры для них в своих городах и других местах массового посещения людей. В данном исследовании сконцентрируемся на ПБЛА, которые являются воплощением наиболее передовых достижений современных технологий.

Разработка ПБЛА является логическим продолжением развития беспилотных технологий. Они могут решить назревшие проблемы индустриального и пост-

индустриального общества, связанные с использованием традиционных видов наземного транспорта, включая перегруженность магистралей, экологические вопросы и неэффективность традиционной инфраструктуры. В значительной мере отмеченные обстоятельства касаются КНР. В крупных мегаполисах страны, таких как Пекин, Шанхай или Гуанчжоу, проблема транспортных заторов стоит остро. Пассажирские беспилотные ЛА могут стать разумной альтернативой скоростному наземному транспорту, ориентированному на обслуживание небольших групп сравнительно обеспеченных жителей, особенно для районов плотной и дорогой городской застройки. Пассажирские беспилотные ЛА способны перемещаться по приземному воздушному пространству в рамках воздушных коридоров, выделенных автоматически под их маршрут в заранее определенное время, что значительно сокращает время в пути и снижает нагрузку на дорожную сеть.

Современные БЛА разрабатываются в КНР с учетом экологических требований, поэтому многие из них используют электрические тяговые двигатели, поскольку в стране накоплен значительный опыт их применения в авиации [8, 9]. Это делает ПБЛА более экологичными по сравнению с традиционными вертолетами, самолетами и автомобилями. Последнее обстоятельство особенно важно для КНР, где вопросы экологии и снижения вредных выбросов находятся в центре внимания КПК и центрального правительства страны [10].

Беспилотные технологии позволяют снизить затраты на эксплуатацию летательных аппаратов (ЛА), так как они не требуют на борту пилотов, могут работать в автономном режиме. Известно, что в эксплуатационных расходах небольших ЛА особую роль играет оплата труда летчика. Кроме того, его вес и оборудование рабочего места отнимает немалую часть полезной нагрузки ЛА. Сказываются на рентабельности услуги и санитарные нормы летной работы пилота.

Анализ разработок пассажирских беспилотных летательных аппаратов

Формирование концептуальных основ развития класса электрических БЛА с вертикальным взлетом и посадкой класса eVTOL. Большинство разрабатываемых ПБЛА относятся к классу eVTOL (electric Vertical Take-Off And Landing) – электрическим БЛА с вертикальным взлетом и посадкой. В них для зависания, взлета и вертикальной посадки используются электрические двигатели. Класс ЛА eVTOL основан на достижениях в области электрических двигателей, электронных контроллерах для их управления, литий-ионных аккумуляторов. Этот класс вызван к жизни растущей потребности в новых ЛА, способных удовлетворить потребность современного общества в усовершенствованной воздушной мобильности, прежде всего в крупных мегаполисах и районах, к ним тяготеющих. Появление ЛА класса eVTOL связано с именем Марка Мура (Mark Moore), сделавшего 13 сентября 2010 г. доклад на 10-й конференции по авиационным технологиям, интеграции и эксплуатации (ATIO) в Американском институте аэронавтики и астронавтики [11].

Идею восприняли такие крупные аэрокосмические компании (Airbus, Boeing, Embraer), автомобильные концерны (Honda, Hyundai, Toyota) и с десяток серьезных стартапов из примерно шести государств.

В конце 2021 г. вышла статья [12], в которой показано, что ЛА класса eVTOL могут иметь энергоэффективность, сопоставимую или превышающую этот параметр у наземных электромобилей. Авторы статьи настаивали, что существующие на тот момент аккумуляторы уже имеют необходимый для ЛА типа eVTOL уровень технологической готовности. Гонка в области создания ЛА типа eVTOL резко ускорилась. Так, на 2024 г. ее промежуточные результаты можно охарактеризовать следующим образом: Boeing, далеко не процветающая сегодня компания, 9 апреля 2024 г. объявила о планах выйти на рынок eVTOL в Азии к 2030 г. [13]. Отличилась компания Embraer, которая согласно [14], заключила на март 2024 г. контракты с 32 компаниями 12 стран на поставку 2852 ЛА типа eVTOL на сумму 8,1 млрд дол. США. В КНР не могли игнорировать такие процессы на рынке гражданской авиации.

В процесс энергично включились китайские предприниматели. Подробнее остановимся на деятельности компании AutoFlight, которая, по нашему мнению, стала образцом дальнозоркости, масштабного решения стоящих проблем в условиях жесткой конкуренции, проявила умение пользоваться всеми доступными ресурсами и навык привлекать в свои ряды неординарных сотрудников.

Создание в КНР частной компании AutoFlight, ориентированной на разработку БЛА класса eVTOL, и выбор базовой схемы перспективного БЛА. Компания AutoFlight создана Юй Тянем (Yu Tian) 1 июля 2017 г. в Шанхае. Юй Тянь имеет лицензии FAA на управление самолетами и вертолетами, часто и с удовольствием самостоятельно пилотирует. Является автором и соавтором более 300 патентов, связанных с авиацией. Его компания специализируется на исследованиях, разработке и производстве БЛА с электрическими тяговыми двигателями, способных реализовать вертикальный взлет и посадку (eVTOL). Наряду со штаб-квартирой в Шанхае имеет исследовательские и опытно-конструкторские центры в Шэньчжэне (КНР), Мюнхене (ФРГ), испытательный и операционный центр в Лос-Анджелесе (США), а также несколько производственных площадок на территории КНР. Общее количество постоянных сотрудников колеблется около 250 человек.

Юй Тянь имеет большой опыт в создании компаний подобного профиля, в 1999 г. он вместе с Вэньяном Цзяном основал в Гонконге ныне широко известную международную компанию Yuneec Internationa [8], выпускающую электрические самолеты, БЛА, двигатели и программные продукты. Сегодня компания имеет НИиОКБ центр со штаб-квартирой в Цюрихе (Швейцария), маркетинговый центр в Кальтенкирхене (ФРГ) и OEM завод в уезде Куньшань (50 км от Шанхая). Завод реализует годовую производственную мощность порядка 1 тыс. больших БЛА. Всего в компании работает порядка 1,8 тыс. человек.

Руководство компании AutoFlight ориентировалось на создание многоместного БЛА, способного выполнять перелеты на расстояние, превышающее 100 км. Разработчики отдавали себе отчет, что создание такого пассажирского БЛА (ПБЛА) потребует больших расходов финансов и времени, поэтому выбрана стратегия последовательного приближения к цели, в рамках которой отрабатывались технические решения, необходимые для ее достижения, но имеющие коммерческие результаты в ближайшие годы.

Поскольку перспективный ПБЛА должен был преодолевать сравнительно большие расстояния, выбрали аэродинамическую схему «высокоплан» с крылом большого удлинения, на котором размещались две балки, несущие электродвигатели вертикальной тяги с двухлопастными воздушными винтами, обеспечивающие взлет и посадку с нулевой горизонтальной скоростью. При необходимости эти винты устанавливались вдоль воздушного потока для минимизации сопротивления поступательному движению БЛА.

Беспилотный летательный аппарат V50 White Shark. Такая схема воплощена в БЛА V50 White Shark (рис. 1), предназначенном для перемещения полезной нагрузки массой до 20 км на расстояние до 600 км на высоте не более 5000 м.



Рис. 1. Беспилотный летательный аппарат Autoflight V50 White Shark в полете. Маршевый двигатель имеет двухлопастный двигатель, передняя стойка шасси в полете не убирается[1]

[1] Autoflight V50 White Shark. URL: https://ruslet.webnode.cz/technika/cinska-technika/evtol/autoflight/v50-white-shark/ (дата обращения: 03.01.2025).

Максимальное время полета этого БЛА составило 6 ч [15]. Обозначение V50 относится к верхнему пределу массы в 50 кг для класса сертификации сверхлегких самолетов Европейского агентства по безопасности полетов.

Прежде всего БЛА V50 White Shark используется для наблюдения земной поверхности и выполнения необходимых измерений. Его опытный образец изготовили к 2022 г. и достаточно быстро запустили в серийное производство. Крыло V50 White Shark большого удлинения сделано из углепластика, имело стреловидность, что не характерно для ЛА, перемещающихся на скоростях менее 200 км/ч, и заканчивалось характерными законцовками типа «винглет», снижающим аэродинамическое сопротивление движению БЛА.

Два стабилизатора прикреплены к задним концам балок, закрепленных на крыльях, и завершались синхронно действующими рулями направления. Нижние части стабилизаторов служили опорными точками БЛА для приземления, т. е. являлись своеобразными задними стойками шасси. Передние концы балок через носовую часть фюзеляжа соединены плоскостью, на которой находились рули высоты. Таким образом, реализовывалась схема управления «утка». Электрический двигатель, обеспечивающий поступательное движение БЛА, расположен в кормовой части фюзеляжа. Он оснащен толкающим воздушным винтом. Полезная нагрузка в виде оптического датчика размещена на турели в передней части фюзеляжа внизу, сразу за ней находится опорная стойка импровизированного шасси. Всего на этом БЛА установлены девять силовых электродвигателей, из них восемь на балках по четыре на каждой, – несущие при взлете и посадке, а также один маршевый в кормовой части фюзеляжа. При этом задний двигатель на балке устанавливается выше, чем впереди стоящие, на стойке, являющейся своеобразным продолжением стабилизатора. Конструкторам явно не хватает длины балки. Судя по всему, вращение рядом стоящих винтов они синхронизируют таким образом, что максимум воздуха отбрасывается вниз в разные моменты времени, чтобы не создавать трудно прогнозируемые завихрения.

Разработка и запуск в серийное производство V50 White Shark позволили создать и опробовать соответствующее программное обеспечение для его управления. Беспилотный летательный аппарат V50 White Shark пользуется большим спросом у наркодилеров, что указывает на его высокую надежность.

AutoFlightX-V600 и Albatross V400. Одновременно с наращиванием производства V50 White Shark велась разработка прототипа ПБЛА, получившего название AutoFlightX-V600 (рис. 2) [16], и грузового БЛА Albatross V400 (рис. 3) [17], имевших существенно большую массу, первый – 600 кг, второй – 400 кг.

Первый БЛА рассматривался как не летный концептуальный образец, рассчитанный на стендовую демонстрацию в рамках профильных выставок с целью изучения рынка и привлечения инвесторов, а второй – как реальный кандидат на серийное производство.



Рис. 2. Ранний вариант стендового концепта пассажирского БЛА AutoFlightX-V600 на профильной выставке в апреле 2019. На концах «винглеты» отсутствует двигатель и воздушный винт. Образец демонстрирует идеальную отделку поверхности, но возникает вопрос: насколько она будет износостойка возле кабины? Путь туда ведет только через скользкую поверхность крыла, специальных приспособлений для этого нет – явная недоработка конструкторов

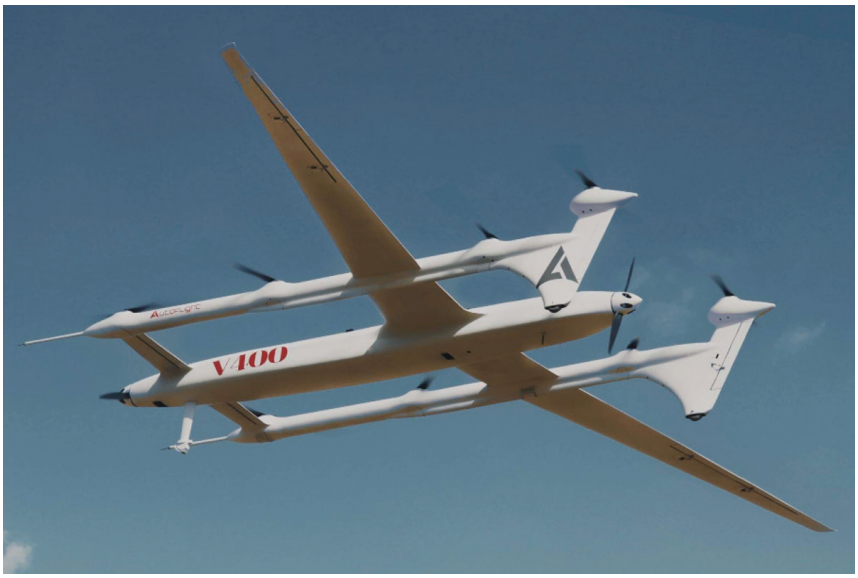


Рис. 3. Серийная модель AutoFlight Albatross V400 в полете. Предельные характеристики БЛА: полезная нагрузка – 100 кг, взлетная масса – 400 кг, скорость – 200 км/ч, потолок – 5000 м. Геометрические размеры: длина – 6,67 м, высота – 1,1 м, размах крыльев – 9 м, их площадь – 4,66 м^2. Следует обратить внимание на передний двигатель[2]

[2] AutoFlight Albatross V400 (production model). URL: https://evtol.news/autoflight-v400-albatross (дата обращения: 03.01.2025).

Хотя оба ЛА имели общие черты с V50 White Shark, но были существенно больше его по размерам и отличались компоновкой. Если Albatross V400 по существу повторял компоновку V50 White Shark и отличался наличием дополнительного двигателя в носовой части фюзеляжа с тянущим двухлопастным винтом, то AutoFlight V600 был низкопланом с двухместной кабиной в фюзеляже. Его стабилизаторы ориентированы вверх, на верхней поверхности каждой балки осталось по одному воздушному винту, два других переместились на ее нижнюю поверхность. Еще по одному винту оказалось на верхней части «винглеты», очевидно ухудшив ее способность уменьшать концевые завихрения. Общее количество двигателей на AutoFlight V600 осталось равным у V50 White Shark, но поменялась их локация и мощность.

Образец AutoFlight V600 экспонировался на профильных выставках (рис. 4) и привлек внимание инвесторов [18].



Рис. 4. Редкая фотография AutoFlightX-V600 на выставке. Кокпит открыт, на пассажирском месте сидит глава компании AutoFlight Юй Тянь (лицензированный пилот). Хорошо видны погрешности в конструкции кабины – забираться туда и пилоту, и пассажиру очевидно неудобно. Даже стойка фиксации поднятого кокпита этому мешает. Инженеры компании только осваивают конструирование пассажирских БЛА

Первый летный образец Albatross V400 появился в 2020 г., а 13 сентября 2020 г. представлен на Всемирном конгрессе дронов Всемирной федерации БЛА 2020 г. в Шэньчжэне (рис. 5) [19]. Там компания AutoFlight стала принимать предварительные заказы на его поставки. Интересной особенностью этого

БЛА являются два варианта исполнения: чисто электрический с дальностью полета 300 км и гибридно-электрический с дальностью полета 1000 км. Albatross V400 имеет следующие характеристики: максимальная скорость – 200 км/ч, максимальная высота – 5000 м, полезная нагрузка – 100 кг, максимальная взлетная масса – 400 кг, длина – 6,67 м, высота – 1,1 м, размах крыльев – 9 м, их площадь – 4,66 м^2. На этом БЛА успешно отработали технологии управления на дальности 1000 км.



Рис. 5. Фотография летного образца AutoFlight Albatross V400, сделанная 13 сентября 2020 г. на Всемирном конгрессе дронов Всемирной федерации БЛА 2020 г. в Шэньчжэне. На то, что это образец с аэродрома, указывают эксплуатационные пробки трубок Пито, их характерная особенность – красные флажки-маркеры, которые видны на фотографии. На заднем плане стоят основные разработчики AutoFlight Albatross V400, которые характерным жестом правой руки свидетельствуют высокое качество их детища

Беспилотный летательный аппарат V880CG. На базе Albatross V400 создан стендовый полноразмерный концепт грузового БЛА V880CG (рис. 6, 7), обладающий максимальной взлетной массой 1000 кг, что в 2,5 раз больше, чем у Albatross V400, полезная нагрузка – порядка 300 кг. В нем, по сравнению с Albatross V400 (рис. 6) [20], отсутствовал двигатель в носовой части фюзеляжа, а перевозимые предметы размещались в съемном грузовом отсеке, закрепляемым под фюзеляжем. Подвергался прочностным испытаниям, результаты которых не оглашались. Беспилотный летательный аппарат V880CG представлен на выставках (рис. 7) [21].



Рис. 6. Рендеринг полноразмерного стендового концепта грузового БЛА V880CG на фоне типичного китайского пейзажа с высоты 5000 м. Передняя стойка шасси убрана, задние колеса шасси – нет



Рис. 7. Полноразмерный стендовый концепт грузового БЛА V880CG на выставке в ФРГ под открытым небом возле основного павильона. Маршевый двигатель оснащен уже трехлопастным воздушным винтом, стабилизаторы имеют неубирающиеся колеса шасси, сменный грузовой контейнер снизу оборудован тележкой на четырех колесиках, носовая часть фюзеляжа имеет убирающуюся в полете стойку с небольшой опорой

Беспилотный летательный аппарат AutoFlight V1000. На базе грузового БЛА V880CG создан прототип грузового БЛА AutoFlight V1000 (рис. 8) [22], являющегося увеличенной копией предшественника. Внешнее отличие состоит в том, что вместо одной стойки переднего шасси, убирающейся в носовую часть фюзеляжа, здесь две передние стойки, которые убираются в передние части балок.



Рис. 8. Грузовой БЛА AutoFlight V1000 очень похож по конструкции на БЛА Autoflight V50 White Shark и AutoFlight Albatross V400, отработанные в серии, но увеличен по габаритам и взлетной массе, достигшей 1000 кг. Полезная нагрузка может достигать 300 кг, она размещается в грузовом отсеке, который обладает возможностью легко отсоединяться от БЛА на земле

AutoFlight V1200. Вслед за БЛА AutoFlight V1000 появился концептуальный проект ПБЛА AutoFlight V1200 (рис. 9) [23], являющийся творческим переосмыслением конструкции грузового БЛА AutoFlight V1000 (см. рис. 8).



Рис. 9. Рендеринг концептуального проекта ПБЛА AutoFlight V1200 на фоне типового китайского мегаполиса, для работы в котором он создавался

Грузовой отсек AutoFlight V1000, подвешенный под фюзеляжем, трансформировали в пассажирский модуль, в котором для первых шагов выделено место для пилота. Модуль имел по одной широкой двери с каждой стороны и панорамное остекление с трех сторон. На первых шагах рассматривался вариант,

предусматривающий быструю отстыковку пассажирского модуля в полевых условиях и замену его на грузовой модуль. При этом рассматривалась возможность автономного полета без модулей вообще. Эти возможности были быстро исключены из рассмотрения. В итоге пассажирский модуль оснастили соединенным с его днищем классическим колесным шасси, построенным по формуле: два колеса впереди на изогнутых стойках, одно – сзади на наклонной стойке. Все колеса заключены в аэродинамические обтекатели.

Prosperty 1 V1500M. Концептуальный проект ПБЛА AutoFlight V1200 лег в основу прототипа более тяжелого ПБЛА Prosperty 1 V1500M (рис. 10) [24].



Рис. 10. Пассажирский беспилотный ЛА Prosperty 1 V1500M

Длина ПБЛА Prosperty 1 V1500M составляет 10,3 м, высота – 3,1 м, размах крыльев – 12,8 м. С целью увеличения объема пассажирского отсека отказались от маршевого двигателя с толкающим винтом в задней части фюзеляжа, вместо него появились два маршевых двигателя на задних концах продольных балок, закрепленных на крыльях. Чтобы им освободить место, ликвидированы верхние части стабилизаторов, расположенные выше задних концов продольных балок, закрепленных на крыльях, где традиционно размещались двигатели вертикальной тяги. Эти двигатели, будучи установленными на наклонных пилонах, переместились вперед так, чтобы основание пилона совпало с местом соединения продольной балки и крыла. Таким образом, увеличение объема пассажирского отсека привело к перекомпоновке всей конструкции. От колесных шасси отказались, смонтировав вместо них на днище четыре изогнутые стойки с небольшими контактными площадками. Концы крыльев Prosperty 1 V1500M несколько отогнули вверх, сформировав неразвитые винглеты. Уровень шума ЛА – 65 дБ, емкость аккумуляторов – 160 кВт·ч.

К разработке интерьера пассажирского отсека (рис. 11) [25] привлечен легендарный автомобильный дизайнер Франк Стефенсон (Frank Stephenson), создавший такие бренды, как Ferrari, Maserati, McLaren, and MINI.



Рис. 11. Интерьер салона пассажирского БЛА фирмы AutoFlight. На переднем плане кресло пилота с органами управления, смонтированными в подлокотниках. Черные ленты на кресле – элементы привязной системы. По завершении сертификации беспилотного режима полета данного ЛА кресло пилота заменят на пассажирское, представленное на заднем плане

Интересно отметить порядок действий компании AutoFlight по выводу созданной продукции на рынок. Пассажирский беспилотный ЛА AutoFlight V1200 сначала был представлен на Международной авиационной и аэрокосмической выставке China Airshow 2021, которая с 28 сентября по 3 октября проходила в городе Чжухай, а 5 ноября совершил первый взлет.

В конце 2021 г. начали созревать условия для стратегического наступления в области разработки и производства пассажирских БЛА. Так, 5 октября 2021 г. коммерческим директором AutoFlight стал Чад Кэшин (Chad Cashin, кстати, Cashin – говорящая фамилия, сделка Cash-in означает – продал долю в бизнесе, вложил деньги в тот же бизнес) – бывший руководитель по развитию бизнеса компании Joby Aviation.

Американская компания Joby Aviation – прямой конкурент AutoFlight, лидер отрасли. Количество сотрудников – порядка 1,5 тыс. человек, чистая прибыль 258 млн дол. США, общий капитал 1,16 млрд дол. США, компания на подъеме. Эти показатели несравненно выше, чем у AutoFlight. Люди уровня Чада Кэшина не переходят в бесперспективный бизнес.

В том же месяце вице-президентом AutoFlight стал израильский физик, бывший военный Омер Бар-Йохай, который создал в 2015 г. вместе с полковником ВВС в запасе Авивом Цидоном компанию с говорящим названием Eviation Aircraft, построившую ныне знаменитый пассажирский электрический самолет Alice.

Кэшин и Бар-Йохай возглавили работу в новом американском офисе AutoFlight, расположенном на территории муниципального аэропорта округа Напа, в 80 км от Сан-Франциско. Район любим туристами, поскольку находится в середине живописной винодельческой долины. Лучшие вина Калифорнии производятся именно там. Аэропорт округа Напа, несмотря на свой муниципальный статус, имеет три ВПП, поэтому более чем подходит для испытатель-

ных полетов продукции AutoFlight. Перед новым офисом поставлена задача обеспечить сертификацию и продвижение на рынок США продукции AutoFlight, его локация этому очень способствует.

Маркетинговые усилия не пропали даром – 22 ноября 2021 г. стало известно, что немецкий инвестор польского происхождения Лукаш Гадовски вложил 100 млн дол. США в AutoFlight, чтобы поддержать его развитие. Немалую роль в этом сыграл приход в AutoFlight Кэшина и Бар-Йохайя, прошлое которых было весомой гарантией успеха.

AutoFlight Prosperty 4, AutoFlight CarryAll V2000CG, AutoFlight Firefighting. Прототип ПБЛА Prosperty 1 V1500M быстро воплотился в три практически подобных более тяжелых серийных ЛА: пассажирский AutoFlight Prosperty 4 (рис. 12) [26], грузовой AutoFlight CarryAll V2000CG (рис. 13) [27], пожарный AutoFlight Firefighting (рис. 14) [28], принадлежащих к классу V2000.



Рис. 12. Художественная фотография ПБЛА AutoFlight Prosperty на закате. Автомобильный дизайнер Франк Стефенсон хорошо поработал над внешним обликом ПБЛА, напоминающим стрекозу. Хорошо видны крыло типа «чайка», форма обратной V передней стабилизирующей плоскости, соединяющей концы длинных балок, элегантны посадочные дуги



Рис. 13. Фотография грузового AutoFlight CarryAll V2000CG в полете. Внешне почти не отличим от ПБЛА AutoFlight Prosperty. У грузового варианта отсутствует дверь с правой стороны фюзеляжа и прозрачное остекление грузовой кабины. Хорошо видны три двигателя, вращающие маршевые толкающие воздушные винты



Рис. 14. Пожарный вариант AutoFlight Firefighting в полете. Стоит обратить внимание на конструкцию шасси

Их характерное отличие от прототипа Prosperty 1 V1500M состоялось в том, что в них отказались от двигателей вертикальной тяги, установленных на вершине наклонных пилонов, характерных для Prosperty 1 V1500M, и ввели в конструкцию две дополнительные параллельные фюзеляжу короткие горизонтальные балки, установленные на консолях крыльев. На передних и задних концах балок установили двигатели вертикальной тяги. Для улучшения аэродинамики БЛА крылья выполнили в форме чайки, а передней стабилизирующей плоскости, соединяющей концы длинных балок, придали форму обратной V. Увеличение массы ЛА потребовало возвращения в заднюю часть фюзеляжа тягового двигателя. Их общее количество стало равным трем. Шасси пассажирского и грузового вариантов исполнены в полозковом типе, отработанном в течение десятилетий на вертолетах западных фирм.

Пожарный вариант AutoFlight Firefighting (рис. 14) имеет оригинальное шасси из трех стоек с маленькими контактными площадками на концах. Такое решение шасси не является очевидным и, видимо, связано с процедурой разбрызгивания огнегасящей смеси с борта ЛА. Другим характерным внешним отличием пожарного варианта является отсутствие в кабине остекления, а также соответствующая ливрея с преобладанием красного цвета в зрительном образе ЛА.

Крейсерская скорость пассажирского AutoFlight Prosperty достигает 200 км/ч, дальность полета – 250 км. Масса пустого ЛА составляет 1870 кг, максимальный вес полезной нагрузки – 350 кг, максимальная взлетная масса – 2220 кг. Размах крыльев – 14,5 м, длина – 11,6 м, высота – 2,6 м. В настоящее время на борту предусмотрено оборудованное надлежащим образом место пилота, четыре комфортабельных сидения для пассажиров и место для багажа. Для всех пассажиров открывается хороший обзор вниз и по бокам на три стороны. В дальнейшем, при переходе на беспилотный вариант, число пассажирских кресел увеличится до шести.

Грузовой AutoFlight CarryAll V2000CG, имея равные с пассажирским вариантом крейсерскую скорость, дальность полета и геометрические размеры, отличается меньшей массой пустого ЛА – 1600 кг за счет исключения пилотского и пассажирского оборудования, большей массой полезной нагрузки – 400 кг и меньшей максимальной взлетной массой – 2000 кг.

Пожарный вариант AutoFlight Firefighting соответствует основным параметрам грузового AutoFlight CarryAll V2000CG, несет четыре стационарно смонтированные баллона с огнегасящим веществом весом 100 кг каждый и систему их применения. При совокупном использовании всех баллонов можно ликвидировать пожар на площади до 800 м^2.

Компания AutoFlight в процессе достаточно быстрой реализации стратегий от простого к сложному, от малого к большому, от дешевого к дорогому создала практически унифицированную платформу, на базе которой выпускаются три типа БЛА, ориентированные на пассажирские, грузовые перевозки и пожарные работы.

Анализ деятельности компании AutoFlight по испытаниям, сертификации БЛА и завладению рынками. Начиная с конца 2021 г. компанией AutoFlight ведутся работы как по их испытаниям и сертификации, так и по продвижению на китайский и зарубежные рынки. В компании отдают себе отчет в том, что получение сертификата типа и сертификата летной годности для ПБЛА является трудоемкой и капиталоемкой процедурой в КНР, поскольку требования со стороны Управления гражданской авиации Китая CAAC (Civil Aviation Administration of China) к пассажирским ЛА и ПБЛА являются очень жесткими. Для повышения рентабельности бизнеса реализуют стратегию от простого к сложному, т. е. готовят к сертификации сначала грузовой AutoFlight CarryAll V2000CG и пожарный AutoFlight Firefighting, затем пилотируемый AutoFlight Prosperty, чтобы как можно скорее организовать их коммерческую эксплуатацию. Затем, на основе полученных данных и накопленного опыта, который уже приносит требуемую прибыль, провести сертификацию ПБЛА. Поступаясь временем осуществления сертификации ПБЛА, получают дополнительную финансовую выгоду. Заметим, что такая организация разработки и производства пассажирских БЛА не является типичной. Интересной особенностью организации компанией AutoFlight сертификации своих изделий является практика, когда эта процедура осуществляется за рубежом раньше, чем на родине.

Испытания своей продукции компания AutoFlight ведет не публичным образом, однако в нужные моменты в СМИ появляются интригующие материалы, возбуждающие к ней интерес. Так, в июне 2022 г. в сеть выложен восьмиминутный ролик, показывающий типовые этапы испытательного полета ПБЛА Prosperity, в процессе которого он пролетел порядка 15 км и достиг на маршруте скорости 170 км/ч. Ролик отснят и смонтирован мастерски. Сомнений в достоверности представленных материалов не было, однако интересные для про-

фессионалов моменты не показаны, что интригует техническую общественность.

Вечером 23 февраля 2023 г. компания AutoFlight заявила в Германии, что утром этого дня на ее испытательном полигоне в Аугсбурге выполнен испытательный полет ПБЛА Prosperity в дистанционном режиме. При этом подтверждена рекордная дальность полета 250 км со скоростью 200 км/ч. Компания заявила, что этот важный полет поможет AutoFlight получить сертификат типа Европейского агентства по безопасности полетов (EASA) в 2025 г. Тогда же первый раз прозвучала оценка стоимости серийно произведенного в КНР ПБЛА Prosperity – около 150 тыс. дол. США, что впечатлило профессионалов.

2 марта 2023 г. компания AutoFlight, опираясь на уже полученные результаты, провела зафиксированный международными комиссарами полет и заявила, что установила мировой рекорд дальности для eVTOL ЛА, преодолев 250,3 км без подзарядки аккумуляторов. Предыдущий результат составлял 248,8 км и достигнут известной американской компании Joby Aviation в 2021 г.

Значительными событиями для компании AutoFlight ознаменовался 2024 г. В марте грузовой AutoFlight CarryAll быстро получил сертификат типа от Управления гражданской авиации КНР CAAC. Заявка на сертификацию типа принята только в сентябре 2023 г. Компания для этого проделала большой объем работ. Три образца БЛА AutoFlight CarryAll выполнили под контролем официально уполномоченных лиц 156 испытательных полетов, преодолев по воздуху более 10 тыс. км над различной местностью, в широком диапазоне высот, при различных погодных условиях.

Это имело для компании большой маркетинговый и PR-эффект, поскольку AutoFlight CarryAll стал первым в мире БЛА eVTOL массой 2 т, получившим сертификат типа.

Описанное позволило в середине года передать AutoFlight Firefighting пожарным организациям для отработки технологии борьбы с огнем при его использовании. Это позволит сертифицировать AutoFlight Firefighting как средство пожаротушения с воздуха.

В апреле 2024 г. начался процесс сертификации пассажирского AutoFlight Prosperty. Поскольку он перевозит до пяти пассажиров, имеет исключительно электрическую силовую установку и максимальную взлетную массу 2200 кг, то оценивается в рамках «специальной категории» сертификации типа в соответствии с Правилами проверки квалификации изделий и компонентов гражданской авиации (CCAR-21-R5). Это означает, что процедура сертификации будет трудоемкой и продолжительной.

Результаты

В конце 2010 г. впервые сформулирована идея ЛА класса eVTOL, т. е. ЛА с электрическими тяговыми двигателями, обеспечивающими вертикальный взлет и посадку. Зародились первые концептуальные проработки, в том числе и в КНР, касающиеся ПБЛА. В конце 2021 г. появилось обоснование того фак-

та, что ЛА класса eVTOL могут иметь энергоэффективность, сопоставимую или превышающую этот параметр у наземных электромобилей. Гонка в области создания ЛА типа eVTOL резко ускорилась.

В процесс энергично включились китайские предприниматели, в частности, стартап-компания AutoFlight, которая уже шла по пути разработки ПБЛА. Компания AutoFlight создана в 2017 г., за четыре года она отработала в основном аэродинамическую схему ПБЛА на сравнительно небольших грузовых БЛА типа eVTOL. При этом два из них – Autoflight V50 White Shark и AutoFlight Albatross V400 – запустила в серийное производство.

В этот же период созданы стендовые концепты ПБЛА AutoFlightX-V600 и грузового БЛА V880CG. На базе последнего появился прототип грузового БЛА AutoFlight V1000. Конвергенция последнего с ПБЛА AutoFlightX-V600 привела к появлению концептуального проекта ПБЛА AutoFlight V1200, ставшего основой прототипа ПБЛА Prosperty 1 V1500M. Прототип ПБЛА Prosperty 1 V1500M быстро воплотился в три практически подобных более тяжелых серийных ЛА: пассажирский AutoFlight Prosperty, грузовой AutoFlight CarryAll V2000CG, пожарный AutoFlight Firefighting, принадлежащих к классу V2000.

Компания AutoFlight в процессе организации разработки и производства ПБЛА с хрестоматийной убедительностью продемонстрировала эффективность реализации стратегий: используя в основном деньги венчурных инвесторов и не прибегая к государственной поддержке, создала практически унифицированную платформу, на базе которой выпускаются три типа БЛА, ориентированные на пассажирские, грузовые перевозки и пожарные работы, показав тем самым убедительную состоятельность азбучных истин.

Приведем технические характеристики упомянутых образцов:

- БПЛА V50 White Shark: полезная нагрузка – 20 кг, сухой вес – 29 кг, время полета – 6 ч, дальность – 500 км, потолок – 5000 м, крейсерская скорость – 90 км/ч, максимальная скорость – 125 км/ч. Тип воздушного судна: среднеразмерный БПЛА с электрическими двигателями ВВП и маршевого хода. Конфигурация крыла: плечевое стреловидное фиксированное крыло высокого удлинения с носовыми плоскостями и боковым горизонтальным оперением. Обозначение V50 относится к верхнему пределу массы в 50 кг для класса сертификации сверхлегких самолетов Европейского агентства по безопасности полетов.
- ГБЛА AutoFlight Albatross V400: полезная нагрузка – 100 кг, взлетная масса – 400 кг, масса пустого – 300 кг, скорость – 200 км/ч, потолок – 5000 м. Геометрические размеры: длина – 6,67 м, высота – 1,1 м, размах крыльев – 9 м, их площадь – 4,66 м^2; дальность полета – 1000 км. Тип воздушного судна: eVTOL и гибридно-электрический грузовой дрон VTOL. Пилотирование – автономное, вместимость – без пассажиров, только груз. Запас хода (полностью электрический) – 300 км, запас хода (гибридно-электрический) – 1000 км. Пропеллеры (полностью электрический источник питания) – восемь винтов VTOL и два винта для прямого полета. Есть один передний винт и один толкающий винт, конфигурация толкающе-тянущего винта, 10 электродвигателей. Планер – ком-

позит из углеродного волокна; крыло – крылья-утки с небольшими винглетами на заднем крыле; шасси – фиксированное колесное трехопорное шасси. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) обеспечивает безопасность за счет избыточности груза. DEP означает наличие нескольких пропеллеров и двигателей на самолете, поэтому, если один или несколько двигателей, или пропеллеров выйдут из строя, то другие работающие двигатели и пропеллеры смогут безопасно посадить самолет.

- ПБЛА AutoFlight V600, взлетная масса – 600 кг. Тип самолета – двухместный прототип самолета вертикального взлета и посадки. Пилотирование – один пилот; вместимость – один пассажир. Винты – семь винтов (шесть винтов только для вертикального взлета и посадки, один толкающий винт). Электродвигатели – девять электродвигателей; источник питания – батарейки. Фюзеляж – композит из углеродного волокна; окно – навес над кабиной пилота; крылья соответствуют схеме «утка»; хвост – две балки с брюшными плавниками каждая; шасси – фиксированное трехопорное колесное шасси. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) обеспечивает безопасность пассажиров и/или груза за счет избыточности. DEP означает наличие нескольких пропеллеров (или канальных вентиляторов) и двигателей на самолете, поэтому, если один или несколько пропеллеров (канальных вентиляторов) или двигателей выйдут из строя, другие рабочие пропеллеры (или канальные вентиляторы) и двигатели смогут безопасно посадить самолет. Также есть избыточность критических компонентов в подсистемах самолета.
- ГБЛА V880CG: полезная нагрузка – порядка 300 кг, взлетная масса – 1000 кг. Тип воздушного судна – прототип тяжелого грузового беспилотника eVTOL. Пилотирование – дистанционное. Вместимость – только груз (без пилота); грузовой отсек – крепится к нижней части самолета. Винты – девять винтов (восемь винтов вертикального взлета и посадки, один толкающий винт для прямого полета). Электродвигатели – девять электродвигателей. Крылья – типа «утка», заднее основное крыло с винглетами; хвост – два направленных вниз брюшных плавника на конце каждой стрелы; шасси – одна передняя фиксированная посадочная опора и два задних фиксированных колеса. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) означает наличие нескольких винтов и двигателей на самолете, что обеспечивает безопасность за счет избыточности для пассажиров или груза. Если один, два или более двигателей или винтов выходят из строя, другие работающие двигатели и винты могут безопасно посадить самолет.
- ГБЛА AutoFlight V1000 – полезная нагрузка может достигать 300 кг, размещается в грузовом отсеке, который обладает возможностью легко отсоединяться от БЛА на земле; взлетная масса – 1000 кг. Самолет – прототип тяжелого грузового самолета eVTOL. Пилотирование – автономное. Груз – съемный грузовой отсек. Крейсерская скорость – неизвестно. Максимальная загрузка груза – неизвестно. Винты – девять винтов (восемь винтов только для вертикального взлета и посадки, один задний толкающий винт). Электродвигатели – де-

вять электродвигателей. Источник питания – батарейки. Крыло – одно переднее крыло типа «утка» и одно высокое заднее основное крыло с винглетами. Балки – параллельно фюзеляжу расположены две балки, на которых установлены винты VTOL. Хвост – два задних вертикальных стабилизатора, направленных вниз. Шасси – передние стойки убираются в раму стрелы вертикального взлета и посадки во время полета, имеет два фиксированных задних хвостовых колеса. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) обеспечивает безопасность пассажиров и/или груза за счет избыточности. DEP означает наличие нескольких пропеллеров и двигателей на самолете, поэтому, если один или несколько двигателей или пропеллеров выйдут из строя, другие работающие двигатели и пропеллеры смогут безопасно посадить самолет.

- ПБЛА AutoFlight V1200. Тип самолета – отделяемый пассажирский отсек с независимым летательным аппаратом eVTOL. Пилотирование – один пилот; вместимость – один пассажир; крейсерская скорость – неизвестно. Девять винтов (восемь винтов только для вертикального взлета и посадки, один задний толкающий винт). Девять электродвигателей; источник питания – батарейки; фюзеляж – композит из углеродного волокна; крылья – одно переднее оперение и одно высокое основное крыло; хвост – два задних вертикальных стабилизатора, направленных вниз; шасси – фиксированные трехопорные колесные опоры. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) обеспечивает безопасность пассажиров и/или груза за счет избыточности. DEP означает наличие нескольких винтов и двигателей на самолете, поэтому, если один или несколько двигателей или винтов выйдут из строя, другие работающие двигатели и винты могут безопасно посадить самолет. Самолет может приземлиться обычным способом, если винты VTOL выйдут из строя.
- ПБЛА Prosperty 1 V1500M: длина – 10,3 м, высота – 3,1 м, размах крыльев – 12,8 м; уровень шума ЛА – 65 дБ, емкость аккумуляторов – 160 кВт·ч, максимальная дальность – 250 км, крейсерская скорость – 200 км/ч; типичная полезная нагрузка – 350 кг. Тип самолета – прототип пассажирского самолета вертикального взлета и посадки. Пилотирование – автономное. Вместимость – четыре пассажира. Крейсерская скорость – 200 км/ч; дальность – 250 км; время полета – неизвестно; максимальный взлетный вес – 1500 кг. Винты – 10 винтов (восемь винтов только для вертикального взлета и посадки и два толкающих винта). Электродвигатели – 10 электродвигателей; источник питания – батарейки. Фюзеляж – композит из углеродного волокна. Окна – большие боковые окна для захватывающего вида для пассажиров; крылья – одно высокорасположенное крыло с двумя балками; хвост – двойная балка с двумя задними брюшными плавниками; шасси – четыре фиксированные стойки шасси. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) обеспечивает безопасность пассажиров и/или груза за счет избыточности. DEP означает наличие нескольких пропеллеров (или канальных вентиляторов) и двигателей на самолете, поэтому в случае отказа одного или нескольких пропеллеров (канальных

вентиляторов) или двигателей другие рабочие пропеллеры (или канальные вентиляторы) и двигатели могут безопасно посадить самолет.

- Пассажирский AutoFlight Prosperty: максимальный вес полезной нагрузки – 350 кг, максимальная взлетная масса – 2220 кг. Размах крыльев – 14,5 м, длина – 11,6 м, высота – 2,6 м, крейсерская скорость – 200 км/ч, дальность полета – 250 км. Тип самолета – пассажирский серийный самолет eVTOL. Пилотирование – один пилот; вместимость – четыре пассажира и их багаж. Крейсерская скорость – 200 км/ч. Масса пустого самолета – 1870 кг. Винты – 13 винтов (10 винтов только VTOL, 3 толкающих винта). Электродвигатели – 13 электродвигателей. Источник питания – аккумуляторные батареи. Фюзеляж – композит из углеродного волокна. Окна – панорамные окна, обеспечивающие обзор вперед, влево и вправо, а также захватывающие виды благодаря прочной крыше над пассажирским салоном. Крылья – одна «утка», одно высокое крыло «чайка». Четыре балки для винтов вертикального взлета и посадки. Хвост – два вертикальных стабилизатора, направленных вниз. Шасси – фиксированное полозковое шасси. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) использует несколько пропеллеров или электрических канальных вентиляторов, каждый из которых приводится в действие электродвигателями, для повышения безопасности за счет избыточности. Если один или несколько компонентов выйдут из строя, оставшиеся все еще могут обеспечить безопасную посадку. Также имеются избыточности критических компонентов в подсистемах самолета, обеспечивающие безопасность за счет избыточности. Наличие нескольких избыточных систем на любом самолете снижает наличие какой-либо единой точки отказа. У самолета нет движущихся поверхностей или наклонных частей при переходе от вертикального к прямому полету и обратно, что повышает безопасность за счет снижения сложности.
- Грузовой AutoFlight CarryAll V2000CG – пассажирский грузовой самолет eVTOL. Пилотирование – автономное. Вместимость – только авиагруз. Крейсерская скорость – 200 км/ч; дальность – 250 км; масса пустого самолета – 1600 кг; максимальный вес полезной нагрузки – 400 кг; максимальный взлетный вес – 2000 кг. Винты – 13 винтов (10 винтов только VTOL, 3 толкающих винта). Электродвигатели – 13 электродвигателей; источник питания – аккумуляторные батареи. Фюзеляж – композит из углеродного волокна. Крылья – одна «утка», одно высокое крыло «чайка». Четыре балки для винтов вертикального взлета и посадки. Хвост – два вертикальных стабилизатора, направленных вниз. Шасси – фиксированное полозковое шасси. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) использует несколько пропеллеров или электрических канальных вентиляторов, каждый из которых приводится в действие электродвигателями, для повышения безопасности за счет избыточности. Если один или несколько компонентов выйдут из строя, оставшиеся все еще могут обеспечить безопасную посадку. Также имеются избыточности критических компонентов в подсистемах самолета, обеспечивающие безопасность за счет избыточности. Наличие нескольких избыточных систем на любом самолете

снижает наличие какой-либо единой точки отказа. У самолета нет движущихся поверхностей или наклонных частей при переходе от вертикального к прямому полету и обратно, что повышает безопасность за счет снижения сложности.

- Пожарный БЛА AutoFlight Firefighting: максимальный вес полезной нагрузки – 400 кг, тип самолета – автономный пожарный самолет eVTOL серийной модели. Пилотирование – автономное или дистанционное. Вместимость – четыре огнетушащих баллона. Площадь тушения – 800 м^2. Крейсерская скорость – неизвестно. Максимальный вес полезной нагрузки – 400 кг. Винты – 13 винтов (10 винтов только VTOL, 3 толкающих винта). Электродвигатели – 13 электродвигателей. Источник питания – аккумуляторные батареи. Фюзеляж – композит из углеродного волокна. Крылья – одна «утка», одно высокое крыло «чайка». Четыре балки для винтов вертикального взлета и посадки. Хвост – два вертикальных стабилизатора, направленных вниз. Шасси – фиксированное трехопорное шасси. Функции безопасности – распределенная электрическая тяга (DEP) использует несколько пропеллеров или электрических канальных вентиляторов, каждый из которых приводится в действие электродвигателями, для повышения безопасности за счет избыточности. Если один или несколько компонентов выйдут из строя, оставшиеся все еще могут обеспечить безопасную посадку. Также имеются избыточности критических компонентов в подсистемах самолета, обеспечивающие безопасность за счет избыточности. Наличие нескольких избыточных систем на любом самолете снижает наличие какой-либо единой точки отказа. У самолета нет движущихся поверхностей или наклонных частей при переходе от вертикального к прямому полету и обратно, что повышает безопасность за счет снижения сложности.

Основные технические выводы, касающиеся разработки ПБЛА компанией AutoFlight, сводятся к следующему:

- AutoFlight положила в основу своих изделий крылатую схему БЛА класса eVTOL, что связано с желанием перемешать полезную нагрузку на сравнительно большое расстояние.
- Все изделия компании AutoFlight выполнены по аэродинамической схеме «утка», где плоскость, несущая рули высоты, одновременно соединяет передние концы балок, закрепленных на крыльях, параллельно фюзеляжу и несущих двигатели вертикальной тяги. При взгляде сверху это формирует рамочную конструкцию. Такое решение позволяет обеспечить соответствующую жесткость.
- Рост массы полезной нагрузки в каждом последующем разработанном БЛА и, соответственно, рост массы самого БЛА приводил к необходимости увеличить суммарную вертикальную тягу. Конструкторы предпочли достигать это за счет увеличения числа электродвигателей, а не путем увеличения их мощности. Это указывает на то, что «мощностной» ряд соответствующих электродвигателей КНР, допущенных для эксплуатации в авиации, ограничен.

- Поиск места для расположения дополнительных электродвигателей привел к тому, что в конструкцию БЛА для этого ввели две дополнительные балки, закрепленные на крыльях, параллельно фюзеляжу.
- Причины, изложенные в третьем пункте, и желание сохранить высокую скорость полета по маршруту привели к необходимости увеличить мощность горизонтальной тяги. По указанным обстоятельствам для этого увеличили число маршевых электродвигателей.
- Поиск места для расположения дополнительных маршевых электродвигателей привел к тому, что три таких двигателя с толкающими винтами установили на задних концах основных балок, закрепленных на крыльях, параллельно фюзеляжу, а также на законцовке фюзеляжа. Попытки использовать для этого двигатели с тянущими винтами отвергнуты.

Много усилий затрачено на попытки использовать нижний край стабилизаторов для расположения колес шасси, которые выполнили бы при этом роль стоек шасси и их обтекателей. Однако в итоговых вариантах от этого способа уменьшения веса БЛА отказались. Шасси исполнили в виде классического для зарубежных геликоптеров варианта, предусматривающего амортизирующие посадочные дуги. Такая конструкция в полете не работает и создает только дополнительное сопротивление. Однако она традиционна и при жесткой посадке минимизирует риски повреждения как БЛА, так и полезной нагрузки. Здесь конструкторы пожертвовали весовой культурой и во главу угла поставили задачу упростить сертификацию ПБЛА.

Заключение

Практический опыт организации разработки и производства пассажирских БЛА, накопленный китайской компанией AutoFlight и приведенный буквально пошагово, показывает, как за сравнительно короткий промежуток времени, используя возможности современных технологий, можно создать востребованные рынком сложные аэрокосмические изделия – пассажирские БЛА. Стоит отметить, что компания AutoFlight достигла успехов на спонсорские деньги, не прибегая к помощи государства.

Представляется целесообразным рассмотреть вопрос о сотрудничестве с компанией AutoFlight под углом зрения оценки перспектив российско-китайского сотрудничества в системе материально-технического обеспечения районов Крайнего Севера РФ [30]. Такое сотрудничество может воплотиться в разработку, например, беспилотного грузопассажирского ЛА, предназначенного как для обслуживания отдельных нефтегазовых месторождений [31], так и в виде части региональной системы [32].

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Григорьев М. Н., Уваров С. А. О необходимости смены парадигмы развития логистического менеджмента в контексте эволюции научного знания // Журнал правовых и экономических исследований. 2022. № 2. С. 179–185. DOI: 10.26163/GIEF.2022.22.27.030, EDN: CQLDFO

2. Григорьев М. Н. Китайский опыт реализации концепции обеспечения устойчивого развития и перспективы его использования регионами КНР и РФ в условиях роста неопределенности внешней среды // Современные парадигмы устойчивого развития региональных социально-экономических систем в условиях роста неопределенности внешней среды: Материалы Международной научно-практической конференции, 19 апреля 2024 г., Гатчина, Россия. 2024. С. 72–78. EDN: VXSMCQ

3. Григорьев М. Н., Уваров С. А. Инновационно-логистический анализ тенденций развития беспилотных транспортных систем // Логистика: современные тенденции развития: Материалы XIX Международной научно-практической конференции, 2–3 апреля 2020 г., Санкт-Петербург, Россия. 2020. С. 129–135. EDN: JFRMQT

4. Григорьев М. Н., Охочинский М. Н. Историко-логистический анализ китайского опыта создания беспилотных грузовых БЛА // Инновационные технологии и технические средства специального назначения: Труды XV научно-практической конференции, 21–22 ноября 2022 г., Санкт-Петербург, Россия. 2023. Т. 2. С. 15–18. («Библиотека журнала "ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ"»). EDN: MPZSSR

5. Григорьев М. Н. Организация массового производства в КНР дронов гражданского назначения // Инновационные технологии и технические средства специального назначения: Труды тринадцатой общероссийской научно-практической конференции, 2021 г., Санкт-Петербург, Россия. 2021. Т. 1, № 71. С. 198–208. («Библиотека журнала "ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ"»). EDN: IHXEQQ

6. Ващенко А. Н., Григорьев М. Н., Чжан Цзыян. Разработка и производство гражданских беспилотных летательных аппаратов: опыт КНР для реализации стратегии развития беспилотной авиации РФ // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. Т. 2, № 3. С. 82–97. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-3-82-97, EDN: RGTJJW

7. Ващенко А. Н., Григорьев М. Н., Чжан Цзыян. Разработка гражданских тяжелых грузовых БЛА в КНР: успехи, опыт и перспективы взаимодействия с Россией // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. Т. 2, № 4. С. 80–106. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-4-80-106, EDN: PJMPVO

8. Григорьев М. Н., Чуци В., Цзиньчи Ту, Цзыян Ч. Инновационно-логистический анализ опыта КНР в создании самолетов с тяговыми электродвигателями // Инновационные технологии и технические средства специального назначения: Труды XII общероссийской научно-практической конференции, 20–22 ноября 2019 г., Санкт-Петербург, Россия. 2020. Т. 3. С. 182–190. («Библиотека журнала "ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ"»). EDN: DMTUGQ

9. Ващенко А. Н., Григорьев М. Н., Чжан Цзыян. Разработка и применение самолетов с тяговыми электродвигателями как перспективный тренд развития современной авиации: опыт КНР // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. Т. 2, № 1. С. 77–93. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-1-77-93. EDN: VRQFUQ

10. Wang, Z., Fan, M., Wang, J. Ecological civilization, organic-process thinking and the future of China in the global context // Ecopoiesis: Eco-Human Theory and Practice. 2024. Vol. 5, № 1. URL: http://en.ecopoiesis.ru (дата обращения: 02.01.2025).

11. Moore M. NASA Puffin Electric Tailsitter VTOL Concept // 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, 13–15 September 2010, Fort Worth, Texas. AIAA, 2012. DOI: 10.2514/6.2010-9345

12. Sripad S., Viswanathan V. The promise of energy-efficient battery-powered urban aircraft // Proceedings of the National Academy of Sciences. 2021. Vol. 118, № 45. № e2111164118. DOI: 10.1073/pnas.2111164118

13. Shigeno A. Boeing aims to bring flying cars to Asia by 2030 // Nikkei Asia. 2024. URL: https://asia.nikkei.com/Business/Transportation/Boeing-aims-to-bring-flying-cars-to-Asia-by-2030 (дата обращения: 03.01.2025).

14. Bautzer T. Eve, da Embraer, será listada na NYSE com valor de US$ 2,9 bilhões // CNN Brasil. 2021. URL: https://www.cnnbrasil.com.br/economia/macroeconomia/eve-da-embraer-sera-listada-na-nyse-com-valor-de-us-29-bilhoes/ (дата обращения: 03.01.2025).

15. Autoflight V50 White Shark // Ruslet. 2023.URL: https://ruslet.webnode.cz/technika/cinska-technika/evtol/autoflight/v50-white-shark/ (дата обращения: 03.01.2025).

16. AutoFlightX Breaks Cover // The Electric VTOL News™. 2019. URL: https://evtol.news/news/autoflightx-breaks-cover (дата обращения: 03.01.2025).

17. AutoFlight Albatross V400 // The Electric VTOL News™. 2020.URL: https://evtol.news/autoflight-v400-albatross (дата обращения: 03.01.2025).

18. AutoFlight CarryAll V2000CG (production model) // The Electric VTOL News™. URL: https://evtol.news/autoflight-carryall (дата обращения: 03.01.2025).

19. AutoFlight Firefighting (production model) // The Electric VTOL News™. URL: https://evtol.news/autoflight-firefighting (дата обращения: 03.01.2025).

20. Ло Ю. Беспилотный летающий автомобиль и его потенциал // Сборник трудов XI научно-практической конференции с международным участием «Актуальные вопросы современной науки и образования», 4 марта 2024 г., Мурманск, Россия. Чебоксары: ИД «Среда», 2024. С. 83–84.

21. Григорьев М. Н., Уваров С. А. Подход к формированию авиационной беспилотной транспортной системы в интересах устойчивого развития районов Крайнего Севера РФ с использованием опыта КНР // Транспорт и логистика устойчивого развития территорий, бизнеса, государства (драйверы роста, тренды и барьеры): Материалы II Международной научно-практической конференции, 30 марта 2023 г., Москва, Россия. 2023. С. 103–106. EDN: MMAEHH

22. Григорьев М. Н., Максимцев И. А., Уваров С. А. Перспективы российско-китайского сотрудничества в системе материально-технического обеспечения районов Крайнего Севера РФ // Экономика и управление. 2022. Т. 28, № 10. С. 985–994. DOI: 10.35854/1998-1627-2022-10-985-994, EDN: ESBPRB

23. Григорьев М. Н., Максимцев И. А., Уваров С. А. Инновационно-логистический подход к организации оперативного материально-технического обеспечения труднодоступных районов Крайнего Севера Российской Федерации // Известия Санкт-Петербургского государственного экономического университета. 2022. № 2 (134). С. 62–67. EDN: IEVJRD

Дата поступления: 03.02.2025
Решение о публикации: 23.02.2025

Контактная информация:

ВАЩЕНКО Альбина Николаевна – старший преподаватель (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1), vashchenko_an@voenmeh.ru

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

References

1. Grigoriev M., Uvarov S. On need to change logistics management development paradigm under scientific knowledge evolution. *Journal of Legal and Economic Studies*. 2022. No. 2, pp. 179–185. DOI: 10.26163/GIEF.2022.22.27.030, EDN: CQLDFO

2. Grigoriev M. N. Kitayskiy opyt realizatsii kontseptsii obespecheniya ustoychivogo razvitiya I perspektivy ego ispol'zovaniya regionami KNR i RF v usloviyakh rosta neopredelennosti vnesh ney sredy [Chinese experience in implementing the concept of sustainable development and pro spects for its use in the regions of China and Russia under the growing uncertainty of the external environment]. Sovremennye paradigmy ustoychivogo razvitiya regional'nykh sotsial'no-ekonomi cheskikh sistem v usloviyakh rosta neopredelennosti vneshney sredy: Materialy Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Modern paradigms of sustainable development of regional so cio-economic systems under the growing uncertainty of the external environment: Proceedings of the International Scientific and Practical Conference, April 19, 2024, Gatchina, Russia]. 2024, pp. 72–78. EDN: VXSMCQ. (In Russian)

3. Grigorev M. N., Uvarov S. A. Innovative-logistic analysis of development trends of unmanned transport systems. Logistika: sovremennye tendentsii razvitiya: Materialy XIX Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Logistics: Modern Development Trends: Proceedings of the XIX International Scientific and Practical Conference, April 2–3, 2020, St. Petersburg, Russia]. 2020, pp. 129–135. EDN: JFRMQT

4. Grigoriev M. N., Okhochinsky M. N. Istoriko-logisticheskiy analiz kitayskogo opyta soz daniya bespilotnykh gruzovykh BLA [Historical and logistical analysis of China's experience in de veloping cargo drones]. Trudy XV Obshcherossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii “Inno-vatsionnye tekhnologii i tekhnicheskie sredstva spetsial'nogo naznacheniya” [Proceedings of the 15th All-Russian Scientific and Practical Conference “Innovative Technologies and Technical Means of Special Purpose”, November 21–22, 2022, St. Petersburg, Russia]. 2023. Vol. 2, pp. 15–18. (Library of “Voenmekh. Vestnik BGTU”). EDN: MPZSSR. (In Russian)

5. Grigoriev M. N. Organization of Mass Production of Civil Purpose Drones in the PRC. Inno-vatsionnye tekhnologii i tekhnicheskie sredstva spetsial'nogo naznacheniya: Trudy trinadtsatoy ob-shcherossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Innovative Technologies and Technical Means for Special Purposes: Proceedings of the Thirteenth All-Russian Scientific and Practical Conference, 2021, St. Petersburg, Russia]. 2021. Vol. 1, no. 71, pp. 198–208. (Library of “Voen-mekh. Vestnik BGTU”). EDN: IHXEQQ. (In Russian)

6. Vashchenko A. N., Grigoriev M. N., Zihan Zhang. Development and production of civil un manned aerial vehicles: lessons from China for the implementation of the unmanned aviation de velopment strategy in Russia. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024. Vol. 2, no. 3, pp. 82–97. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-3-82-97, EDN: RGTJJW (In Russian)

7. Vashchenko A. N., Grigoriev M. N., Zihan Zhang. Development of civilian heavy cargo UAVs in China: achievements, experience, and prospects for cooperation with Russia. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024. Vol. 2, no. 4, pp. 80–106. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-4-80-106, EDN: PJMPVO. (In Russian)

8. Grigoriev M. N., Chuqi V., Jinchi Tu., Ziyang Ch. Innovatsionno-logisticheskiy analiz opyta KNR v sozdanii samoletov s tyagovymi elektroprivodami [Innovative-logistical analysis of China's experience in developing aircraft with traction electric motors]. Trudy XII Obshcherossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii “Innovatsionnye tekhnologii i tekhnicheskie sredstva spetsi al'nogo naznacheniya” [Proceedings of the 12th All-Russian Scientific and Practical Conference “Innovative Technologies and Technical Means of Special Purpose,” November 20–22, 2019, St. Petersburg, Russia]. 2020. Vol. 3, pp. 182–190. (Library of “Voenmekh. Vestnik BGTU”). EDN: DMTUGQ. (In Russian)

9. Vashchenko A. N., Grigoriev M. N., Zihan Zhang. Development and use of aircraft with trac-tion electric motors as a promising trend in the development of modern aviation: the experience of

the people's republic of China. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024. Vol. 2, no. 1, pp. 77–93. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-1-77-93. EDN: VRQFUQ. (In Russian)

10. Wang Z., Fan M., Wang J. Ecological civilization, organic-process thinking and the future of China in the global context. *Ecopoiesis: Eco-Human Theory and Practice*. 2024. Vol. 5, no. 1. URL: http://en.ecopoiesis.ru (accessed: 02.01.2025).

11. Moore M. NASA Puffin Electric Tailsitter VTOL Concept // 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, 13–15 September 2010, Fort Worth, Texas. AIAA, 2012. DOI: 10.2514/6.2010-9345

12. Sripad S., Viswanathan V. The promise of energy-efficient battery-powered urban aircraft. *Proceedings of the National Academy of Sciences*. 2021. Vol. 118, no. 45. No. e2111164118. DOI: 10.1073/pnas.2111164118

13. Shigeno A. Boeing aims to bring flying cars to Asia by 2030. *Nikkei Asia*. 2024. URL: https://asia.nikkei.com/Business/Transportation/Boeing-aims-to-bring-flying-cars-to-Asia-by-2030 (accessed: 03.01.2025).

14. Bautzer T. Eve, da Embraer, será listada na NYSE com valor de US$ 2,9 bilhões. *CNN Brasil*. 2021. URL: https://www.cnnbrasil.com.br/economia/macroeconomia/eve-da-embraer-sera-listada-na-nyse-com-valor-de-us-29-bilhoes/ (accessed: 03.01.2025).

15. Autoflight V50 White Sharkю *Ruslet*. 2023. URL: https://ruslet.webnode.cz/technika/cinska-technika/evtol/autoflight/v50-white-shark/ (accessed: 03.01.2025).

16. AutoFlightX Breaks Cover. *The Electric VTOL News™*. 2019. URL: https://evtol.news/news/autoflightx-breaks-cover (accessed: 03.01.2025).

17. AutoFlight Albatross V400. *The Electric VTOL News™*. 2020. URL: https://evtol.news/autoflight-v400-albatross (accessed: 03.01.2025).

18. AutoFlight CarryAll V2000CG (production model). *The Electric VTOL News™*. URL: https://evtol.news/autoflight-carryall (accessed: 03.01.2025).

19. AutoFlight Firefighting (production model). *The Electric VTOL News™*. URL: https://evtol.news/autoflight-firefighting (accessed: 03.01.2025).

20. Lo Yu. Unmanned Flying Car and Its Potential. Sbornik trudov XI nauchno-prakticheskoy konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem «Aktual'nye voprosy sovremennoy nauki i obrazovaniya» [Proceedings of the XI Scientific and Practical Conference with International Participation 'Current Issues of Modern Science and Education, March 4, 2024, Murmansk, Russia]. Cheboksary: Sreda, 2024, pp. 83–84. (In Russian)

21. Grigoriev M. N., Uvarov S. A. Podkhod k formirovaniyu aviatsionnoy bespilotnoy transportnoy sistemy v interesakh ustoychivogo razvitiya rayonov Kraynego Severa RF s is pol'zovaniem opyta KNR [An approach to forming an unmanned aviation transport system for sus tainable development of the Russian Far North regions using China's experience]. Transport i logis tika ustoychivogo razvitiya territoriy, biznesa, gosudarstva (drayvery rosta, trendy i bar'ery): Mate rialy II Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Transport and logistics for sustaina ble development of territories, business, and government (growth drivers, trends, and barriers): Proceedings of the 2nd International Scientific and Practical Conference, March 30, 2023, Moscow, Russia]. 2023, pp. 103–106. EDN: MMAEHH. (In Russian)

22. Grigoriev M. N., Maksimtsev I. A., Uvarov S. A. Prospects for Russian-Chinese cooperation in the system of logistics support for the regions of the Russian Far North. *Ekonomika i uprav lenie = Economics and Management*. 2022. Vol. 28, no. 10, pp. 985–994. DOI: 10.35854/1998-1627-2022-10-985-994, EDN: ESBPRB. (In Russian)

23. Grigoriev M. N., Maksimtsev I. A., Uvarov S. A. Innovative-logistical approach to the organization of operational logistic and technical support of hard-to-access areas of the Extreme North of the Russian Federation. *Izvestia Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo ekonomicheskogo universiteta*. 2022. No. 2 (134), pp. 62–67. EDN: IEVJRD

Date of receipt: February 3, 2025
Publication decision: February 23, 2025

Contact information:

Albina N. VASHCHENKO – Senior Lecturer (Baltic State Technical University "VOENMEH", Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), vashchenko_an@voenmeh.ru

Mikhail N. GRIGORIEV – Candidate of Engineering Sciences, Professor (Baltic State Technical University "VOENMEH", Russia, 190005, Saint Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya ul., 1), grigorev_mn@voenmeh.ru

УДК 355.469.34

УЛУЧШЕНИЕ ТРАНСПОРТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, СТАРТУЮЩИХ С АВТОМОБИЛЯ

Ю. А. Карпиков, А. Н. Киреев, С. Б. Орлов, Д. А. Трохов

АО «Туполев», Москва, Россия

Аннотация. Беспилотные летательные аппараты, оборудованные электрической силовой установкой, получают все большее распространение в различных сферах. Повышение транспортной эффективности летательных аппаратов данного типа является актуальной задачей. Одним из способов улучшения характеристик электрических беспилотных летательных аппаратов является снижение потребных мощностных характеристик силовой установки на взлетных режимах путем старта с движущегося автомобиля. Баллистическое проектирование позволяет оценить улучшение характеристик летательных аппаратов, использующих данный принцип. На основе результатов численного моделирования исследуется возможность улучшения массовых характеристик беспилотных летательных аппаратов и выполнения полета на большие дальности по отношению к традиционному способу взлета со взлетно-посадочной полосы.

Ключевые слова: электрические беспилотные летательные аппараты, электродвигатель, баллистическое проектирование, транспортная эффективность, потребная емкость, потребная мощность

Для цитирования: *Карпиков Ю. А., Киреев А. Н., Орлов С. Б., Трохов Д. А.* Улучшение транспортных характеристик электрических беспилотных летательных аппаратов, стартующих с автомобиля // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 125–140. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-125-140. EDN MTJJUC

ENHANCING THE TRANSPORT PERFORMANCE OF ELECTRIC UAVs LAUNCHED FROM A MOVING VEHICLE

Yu. A. Karpikov, A. N. Kireev, S. B. Orlov, D. A. Trokhov

JSC "Tupolev", Moscow, Russia

Abstract. Unmanned aerial vehicles (UAVs) equipped with electric propulsion systems are becoming increasingly widespread across various applications. Improving the transport efficiency of such aircraft is a pressing challenge. One promising approach involves reducing the required power output of the propulsion system during takeoff by launching the UAV from a moving vehicle. Ballistic modeling allows for the assessment of performance improvements enabled by this method. Based on the results of numerical simulations, the study explores the potential for enhancing the mass efficiency of UAVs and achieving longer flight ranges compared to conventional runway-based takeoff methods.

Keywords: electric unmanned aerial vehicles, electric motor, ballistic engineering, transport efficiency, required capacity, required power

© Карпиков Ю. А., Киреев А. Н., Орлов С. Б., Трохов Д. А., 2025

For citation: Karpikov Yu. A., Kireev A. N., Orlov S. B., Trokhov D. A. Enhancing the transport performance of electric UAVs launched from a moving vehicle. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 125–140. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-125-140. EDN MTJJUC (In Russian)

Введение

Активное развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в современном мире позволяет значительно расширить область их применения [1]. Одной из новых задач БПЛА является выполнение разовых транспортных рейсов. Современные БПЛА оснащаются двигателями: внутреннего сгорания, электрическими (ЭД), турбореактивными и т. д. Рост популярности электродвигателей в роли силовой установки современных БПЛА объясняется дешевизной в производстве и эксплуатации, простотой конструкции ЭД по отношению к двигателям внутреннего сгорания, относительно низкой массой ЭД при относительно высокой удельной мощности [2–4]. До недавнего времени возможность применения ЭД в роли маршевой силовой установки БПЛА ограничивалась отсутствием аккумуляторов с достаточной емкостью, но с распространением относительно легких энергоемких аккумуляторов (типа Li-ion) проявилась возможность их установки на БПЛА.

Выполнение взлета электрического БПЛА с автомобиля позволяет использовать более легкие аккумуляторные батареи (АБ) и электродвигатели за счет снижения потребной мощности для выполнения взлета и, соответственно, уменьшить стоимость разового вылета типового электрического БПЛА. При этом геометрические параметры БПЛА должны удовлетворять проектным ограничениям, а энергоемкость АБ должна быть достаточной для реализации требуемой программы полета.

Основные факторы, влияющие на взлетно-посадочные характеристики БПЛА:

1. Беспилотный летательный аппарат начинает движение с нулевой скоростью. Для достижения скорости отрыва требуется мощность, согласованная с максимальной мощностью конкретного ЭД и удельной мощностью, развиваемой данным типом батареи. При этом на взлете значительная мощность ЭД тратится как на преодоление нарастающего лобового сопротивления, так и на силу трения шасси о взлетно-посадочную полосу (ВПП).
2. Для выполнения взлета и посадки требуется конструктивно предусматривать наличие шасси, составляющих значительную долю массы ЛА и не используемых на наиболее продолжительном этапе полета.

С целью преодоления указанных негативных факторов в практике создания ЛА применяется ряд технических решений, имеющих как преимущества, так и недостатки. Кратко приведем их:

- использование катапульт и аэрофинишеров – данный способ улучшения взлетно-посадочных характеристик распространен в палубной авиации и объясняется ограниченными габаритами корабля;
- старт с катапульт с использованием ускорителя в виде резинового троса или сбрасываемых разгонных ракетных двигателей и посадочного парашюта – данный способ накладывает некоторые ограничения на массу БПЛА и ведет к необходимости производства специальных устройств.

Реализация указанных способов старта предполагает разработку помимо самого БПЛА, комплекса для его применения. Например, для запуска отечественного БПЛА «Пчела-1П» весом 138 кг требуется применение комплекса «Строй-П». Габариты рельсовых направляющих подобных устройств могут в несколько раз превышать длину летательного аппарата (рис. 1) [5].



Рис. 1. Общий вид комплекса «Строй-П»

Существуют варианты применения автомобилей для осуществления старта БПЛА. Предлагаемый способ запуска электрического БПЛА с автомобиля, помимо повышения мобильности, также позволяет увеличить дальность полета БПЛА за счет сэкономленной мощности АБ и ЭД. Очевидным преимуществом рассматриваемого метода взлета является использование вплоть до достижения скорости отрыва в качестве разгонщика обычного легкового автомобиля, оснащенного рамой для придания БПЛА стартового угла атаки.

Для оценки выигрыша от использования старта с автомобиля в данной работе выполнен ряд сравнительных расчетов массовых характеристик семейств БПЛА, использующих оба способа старта (взлет БПЛА с автомобиля и с ВПП) для полетов по трем типовым программам (полет БПЛА на дальность 50, 80 и 150 км соответственно) с условием обеспечения взлета в заданных условиях. При этом варьироваться будут варианты оснащения БПЛА различными типами силовых установок (СУ), полезными нагрузками (ПН) и АБ с потребными емкостными и мощностными характеристиками.

Исходные данные

Среди современных электрических АБ, хорошо освоенных в производстве, наиболее совершенными в части энергоемкости является Li-ion батареи. Из графика (рис. 2) видно, что для типовой Li-ion АБ в расчете можно принять удельную мощность АБ в 800 Вт/кг при удельной энергии в 100 Вт·ч/кг [6]. Полагаем, что максимальная скорость разрядки при старте с автомобиля и пиковая мощность ЭД достигаются в момент отрыва при достижении скорости отрыва в течение короткого временного отрезка. При взлете с полосы мощность, развиваемая ЭД, и скорость разрядки нарастают по мере разгона и достигают максимума при отрыве.

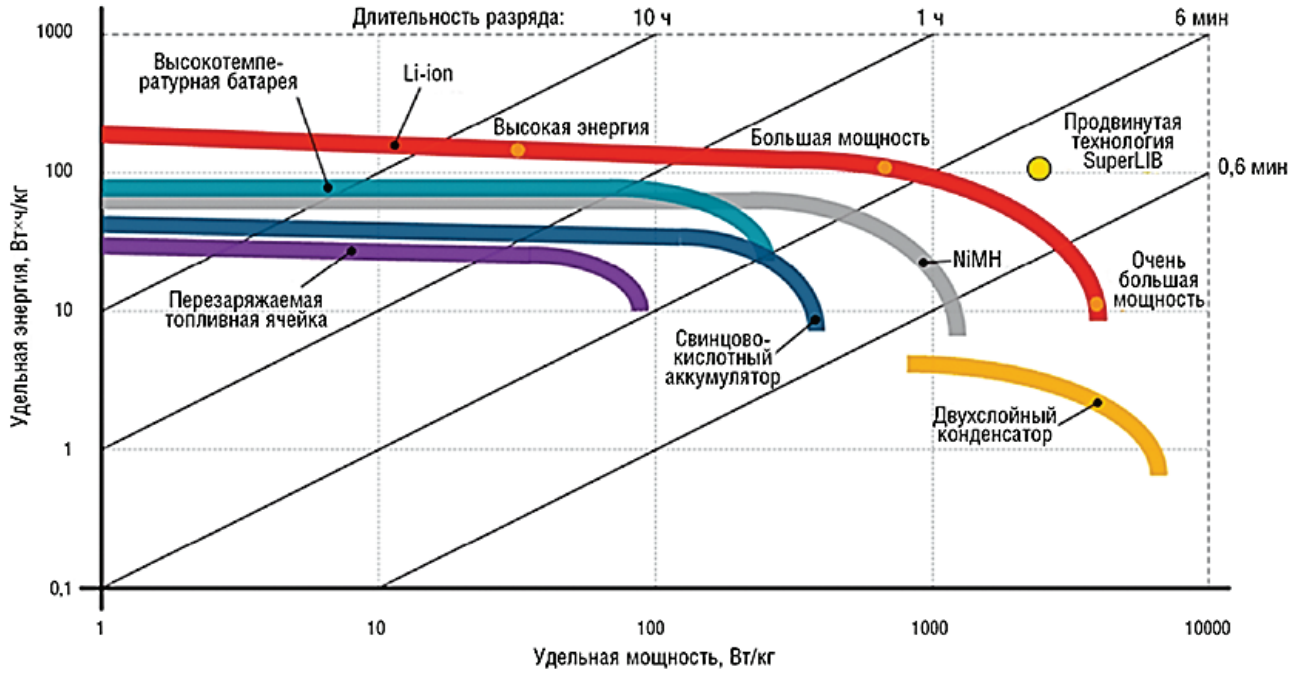


Рис. 2. Зависимость удельной энергии от удельной мощности для разных видов АБ

Сравним проектные характеристики семейств БПЛА, использующих старт с ВПП и с крыши автомобиля. В качестве требований принимаем полет на дальность в 50, 80 и 150 км соответственно. Каждую из предложенных программ полетов будем рассматривать для семейств соответствующих БПЛА с разными СУ, АБ и ПН. Данные по типам СУ обобщены в табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные СУ для вариантов БПЛА

Характеристики	Вариант СУ		
	№ 1	№ 2	№ 3
Масса ЭД, кг	1,4	2	6,3
Масса контроллера ЭД, кг	0,32	1,4	2,35
Мощность ДУ, кВт	5	10	15

В табл. 2 приведены значения дистанций разгона до 100 км/ч для различных автомобилей. Используя известные формулы для равноускоренного движения, получаем, что при округлении наиболее протяженный разгон автомобиля составит 180 м, при этом реальная минимальная скорость отрыва БПЛА, размещаемого на крыше автомобиля, составит 27 м/с. Соответственно, при моделировании самостоятельного взлета будем рассматривать ограничение на длину ВПП в 180 м.

Таблица 2. Разгонные характеристики наиболее распространенных автомобилей

Автомобиль	Дистанция разбега до 100 км/ч, м	Время разгона до 100 км/ч, с	Ускорение, м/с^2	Скорость на дистанции в 180 м, м/с
Chevrolet Aveo	162,4545	11,70	2,37	29,23
Daewoo Nexia	173,5625	12,50	2,22	28,28
Datsun on-DO	179,1165	12,90	2,15	27,838
Ford Focus	130,519	9,40	2,95	32,61
Honda Accord	140,2385	10,10	2,75	31,46
Nissan Almera	176,3395	12,70	2,19	28,057
Dacia Logan	154,1235	11,10	2,50	30,01
Skoda Octavia	169,397	12,20	2,28	28,62
Volkswagen Polo	168,0085	12,10	2,30	28,74
ВАЗ Granta	173,5625	12,50	2,22	28,28
Kia Rio	159,6775	11,50	2,41	29,48
Hyundai Solaris	159,6775	11,50	2,41	29,48

Воспользуемся методикой баллистического проектирования [7–9] для сравнения семейств БПЛА, использующих взлет с ВПП и автомобиля. Программы полетов БПЛА формируются заданием характерных точек полета. Указанные точки приведены в табл. 3.

Таблица 3. Описание программ полетов семейства БПЛА, взлетающих с ВПП и с автомобиля

Этап полета	Траектория 1		Траектория 2		Траектория 3		Скорость, м/с
	X, м	H, м	X, м	H, м	X, м	H, м	
Взлетно-посадочная полоса							
Старт	0	0	0	0	0	0	0
Отрыв	180	0	180	0	180	0	25–30
Крейсерский полет	30000	1500	45000	1500	50000	2000	50
Начало снижения	45000	1500	75000	1500	145000	2000	50
Окончание полета	50000	0	80000	0	150000	0	0
Автомобиль							
Старт	0	0	0	0	0	0	25
Крейсерский полет	30000	1500	45000	1500	50000	2000	50
Начало снижения	45000	1500	75000	1500	145000	2000	50
Окончание полета	50000	0	80000	0	150000	0	0

Примечание: в первой характерной точке полета $X_{\text{старт}} = 0$, $H_{\text{старт}} = 0$.

В случае старта с автомобиля уже развита скорость, принимаемая равной $V_{\text{старт}}$ = 27 м/с. В случае старта с ВПП БПЛА в данной точке начинает движение с нулевой скоростью. Для моделирования взлета БПЛА с полосы зададим дополнительную точку, считая, что в конце ВПП заданной длины на нулевой высоте происходит отрыв БПЛА с потребной для взлета скоростью. Остальные точки программ полета для обоих вариантов взлета БПЛА аналогичны.

Математическое описание программ полета БПЛА получаем интерполированием характерных точек полета с выбранными координатами по осям X и Y (дальность и высота соответственно).

Методика оценки проектных масс БПЛА

В качестве ограничений на движение БПЛА рассмотрим систему уравнений движения, описанную в литературе по баллистическому проектированию. С целью учета суммарной энергии, затрачиваемой на полет и мощность СУ для выдерживания программы полета, модифицируем указанную систему уравнений с учетом особенностей работы ЭД и АБ:

$$\Delta E = W \Delta t, \tag{1}$$

$$W = \begin{cases} P_{\text{двиг}} \text{ при } X \le L_{\text{полосы}}, \\ \min\left[\max\left(\left(g \sin\theta M_{\text{взлет}} + C_X \frac{M_{\text{взлет}}}{p} q \right) \upsilon, 0 \right), P_{\text{двиг}} \right] \text{при } X > L_{\text{полосы}} \end{cases}. \tag{2}$$

В общем случае учитываем, что на этапе взлета до момента отрыва мощность, развиваемая ЭД и винтомоторной группой, тратится на преодоление лобового сопротивления, силы трения шасси о полосу и проекции силы тяжести. В случае старта с автомобиля система уравнений записывается для этапа окончания разбега, поэтому в начальный момент времени считаем скорость отрыва достигнутой. Мощность, развиваемая ЭД и винтомоторной группой, в таком случае тратится на преодоление лобового сопротивления и проекции силы тяжести.

Изменение температуры и плотности по высоте при итеративном решении системы уравнений учитывается в соответствии со справочными данными. Величины, входящие в уравнения (1) и (2), определяем из известных формул. Обобщенная схема определения характеристик БПЛА представлена на рис. 3.

Проинтегрировав систему уравнений движения по времени с условием достижения заданной дальности (выход из цикла интегрирования при достижении заданной координаты X), получаем изменение параметров полета БПЛА на каждом участке интегрирования.

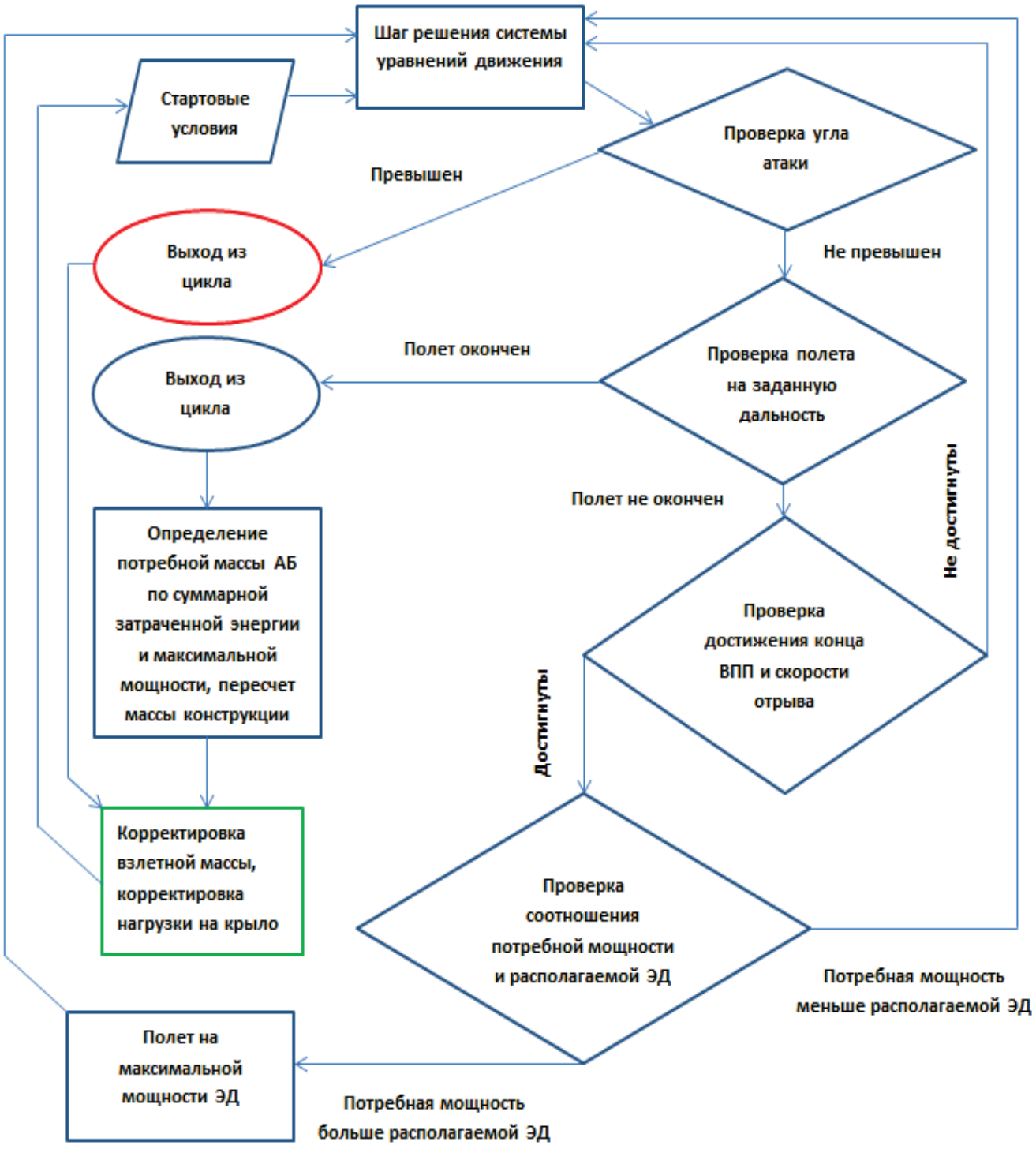


Рис. 3. Обобщенная схема определения характеристик БПЛА

Полученные в результате решения системы уравнений движения итоговые значения суммарной затраченной на полет энергии и значение максимальной мощности, использованной в процессе реализации программы полета, позволяют оценить потребную массу АБ. Итоговое значение относительной массы АБ рассчитывается по формуле

$$\mu_{АБ} = \frac{\underline{\max\left(\frac{W\max}{\gamma W}, \frac{E}{\gamma E}\right)}\ \eta_{ВМГ}}{M_{взлет}}, \quad (3)$$

где W_{max} – максимальная потребная мощность, Вт; E – суммарная энергия, затраченная на выполнение программы полета, Дж; $\eta_{ВМГ}$ – КПД винтомотрной группы (0,75); $M_{взлет}$ – суммарная взлетная масса БПЛА; γW, γE – удельная мощность и энергия (см. рис. 1).

Для определения относительного веса СУ необходимо знать удельную мощность ЭД γДВ по отношению к тяге. Удельную мощность ЭД можно определить по имеющимся ТТХ ЭД [10, 11]. Итоговое значение массы СУ рассчитывается по формуле

$$\mu_{СУ} = \max\left(\frac{W\max}{M_{взлет}\ \gamma ДВ},\ 1{,}2\frac{M_{дв} + M_{контр}}{M_{взлет}}\right), \quad (4)$$

где $M_{ДВ}$ и $M_{контр}$ – массы двигателя и соответствующего контролера, кг.

Относительная масса конструкции определяется по формуле [12]

$$\mu_{К} = \frac{0{,}1}{1 - 0{,}8e^{\frac{-p}{1000}}}, \quad (5)$$

где p – нагрузка на крыло, кг/м^2.

Относительная масса оборудования управления определяется с учетом предельной эксплуатационной перегрузки, принимаемой равной n = 4, и коэффициента безопасности 1,3:

$$\mu_{оборуд} = k_1\sqrt{\chi\frac{n}{M_{взлет}}}, \quad (6)$$

где k_1 и χ – коэффициенты, определяемые типом привода.

Стартовая масса БПЛА, оснащенного ЭД, определяется из уравнения существования самолета:

$$M_{взлет} = \frac{M_{ПН}}{1 - \left(\mu_{К} + \mu_{АБ} + \mu_{СУ} + \mu_{оборуд}\right)}, \quad (7)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки, кг.

Значение взлетной массы, полученное по формуле (7), уточняется по рекуррентной формуле с учетом уточненного значения предыдущего решения, и вместе с принятым значением нагрузки на крыло заново подается на вход итерационного решения системы уравнений движения:

$$M_{взлет\ уточ_n} = \frac{(Q-1)M_{взлет} + M_{взлет\ уточ_{n-1}}}{Q}, \quad (8)$$

где Q = 5 – корректирующий коэффициент.

Корректировка взлетной массы по формуле (8) ведется, пока итоговое значение массы не перестанет меняться более чем на 1 % по отношению к предыдущему. Далее процедура уточнения массы повторяется для следующего значения нагрузки на крыло.

Результаты расчетов

Результаты расчетов массовых характеристик, выполненных для семейств БПЛА и реализующих первую программу полета, приведены в табл. 4 и 5.

Результаты моделирования полетов БПЛА на малую дистанцию полета (50 км) при взлете с полосы показывают, что изменение нагрузки на крыло при небольшой полезной нагрузке мало влияет на изменение итоговой массы БПЛА. Приоритетным фактором при определении итоговой массы АБ является максимальная мощность, потребляемая ЭД на взлете. Суммарная итоговая энергия, затраченная на полет в этом случае, гарантированно обеспечивается АБ, способной вырабатывать потребную для взлета мощность. При этом БПЛА, оборудованные третьим вариантом СУ, выходят за рамки границ существования весовой модели.

Результаты моделирования полетов БПЛА на малую дистанцию полета (50 км) при взлете с автомобиля показывают, что изменение нагрузки на крыло при небольшой полезной нагрузке также мало влияет на изменение итоговой массы БПЛА. Приоритетным фактором при определении итоговой массы АБ является максимальная мощность, потребляемая ЭД на взлете, но за счет экономии мощности АБ на обеспечение набора взлетной скорости итоговая масса АБ существенно меньше (примерно в 1,57 раза ниже при аналогичной полезной нагрузке). Учитывая высокие значения относительных масс АБ в суммарных массах семейства БПЛА итоговые значения взлетных масс при использовании аналогичных СУ также существенно ниже (приблизительно на 13,5 %). Для доставки полезной нагрузки той же массы можно использовать менее мощную СУ, в этом случае экономия взлетной массы значительнее (приблизительно на 22,2 %). Доставка полезной нагрузки большей массы возможна с использованием третьего варианта СУ.

Таблица 4. Характеристики семейства БПЛА, взлетающих с полосы и реализующих первую программу полета

Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг	Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг
30	85,37571	35	43,21567
40	76,76972	37	41,85042
50	75,32958	38	41,13206
55	73,85591		
Проектные массы БПЛА			
Взлетная	73,85591	Взлетная	41,13206
Конструкция	28,27036	Конструкция	16,8929
Оборудование	7,83888	Оборудование	5,84183
АБ	16,66667	АБ	8,33333
ДУ	4,08	ДУ	2,064
ПН	15	ПН	7
Вариант СУ	2	Вариант СУ	1

Таблица 5. Характеристики семейства БПЛА, взлетающих с автомобиля, реализующих первую программу полета

Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг		Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг		Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг	
30	126,63557	109,9826	40	60,77287	45,93235	30	90,23409	74,59155
45	109,71722	95,59175	45	58,57695	43,91085	40	81,0776	66,36929
48	107,6626	93,96278	48	57,49931	43,18291	45	78,21404	64,14477
						48	76,87755	
Проектные массы БПЛА								
Взлетная	107,6626	93,96278	Взлетная	57,49931	43,18291	Взлетная	76,87755	64,14477
Конструкция	45,36002	39,53885	Конструкция	24,20685	18,15027	Конструкция	32,35282	27,23446
Оборудование	9,46725	8,83892	Оборудование	6,91602	5,98864	Оборудование	7,99545	7,30031
АБ	17,45533	15,20501	АБ	9,31244	6,98	АБ	12,44928	10,53
СУ	10,38	10,38	ДУ	2,064	2,064	СУ	4,08	4,08
ПН	25	20,00	ПН	15	10	ПН	20	15
Вариант СУ	3	3	Вариант СУ	1	1	Вариант СУ	2	2

Результаты расчетов массовых характеристик, выполненных для семейств БПЛА и реализующих вторую программу полета, приведены в табл. 6 и 7.

Результаты моделирования полетов БПЛА на среднюю дистанцию полета (80 км) при взлете с ВПП показывают, что минимальная взлетная масса БПЛА, оборудованных первым и вторым вариантом СУ, достигается при нагрузке на крыло, равной 56 кг/м^2. При этом БПЛА, оборудованные третьим вариантом СУ, выходят за рамки границ существования весовой модели.

Таблица 6. Характеристики семейства БПЛА, взлетающих с полосы и реализующих вторую программу полета

Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг	Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг
53	81,5668	50	39,47214
55	80	55	37,01132
56	78,67926	56	36,55127
Проектные массы БПЛА			
Взлетная	78,67926	Взлетная	36,55127
Конструкция	32,28499	Конструкция	15,02053
Оборудование	8,08859	Оборудование	5,51715
АБ	19,22568	АБ	8,94959
СУ	4,08	СУ	2,064
ПН	15	ПН	5
Вариант СУ	2	Вариант СУ	1

Результаты моделирования полетов БПЛА на среднюю дистанцию полета (80 км) при взлете с автомобиля показывают, что изменение нагрузки на крыло заметно влияет на итоговую взлетную массу только для варианта БПЛА с полезной нагрузкой более 10 кг. На итоговую массу АБ влияют как максимальная мощность, потребляемая ЭД на взлете, так и потребная для выполнения полета суммарная энергия. Итоговые значения взлетных масс при использовании аналогичных СУ при одинаковой полезной нагрузке практически не отличаются от аналогичных БПЛА, взлетающих с ВПП. Для доставки полезной нагрузки той же массы можно использовать менее мощную СУ, в этом случае экономия взлетной массы значительнее (приблизительно на 7,6 %). Доставка полезной нагрузки большей массы возможна с использованием третьего варианта СУ.

Таблица 7. Характеристики семейства БПЛА, взлетающих с автомобиля и реализующих вторую программу полета

Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг		Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг			Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг	
30	173,56899	152,48455	30	93,94446	72,71419	49,64254	30	125,78133	104,02079
40	144,53049	125,58979	40	77,87618	59,40246	39,61572	40	97,39993	85,61436
48	132,5906	115,4282	46	72,60938	55,20446	36,06664	48	94,76912	78,31196
Проектные массы БПЛА									
Взлетная	132,5906	115,4282	Взлетная	72,60938	55,20446	36,06664	Взлетная	94,76912	78,31196
Конструкия	55,9182	48,53649	Конструкция	30,75766	23,40921	15,17652	Конструкция	39,868	32,99465
Оборудова-ние	10,51147	9,79312	Оборудова-ние	7,77076	6,77923	5,47612	Оборудова-ние	8,87563	8,07437
АБ	30,7809	26,71858	АБ	17,01696	12,95202	8,35	АБ	21,94549	18,16294
СУ	10,38	10,38	СУ	2,064	2,064	2,064	СУ	4,08	4,08
ПН	25	20,00	ПН	15	10	5	ПН	20	15
Вариант СУ	3	3	Вариант СУ	1	1	1	Вариант СУ	2	2

Результаты расчетов массовых характеристик, выполненных для семейств БПЛА и реализующих третью программу полета, приведены в табл. 8. Выполнение полета по данной программе выходит за границы существования электрических БПЛА с рассматриваемыми ЭД без использования специальных устройств. Результаты моделирования полетов БПЛА на большую дистанцию полета (150 км) при взлете с автомобиля показывают, что изменение нагрузки на крыло заметно влияет на итоговую взлетную массу. Способ старта БПЛА в данном случае обеспечивает границы существования БПЛА с различными СУ и полезными нагрузками. При этом максимальная масса полезной нагрузки ограничена 23 кг.

Таблица 8. Характеристики семейства БПЛА, взлетающих с автомобиля и реализующих третью программу полета

Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг			Нагрузка на крыло, кг/м^2	Взлетная масса, кг	
70	137,21786	165,46893	181,64249	70	97,36709	126,07417
100	123,38531	148,2867	163,10551	100	87,9027	114,9804
105	123,1482	148,1458	162,9945	110	86,99244	123,03484
Проектные массы БПЛА						
Взлетная	123,1482	148,1458	162,9945	Взлетная	86,99244	114,9804
Конструкция	43,42416	52,95511	58,2554	Конструкция	30,72192	40,92794
Оборудование	10,11756	11,10179	11,64414	Оборудование	8,51009	9,70
АБ	52,5465	60,00885	66,01496	АБ	35,69643	45,27245
СУ	2,06	4,08	4,08	СУ	2,064	4,08
ПН	15	20	23	ПН	10	15
Вариант СУ	2	2	2	Вариант СУ	1	1

Заключение

Проведенные расчеты показывают, что старт БПЛА с автомобиля дает существенную экономию его массы (до 22,2 %). В случае полета по программам полета на малые расстояния основным ограничением является максимальная мощность, развиваемая СУ на взлете. В этом случае имеется возможность оснащать БПЛА более легкими АБ и СУ.

При полете по программам на средние дистанции, при которых ограничение на массу АБ определяется как полным израсходованием энергии АБ, так и возможностью достижения потребной мощности на взлете, наблюдается некоторое уменьшение массы БПЛА (до 7,6 %) за счет возможности выбора менее мощной СУ.

При полете по программам на дальние дистанции, при которых ограничение на массу АБ определяется только полным израсходованием энергии АБ, при дальности полета более 150 км взлет БПЛА с ВПП, оборудованных рассматриваемыми СУ, без специальных приспособлений невозможен. Использование старта с автомобиля в таких условиях значительно расширяет границы существования БПЛА, оборудованных электродвигателями.

Способ старта с автомобиля существенно расширяет границы применимости БПЛА, оснащенных ЭД весом 40–150 кг, так как во всех расчетных случаях показана теоретическая возможность выполнения взлета с разгоняющегося автомобиля. Строительство специальной ВПП для аппаратов аналогичного класса нецелесообразно.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Ващенко А. Н., Григорьев М. Н., Чжан Цзыян. Разработка и производство гражданских беспилотных летательных аппаратов: опыт КНР для реализации стратегии развития беспилотной авиации РФ // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. Т. 2, № 3. С. 82–97. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-3-82-97. EDN: RGTJJW

2. Ващенко А. Н., Григорьев М. Н., Чжан Цзыян. Разработка и применение самолетов с тяговыми электродвигателями как перспективный тренд развития современной авиации: опыт КНР // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. Т. 2, № 1. С. 77–93. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-1-77-93. EDN: VRQFUQ

3. Халютин С. П., Харьков В. П., Левин А. В. и др. Электрификация самолетов. Современное состояние и тенденции // Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий: материалы XI Международной научно-практической конференции (ИНФО-2014), 1–10 октября 2014 г., Сочи, Россия. М.: НИУ ВШЭ, 2014. С. 555–558.

4. Грузков С. А., Румянцев М. Ю. Полная электрификация самолетов как один из важнейших путей решения экологических проблем и повышения эксплуатационной экономической и топливно-энергетической эффективности воздушного транспорта // Известия Академии электротехнических наук РФ. 2016. Вып. 18. С. 35–60.

5. Ганин С. М., Карпенко А. В., Колногоров В. В., Петров Г. Ф. Беспилотные летательные аппараты. СПб.: Невский бастион, 1999. С. 45–52. (Вооружение и военная техника).

6. Авелар В., Захо М. Аккумуляторы для ЦОДа: сравнение литий-ионных аккумуляторов со свинцово-кислотными // Журнал сетевых решений/LAN. 2017. № 1–2. С. 30–36. EDN: YHOECN

7. Афанасьев П. П., Голубев И. С., Новиков В. Н. и др. Беспилотные летательные аппараты: учебник. М.: МАИ, 2008. С. 331–343.

8. Петраш В. Я. Формирование модульного ряда программных фрагментов расчета массы и размеров беспилотных летательных аппаратов: учебное пособие. М.: МАИ, 2021. С. 43–44.

9. Беспилотные летательные аппараты / под ред. Л. С. Чернобровкина. М.: Машиностроение, 1967. С. 133–192.

10. Электрические двигатели для БПЛА компании ООО «Авиационные измерительные технологии». URL: https://aviatest.aero/catalog/dvigateli-dlya-bespilotnikov/elektricheskie-dvigateli-dlya-bespilotnikov/ (дата обращения: 23.02.2025).

11. Электрические двигатели для БПЛА компании «Миландр». URL: https://milandrsupport.informula.dev/docs/dokumetatsiya/?query=&secs_80=Y&secs_81=Y&secs_82=Y (дата обращения: 23.02.2025).

12. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов: сборник статей / ред. Г. В. Новожилов. М.: Наука, 1976. 439 с.

Дата поступления: 24.01.2025
Решение о публикации: 24.01.2025

Контактная информация:

КАРПИКОВ Юрий Андреевич – вед. инженер-конструктор (АО «Туполев», Россия, 105005, Москва, наб. Академика Туполева, д. 17), yourockkarp@mail.ru

КИРЕЕВ Андрей Николаевич – канд. воен. наук, доцент, начальник отдела (АО «Туполев», Россия, 105005, Москва, наб.Академика Туполева, д. 17), ankireev@tupolev.ru

ТРОХОВ Дмитрий Александрович – начальник бригады (АО «Туполев», Россия, 105005, Москва, наб. Академика Туполева, д. 17), datrohov@tupolev.ru

ОРЛОВ Сергей Борисович – инженер-конструктор второй кат. (АО «Туполев», Россия, 105005, Москва, наб. Академика Туполева, д. 17), orlovkus@outlook.com

References

1. Vashchenko A. N., Grigoriev M. N., Zihan Zhang. Development and production of civil unmanned aerial vehicles: lessons from China for the implementation of the unmanned aviation development strategy in Russia. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024. Vol. 2, no. 3, pp. 82–97. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-3-82-97. EDN: RGTJJW. (In Russian)

2. Vashchenko A. N., Grigoriev M. N., Zihan Zhang. Development and use of aircraft with traction electric motors as a promising trend in the development of modern aviation: the experience of the people's republic of China. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024. Vol. 2, no. 1, pp. 77–93. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-1-77-93. EDN: VRQFUQ. (In Russian)

3. Khalyutin S. P., Har'kov V. P., Lyovin A. V. et al. Elektrifikaciya samolyotov. Sovremennoe sostoyanie i tendencii [Electrification of aircraft. State of the art and trends]. Innovations based on information and communication technologies: Materials of XI International Scientific and Practical Conference (INFO-2014), 1–10 October 2014, Sochi, Russia. Moscow: Publ. HSE University, 2014, pp. 555–558. (In Russian)

4. Gruzkov S. A., Rumyantsev M. Yu. Polnaya elektrifikaciya samoletov kak odin iz vazhnejshih putej resheniya ekologicheskih problem i povysheniya ekspluatacionnoj ekonomicheskoj i toplivno-energeticheskoj effektivnosti vozdushnogo transporta [Full electrification of aircraft as one of the most important ways to solve environmental issues and to improve the operational economical fuel and energy efficiency of air transport]. *Izvestiya Akademii elektrotekhnicheskikh nauk RF*. 2016. Iss. 18, pp. 35–60. (In Russian)

5. Ganin S. M., Karpenko A. V., Kolnogorov V. V., Petrov G. F. Bespilotnye letatel'nye apparaty [Unmanned aerial vehicles] St. Petersburg: Nevsky Bastion, 1999, pp. 45–52. (In Russian)

6. Avelar V., Zakho M. Batteries for data centers: comparison of lithium-ion batteries with lead-acid batteries. *Journal of Network Solutions/LAN.* 2017. No. 1–2, pp. 30–36. EDN: YHOECN. (In Russian)

7. Afanasyev P. P., Golubev I. S., Novikov V. N. et al. Bespilotnye letatel'nye apparaty [Unmanned aerial vehicles]. Moscow: MAI, 2008, pp. 331–343. (In Russian)

8. Petrash V. Y. Formirovanie modul'nogo ryada programmnykh fragmentov rascheta massy I razmerov bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Formation of a modular series of software fragments for calculating the mass and size of unmanned aerial vehicles: a training manual]. Moscow: MAI, 2021, pp. 43–44. (In Russian)

9. Bespilotnye letatel'nye apparaty [Unmanned aerial vehicles]. Ed. by L. S. Chernobrovkin. Moscow: Mashinostroenie, 1967, pp. 133–1192. (In Russian)

10. Electric motors for UAVs from Aviation Measurement Technologies LLC. URL: https://aviatest.aero/catalog/dvigateli-dlya-bespilotnikov/elektricheskie-dvigateli-dlya-bespilotnikov/ (accessed: 02/23/2025)

11. Electric engines for UAVs of the Milander company. URL: https://milandrsupport.informula.dev/docs/dokumetatsiya/?query=&secs_80=Y&secs_81=Y&secs_82=Y (accessed: 02/23/2025)

12. Teoriya i praktika proektirovaniya passazhirskikh samoletov [Theory and practice of designing passenger aircraft: Collection of works]. Ed. by G. V. Novozhilov. Moscow: Nauka, 1976, 439 p. (In Russian).

Date of receipt: January 24, 2025
Publication decision: January 24, 2025

Contact information:

Yuri A. KARPIKOV – Leading Design Engineer (JSC “Tupolev”, Russia, 105005, Moscow, Akademika Tupolev Embankment, 17), yourockkarp@mail.ru

Andrey N. KIREEV – Candidate of Military Sciences, Associate Professor, Head of the Department (JSC “Tupolev”, Russia, 105005, Moscow, Akademika Tupolev Embankment, 17), ankireev@tupolev.ru

Sergey B. ORLOV – Design Engineer of the Second Category (JSC “Tupolev”, Russia, 105005, Moscow, Akademika Tupolev Embankment, 17), orlovkus@outlook.com

Dmitry A. TROKHOV – Head of the Brigade (JSC “Tupolev”, Russia, 105005, Moscow, Akademika Tupolev Embankment, 17), datrohov@tupolev.ru

УДК 004.932.2

НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМ НАВЕДЕНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДОВ КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ

П. А. Гессен, А. И. Лизин, В. А. Павлова, В. Д. Саенко, А. А. Судаков, В. А. Тупиков

Научно-производственное предприятие «Авиационная и морская электроника», Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Рассматриваются современные алгоритмы компьютерного зрения для конечной ориентации летательных аппаратов. Основное внимание уделено подходам конечной ориентации по принципу сопоставления 3D-эталона и реальной сцены. Рассмотрены два подхода: сопоставление частично восстановленной 3D-модели с эталонной и приведение эталонной модели к изображению с дальнейшим сопоставлением. Описаны детерминированные и нейросетевые алгоритмы восстановления 3D-моделей и их применение в задаче конечного направления. Особое внимание уделено алгоритмам сопоставления изображений в условиях динамически изменяющейся среды. Отдельное внимание уделено алгоритму навигации с помощью сопоставления карт местности и реальных сцен с использованием нейросетевых алгоритмов, таких как GeoGAN.

Ключевые слова: компьютерное зрение, наведение, 3D-модель, нейронные сети, детерминированные алгоритмы

Для цитирования: *Гессен П. А., Лизин А. И., Павлова В. А., Саенко В. Д., Судаков А. А., Тупиков В. А.* Направления совершенствования систем наведения высокоскоростных летательных аппаратов на основе использования методов компьютерного зрения // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 141–156. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-141-156. EDN WIOHIW

ADVANCEMENTS IN GUIDANCE SYSTEMS FOR HIGH-SPEED AIRCRAFT BASED ON COMPUTER VISION METHODS

P. A. Gessen, A. I. Lizin, V. A. Pavlova, V. D. Saenko, A. A. Sudakov, V. A. Tupikov

Scientific-Production Enterprise “Aviation and Marine Electronics”, Saint Petersburg, Russia

Abstract. This article explores modern computer vision algorithms applied to the terminal guidance of aerial vehicles. The focus is on approaches that implement 3D reference-to-scene matching for final orientation. Two methods are considered: comparison of a partially reconstructed 3D model with a reference model, and projection of the reference model into image space for subsequent comparison. Both determi-

© Гессен П. А., Лизин А. И., Павлова В. А., Саенко В. Д., Судаков А. А., Тупиков В. А., 2025

nistic and neural network-based algorithms for 3D model reconstruction are discussed in the context of terminal guidance. Particular attention is given to image matching algorithms under dynamically changing environmental conditions. The article also highlights a navigation approach based on terrain map and real-scene matching using neural network architectures, such as GeoGAN.

Keywords: computer vision, final orientation, 3D model, neural networks, deterministic algorithms

For citation: Gessen P. A., Lizin A. I., Pavlova V. A., Saenko V. D., Sudakov A. A., Tupikov V. A. Advancements in guidance systems for high-speed aircraft based on computer vision methods. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 141–156. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-141-156. EDN WIOHIW (In Russian)

Введение

Компьютерное зрение стало важной составляющей в задачах итогового направления, т. е. определения конечной точки полета, летательных аппаратов. Скорость объектов и динамическая природа целей предъявляют высокие требования к системам выявления, идентификации и наблюдения. Современные алгоритмы компьютерного зрения должны способны работать в реальном времени, обеспечивая надежное выявление целей и наблюдение за ними, несмотря на различные внешние возмущения и изменения окружающей среды. Рассматривается множество алгоритмов выявления, применимых в задаче конечной ориентации, для работы в комплексе с алгоритмами наблюдения и определения [1–4].

Основные задачи

На основе исследований выбраны наиболее эффективные алгоритмы выявления, что являлось основной целью. В контексте данной работы лучшими считаются те алгоритмы, которые обеспечивают наиболее часто верное сопоставление эталонного объекта и объекта на реальном изображении в различных условиях фоноцелевой обстановки. Работа предусматривает решение следующих основных задач: обнаружение объектов по 3D-модели; построение высокодетализированной 3D-модели в качестве эталона объекта интереса; выявление объектов на основе частичного восстановления 3D-сцены и дальнейшего сопоставления с 3D-моделью эталона; выявление объектов на основе приведения эталонной 3D-модели к эталонному изображению; построение маршрута путем сопоставления карт местности и изображений, наблюдаемых под летательным аппаратом.

Первой решенной задачей является выявление объектов по 3D-модели (рис. 1), представляющей из себя эталон заданной цели и, по возможности, некоторую окрестность цели. Данный подход крайне требователен к качеству 3D-модели, необходим высокий уровень корреляции данной модели и реальной сцены. Удовлетворительного уровня качества модели можно добиться путем

восстановления 3D-модели по набору изображений реального объекта [5–10] (стереопары) (рис. 2).

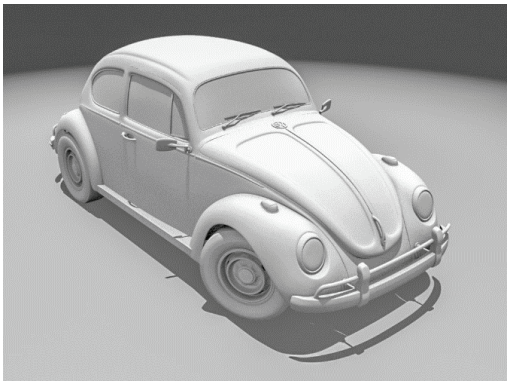


Рис. 1. Пример эталонной 3D-модели

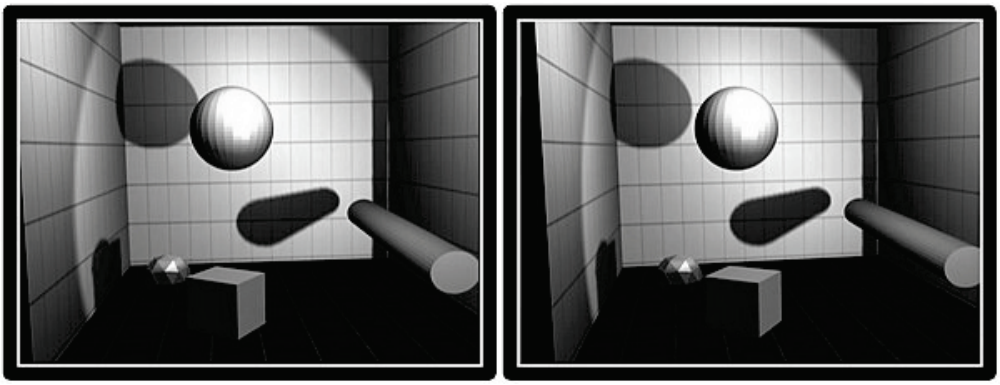


Рис. 2. Пример стереопары изображения

Задача восстановления 3D-модели по стереопарам состоит в реконструкции геометрической информации объекта, представленного на изображениях, с использованием данных о его глубине и ракурсе. Данная задача требует откалиброванной камеры и знания точного взаимного местоположения разных ракурсов съемки объекта. На основе представленных данных алгоритмы восстановления 3D-модели способны составить качественные карты глубины объекта съемки. На основе карт глубины проводится реконструкция 3D-модели. Данная задача может выполняться и детерминированными алгоритмами, и нейронными сетями.

Детерминированные алгоритмы восстановления 3D-модели:

- Метод структуры из движения (Structure from Motion – SfM) позволяет восстановить 3D-структуру сцены, используя набор изображений, сделанных с разных ракурсов. SfM идентифицирует общие точки на изображениях, а затем вычисляет положение камеры и восстанавливает 3D-координаты точек сцены.
- Стерео сопоставление (Stereo Matching) работает с двумя изображениями, снятыми с различных точек зрения (стереопара), и сопоставляет пиксели между изображениями для восстановления глубины сцены. Распространенные алго-

ритмы включают блок-сопоставление (Block Matching) и семантическую сегментацию для улучшения качества карты глубины.

- Многоракурсное стереозрение (Multi-View Stereo – MVS) – это расширение стереосопоставления на несколько изображений. MVS восстанавливает плотную 3D-модель сцены, анализируя множество изображений, сделанных с разных точек зрения. Алгоритмы, такие как PatchMatch Stereo [11], позволяют создавать точные 3D-реконструкции.
- Метод фото-консистентных поверхностей (Photoconsistent Surface Reconstruction) использует консистентность цвета или интенсивности между различными изображениями для восстановления 3D-поверхности объекта. Он применяет итеративные подходы для минимизации фотометрической ошибки между проекциями 3D-модели на изображения.

Нейронные сети для восстановления 3D-модели:

- MVSNet [12] – нейронная сеть для многоракурсного стереозрения, которая использует глубокие сверточные сети для восстановления плотных 3D-моделей. MVSNet преобразует набор изображений в карту глубины, используя 3D сверточные операции.
- Pix2Vox [13] – подход на основе глубокого обучения для восстановления 3D-объектов по нескольким изображениям. Pix2Vox использует несколько видов объектов и объединяет их для построения воксельной модели.
- DeepVoxels [14] применяет сверточные нейронные сети для реконструкции воксельной модели объекта по набору изображений, использующихся как входные данные. DeepVoxels обучается восстанавливать вид объекта из любой точки зрения.
- NeRF (Neural Radiance Fields) [15] использует нейронные сети для представления 3D-сцены как непрерывного поля излучения. Эта сеть обучается на наборе изображений и восстанавливает 3D-структуру и текстуру сцены, используя рендеринг на основе объемных данных.
- AtlasNet [16] – подход, использующий генеративные сети для восстановления 3D-моделей. AtlasNet представляет поверхность 3D-объекта как набор деформируемых атласов (плоскостей), что позволяет сети реконструировать сложные формы объектов по набору изображений.

Данные алгоритмы восстановления 3D-модели позволяют получить модель хорошего качества для ее использования в качестве эталона. Минусом данного подхода является некоторая сложность в сборе данных об эталонном объекте и высокая вычислительная сложность данных алгоритмов. После выбора и подготовки эталона можно приступить к задаче сопоставления получаемой оптической информации с эталонной 3D-моделью. Существуют два кардинально разных подхода к выполнению данной задачи: восстановление частичной 3D-модели на основе изображения или серии изображений, получаемых от прибора, для сопоставления эталонной 3D-модели и полученной частично восстановленной модели; приведение эталонной 3D-модели к эталонному изображению или

серии изображений и их последующее сопоставление с получаемых с прибора изображений.

Подход с восстановлением частичной 3D-модели может опираться на описанные алгоритмы или использовать следующие алгоритмы:

- Фотометрическое стереозрение (Shape from Shading) предполагает, что яркость пикселей изображения зависит от ориентации поверхности относительно источника света. Анализируя изменения освещенности, можно восстанавливать нормали поверхности и, следовательно, форму объекта.
- Восстановление формы по теням (Shape from Shadows) – тени, отбрасываемые объектами, содержат информацию о глубине и пространственном расположении объектов. Изучение расположения и формы теней позволяет восстановить 3D-структуру сцены.
- Геометрическая перспектива (Perspective Geometry) – использование свойств перспективной проекции, которая может помочь в оценке глубины на основе геометрических признаков, таких как параллельные линии, сходящиеся к точке схода.
- Глубокие сверточные нейронные сети (CNN) [17] для оценки глубины могут обучаться восстанавливать карту глубины сцены из одного изображения. Например, модели Monodepth [18] и DORN [19] (Depth-aware CNN) обучаются на большом количестве пар изображений и соответствующих карт глубины, что позволяет им предсказывать глубину для новых изображений.
- Воксельные представления (Voxel-based Methods) – в некоторых подходах, например, 3D-R2N2 [20], используется генеративная модель на основе реверсивных нейронных сетей для восстановления 3D-модели в виде воксельной сетки. Такие алгоритмы способны генерировать объемные представления объектов даже по одному изображению, обучаясь на больших наборах данных с 3D-моделями.
- Модели с 3D-репрезентацией поверхности – такие подходы, как AtlasNet и Pixel2Mesh [21], представляют 3D-объекты как деформируемые поверхности, которые обучаются восстанавливаться по одному изображению. Эти алгоритмы используют параметры, описывающие поверхность объекта, и обучаются минимизировать разницу между сгенерированной и эталонной поверхностями.



Рис. 3. Пример частичного восстановления 3D-модели по одному изображению: слева – исходное изображение, справа – изображение восстановленной 3D-модели

В задаче частичного восстановления 3D-модели без использования привычных в данной задаче стереопар изображений приходится столкнуться со следующими проблемами:

- Неоднозначность и недостаток данных. Основная проблема восстановления 3D-модели по одному изображению заключается в том, что двумерное изображение теряет важную информацию о глубине. Без дополнительных предположений или контекста задача становится неоднозначной – разные объекты могут давать одинаковую проекцию на плоскость изображения, что приводит к множественным возможным 3D-реконструкциям.
- Высокие вычислительные требования. Современные нейросетевые алгоритмы, такие как NeRF, требуют значительных вычислительных ресурсов для обучения и инференса. Алгоритмы восстановления 3D-моделей выполняют работу не менее нескольких секунд. Это может ограничивать их применение в реальных системах, где важны скорость и эффективность.
- Высокая вычислительная сложность сопоставления двух трехмерных моделей и оценки степени корреляции данных моделей также является ограничением для применения их в реальных системах.

Рассмотрим подход с приведением 3D-модели к эталонному изображению или серии изображений. Для выполнения данной задачи требуется заранее знать примерное направление движения аппарата, что накладывает некоторые ограничения при реальном использовании. Также качество дальнейшего сопоставления сильно зависит от уровня соответствия между полученным эталонным изображением и реальной сценой. Для лучшего результата при сопоставлении требуется моделировать время суток, погоду и характеристики камеры, установленной на аппарате, что значительно усложняет процесс создания эталонного изображения.

После создания эталонного изображения, которое получается путем взятия одного или группы кадров из системы моделирования 3D-объектов с предполагаемых дистанций и ракурсов, решается задача сопоставления эталона и изображения с БПЛА. Сопоставление можно проводить следующими алгоритмами.

Детерминированные алгоритмы. Алгоритмы на основе ключевых точек, такие как ORB [22], SIFT [23], SURF [24] и др. [25], прямо или косвенно зависят от яркостных характеристик исследуемых изображений, что накладывает требование соответствия яркостных характеристик объектов и их окружения на эталонном изображении и на реальной сцене. Также данные алгоритмы имеют низкую достоверность, так как ориентируются только на локальные признаки объектов (рис. 4).

Алгоритмы на основе контуров объектов [26]. После выделения контуров с ними можно провести манипуляции различного характера с целью выделения каких-либо ключевых признаков для их дальнейшего сопоставления. Главным минусом таких алгоритмов является нестабильность контурных изображений и необходимость в точной настройке алгоритмов выделения контуров под конкретную сцену. Данные алгоритмы при стабильных условиях экспериментов

показали более высокую точность, нежели алгоритмы на основе ключевых точек (рис. 5).



Рис. 4. Пример работы SIFT: прямыми линиями соединены ключевые точки, прошедшие сопоставление



Рис. 5. Пример работы алгоритма выделения контуров

Нейросетевые алгоритмы. LightGlue в связке с SuperPoint. SuperPoint [27] – это полносвязная сверточная нейронная сеть, которая выполняет одновременно детекцию и описание ключевых точек. Архитектура сети состоит из Encoder-Decoder структуры, где Encoder генерирует многоуровневые признаки, а Decoder производит плотную карту ключевых точек. SuperPoint использует алгоритм обучения без учителя, что позволяет избегать необходимости в ручной аннотации данных. Преимущества SuperPoint включают высокую производительность при обнаружении устойчивых ключевых точек даже в сложных условиях, таких как изменение освещения и перспективы.

LightGlue [28] – это алгоритм сопоставления, разработанный для улучшения сопоставления ключевых точек с использованием методов внимания. Он объ-

единяет идеи классических подходов и механизмов внимания, что позволяет улучшить качество сопоставления в условиях сложных сцен. LightGlue использует гибридный подход: комбинирование стохастических методов с детерминированными, что обеспечивает высокую точность и надежность результатов. Важной особенностью LightGlue является способность масштабироваться и работать с большими наборами данных без значительной потери производительности (рис. 6).



Рис. 6. Пример работы LightGlue + SuperPoint: прямыми линиями соединены ключевые точки, прошедшие сопоставление

Данные алгоритмы в связке позволяют получить высокий уровень сопоставления, являясь самым перспективным алгоритмом выполнения поставленной задачи по мнению авторов статьи. Усредненные оценки некоторых рассмотренных алгоритмов, полученные в ходе математического моделирования: сопоставление с помощью SIFT – 0,15; LightGlue+SuperPoint – 0,85; сопоставление на основе алгоритмов анализа контуров – 0,25. Таким образом, мы получаем информацию о положении одних и тех же маркерных точек на разных кадрах, что дает понимание о сдвиге и поворотах реального кадра относительно эталонного. По этим показателям можно вычислить нахождение искомого объекта с эталонного изображения на реальном, что и является решением задачи обнаружения.

GlueSticks [29] и другие нейронные алгоритмы на основе выделения уникальных морфологических признаков на исследуемых изображениях. Данные подходы чувствительны к параметрам камеры и искажениям изображений, которые могут происходить из-за больших скоростей летательных аппаратов. Ес-

ли будет решена техническая проблема с влиянием искажений, то данный алгоритм является достаточно перспективным в решении данной задачи.

Следует отдельно выделить алгоритм навигации по ключевым объектам местности путем сопоставления карт местности и наблюдаемого под летательным аппаратом изображения с целью дальнейшей корректировки траектории полета. Самыми перспективными алгоритмами являются нейронная сеть GeoGAN (рис. 7) и подобные нейронные сети [30–33]. GeoGAN является расширением генеративно-состязательных сетей (GAN), специально адаптированным для решения задачи преобразования и сопоставления картографических и реальных изображений. Основная идея GeoGAN заключается в использовании двух сетей:

- генератор принимает на вход изображение карты (например, топографической или спутниковой) и генерирует реалистичное изображение сцены, соответствующее реальной местности, наблюдаемой с определенного ракурса;
- дискриминатор принимает на вход как сгенерированные, так и реальные изображения и обучается отличать их друг от друга. Этот процесс создает состязательную динамику, при которой генератор становится все более эффективным в создании реалистичных изображений, а дискриминатор – в их различении.

Главной проблемой данного подхода является чувствительность к изменениям условий. Реальные изображения могут меняться в зависимости от времени суток, погоды и сезона, что требует от модели способности к обобщению и устойчивости к подобным изменениям.

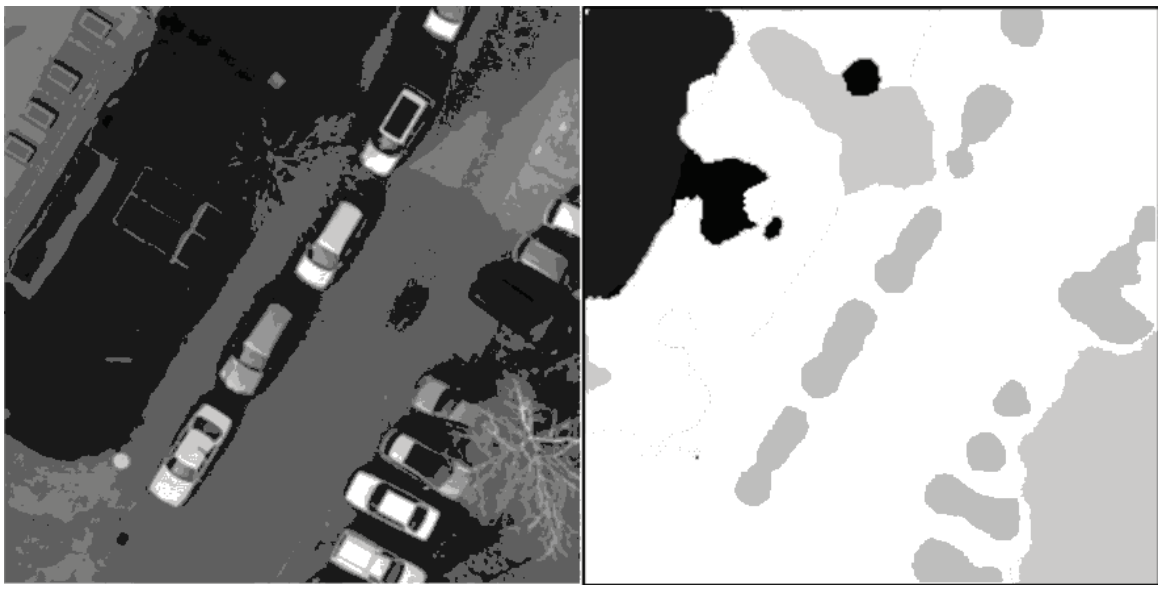


Рис. 7. Пример работы GeoGAN: слева – реальное изображение, справа – результат смоделированной карты для дальнейшего сопоставления

Выводы

Математическое моделирование проводилось по методикам и на средствах стороннего предприятия по соответствующим договоренностям, потому является конфиденциальным.

Алгоритмы обнаружения для систем наведения по 3D-модели обладают рядом ограничений их использования: высокой вычислительной сложностью алгоритмов, требованием высокого уровня корреляции между реальной сценой и эталонной 3D-моделью, а также изменчивостью реальной сцены. При соблюдении ограничений в работе наиболее высокий потенциал для применения при наведении высокоскоростных летательных аппаратов имеют нейронные сети из семейства LightGlue в связке с SuperPoint.

Алгоритмы, основанные на частичном восстановлении 3D-модели реальной сцены, имеют дополнительное ограничение в использовании в виде неоднозначности и недостатка данных, получаемых с высокоскоростного летательного аппарата. Также данный кластер алгоритмов не подходит для работы в реальном времени, так как время выполнения данных алгоритмов составляет не менее нескольких секунд ввиду их вычислительной сложности.

Для создания эталонных 3D-моделей целесообразно использовать высокодетализированную 3D-модель, полученную на основе реального объекта (сцены).

Потенциальным решением задачи навигации могут являться нейронные сети типа GeoGAN. Данные сети позволяют хорошо справляться с сопоставлением картографических и реальных изображений. Однако применение представленных нейронных сетей связано с рядом сложностей: зависимость от условий съемки, высокая вычислительная сложность и необходимость в больших объемах данных для обучения.

Таким образом, сформулированные рекомендации по выбору наиболее эффективного алгоритма конечной ориентации летательных аппаратов позволяет считать достигнутой цель данной работы. Дальнейшие исследования целесообразно сосредоточить на улучшении устойчивости моделей к изменениям окружающей среды и разработке высокоэффективных алгоритмов для работы в реальном времени.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Кульчицкий А. И., Макарчук Н. С., Калашников Г. А. Использование компьютерного зрения для распознавания техники // Научный аспект. 2023. Т. 18. № 5. С. 2245–2253. EDN: UBKHFX

2. Зоев И. В., Марков Н. Г., Рыжова С. Е. Интеллектуальная система компьютерного зрения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга технологических объектов предприятий нефтегазовой отрасли // Известия Томского политехнического университета.

Инжиниринг георесурсов. 2019. Т. 330. № 11. С. 34–49. DOI: 10.18799/24131830/2019/11/2346, EDN: OTTUWP

3. Ворошилина Е. П., Ворошилин Е. П., Тисленко В.И. Алгоритмы сопровождения подвижных объектов // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2009. № 2 (20). С. 53–58. EDN: KZFFJP

4. Филатов Г. П., Поляков С. А. О Проблемах и методах нахождения малоразмерных объектов на изображениях // Фундаментальные исследования. 2013. № 8–2. С. 318–322. EDN: QJEZGJ

5. Hartley R., Zisserman A. Multiple View Geometry in Computer Vision. Cambridge University Press, 2004. 655 p. DOI: 10.1017/CBO9780511811685

6. Scharstein D., Szeliski R. A Taxonomy and Evaluation of Dense Two-Frame Stereo Correspondence Algorithms // International Journal of Computer Vision. 2002. Vol. 47, № 1–3. Pp. 7–42. DOI: 10.1023/A:1014573219977, EDN: AUWXEZ

7. Furukawa Y., Ponce J. Accurate, Dense, and Robust Multi-View Stereopsis // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 2010. Vol. 32, № 8. Pp. 1362–1376. DOI: 10.1109/TPAMI.2009.161.

8. Kendall A., Martirosyan H., Dasgupta S. et al. End-to-End Learning of Geometry and Context for Deep Stereo Regression // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV), 22–29 Oct. 2017, Venice, Italy. 2017. Pp. 66–75. DOI: 10.1109/ICCV.2017.17

9. Волкович А. Н., Жук Д. В., Тузиков А. В. Восстановление трехмерных моделей объектов по стереоизображениям с учетом распараллеливания // Научно-технический Вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики. 2008. № 58. С. 3–10. EDN: IYFGFO

10. Гошин Е. В. Реконструкция 3D-сцен по неректифицированным стереоизображениям с прореживающей фильтрацией // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15, № 6(3). С. 748–753. EDN: SHQPSP

11. Bleyer M., Rhemann C., Rother C. PatchMatch Stereo: Stereo Matching with Slanted Support Windows // Proceedings of the British Machine Vision Conference (BMVC), August 29 – September 2, 2011, Dundee, UK. BMVA Press 2011. 11 p. DOI: 10.5244/C.25.14

12. Yao Y., Luo Z., Li S. et al. MVSNet: Depth Inference for Unstructured Multi-view Stereo // Proceedings of the 15th European Conference on Computer Vision (ECCV), September 8–14, 2018, Munich, Germany. Springer, Cham, 2018. Pp. 767–783. DOI: 10.1007/978-3-030-01237-3_47.

13. Xie H., Yao H., Sun X. et al. Pix2Vox: Context-Aware 3D Reconstruction from Single and Multi-view Images // Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV), 2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV), Seoul, Korea (South). 2019. Pp. 2690–2698. DOI: 10.1109/ICCV.2019.00278

14. Sitzmann V., Thies J., Zollhoefer M. et al. DeepVoxels: Learning Persistent 3D Feature Embeddings // Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 15–20 June 2019, Long Beach, CA, USA. 2019. Pp. 2432–2441. DOI: 10.1109/CVPR.2019.00254

15. Mildenhall B., Srinivasan P. P., Tancik M. et al. NeRF: Representing Scenes as Neural Radiance Fields for View Synthesis // Proceedings of the 16th European Conference on Computer Vision (ECCV), August 23–28, 2020, Glasgow, UK. Springer, Cham, 2020. Vol. 12346. Pp. 405–421. DOI: 10.1007/978-3-030-58452-8_24

16. Groueix T., Fisher M., Kim V. G. et al. AtlasNet: A Papier-Mâché Approach to Learning 3D Surface Generation // Proceedings of the 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 18–23 June 2018, Salt Lake City, UT, USA. Pp. 216–224. DOI: 10.1109/CVPR.2018.00030.

17. Krizhevsky A., Sutskever I., Hinton G. E. ImageNet Classification with Deep Convolutional Neural Networks // Advances in Neural Information Processing Systems 25 (NeurIPS): Proceedings

of the 26th Annual Conference on Neural Information Processing Systems, December 3–6, 2012, Lake Tahoe, Nevada, USA. 2012. Vol. 25. Pp. 1097–1105.

18. Godard C., Mac Aodha O., Brostow G. J. Unsupervised Monocular Depth Estimation with Left-Right Consistency // Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 21–26 July 2017, Honolulu, HI, USA. 2017. Pp. 6602–6611. DOI: 10.1109/CVPR.2017.699.

19. Fu H., Gong M., Wang C. et al. Deep Ordinal Regression Network for Monocular Depth Estimation // Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 18–23 June 2018, Salt Lake City, UT, USA. Pp. 2002–2011. DOI: 10.1109/CVPR.2018.00214.

20. Choy C. B., Xu D., Gwak J. et al. 3D-R2N2: A Unified Approach for Single and Multi-view 3D Object Reconstruction // Proceedings of the 14th European Conference on Computer Vision (ECCV), 11–14 October 2016, Amsterdam, The Netherlands. Part VIII. 2016. Pp. 628–644. DOI: 10.1007/978-3-319-46484-8_38

21. Wang N., Zhang Y., Li Z. et al. Pixel2Mesh: Generating 3D Mesh Models from Single RGB Images // Proceedings of the 15th European Conference Computer Vision – ECCV 2018, September 8–14, 2018, Munich, Germany. Part XI. Springer, Cham, 2018. Vol. 11215. Pp. 52–67. DOI: 10.1007/978-3-030-01252-6_4

22. Rublee E., Rabaud V., Konolige K., Bradski G. ORB: An Efficient Alternative to SIFT or SURF// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV), 6–13 Nov. 2011, Barcelona, Spain. 2011. Pp. 2564–2571. DOI: 10.1109/ICCV.2011.6126544

23. Lowe D. G. Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints // International Journal of Computer Vision. 2004. Vol. 60, № 2. Pp. 91–110. DOI: 10.1023/B:VISI.0000029664.99615.94, EDN: FOWIVJ.

24. Bay H., Tuytelaars T., Van Gool L. SURF: Speeded Up Robust Features. In European Conference on Computer Vision (ECCV) // Proceedings of the 9th European Conference on Computer Vision, 7–13 May 2006, Graz, Austria. Part I. Springer, Berlin, Heidelberg, 2006. Vol. 3951. Pp. 404–417. DOI: 10.1007/11744023_32

25. Краснобаев Е. А., Чистобаев Д. В., Малышев А. Л. Сравнение бинарных дескрипторов особых точек изображений в условиях искажений // Компьютерная оптика. 2019. Т. 43, № 3. С. 434–445. DOI: 10.18287/2412-6179-2019-43-3-434-445, EDN: FBYOBH

26. Гессен П. А., Лизин А. И., Павлова В. А. и др. Рекурсивный подход к обработке и определению контуров в системах навигации и наведения // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2024. № 6. С. 96–106 DOI: 10.24412/2071-6168-2024-6-96-106, EDN: JRCNWI

27. DeTone D., Malisiewicz T., Rabinovich A. SuperPoint: Self-Supervised Interest Point Detection and Description // Proceedings of the 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops, 18–22 June 2018, Salt Lake City, UT, 2018. Pp. 337–349. DOI: 10.1109/CVPRW.2018.00060, EDN: XHRKNC.

28. Sarlin P. E., Cadena C., Siegwart R., Dymczyk M. LightGlue: Robust Feature Matching with Attention Mechanisms // arXiv preprint arXiv:2006.03761. 2020. DOI: 10.48550/arXiv.2006.03761

29. Pautrat R., Suárez I., Yu Y. et al. GlueStick: Robust Image Matching by Sticking Points and Lines Together // Proceedings of the 2023 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV), 1–6 Oct. 2023, Paris, France. 2023. Pp. 9672–9682. DOI: 10.1109/ICCV51070.2023.00890.

30. Goodfellow I., Pouget-Abadie J., Mirza M. et al. Generative Adversarial Nets // Proceedings of the 28TH Annual Conference on Neural Information Processing Systems, 8–13 December 2014, Montreal, Canada. 2014. Vol. 3. Pp. 2672–2680.

31. Isola P., Zhu J. Y., Zhou T., Efros A. A. Image-to-Image Translation with Conditional Adversarial Networks // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recog-

nition (CVPR), 21–26 July 2017, Honolulu, HI, USA. Pp. 5967–5976. DOI: 10.1109/CVPR.2017.632.

32. Zhu J. Y., Park T., Isola P., Efros A. A. Unpaired Image-to-Image Translation using Cycle-Consistent Adversarial Networks // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision, 22–29 October 2017, Venice, Italy. 2017. Pp. 2242–2251. DOI: 10.1109/ICCV.2017.244. EDN: YEMKYH.

33. Mirza M., Osindero S. Conditional Generative Adversarial Nets // arXiv preprint arXiv:1411.1784. 2014.

Дата поступления: 23.01.2025
Решение о публикации: 06.02.2025

Контактная информация:

ГЕССЕН Павел Алексеевич – заместитель начальника центра средств интеллектуальной обработки изображений (ЦСИОИ) НПК РТС СН (Научно-производственное предприятие «Авиационная и морская электроника», Россия, 198097, Санкт-Петербург, ул. Маршала Говорова, д. 29, лит. «О», а/я 51), gessen_pa@nppame.ru

ЛИЗИН Алексей Игоревич – начальник центра средств интеллектуальной обработки изображений (ЦСИОИ) НПК РТС СН (Научно-производственное предприятие «Авиационная и морская электроника», Россия, 198097, Санкт-Петербург, ул. Маршала Говорова, д. 29, лит. «О», а/я 51), lizin_a@nppame.ru

ПАВЛОВА Валерия Анатольевна – канд. техн. наук, заместитель директора НПК РТС СН по НИОКР (Научно-производственное предприятие «Авиационная и морская электроника», Россия, 198097, Санкт-Петербург, ул. Маршала Говорова, д. 29, лит. «О», а/я 51), pavlova@nppame.ru

САЕНКО Владислав Дмитриевич – младший программист (Научно-производственное предприятие «Авиационная и морская электроника», Россия, 198097, Санкт-Петербург, ул. Маршала Говорова, д. 29, лит. «О», а/я 51), saenko_vd@nppame.ru

СУДАКОВ Андрей Алексеевич – программист (Научно-производственное предприятие «Авиационная и морская электроника», Россия, 198097, Санкт-Петербург, ул. Маршала Говорова, д. 29, лит. «О», а/я 51), sudakov_aa@nppame.ru

ТУПИКОВ Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, профессор, заместитель генерального директора, директор научно-производственного комплекса робототехнических систем специального назначения (НПК РТС СН) (Научно-производственное предприятие «Авиационная и морская электроника», Россия, 198097, Санкт-Петербург, ул. Маршала Говорова, д. 29, лит. «О», а/я 51), tupikov@nppame.ru

References

1. Kul'chitskiy A. I., Makarchuk N. S., Kalashnikov G. A. Ispol'zovanie komp'yuternogo zreniya dlya raspoznavaniya tekhniki [Using computer vision to recognize technology]. *Nauchnyy aspekt* [Scientific aspect]. 2023. Vol. 18, no. 5, pp. 2245–2253. EDN: UBKHFX. (In Russian)

2. Zoev I. V., Markov N. G., Ryzhova S. E. Intelligent computer vision system for unmanned aerial vehicles for monitoring technological objects of oil and gas industry. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University. Geo Assets Engineering*. 2019. Vol. 330, no. 11, pp. 34–49. DOI: 10.18799/24131830/2019/11/2346, EDN: OTTUWP. (In Russian)

3. Voroshilina E. P., Voroshilin E. P., Tislenko V. I. Track initiation methods for moving targets. *Proceedings of TUSUR University*. 2009. No. 2 (20), pp. 53–58. EDN: KZFFJP. (In Russian)

4. Filatov G. P., Polyakov S. A. On small-sized objects in images finding issues and methods. *Fundamental Research.* 2013. No. 8–2, pp. 318–322 EDN: QJEZGJ. (In Russian)

5. Hartley R., Zisserman A. Multiple View Geometry in Computer Vision. Cambridge University Press, 2004. 655 p. DOI: 10.1017/CBO9780511811685

6. Scharstein D., Szeliski R. A Taxonomy and Evaluation of Dense Two-Frame Stereo Correspondence Algorithms. *International Journal of Computer Vision*. 2002. Vol. 47, no. 1–3, pp. 7–42. DOI: 10.1023/A:1014573219977, EDN: AUWXEZ

7. Furukawa Y., Ponce J. Accurate, Dense, and Robust Multi-View Stereopsis. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*. 2010. Vol. 32, no. 8, pp. 1362–1376. DOI: 10.1109/TPAMI.2009.161.

8. Kendall A., Martirosyan H., Dasgupta S. et al. nd-to-End Learning of Geometry and Context for Deep Stereo Regression. Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV), 22–29 Oct. 2017, Venice, Italy. Pp. 66–75. DOI: 10.1109/ICCV.2017.17

9. Volkovich A., Zhuk D., Tuzikov A. V. Three-dimensional model recontructing by means of stereo images considering its multisequencing. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*. 2008. No. 58, pp. 3–10. EDN: IYFGFO. (In Russian)

10. Goshin Ye. V. 3D-scene reconstruction from unrectified stereo images using decimation filter. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences.* 2013. Vol. 15, no. 6(3), pp. 748–753. EDN: SHQPSP. (In Russian)

11. Bleyer M., Rhemann C., Rother C. PatchMatch Stereo: Stereo Matching with Slanted Support Windows. Proceedings of the British Machine Vision Conference (BMVC), August 29 – September 2, 2011, Dundee, UK. BMVA Press, 2011, 11 p. DOI: 10.5244/C.25.14

12. Yao Y., Luo Z., Li S. et al. MVSNet: Depth Inference for Unstructured Multi-view Stereo. Proceedings of the 15th European Conference on Computer Vision (ECCV), September 8–14, 2018, Munich, Germany. Springer, Cham, 2018, pp. 767–783. DOI: 10.1007/978-3-030-01237-3_47

13. Xie H., Yao H., Sun X. et al. Pix2Vox: Context-Aware 3D Reconstruction from Single and Multi-view Images. Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV), 2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV), Seoul, Korea (South). 2019, pp. 2690–2698. DOI: 10.1109/ICCV.2019.00278

14. Sitzmann V., Thies J., Zollhoefer M. et al. DeepVoxels: Learning Persistent 3D Feature Embeddings. Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 15–20 June 2019, Long Beach, CA, USA. 2019, pp. 2432–2441. DOI: 10.1109/CVPR.2019.00254

15. Mildenhall B., Srinivasan P. P., Tancik M. et al. NeRF: Representing Scenes as Neural Radiance Fields for View Synthesis. Proceedings of the 16th European Conference on Computer Vision (ECCV), August 23–28, 2020, Glasgow, UK. Springer, Cham, 2020. Vol. 12346, pp. 405–421. DOI: 10.1007/978-3-030-58452-8_24

16. Groueix T., Fisher M., Kim V. G. et al. AtlasNet: A Papier-Mâché Approach to Learning 3D Surface Generation. Proceedings of the 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 18–23 June 2018, Salt Lake City, UT, USA, pp. 216–224. DOI: 10.1109/CVPR.2018.00030.

17. Krizhevsky A., Sutskever I., Hinton G. E. ImageNet Classification with Deep Convolutional Neural Networks. Advances in Neural Information Processing Systems 25 (NeurIPS): Proceedings

of the 26th Annual Conference on Neural Information Processing Systems, December 3–6, 2012, Lake Tahoe, Nevada, USA. 2012. Vol. 25, pp. 1097–1105.

18. Godard C., Mac Aodha O., Brostow G. J. Unsupervised Monocular Depth Estimation with Left-Right Consistency. Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 21–26 July 2017, Honolulu, HI, USA. 2017, pp. 6602–6611. DOI: 10.1109/CVPR.2017.699.

19. Fu H., Gong M., Wang C. et al. Deep Ordinal Regression Network for Monocular Depth Estimation. Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 18–23 June 2018, Salt Lake City, UT, USA. 2018, pp. 2002–2011. DOI: 10.1109/CVPR.2018.00214.

20. Choy C. B., Xu D., Gwak J. et al. 3D-R2N2: A Unified Approach for Single and Multi-view 3D Object Reconstruction. Proceedings of the 14th European Conference on Computer Vision (ECCV), 11–14 October 2016, Amsterdam, The Netherlands. Part VIII. 2016, pp. 628–644. DOI: 10.1007/978-3-319-46484-8_38

21. Models from Single RGB Images. Proceedings of the 15th European Conference Computer Vision – ECCV 2018, September 8–14, 2018, Munich, Germany. Part XI. Springer, Cham, 2018. Vol. 11215, pp. 52–67. DOI: 10.1007/978-3-030-01252-6_4

22. Rublee E., Rabaud V., Konolige K., Bradski G. ORB: An Efficient Alternative to SIFT or SURF. Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV), 6–13 Nov. 2011, Barcelona, Spain. 2011, pp. 2564–2571. DOI: 10.1109/ICCV.2011.6126544

23. Lowe D. G. Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints. International Journal of Computer Vision. 2004. Vol. 60, no. 2, pp. 91–110. DOI: 10.1023/B:VISI.0000029664.99615.94, EDN: FOWIVJ.

24. Bay H., Tuytelaars T., Van Gool L. SURF: Speeded Up Robust Features. In European Conference on Computer Vision (ECCV). Proceedings of the 9th European Conference on Computer Vision, 7–13 May 2006, Graz, Austria. Part I. Springer, Berlin, Heidelberg, 2006. Vol. 3951, pp. 404–417. DOI: 10.1007/11744023_32

25. Krasnabayeu Y. A., Chistabayeu D. V., Malyshev A. L. Comparison of binary feature points descriptors of images under distortion conditions. *Computer Optics* 2019. Vol. 43, no. 3, pp. 434–445. DOI: 10.18287/2412-6179-2019-43-3-434-445. EDN: FBYOBH. (In Russian)

26. Gessen P. A., Lizin A. I., Pavlova V. A. et al. Recursive approach to processing and determining contours in navigation and guidance systems. *Izvestiya Tula State University.* 2024. No. 6, pp. 96–106. DOI: 10.24412/2071-6168-2024-6-96-106. EDN: JRCNWI. (In Russian)

27. DeTone D., Malisiewicz T., Rabinovich A. SuperPoint: Self-Supervised Interest Point Detection and Description. Proceedings of the 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops, 18–22 June 2018, Salt Lake City, UT. 2018, pp. 337–349. DOI: 10.1109/CVPRW.2018.00060, EDN: XHRKNC.

28. Sarlin P. E., Cadena C., Siegwart R., Dymczyk M. LightGlue: Robust Feature Matching with Attention Mechanisms. *arXiv preprint arXiv:2006.03761*. 2020. DOI: 10.48550/arXiv.2006.03761

29. Pautrat R., Suárez I., Yu Y. et al. GlueStick: Robust Image Matching by Sticking Points and Lines Together. Proceedings of the 2023 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV), 1–6 Oct. 2023, Paris, France. 2023, pp. 9672–9682. DOI: 10.1109/ICCV51070.2023.00890.

30. Goodfellow I., Pouget-Abadie J., Mirza M. et al. Generative Adversarial Nets. Proceedings of the 28TH Annual Conference on Neural Information Processing Systems, 8–13 December 2014, Montreal, Canada. 2014. Vol. 3, pp. 2672–2680.

31. Isola P., Zhu J. Y., Zhou T., Efros A. A. Image-to-Image Translation with Conditional Adversarial Networks. Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 21–26 July 2017, Honolulu, HI, USA, pp. 5967–5976. DOI: 10.1109/CVPR.2017.632.

32. Zhu J. Y., Park T., Isola P., Efros A. A. Unpaired Image-to-Image Translation using Cycle-Consistent Adversarial Networks. Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision, 22–29 October 2017, Venice, Italy. 2017, pp. 2242–2251. DOI: 10.1109/ICCV.2017.244. EDN: YEMKYH.

33. Mirza M., Osindero S. Conditional Generative Adversarial Nets. *arXiv preprint arXiv:1411.1784*. 2014.

Date of receipt: January 23, 2025
Publication decision: February 6, 2025

Contact information:

Pavel A. GESSEN – Deputy Chief of Intellectual Image Processing Center (Scientific-Production Enterprise “Aviation and Marine Electronics”, Russia, 198097, Saint Petersburg, Marshal Govorov str., 29, lit. "O", P.O.B. 51), gessen_pa@nppame.ru

Aleksey I. LIZIN – Chief of Intellectual Image Processing Center (Scientific-Production Enterprise “Aviation and Marine Electronics”, Russia, 198097, Saint Petersburg, Marshal Govorov str., 29, lit. "O", P.O.B. 51), lizin_a@nppame.ru

Valeria A. PAVLOVA – Candidate of Engineering Sciences, Deputy Director of Research at Research and Production Complex of Special Purpose Robotic Systems (Scientific-Production Enterprise “Aviation and Marine Electronics”, Russia, 198097, Saint Petersburg, Marshal Govorov str., 29, lit. "O", P.O.B. 51), pavlova@nppame.ru

Vladislav D. SAENKO – Junior Programmer (Scientific-Production Enterprise “Aviation and Marine Electronics”, Russia, 198097, Saint Petersburg, Marshal Govorov str., 29, lit. "O", P.O.B. 51), saenko_vd@nppame.ru

Andrey A. SUDAKOV – Programmer (Scientific-Production Enterprise “Aviation and Marine Electronics”, Russia, 198097, Saint Petersburg, Marshal Govorov str., 29, lit. "O", P.O.B. 51), sudakov_aa@nppame.ru

Vladimir A. TUPIKOV – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Deputy Director General, Director of Research and Production Complex of Special Purpose Robotic Systems (Scientific-Production Enterprise “Aviation and Marine Electronics”, Russia, 198097, Saint Petersburg, Marshal Govorov str., 29, lit. "O", P.O.B. 51), tupikov@nppame.ru

УДК 629.05

ОБОБЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩЕЙ КАЛИБРОВКИ ДВУХСТЕПЕННЫХ ПОПЛАВКОВЫХ ГИРОСКОПОВ СИСТЕМЫ НАЗЕМНОЙ НАВИГАЦИИ

А. О. Дряглев

Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого, г. Балашиха, Россия

Аннотация. Предлагается математическое обоснование внутренних и внешних возмущений чувствительных элементов двухстепенных поплавковых гироскопов для реализации нового способа автономного определения систематических составляющих угловых скоростей дрейфов трехосного гироскопического стабилизатора без необходимости использования дополнительных источников информации, а также изменения конструкции инерциальной навигационной системы. Програмно-методический подход к процессу проведения начальной выставки инерциальных систем позволяет значительно повысить их эффективность эксплуатации за счет сокращения времени начальной выставки и повышения точности определения собственных уходов гироскопов в условиях недоступности коррекции относительно спутникового радионавигационного поля.

Ключевые слова: калибровка, начальная выставка, инерциальная навигационная система, наземная навигация, фильтр Калмана

Для цитирования: *Дряглев А. О.* Обобщенная математическая модель быстродействующей калибровки двухстепенных поплавковых гироскопов системы наземной навигации. 2025. Т. 3, № 1. С. 157–168. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-157-168. EDN NGGIGY

GENERALIZED MATHEMATICAL MODEL FOR HIGH-SPEED CALIBRATION OF TWO-STAGE FLOAT GYROSCOPES IN GROUND-BASED NAVIGATION SYSTEMS

A. O. Dryaglev

Peter the Great Military Academy of Strategic Missile Forces, Balashikha, Russia

Abstract. This article presents a mathematical justification for modeling internal and external disturbances affecting the sensitive elements of two-stage float gyroscopes, aimed at implementing a novel method for autonomously determining the systematic components of angular velocity drift in a three-axis gyroscopic stabilizer. The approach eliminates the need for additional information sources or modifications to the design of the inertial navigation system. The proposed software and methodological framework for the initial alignment of inertial systems significantly improves operational efficiency by reducing alignment time and increasing the accuracy of gyroscope drift estimation, particularly under conditions where satellite-based radio navigation corrections are unavailable.

© Дряглев А. О., 2025

Keywords: calibration, initial exhibition, inertial navigation system, ground navigation, Kalman filter

For citation: Dryaglev A.O. Generalized mathematical model for high-speed calibration of two-stage float gyroscopes in ground-based navigation systems. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 157–168. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-157-168. EDN NGGIGY (In Russian)

Введение

Автономные инерциальные навигационные системы (ИНС) нашли широкое применение в объектах повышенного риска, которым необходимо обеспечить непрерывное и гарантированное определение местоположения. При использовании ИНС на поверхности Земли для уменьшения методических и инструментальных ошибок счисления пути обычно применяют настройку цепи обратной связи трехосного гиростабилизатора (ТГС) на период невозмущаемости М. Шулера с комплексированием навигационной информации от других независимых источников. Коррекция координат может производится по информации от механических датчиков скоростей, на основе эффекта Доплера или другими автономными средствами [1]. Мировая практика проектирования навигационных систем постулирует, что наиболее эффективное решение навигационной задачи осуществляется при интегрировании в состав навигационной системы аппаратуры спутниковой навигации.

Однако не всегда предоставляется возможным производить достоверное уточнение координат от глобальной навигационной спутниковой системы из-за многофакторного влияния среды и условий функционирования, что подчеркивает важность начальной точностной настройки курсовой составляющей автономной системы наземной навигации.

Анализ подходов к проведению начальной выставки ИНС

Точностная настройка ИНС перед началом функционирования предполагает проведение циклов калибровок командно-измерительных приборов ТГС. Существующие современные акселерометры имеют высокостабильные статические и динамические характеристики, что позволяет определить их масштабные коэффициенты заблаговременно без потери времени на начальную выставку платформы [2]. Входящие в состав ИНС, прецизионные двухстепенные поплавковые гироскопы также имеют стабильные характеристики точности, но только для конкретного запуска гироскопа, что обуславливает определение их систематических составляющих угловых скоростей дрейфов перед применением по назначению.

От точности калибровок гироскопов зависит амплитуда колебаний платформы с периодом М. Шулера, которая реализует приборную систему координат объекта навигации, где происходит интегрирование вектора кажущегося уско-

рения (скорости). В соответствии с этим существуют различные подходы к определению систематических дрейфов гироскопов.

Так, в [3] рассмотрена калибровка систематических составляющих угловых скоростей дрейфов гироскопов ИНС полуаналитического типа по сигналам акселерометров с использованием фильтра Калмана. При этом требуемая точность калибровки северного гироскопа $\sigma_c = 2{,}10^{-3}$ угл.с/с достигалась примерно за 17 мин. Вместе с этим при моделировании не учитывались колебания (виброускорения) объекта, на котором установлена инерциальная навигационная система.

Также известен способ калибровки гироскопов на заарретированной платформе ТГС ИНС после их включения в режим датчика угловой скорости [4]. В данном способе необходимо осуществлять выставку каждого гироскопа в грубом направлении на географический север и измерять их информационные сигналы в не менее, чем в двух положениях платформы. Физический разворот платформы и измерение информационных сигналов для компенсации собственных случайных шумов гироскопов занимают длительное время калибровки.

В работе [5] обоснован новый способ калибровки систематической составляющей угловой скорости дрейфа двухстепенного поплавкового гироскопа в режиме гирокомпаса. Он позволяет определить искомый параметр гироскопа в одном фиксированном положении его входной оси с точностью порядка 10^{-4} угл.с/с за 100 с проведения калибровки. Полученная точность требует более глубокого описания математической модели с учетом влияния дополнительных возмущающих факторов.

Обобщение внутренних и внешних возмущений гироскопа системы наземной навигации

Ведущий ученый в области командно-измерительных приборов Л. И. Каргу в своем труде [6] определил, что «ожидаемые в будущем точности гироскопов, оцениваемые величинами уходов $10^{-3}\ldots10^{-4}$ град./ч, приводят к необходимости учитывать не только суточное $\Omega_з$, но и годовое вращение Земли $\Omega_г$ вокруг Солнца». Для теоретической точности быстродействующей калибровки, равной $1{,}768 \cdot 10^{-04}$ угл.с/с, необходимо рассмотреть годовое вращение Земли в поле тяготения Солнца (рис. 1), потому что среднегодовое значение угловой скорости $\Omega_г \approx 0{,}04$ угл.с/с.

Линейная скорость Земли при движении по орбите изменяется от точки наибольшего удаления от Солнца (афелий) до точки наименьшего удаления (перигелий), что приводит к неравномерному изменению угловой скорости $\Omega_г$ на существенную для обоснованной точности калибровки величину, которая равна $\Delta\Omega_г = 0{,}003$ угл.с./с.

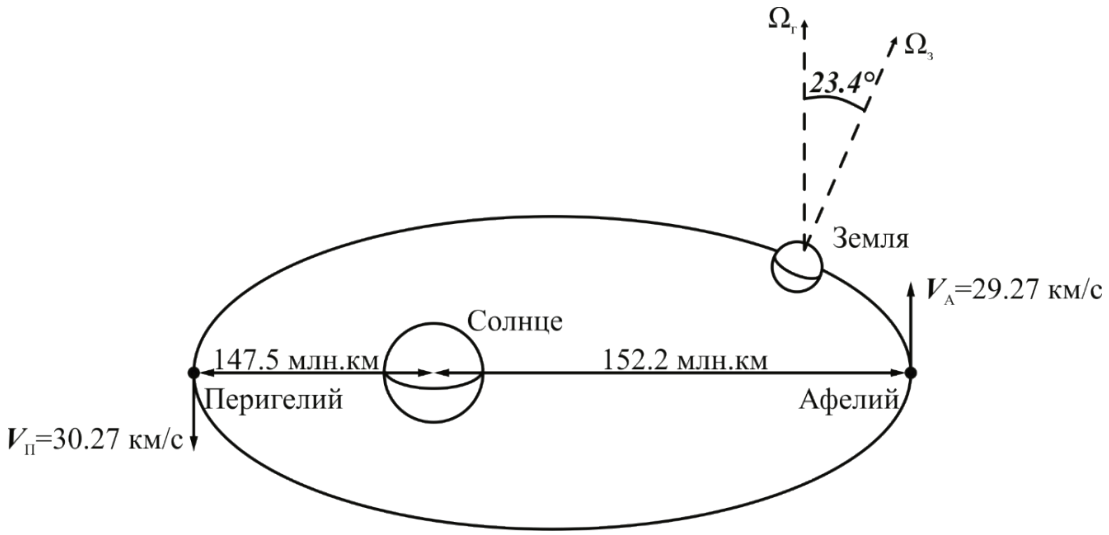


Рис. 1. Орбита Земли

Поскольку ось вращения Земли не перпендикулярна плоскости ее орбиты, экваториальная плоскость Земли не компланарна плоскости эклиптики, а наклонена к ней под углом около 23,4°, который известен как наклон эклиптики. То есть дополнительные проекции к горизонтальной составляющей угловой скорости вращения Земли $\omega_г$ и вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли $\omega_в$ можно определить через широту места B как угол χ, равный разности B и угла наклона эклиптики $\chi = B - 23{,}4°$. Обобщенные проекции угловых скоростей для системы координат, связанной с плоскостью горизонта места с широтой B, определяются в виде:

$$\begin{aligned} \omega_{го} &= \omega_г + \Omega_г(t)\cos\chi, \\ \omega_{во} &= \omega_в + \Omega_г(t)\sin\chi, \end{aligned} \qquad (1)$$

где $\Omega_г(t)$ – угловая скорость годового вращения Земли вокруг Солнца, осредненная для конкретного дня проведения калибровки.

Значения $\Omega_г(t)$ рассчитываются с помощью решения системы дифференциальных уравнений, основанных на законах Кеплера и всемирного тяготения [7] или теории гравитации А. Эйнштейна [8]. Они могут быть заблаговременно рассчитаны для средней широты места калибровки и заложены в вычислительный комплекс для снижения нагрузки на ЭВМ без существенной потери точности калибровки гироскопов.

Быстродействующая калибровка гироскопов проводится на заарретированной платформе ТГС [5] (система координат платформы $Ox_п y_п z_п$), которая из-за несовершенства фиксирующих устройств отклоняется от плоскости местного горизонта и в азимуте (относительно географической системы координат OLNW) на взаимно ортогональные углы Ψ, γ и δ, называемые углами Эйлера – Крылова (рис. 2).

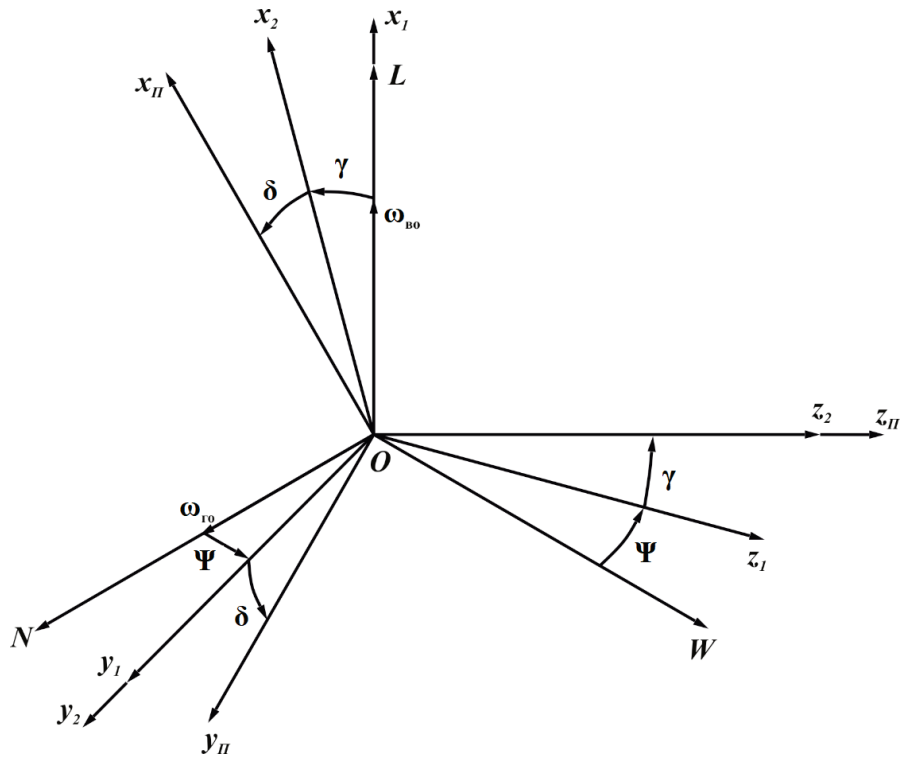


Рис. 2. Положение начальной выставки платформы

Двухстепенный поплавковый гироскоп до инициации калибровки функционирует в режиме датчика угловой скорости, что позволяет допустить сонаправленность его входной оси и оси чувствительности [9]. Для определения обобщенных проекций угловых скоростей на ось чувствительности гироскопа в процессе калибровки можно воспользоваться таблицей [10].

Направляющие косинусы для гироскопа с горизонтальной осью ротора

Координаты	L ($\omega_{во}$)	N ($\omega_{го}$)
$x_п$	$\cos\delta\cos\gamma$	$\sin\delta\cos\Psi + \cos\delta\sin\gamma\sin\Psi$
$y_п$	$-\sin\delta\sin\gamma$	$\cos\delta\cos\Psi - \sin\delta\sin\gamma\sin\Psi$
$z_п$	$\sin\gamma$	$-\cos\gamma\sin\Psi$

С учетом описанного, в данной системе поплавок гироскопа движется в сторону меридиана из-за воздействия на чувствительный элемент гироскопического момента $M_г$, величина которого равна

$$M_г = H\omega_{го}((\cos\delta\cos\Psi - \sin\delta\sin\gamma\sin\Psi)\cos\beta + \cos\gamma\sin\Psi\sin\beta) - \\ -H\omega_{во}(\sin\delta\sin\gamma\cos\beta + \sin\gamma\sin\beta)), \quad (2)$$

где H – кинетический момент гироскопа; β – угол движения чувствительного элемента гироскопа, регистрируемый датчиком угла гироскопа.

Углы негоризонтальности γ и δ измеряются акселерометрами (наклономерами) ТГС, а угол азимутальной ориентации входной оси гироскопа Ψ определяется исходя из точности начальной выставки и арретирования платформы ТГС (рис. 3).

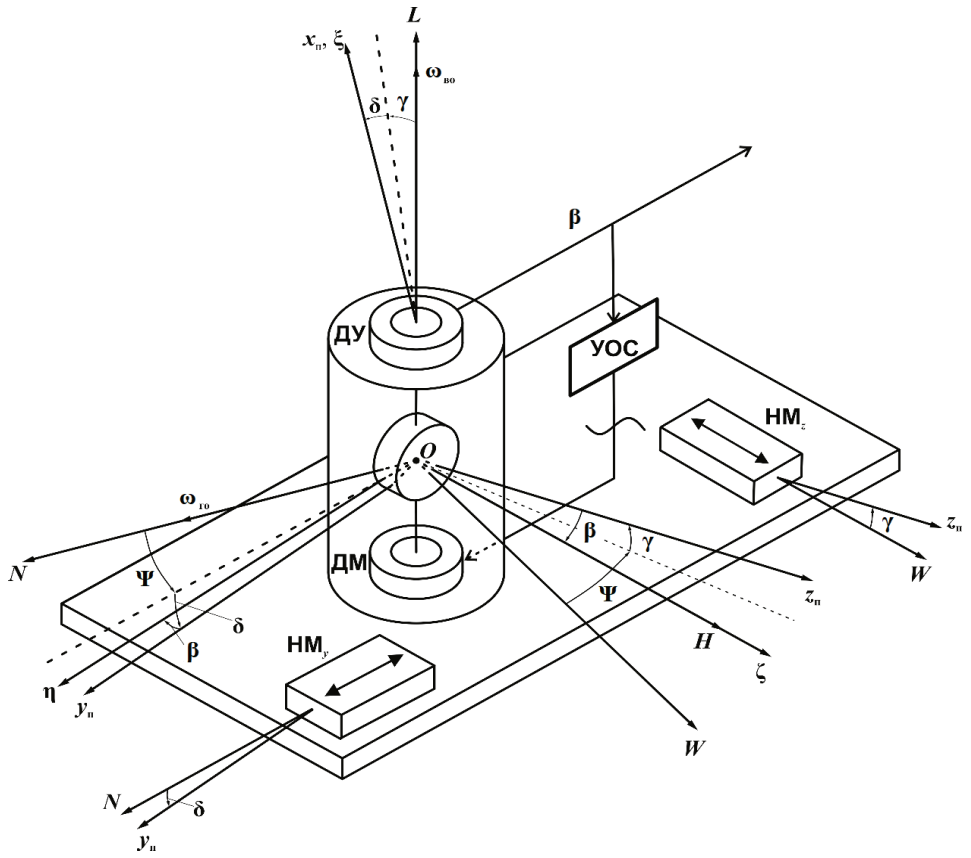


Рис. 3. Двухстепенный поплавковый гироскоп на платформе ТГС в режиме гирокомпаса

Гироскопический момент (2) определяет полезную составляющую информационного сигнала в процессе его оптимальной фильтрации. Разделение информационного сигнала алгоритмами дискретного оптимального фильтра Калмана первого приближения происходит в условиях шума измерений датчиков угла и акселерометров (наклономеров) $v(t)$, а также возмущений чувствительного элемента $M_{\text{в}}$, которые можно представить в виде

$$M_{\text{в}} = M_{\text{др}} + M_{\text{сл}} + M_{\text{вибр}}, \tag{3}$$

где $M_{\text{др}}$ – вредный момент, обусловленный систематической составляющей угловой скорости дрейфа гироскопа $\omega_{\text{др}}$; $M_{\text{сл}}$ – вредный момент, обусловленный случайной составляющей угловой скорости дрейфа гироскопа $\omega_{\text{сл}}$; $M_{\text{вибр}}$ – вредный момент, обусловленный влиянием вибраций объекта навигации на чувствительный элемент гироскопа.

Систематическая составляющая угловой скорости дрейфа $\omega_{\text{др}}$ прецизионных поплавковых гироскопов относительно стабильна в одном запуске гироскопа и представляется случайной константой, определенной как нормальная случайная величина с паспортным среднеквадратическим значением.

Случайная составляющая угловой скорости дрейфа гироскопа $\omega_{\text{сл}}$ в общем виде представляется в виде случайного процесса, который описывает динамику случайных возмущений поплавка, обусловленную тепловыми конвекционными потоками жидкости гирокамеры, несовершенством магнитного экранирования

гироскопа и другими случайными факторами. Физические основы возникновения случайного дрейфа двухстепенного поплавкового гироскопа привели к выбору передаточной функции в виде узкополосного колебательно-форсирующего процесса второго порядка:

$$W(p) = \frac{d + d_p p}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2}, \quad (4)$$

где d, d_p – первый и второй параметры колебательного звена; ξ – коэффициент демпфирования передаточной функции; ω_0 – собственная круговая частота передаточной функции.

Выбор значений параметров передаточной функции (4) происходил на основе математического моделирования случайных реализаций $\omega_{сл}$ варьированием переменных ξ, ω_0, d_p, d при постоянной интенсивности случайного процесса $Q_{сл}$, характеризующейся известным формулярным среднеквадратическим значением $\sigma_{сл}$. Наибольшее соответствие реальному процессу обеспечивается при следующих найденных параметрах: $d = 2$; $d_p = 1$ с; $f_0 = 1$ Гц; $\xi = 0{,}9$; $\omega_0 = 2\pi f_0$ рад/с и интенсивности белого шума $Q_{сл} = 1{,}35 \cdot 10^{-14}$ рад^2/с^5 для $\sigma_{сл} = 2.42 \cdot 10^{-8}$ рад/с (рис. 4).

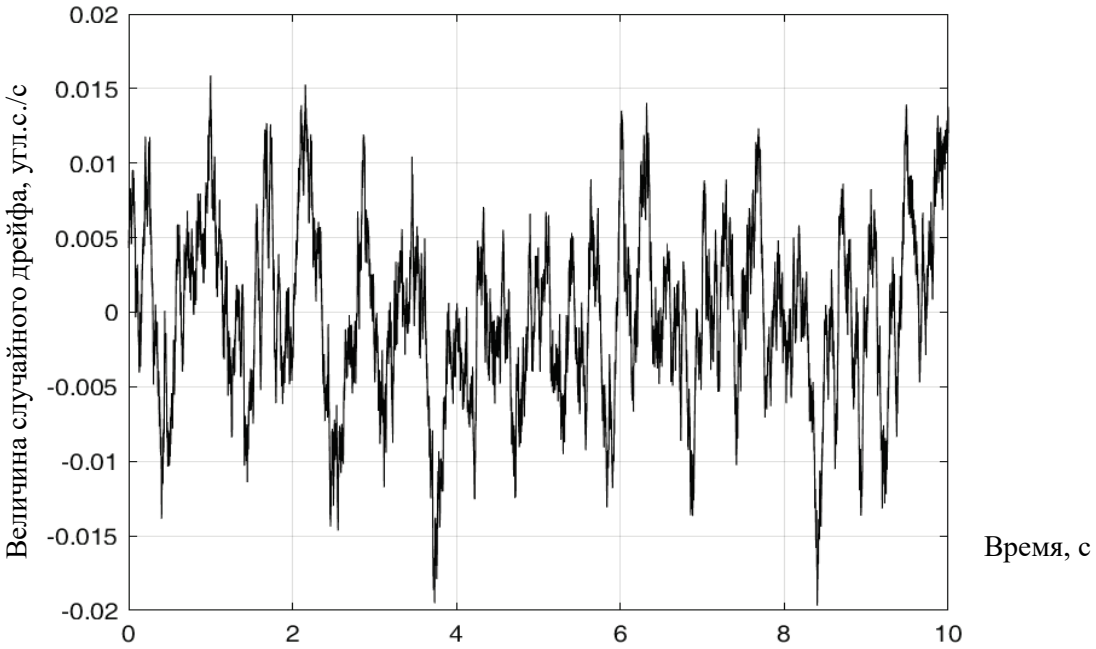


Рис. 4. Случайная реализация $\omega_{сл}$

Определение математической модели случайной составляющей угловой скорости дрейфа гироскопа $\omega_{сл}$ является одной из важнейших задач исследования гироскопических систем. От характера случайных возмущений гироскопа зависит точность определяемой оценки его систематической составляющей угловой скорости дрейфа $\omega_{др}$. Неучтенный физический процесс, который реально происходит в гироскопе и имеет корреляцию с движением чувствительного элемента во время его калибровки, в процессе фильтрации информационного сиг-

нала алгоритмически будет интегрирован в величину оценки искомого параметра $\omega_{др}$. Необходимость точного обоснования математических моделей гироскопов лежит в основе способов калибровок, которые основаны на фильтрации информационных сигналов. Данного недостатка лишены способы автокомпенсации погрешностей, но они занимают длительное время процесса калибровок гироскопов.

Влияние вибраций объекта навигации (возмущений основания) на чувствительный элемент гироскопа осуществляется вследствии инерционной передачи виброускорений двигательной установки или ветровых порывов $W_{вибр}$ на платформу ТГС. Таким образом, помимо статического дебаланса поплавка гироскопа $\omega_{дб}$, который для прецизионных датчиков угловой скорости при действии ускорения силы тяжести в 1 g составляет $4{,}84\cdot10^{-8}$ рад/с [2], из-за неточности балансировки чувствительного элемента возникает дополнительный динамический уход, зависящий от $W_{вибр}$:

$$M_{в} = \left(H\omega_{дб} \middle/ g \right) W_{вибр}. \tag{5}$$

Виброускорения $W_{вибр}$ также представляются в виде случайного процесса, вид формирующего фильтра которого рационально выбрать как в [11]. Параметры формирующего фильтра получаются в результате экспериментальных исследований объекта навигации. В исследовательских целях формирующий фильтр виброускорений для среднеквадратического значения вибраций $\sigma_{вибр}$ = 0,6 м/с^2 и интенсивности белого шума $Q_{вибр}$ = 340 м^2/с^3 представим в виде

$$\begin{gathered}
\Delta\dot{X}_{вибр} = \Delta V_{вибр}, \\
\Delta\dot{V}_{вибр} = \Delta W_{вибр}, \\
\Delta\dot{W}_{вибр} = -1{,}7\cdot10^{5}\Delta X_{вибр} - 3{,}5\cdot10^{6}\Delta V_{вибр} - 376\Delta W_{вибр} + w_{бш},
\end{gathered} \tag{6}$$

где $\Delta X_{вибр}$ – виброперемещение платформы ТГС, обусловленное собственными возмущениями объекта навигации; $\Delta V_{вибр}$ – виброскорость платформы ТГС, обусловленная собственными возмущениями объекта навигации.

Обобщенная математическая модель быстродействующей калибровки двухстепенного поплавкового гироскопа системы наземной навигации описывается дифференциальным уравнением движения гирокомпаса под действием полной проекции угловой скорости вращения Земли и возмущений основания с учетом тригонометрических упрощений:

$$\begin{gathered}
I\beta'' + f\beta' = H\omega_{го}\cos\beta + H\omega_{го}\Psi\sin\beta - H\omega_{во}\delta\gamma\cos\beta - \\
- H\omega_{во}\gamma\sin\beta + H\omega_{др} + H\omega_{сл} + \left(H\omega_{дб} \middle/ g \right) W_{вибр},
\end{gathered} \tag{7}$$

где I, f – момент инерции и удельный момент сил вязкого трения среды гироскопа.

Результаты математического моделирования процесса быстродействующей калибровки двухстепенного поплавкового гироскопа

Синтезируя параметры системы (4)–(6) и проведя линеаризацию (7) относительно номинального движения чувствительного элемента [5], получим систему дифференциальных уравнений, которую удобно представить в форме пространства состояний [12]. Матрицы состояния и входных воздействий также нетрудно получить, объединив описанную динамику для вектора состояния системы:

$$\Delta x = [\Delta x_1\ \Delta x_2\ \Delta x_3\ \Delta x_4\ \Delta x_5\ \Delta x_6\ \Delta x_7\ \Delta x_8\ \Delta x_9\ \Delta x_{10}\ \Delta x_{11}]^T, \quad (8)$$

где $\Delta x_1 = \Delta\beta$ – расчетные приращения, равные разнице угла β и его соответственного номинального значения $\beta_н$;

$$\Delta x_2 = \Delta\dot{x}_1,\ \Delta x_3 = \Psi,\ \Delta x_4 = \omega_{др},\ \Delta x_5 = \delta,\ \Delta x_6 = \gamma,\ \Delta x_7 = \omega_{сл},\ \Delta x_8 = \Delta\dot{x}_7 = \Pi_{сл},$$

$$\Delta x_9 = \Delta\dot{X}_{вибр},\ \Delta x_{10} = \Delta\dot{V}_{вибр},\ \Delta x_{11} = \Delta\dot{W}_{вибр}.$$

При составлении матрицы наблюдений системы необходимо обратить внимание, что акселерометры помимо измерения углов негоризонтальности платформы ТГС Δx_5 и Δx_6 на основе приращения ускорения силы тяжести g чувствительны и к вибрациям основания Δx_{11}, что важно для обеспечения адекватности математической модели.

Проведено математическое моделирование процесса быстродействующей калибровки для параметров прецизионного двухстепенного поплавкового гироскопа [5] с применением алгоритмов дискретного оптимального фильтра Калмана первого приближения. Результаты моделирования подтверждают обоснованную точность и быстродействие определения систематического дрейфа гироскопа в условиях возмущения и негоризонтальности основания (рис. 5 и 6).

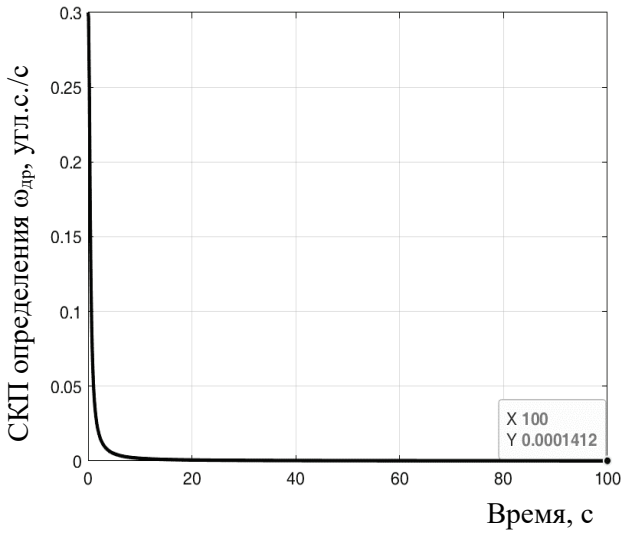


Рис. 5. Оценка точности $\omega_{др}$

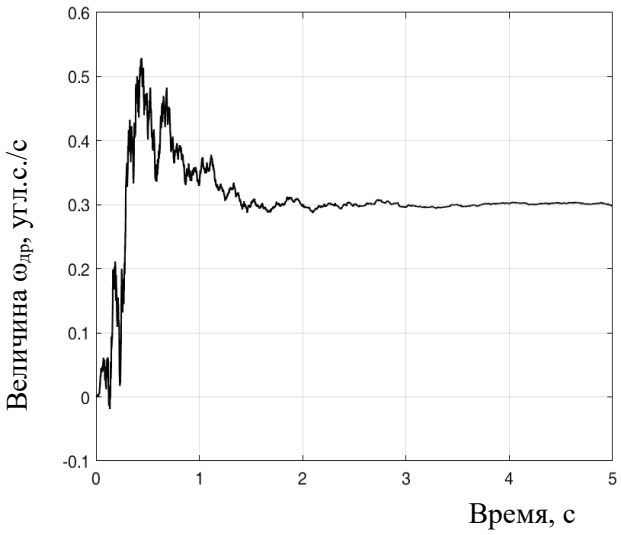


Рис. 6. Оценка $\omega_{др}$

Заключение

Учет полученных оценок для настройки ИНС на период невозмущаемости М. Шулера, в дополнение к снижению времени точностной настройки системы наземной навигации, позволяет увеличить точностные характеристики курсовой системы объекта навигации. Данное обстоятельство повышает эффективность применения системы наземной навигации с платформенными ИНС полуаналитического типа в условиях, когда отсутствует возможность корректировать от глобальной навигационной спутниковой системы, а решение навигационной задачи осуществляется автономно. Прирост технической эффективности по критериям времени и точности проведения начальной выставки ИНС по сравнению с [3] составляет более 50 % и не требует изменения конструкции навигационных систем, что может иметь важное технико-экономическое значение при модернизации существующих или проектировании перспективных автономных подвижных объектов различного назначения.

Конфликт интересов/Conflict of interests

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов / The author declares no conflict of interests.

Библиографический список

1. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.

2. Калихман Д.М. Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов / под общ. ред. В. Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Концерн "ЦНИИ "Электроприбор"», 2008. 296 с. EDN: QNDKYN

3. Теркайро Дж., Битнер Х. Выбор субоптимального фильтра минимального порядка для автономной калибровки и выставления систем инерциальной навигации // Управление в пространстве: Труды VI Междунар. симпозиума ИФАК по автомат. управлению в пространстве. Т. 2. М.: Наука, 1976. 343 с.

4. Назаров Б. И., Булатов В. В., Ломейко Н. П. и др. Командно-измерительные приборы: учебник. М.: М-во обороны СССР, 1975. 479 с.

5. Дряглев А. О. Способ калибровки систематической составляющей угловой скорости дрейфа двухстепенного поплавкового гироскопа // Труды АО «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2024. № 1. EDN: AKICZD

6. Каргу Л. И. Гироскопические приборы и системы. М.: Судостроение, 1988. 240 с.

7. Поршнев С. В. Компьютерное моделирование физических процессов и систем в пакете MATLAB: учебное пособие. М.: Горячая линия-Телеком, 2023. 808 с.

8. Эйнштейн А. Альберт Эйнштейн и теория гравитации: Сборник статей / под ред. Е. А. Куранского. М.: Мир, 1979. 592 с.

9. Ригли У., Холлистер У., Денхард У. Теория, проектирование и испытания гироскопов. М.: Мир, 1972. 416 с.

10. Лукьянов Д. П. Распопов В. Я., Филатов Ю. В. Прикладная теория гироскопов. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн "ЦНИИ "Электроприбор"», 2015. 316 с. EDN: VXEZMJ

11. Brock L. D., Schmidt G. T. Statistical estimation in inertial navigation systems // AIAA/IACC Guidance and Control Conference, Seattle, Washington, August 15–17, 1966. DOI: 10.2514/6.1966-1849

12.Справочник по теории автоматического управления / под ред. А. А. Красовского. М.: Наука, 1987. 712 с

Дата поступления: 22.01.2025
Решение о публикации: 30.01.2025

Контактная информация:

ДРЯГЛЕВ Александр Олегович – адъюнкт (Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого, Россия, 143900, г. Балашиха, ул. Карбышева, д. 8), ofstring@inbox.ru

References

1. Babich O. A. Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh [Processing of Information in Navigation Complexes]. Moscow: Mashinostroenie, 1991, 512 p. (In Russian)

2. Kalikhan D. M. Precision Controlled Stands for Dynamic Testing of Gyroscopic Instruments (Under the general ed. of Acad. V.G. Peshehonov). St. Petersburg: GNC RF TsNII "Kontsern TsNII 'Elektropribor', 2008, 296 p. (In Russian)

3. Terekayro J., Bitner H. Selection of a Suboptimal Filter of Minimum Order for Autonomous Calibration and Alignment of Inertial Navigation Systems. Space management: Proceedings of the VI International the IFAC Symposium on Automation. management in space. Moscow: Nauka, 1976. Vol. 2, 343 p. (Vol. 2). Moscow: Nauka, 1976, 658 p. (In Russian)

4. Nazarov B. I., Bulatov V. V., Lomeyko N. P. et al. Komandno-izmeritel'nye pribory [Command and measuring devices: textbook]. Moscow: Ministry of Defense of the USSR, 1975, 479 p. (In Russian)

5. Dryaglev A. O. Method for Calibrating the Systematic Component of the Drift Angular Velocity of a Two-Degree-of-Freedom Floating Gyroscope. Proceedings of AO NPtsAP. Systems and Control Instruments. 2024. No. 1. EDN: AKICZD (In Russian)

6. Kargu L. I. Gyroscopic Instruments and Systems. Moscow: Sudostroenie, 1988, 240 p. (In Russian)

7. Porshnev S. V. Komp'yuternoe modelirovanie fizicheskikh protsessov i sistem v pakete MATLAB: ucheb-noe posobie dlya vuzov [Computer modeling of physical processes and systems in the MATLAB package: a textbook for universities]. Moscow: Hotline-Telecom, 2023, 808 p. (In Russian)

8. Einstein A. Al'bert Eynshteyn i teoriya gravitatsii: Sbornik statey [Albert Einstein and the Theory of Gravity: A Collection of Articles]. Ed. E. A. Kuransky. Moscow: Mir, 1979, 592 p. (In Russian)

9. Wrigley W., Hollister W. M., Denhard W. G. Gyroscopic The-ory, Design, and Instrumentation. Cambridge, Mass., M.I.T. Press, 1969, 472 p.

10. Lukyanov D. P., Raspopov V. Ya., Filatov Yu. V. Applied Gyroscope Theory. St. Petersburg: GNC RF OAO "Kontsern TsNII 'Elektropribor', 2015, 316 p. (In Russian)

11. Brock L. D. Schmidt. G.T. Statistical estimation in inertial navigation systems. AIAA/IACC Guidance and Control Conference, Seattle, Washington, August 15–17, 1966. DOI: 10.2514/6.1966-1849

12. Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravleniya [Reference Book on Automatic Control Theory]. Ed. A. A. Krasovsky. Moscow: Nauka, 1987, 712 p. (In Russian)

Date of receipt: January 22, 2025
Publication decision: January 30, 2025

Contact information:

Alexander O. DRYAGLEV – Adjunct (Peter the Great Military Academy of Strategic Missile Forces, Russia, 143900, Balashikha, Karbysheva str., 8), ofstring@inbox.ru

УДК 004.932.1

СПОСОБ КОРРЕКЦИИ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ

А. И. Рысин[1,2]

[1] *Ульяновский государственный технический университет, г. Ульяновск, Россия*
[2] *АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения», г. Ульяновск, Россия*

Аннотация. Рассматриваются алгоритмы комплексной обработки навигационной информации для определения местоположения объекта, представлены результаты разработки такого алгоритма на базе фильтра частиц, смоделирована его работа с использованием реальных полетных данных для вертолета с типовым составом комплекса бортового радиоэлектронного оборудования. Продемонстрирована возможность коррекции местоположения объекта по информации цифровой модели рельефа местности. Проведена сравнительная оценка точности определения координат объекта по данным от различных источников.

Ключевые слова: комплексирование, фильтр частиц, цифровая модель рельефа, локализация Монте-Карло, навигационный комплекс

Для цитирования: *Рысин А. И.* Способ коррекции местоположения летательного аппарата с помощью цифровой модели рельефа местности // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 169–188. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-169-188. EDN KNGSAO

METHOD FOR AIRCRAFT POSITION CORRECTION USING A DIGITAL ELEVATION MODEL

A. I. Rysin[1,2]

[1] *Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk, Russia*
[2] *JSC Ulyanovsk Instrument Engineering Design Bureau, Ulyanovsk, Russia*

Abstract. The paper presents algorithms for integrated processing of navigation data to determine the position of an object. A particle filter–based algorithm has been developed and tested using real flight data from a helicopter equipped with a standard onboard avionics suite. The feasibility of position correction using information from a digital elevation model (DEM) has been demonstrated. A comparative assessment of coordinate accuracy was conducted using data from various sources.

Keywords: integration, particle filter, digital elevation model, Monte Carlo localization, navigation system

For citation: Rysin A. I. Method for aircraft position correction using a digital elevation model. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 169–188. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-169-188. EDN KNGSAO (In Russian)

© Рысин А. И., 2025

Введение

Общепринятым способом построения навигационных комплексов ЛА является комплексный подход к формированию навигационной информации, когда в навигационном вычислителе ведется совместная обработка доступных и достоверных данных от большого числа бортовых систем-датчиков. В перечень таких датчиков первичной информации наряду с устройствами инерциального принципа действия входят измерители радиотехнического и нерадиотехнического принципов действия: аппаратура приема сигналов спутниковых радионавигационных систем (АП СРНС), радиотехническая система ближней навигации (РСБН), системы воздушных сигналов, курсовые системы, доплеровского измерителя составляющих скорости (ДИСС), астроориентаторы и др. Основой современного навигационного комплекса является бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС).

Для обеспечения требований по точности определения навигационных параметров, по причине накопления со временем погрешностей БИНС в определении координат текущего местоположения, обусловленного инструментальными погрешностями блока чувствительных элементов, показания БИНС периодически или постоянно должны корректироваться от других систем-источников первичной информации. Такие алгоритмы работы навигационной системы принято относить к алгоритмам комплексной обработки информации (КОИ). Их основу составляют процедуры рекуррентного оценивания результата или погрешности и последующего формирования корректирующих поправок. На вход алгоритма комплексирования поступают сигналы от выбранного сочетания датчиков и систем. Примером простейшего алгоритма комплексирования является усреднение показаний различных систем, измеряющих один и тот же параметр. Также алгоритмы КОИ могут быть разработаны с позиций традиционного байесовского подхода, с использованием алгоритма оптимального фильтра Калмана (ФК) и его модификаций, генетических алгоритмов, искусственных нейронных сетей и т. д.

Одним из возможных вариантов построения алгоритма определения координат ЛА в известном районе выполнения полетного задания может являться свойственная беспилотным наземным роботизированным системам – процедура локализации Монте-Карло (Monte Carlo Localization) и ее адаптация для поиска навигационного решения. Стоит отметить, что данный метод имеет ряд преимуществ. Так, многочастичный фильтр (фильтр частиц, или Particle Filter – PF), в основе которого лежит данная процедура, может аппроксимировать несколько различных видов вероятностных распределений, поскольку имеет непараметрическое представление. Хорошо известные и широко применяемые алгоритмы фильтрации байесовского типа, такие как фильтр Калмана (в том числе, расширенный фильтр Калмана), «полагают», что положение объекта движе-

ния может быть описано с помощью закона распределения с одномодовой плотностью распределения вероятностей, например, распределения Гаусса, а случайные составляющие погрешностей представляются в виде белого шума. Таким образом, алгоритмы данного вида теряют свою эффективность в ситуациях, когда первоначальные предположения о местоположении являются мультимодальными, а погрешности представлены в виде цветных шумов. Преимуществом процедуры аппроксимации методом Монте-Карло, в отличие от других аппроксимационных методов, которые используются для решения задач нелинейной фильтрации, также является тот факт, что при ее реализации не используется процедура локальной линеаризации или какая-либо подобная функциональная аппроксимация.

Таким образом, целью исследования является рассмотрение метода повышения точности определения географических координат с использованием сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС, СРНС) и других датчиков и систем навигационной информации, для чего предлагается: рассмотреть способ коррекции погрешности БИНС в составе бортового радиоэлектронного оборудования ЛА; промоделировать данный метод в режиме постобработки на реальных полетных данных.

Постановка задачи

Известная формулировка задачи коррекции предполагает, что требуется получить оценку действительного вектора состояния размерности n для некоторой динамической системы $x_k \in R^n$. Модель динамики системы описывается при этом некоторым стохастическим уравнением:

$$x_k = f_k(x_{k-1}, v_k),$$

где $f_k(\cdot)$ – в общем случае нелинейная функция вектора состояния x_k и компоненты v_k, которая является случайной составляющей, описывающей возмущающие воздействия. Компонентами вектора состояния x_k являются координаты местоположения объекта в выбранной СК (широта φ, долгота λ и высота h), углы ориентации (углы крена, тангажа и рыскания (курс ψ)), составляющие путевой скорости объекта в географической СК (V_N, V_E) или же погрешности их определения. Для определенности рассмотрим вектор состояния системы $x_k = \{\varphi, \lambda, V_N, V_E, \psi\}$. При этом доступны измерения части или всего вектора состояния системы, которые могут быть описаны уравнением:

$$z_k = h_k(x_k, w_k),$$

где $h_k(\cdot)$ – в общем случае нелинейная функция вектора состояния или его части; w_k – составляющая, описывающая случайные погрешности измерений.

Часто возмущения и шумы предполагаются аддитивными и, таким образом, может рассматриваться частный случай, предполагающий задание стохастической модели системы в виде процессов:

$$x_k = f_k(x_{k-1}) + v_k,$$

$$z_k = h_k(x_k) + w_k.$$

Из постановки задачи x_k является марковским процессом, что делает возможным его задание с помощью переходных плотностей вероятностей $p(x_k|x_{k-1})$ [1], а функция правдоподобия $p(z_k|x_k)$ позволяет описать вероятность получения конкретных значений наблюдаемого вектора z_k при определенных состояниях x_k. Таким образом, задача коррекции текущих координат местоположения объекта сводится к получению оптимальных оценок параметров, описывающих текущее местоположение, или их погрешностей для дальнейшей компенсации.

Структура навигационного комплекса

Существует несколько способов интегрирования измерительных систем в единый навигационный комплекс. Рассмотрим способ построения, основанный на слабосвязанной схеме интегрирования, когда каждая из систем-источников навигационной информации формирует независимые навигационные данные. При таком подходе один из источников выбирается в качестве базового (зачастую это БИНС), а остальные выступают в роли источника корректирующих измерений. Алгоритм комплексной обработки навигационной информации в данном случае реализуется в отдельном навигационном вычислителе. Основным преимуществом данного подхода является возможность быстрой модернизации навигационного комплекса. При этом, как правило, навигационные комплексы, построенные по данному принципу, обладают бóльшими массами и габаритами, а также несколько уступают по точности комплексам, построенным по сильносвязанной схеме интегрирования. Структурная схема интегрирования информации по слабосвязанной схеме с использованием алгоритмов КОИ калмановского типа представлена на рис. 1 [2].

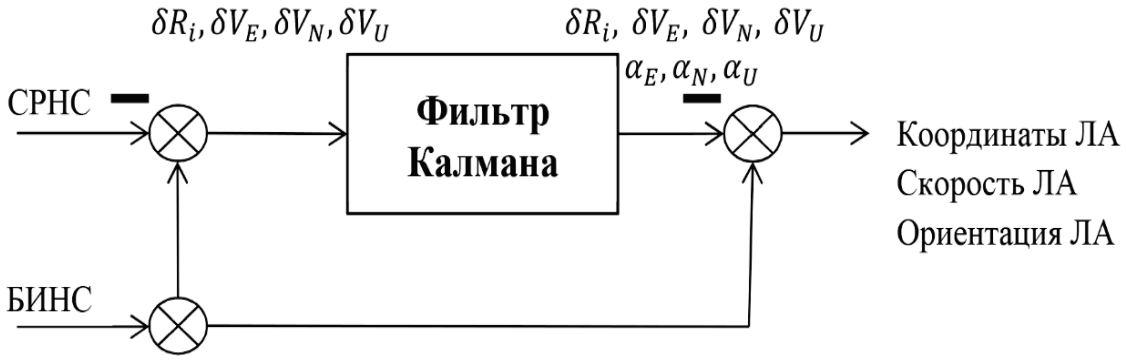


Рис. 1. Слабосвязанная схема интегрирования информации в НК

В качестве обрабатываемых в алгоритме КОИ измеряемых величин в работе используются данные от типового состава комплекса бортового оборудования вертолета общего назначения. Характеристики измеряемых величин представлены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики измеряемых величин

Измеритель	Название	Частота выдачи[1]	Погрешность измерения (для справки)[2]
АП СРНС	Широта $\varphi_{\text{снс}}$, долгота $\lambda_{\text{снс}}$, град.	1–20 Гц	до 5–10 м (автономный режим); 0,5–2 м (дифф. режим)
	Высота над эллипсоидом $h_{\text{снс}}$, м		до 3–6 м
	Северная W_{n_g} и восточная W_{e_g} составляющие путевой скорости, м/с		0,1–0,5 м/с
БИНС	Широта $\varphi_{\text{БИНС}}$, долгота $\lambda_{\text{БИНС}}$, град.	до 100 Гц	1,85–3,7 км за час полета (автономный режим для систем навигационного класса)
	Высота над эллипсоидом $h_{\text{БИНС}}$, м		до 5 м
	Северная $W_{n\_\text{БИНС}}$ и восточная $W_{e\_\text{БИНС}}$ составляющие путевой скорости, м/с		до 0,2–4 м/с (в зависимости от класса системы)
	Углы тангажа θ и крена γ, град.		от 0,1 до 3,0 (в зависимости от класса системы)
	Истинный курс $\psi_{\text{ист}}$, град.		от 0,2 + 0,02t до 6,0 (в зависимости от класса системы)
СВС	Абсолютная барометрическая высота $H_{\text{абс}}$, м	12 Гц	до 5 м
	Модуль истинной воздушной $V_{\text{ист}}$ и приборной скорости $V_{\text{пр}}$, м/с		до 2–3 м/с
	Вертикальная бароинерциальная скорость $V_{\text{уби}}$, м/с		до 0,8 м/с
ДВС	Составляющие истинной воздушной скорости в ССК V_x, V_y, V_z, м/с	12 Гц	до 2–3 м/с
Радиовысотомер	Геометрическая высота $H_{\text{г}}$, м	25 Гц	±0,45 или ±0,02 $H_{\text{г}}$, что больше
ДИСС	Составляющие путевой скорости в ССК W_x, W_y, W_z, м/с	25 Гц	0,25 % W + 0,2 (0,30 % W + 0,2)[3] 0,20 % W + 0,2[4]

Примечания:
[1] частота выдачи информации представлена для частного случая по данным тактико-технических заданий (ТТЗ) на изделия;
[2] представлена максимальная погрешность измерения параметров по данным анализа эксплуатационной документации изделий;[3]погрешность измерения продольной и поперечной составляющих над водной поверхностью; [4]погрешность измерения вертикальной составляющей.

В рассматриваемой задаче в качестве входных данных использовались данные от БИНС ($\varphi_{БИНС}$, $\lambda_{БИНС}$, $W_{n\_БИНС}$, $W_{e\_БИНС}$, $\psi_{ист}$), в качестве корректирующих измерений – абсолютная высота объекта и геометрическая высота, а также измерения от АП СРНС. В качестве эталонных данных выступали измерения, полученные в интегрированном канале БИНС. Частота решения задачи интеграции выбрана равной 100 Гц.

Алгоритм совместной обработки информации в навигационном комплексе

Применение получивших широкое распространение алгоритмов калманского типа в качестве основы алгоритма комплексирования ограничено следующими условиями [3]: модель системы, в частном случае модель изменения погрешностей БИНС, и модель измерений должны быть линейными [4]; измерительные шумы и шумы системы должны быть некоррелированные и представлять собой белый шум.

Таким образом, актуальна задача разработки альтернативного алгоритма, отвечающего следующим требованиям:

- способен работать в условиях нелинейности системы, когда функция динамики $f(x)$ является нелинейной;
- способен работать с многомодовым распределением погрешностей БИНС;
- не уступает по точности существующим алгоритмам, построенным на базе фильтра Калмана.

Таким алгоритмом может являться алгоритм повышения точности на основе процедуры локализации Монте-Карло. В работе приводятся результаты разработки алгоритма комплексной обработки информации на основе фильтра частиц, который является широко используемым классом численных методов. Привлекательность применения алгоритмов фильтра частиц вызвана тем, что они сочетают байесовскую рекурсивную процедуру оценивания с методом Монте-Карло.

Учитывая информацию, характеризующую абсолютное положение объекта в пространстве (скорость, координаты и истинный курс, поступающие от БИНС и положение объекта, позволяющее соотнести его относительно некоторого уровня поверхности, системы отсчета или среды, к примеру, высота объекта), алгоритм [5] выполняет оценку положения и курсовую ориентацию объекта по мере его перемещения и воспринимает окружающую среду через формируемую оценку высоты объекта и рельеф местности по данным цифровой модели местности.

Модель состояний марковской цепи, позволяющих описать процесс аппроксимации функции плотности распределения вероятностей x_k, показана на рис. 2 [6].

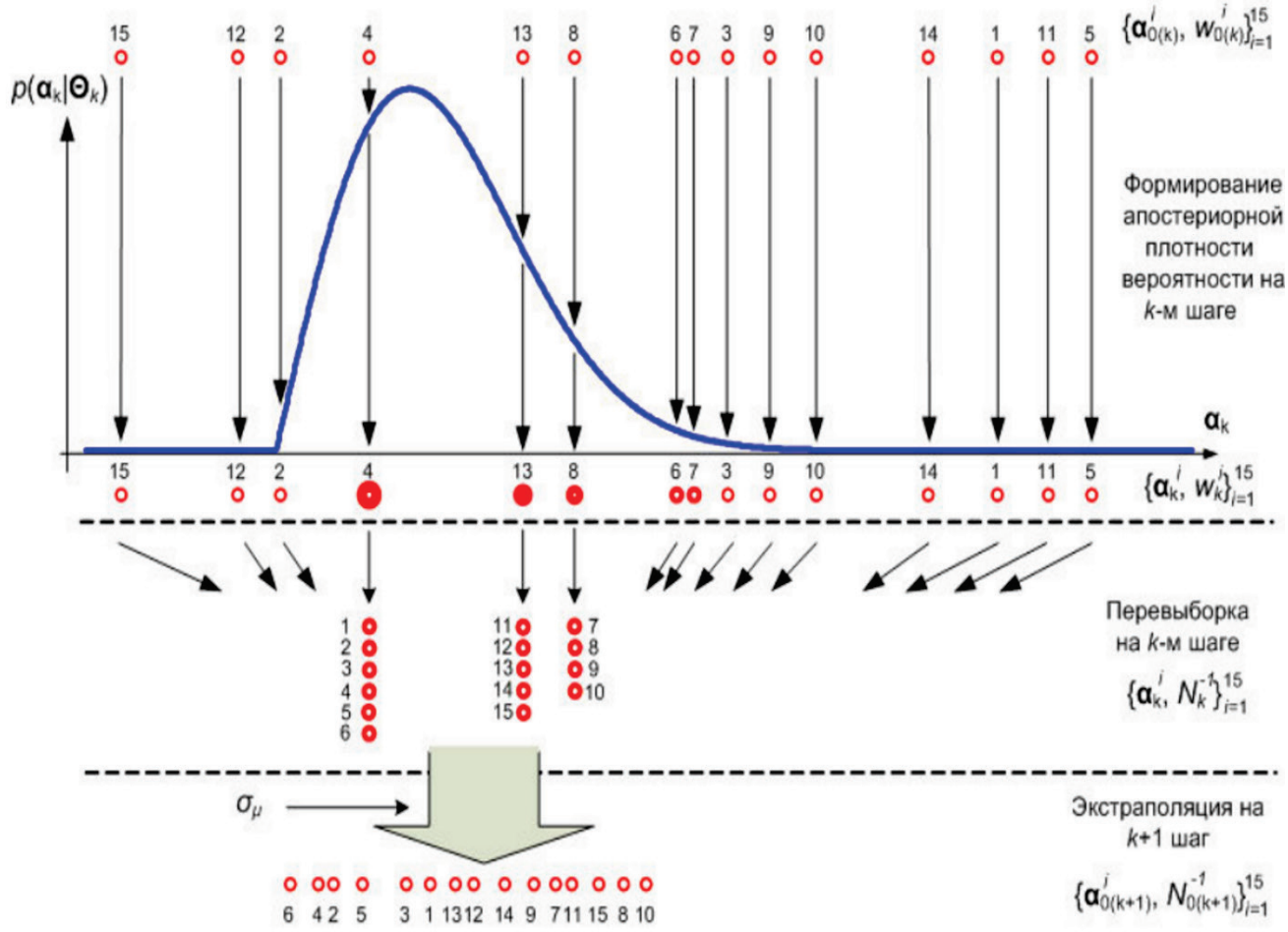


Рис. 2. Графическое представление работы фильтра частиц за два временных шага для числа частиц $N = 15$

Фильтр частиц. Краткая историческая справка

Алгоритм фильтра частиц разработан в начале 1940-х годов, но начал применяться только с 1980-х годов с развитием и повышением производительности микропроцессорной техники. Основным преимуществом фильтра частиц является его применение при решении нелинейных задач оценивания, в отличие от фильтра Калмана [7].

Позиция каждой частицы в PF соответствует гипотезе о местоположении объекта, траектория движения частицы формируется в результате решения кинематических уравнений движения, а неопределенность позиции представлена с помощью априорной матрицы ковариации.

Алгоритм использует представление распределения вероятных состояний. Частица представляет собой возможное состояние, т. е. гипотезу о том, где находится объект в некоторый момент времени. При таком подходе каждая частица $particle(x_k, w_k)^N_{i=1}$ на k-м шаге характеризуется координатами объекта $x(X, Y)_k$ и своим весом w_k – вероятностью нахождения объекта в данном положении. Чаще всего начальное состояние является равномерным случайным

распределением частиц по конфигурационному пространству. Каждый раз, когда объект перемещается, чтобы предсказать его новое состояние после движения, система обновляется за счет перемещения частиц в соответствии с выбранной моделью динамики. В случае, если доступны новые измерения, определяющие положение объекта, происходит пересчет частиц – уточнение веса каждой частицы на основе рекурсивной байесовской оценки. То есть определяется то, насколько хорошо фактические воспринимаемые данные коррелируют с прогнозируемым состоянием. В итоге частицы должны сходиться к фактическому положению объекта.

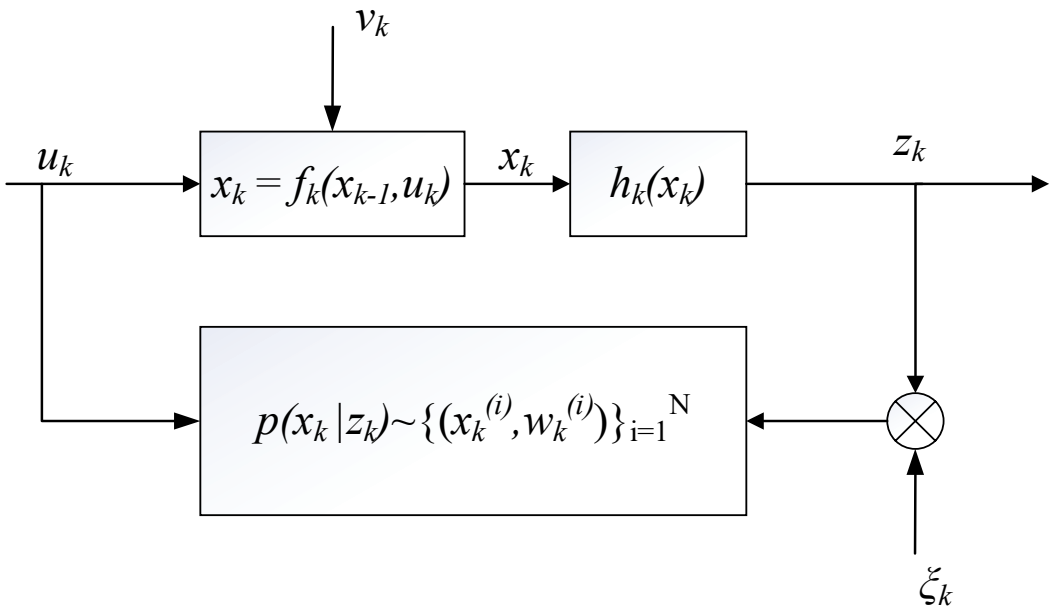


Рис. 3. Обобщенная структурная схема работы фильтра частиц
$p(z_k|x_k)$ – условная плотность распределения вектора x_k при заданном векторе измерений;
z_k, u_k – управляющее на объект воздействие

Модель системы

Модель системы состоит из двух векторов: номинального состояния системы и вектора погрешностей. Истинное значение x определяется как композиция номинального состояния $\hat{x}$ и погрешности δx. В предлагаемом алгоритме оцениваются составляющие вектора $R = [\varphi, \lambda]^T$ – географические широта и долгота, измеряемые с помощью БИНС.

Уравнения динамики ошибок можно получить путем линеаризации уравнений динамики истинного вектора состояния в окрестности текущей оценки $\hat{x}$: $\delta x_{k+1|k} = f(x,u) - f(\hat{x},u) = \frac{\partial f}{\partial x}|_{\hat{x}_{k|k}} \delta x_{k|k}$ $\hat{x}$ или упрощенно, в виде аппроксимации с помощью простых типовых уравнений, описывающих движение объекта.

Тогда вектор состояния системы примет вид

$$\delta x = [\delta R]^T,$$

где δR – погрешность определения координат. Матрица эволюции такой системы $F(\cdot)$ определяется соответствующими дифференциальными уравнениями.

Наиболее простая практическая реализации фильтра частиц, представленная в работе [6], описывается следующим выражением для пересчета весовых коэффициентов:

$$\widetilde{W}_k^i = W_{k-1}^i \frac{p\left(z_k \middle| x_k^i\right) p\left(x_k^i \middle| x_{k-1}^i\right)}{q\left(x_k^i \middle| x_{k-1}^i, z_k\right)},$$

$$W_k^i = \frac{\widetilde{W}_k^i}{\sum_{i=1}^N \widetilde{W}_k^i}.$$

Пошаговое описание алгоритма фильтра частиц может определяется следующей последовательностью:

Шаг 1 – инициализация. Перед началом работы необходимо инициализировать частицы в пространстве состояний. Каждая частица будет представлять собой гипотезу о местоположении объекта. При этом для удобства координаты местоположения объекта представлены в прямоугольных поперечно-цилиндрических проекциях Гаусса – Крюгера, что позволяет минимизировать различные искажения при изображении масштабных траекторий движения объекта, в частности ЛА, на плоскости.

Шаг 2 – прогнозирование состояния. Каждая частица обновляется в соответствии с моделью движения объекта. Модель эволюции системы определяется соответствующими уравнениями. Таким образом, обновление номинального состояния сводится к интегрированию уравнений движения. Номинальное состояние $\hat{x}$ наблюдается в каждой частице.

Рассмотрено несколько возможных моделей движения объекта, которые возможно использовать в алгоритме фильтра частиц.

Модель постоянной скорости – одна из самых простых моделей движения, которая предполагает, что объект движется с постоянной скоростью. Описывается следующим образом:

$$\begin{cases} x_{t+1} = x_t + v_x \Delta t \\ y_{t+1} = y_t + v_y \Delta t \end{cases},$$

где x_t и y_t – текущие координаты ЛА; v_x и v_y – компоненты скорости по осям x и y; Δt – временной шаг.

Модель случайного движения – предполагает, что объект движется случайным образом, без какой-либо явной закономерности. Описана как добавление случайного шума к текущим координатам объекта:

$$\begin{cases} x_{t+1} = x_t + randn\sigma_x \\ y_{t+1} = y_t + randn\sigma_y \end{cases},$$

где $randn$ – случайное число из нормального распределения; σ_x и σ_y – стандартное отклонение для каждой оси.

Модель движения с ускорением – предполагает, что объект движется с постоянным ускорением. Представлена следующим образом:

$$\begin{cases} x_{t+1} = x_t + v_{x,t}\Delta t + \frac{a_{x,t}}{2}\Delta t^2 \\ y_{t+1} = y_t + v_{y,t}\Delta t + \frac{a_{y,t}}{2}\Delta t^2 \end{cases},$$

где $v_{x,t}$ и $v_{y,t}$ – компоненты скорости на текущем шаге; $a_{x,t}$ и $a_{y,t}$ – компоненты ускорения.

Модель движения с учетом изменения направления – учитывает изменение направления движения объекта. Могут быть использованы различные алгоритмы, такие как фильтр Калмана, для оценки нового направления на основе предыдущих измерений и модели движения, когда в составе измерительной информации есть дополнительные источники курса.

Выбор конкретной модели будет определяться имеющимся составом измерений и их априорной точностью, например, при наличии измерений составляющих или модуля путевой скорости и ускорений объекта, модель движения с учетом ускорения может показать более точные результаты в оценке текущего местоположения объекта.

Шаг 3 – коррекция или обновление весов. Вес частицы в работе определяется исходя из минимума евклидового расстояния между текущим положением объекта (частицы) и вектором корректирующих измерений и получается с помощью функции плотности распределения вероятностей для многомерного нормального (гауссовского) распределения [8]:

$$\widehat{w}_i = \frac{1}{(2\pi)^{n/2}\sqrt{detP}} \exp\left(-\frac{1}{2}\frac{(distance)^T}{\sum(measument\ noise)^2}\right),$$

где P – невырожденная симметричная матрица ковариации размера $n \times n$, $P = diag\{\sigma_1^2, \dots, \sigma_n^2\}$; $detP$ – определитель матрицы P; σ_n^2 – дисперсия погрешности положения для каждой частицы; $distance$ – евклидово расстояние между текущим положением частицы и вектором корректирующих измерений; $measument\ noise$ – среднее квадратическое отклонение погрешности корректирующих измерений.

Специфика реализации фильтра частиц с использованием измерений от БИНС и от радиотехнических навигационных средств, таких как СРНС и РСБН, в основном связаны с характером и точностью этих измерений.

Измерения от БИНС включают данные о скорости, ускорении и ориентации объекта. Данные удобнее всего интегрировать в модель движения объекта в фильтре частиц, что позволяет точнее учесть динамику движения. Однако информация от БИНС, в силу физических основ инерциальной навигации, подвержена накоплению ошибок со временем из-за интегрирования измерений. Поэтому для более длительных периодов времени необходимо наличие корректирующих измерений, таких как измерения СРНС или РСБН.

Измерения от СРНС предоставляют информацию о местоположении объекта с высокой точностью, но с меньшей частотой и доступностью, чем БИНС. Обычно СРНС предоставляет данные о широте, долготе и высоте, а также путевой скорости объекта. При этом точность измерений СРНС может быть нарушена различными факторами, такими как многолучевое распространение сигнала, отражение от объектов, атмосферные эффекты и т. д.

Таким образом, реализация фильтра частиц с использованием измерений от БИНС и СРНС, РСБН заключается в использовании измерений от БИНС в уравнениях, описывающих модель динамики системы для определения нового состояния каждой частицы (гипотезы), а достоверные измерения СРНС или РСБН в качестве корректирующих измерений для определения веса каждой из этих частиц (гипотез). Вычисленные на данном шаге веса нормализуются на шаге 4.

Шаг 4 – отбор и повторная выборка (resampling). Одним из наиболее важных этапов работы фильтра частиц, оказывающий сильное влияние на производительность и точность работы фильтра, является обновление вектора частиц. Задача при этом состоит в замене частиц с меньшими весами частицами с большими весами, при которой часть значений отсеивается по определенному закону. Существует множество способов реализовать отсев, одним из простых и эффективных является метод, называемый колесом отсева (resampling wheel), рассмотренный в работах [9, 10].

Шаг 5 – оценка состояния (местоположения) объекта. На этом шаге состояние объекта оценивается на основе обновленных частиц. В частности, оценка вектора состояния на k-м шаге может быть найдена как взвешенная сумма частиц:

$$\hat{x}_k = \sum_{i=1}^{N} \widetilde{W}_i \, x_k^{(i)}.$$

В эксплуатации бывают ситуации, когда измерения СРНС, как корректирующая информация для фильтра частиц, могут быть недоступны на протяжении длительного времени. В данном случае требуется реализовать алгоритмические методы повышения точности автономного решения на основе данных БИНС и имеющейся дополнительной информации о среде и положении объекта. Обобщенная блок-схема, иллюстрирующая работу данного алгоритма, представлена на рис. 4.

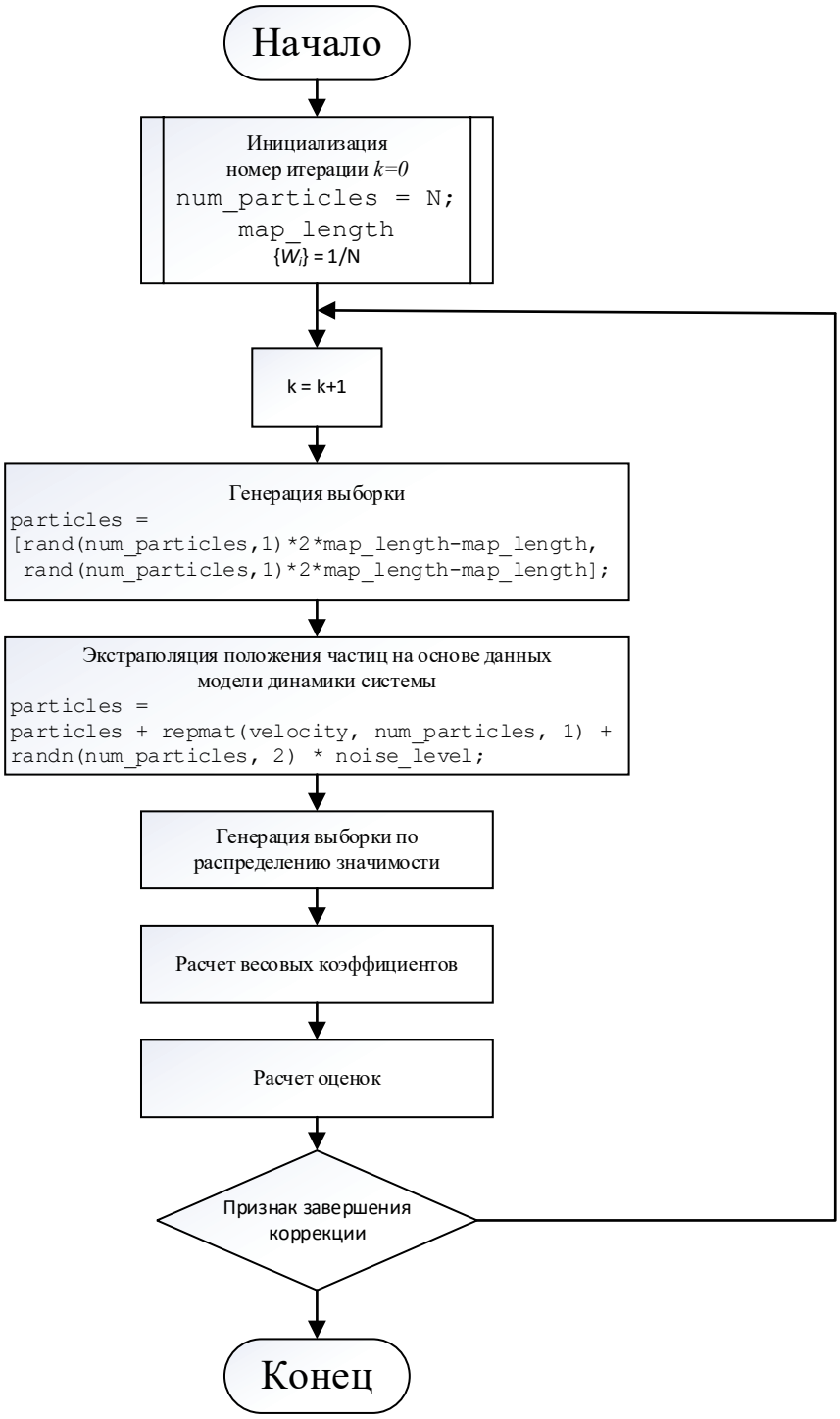


Рис. 4. Обобщенная блок-схема алгоритма на базе ФЧ

Описание цифровой матрицы высот

Исходные данные соответствовали следующим требованиям: данные цифрового рельефа в формате GeoTIFF; координатная система – Geografic (Lat/Lon); единицы измерения углов – degree; количество цветов (тип палитры) – True-color (RGB); тип карты – широта/долгота; проекция – цилиндрическая на шаре (широта/долгота); эллипсоид – WGS 84; датум – большая полуось 6378137.0,

полярное сжатие 1:298.257223563; вид преобразования – Гельмерта к WGS 84; тип данных – 16-битное целое число со знаком; количество каналов – 1 шт.

В качестве данных для цифровой модели рельефа (ЦМР) использовалась SRTM[1] 1 (NASA Shuttle Radar Topography Mission) с сеткой, размер ячейки которой составляет одну угловую секунду, файлы представляют собой матрицу 3601×3601 значений.

Интерполированные данные матрицы высот получены с использованием алгоритма билинейной интерполяции из исходной матрицы для рассматриваемого географического района. Для исключения шумов измерений высоты объекта, наблюдаемых на рис. 5, полученные значения превышения и оценки рельефа по данным измерений абсолютной и геометрической высот перед использованием в дальнейшем отфильтрованы с помощью фильтра низких частот второго порядка.

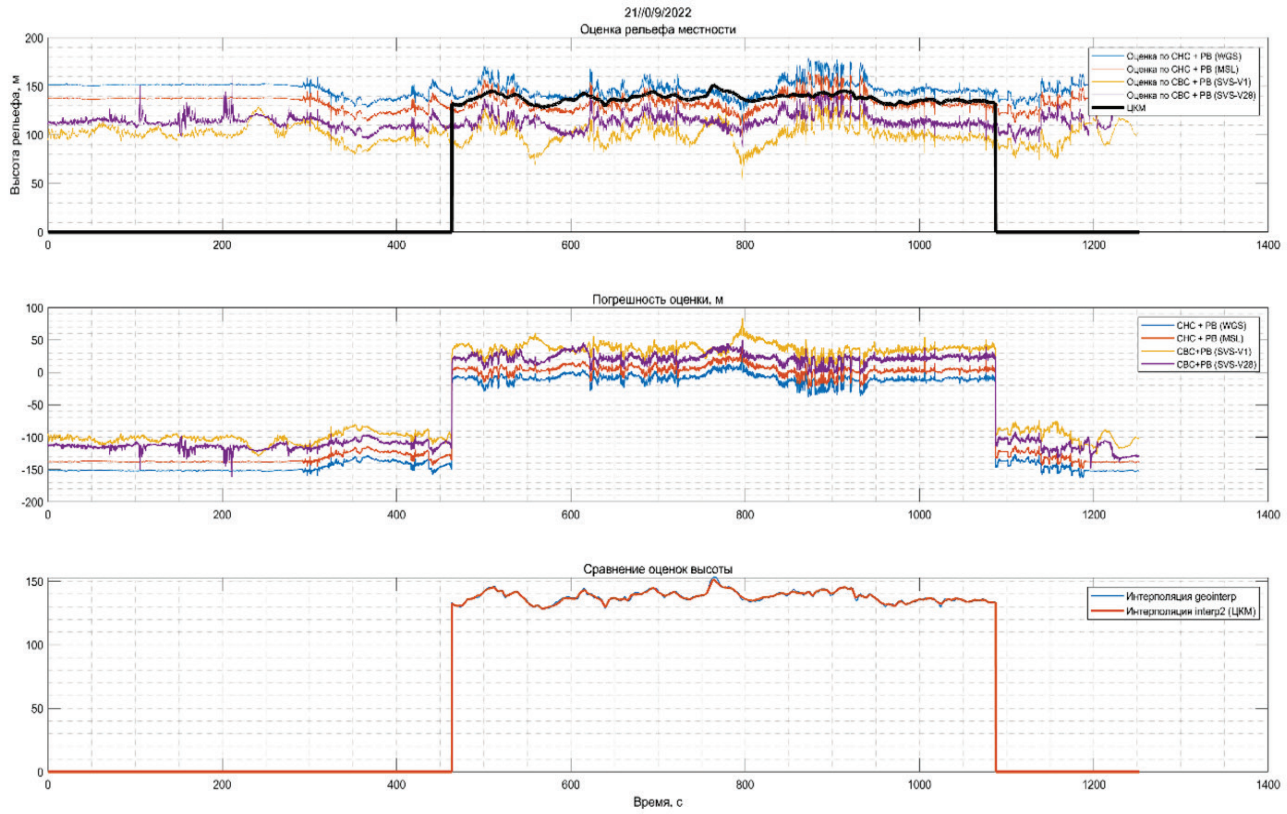


Рис. 5. Сравнение оценок высоты объекта от разных источников

Сравнение получаемых оценок превышения объекта и профиля рельефа местности по данным от различных источников информации о текущей высоте объекта представлено на рис. 6.

[1] Международный исследовательский проект по созданию цифровой модели высот Земли с помощью радарной топографической съемки ее поверхности.

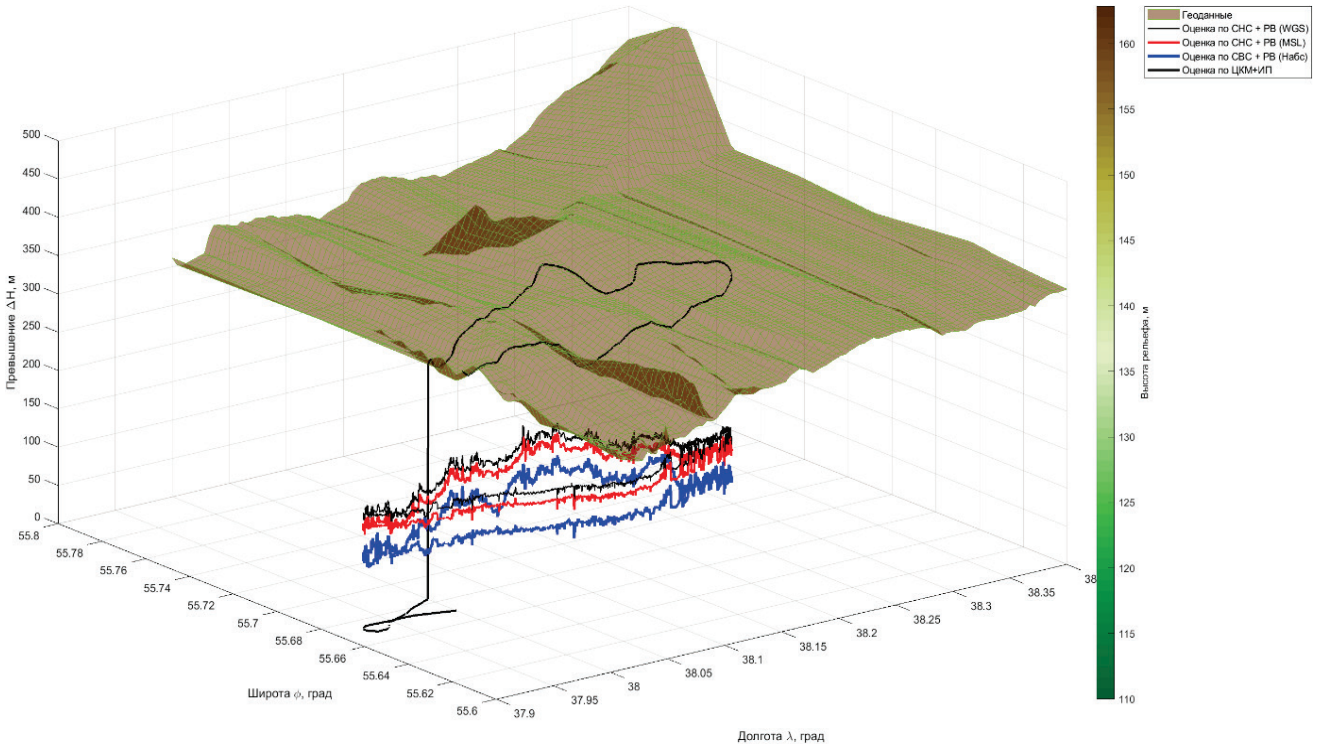


Рис. 6. Цифровая модель рельефа конфигурируемой области
с наложенной траекторией полета

Рекуррентно-поисковый алгоритм

В основу предлагаемого метода положен следующий принцип: траектория изменения географического положения объекта над земной поверхностью может быть описана единственным образом с помощью определяемого ею вертикального профиля местности при соответствующей информативности рельефа. Под информативностью рельефа будем понимать изменчивость рельефа местности, т. е. наличие в конфигурируемой области локальных экстремумов функции, описывающую данную поверхность. Данное условие может быть сформулировано следующем образом. Пусть существует функция $G(x, y)$, описывающая изменение вертикального профиля рельефа местности в направлении траектории движения объекта. Необходимое, но не достаточное условие возможности коррекции текущего местоположения объекта с использованием данных о рельефе местности:

$$\exists (x_o, y_o)\colon G(x_o, y_o)dxdy = 0,$$

и выполняется условие $G(x_o, y_o) < G(x, y)$ или $G(x_o, y_o) > G(x, y)$, где x, y – координаты точки в некоторой окрестности точки (x_o, y_o), в которой функция $G(x, y)$ определена и дифференцируема.

Такой системе необходимо определение характеристик профилей поверхности того района, над которым система будет использоваться. Предварительно определенные данные о рельефе района полетов загружаются в цифровом виде (обычно это ЦМР) в бортовой вычислитель.

Во время полета вертикальный профиль рельефа оценивается вдоль оцениваемой траектории полета с помощью радиовысотомера (для измерения геометрической высоты полета) и баровысотомера (для получения уровня отсчета профиля). Оценив профиль рельефа вдоль траектории полета, определяется сечение поверхности конфигурируемого района, соответствующее данному профилю. По полученной выборке высот, используя интерполированные данные ячеек матрицы ЦМР, определяются их географические координаты.

В поисковую часть алгоритма войдут оценки ошибок по горизонтальным координатам. Для них примем множество гипотез и будем оценивать корректность каждой из них. Судить об истинности гипотезы можно, к примеру, по величине невязок ФК. Невязка e, представляющая собой абсолютную высоту объекта, из которой вычитаются высота радиовысотомера и высота подстилающей поверхности, используется для оценки истинности гипотезы:

$$e_{ij}(k) = abs(H_{\text{преп}} - \Delta h_{\text{прев}}(k) - \delta h(k)) ,$$

где e_{ij} – матрица высот рельефа местности, из которой вычли превышение по высоте $\Delta h_{\text{прев}}$ и погрешность высоты δh при сканировании подстилающего рельефа; $H_{\text{преп}}$ – высота препятствий по данным ЦМР и базы данных искусственных препятствий.

Результаты моделирования

В первую очередь при моделировании работы алгоритма выполнена оценка точности при корректирующих измерениях от АП СРНС. При моделировании число частиц (гипотез) фильтра выбрано равным 10 000, размер области конфигурирования $\{X_0 \pm map\ length; Y_0 \pm map\ length\}$, где $(X_0; Y_0)$ – координаты центра данной области в проекциях Гаусса – Крюггера, $map\ length = 3600$ м. Размер области выбран исходя из погрешности (СКО для уровня 2σ) определения координат в автономном режиме БИНС навигационного класса. Моделирование выполнялось с использованием записей реальных полетных данных в среде Matlab R2020b. Полученные результаты представлены в табл. 2 и на рис. 7.

Таблица 2. Результаты моделирования

Характеристики	Погрешность определения (СКО), м			
	БИНС (автономный канал)	БИНС (интегрированный канал) – эталон	ФЧ	ФК
Широта объекта	446,47	4,03	4,14	7,01
Долгота объекта	384,55	3,52	3,54	3,81

Примечания: ФЧ – результаты моделирования алгоритма комплексирования на базе ФЧ; ФК – результаты моделирования алгоритма комплексирования на базе ФК [3].

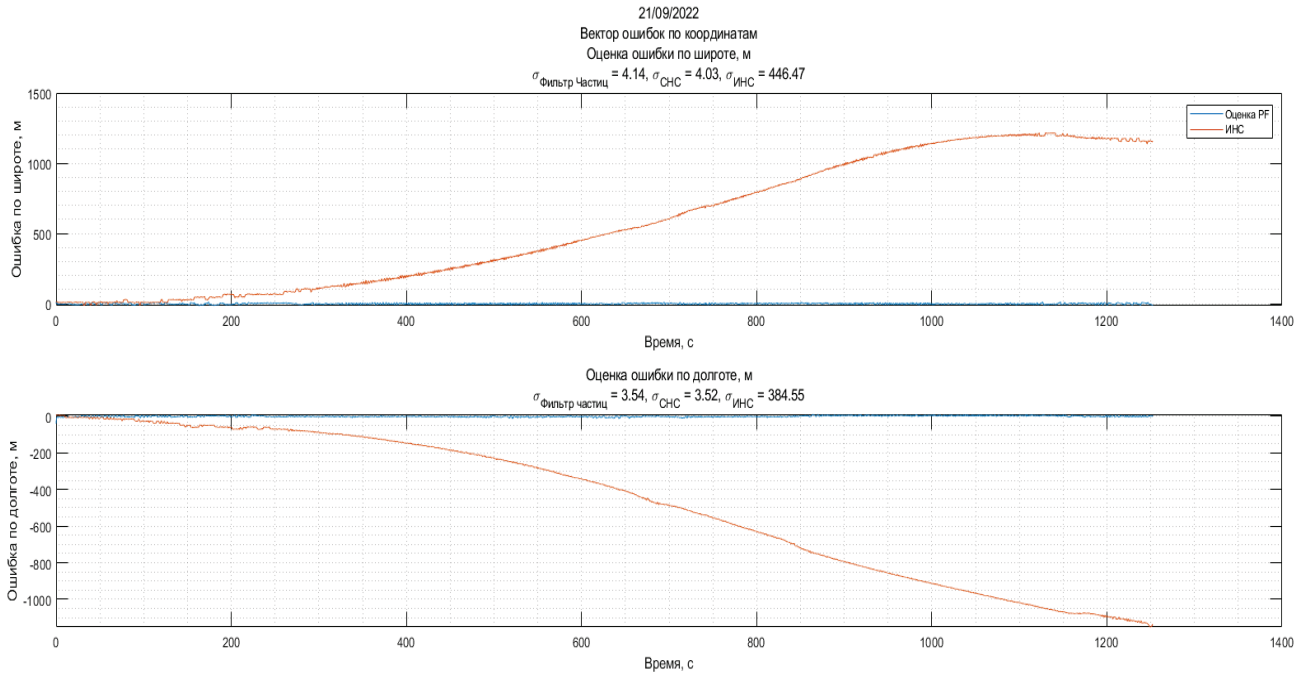


Рис. 7. Оценка точности ФЧ при корректирующих измерениях от АП СРНС

Из представленных графиков видно, что точность оценок координат местоположения объекта, полученных в результате работы алгоритма ФЧ, кратно превосходит точность определения координат местоположения объекта, полученных БИНС автономно, и сопоставимо по точности с данными, полученными в интегрированном канале, принятом в качестве эталонного решения (по широте объекта: $\sigma_{ФЧ} = 4{,}14$ м против $\sigma_{эт} = 4{,}03$ м; по долготе объекта: $\sigma_{ФЧ} = 3{,}54$ м против $\sigma_{эт} = 3{,}52$ м).

Также смоделирован алгоритм корректировки местоположения объекта по информации о текущей высоте объекта и данным о рельефе местности и препятствиях. Для моделирования использованы следующие данные: запись траектории полета по данным от различных источников; данные рельефа местности в формате GeoTIFF, над которой выполнялся полет; база данных искусственных препятствий ЦАИ ГА.

Результаты, полученные при моделировании работы алгоритма, представлены в табл. 3 и на рис. 8, 9.

Таблица 3. Результаты моделирования

Характеристики	Погрешность определения (СКО), м			
	БИНС (автономный канал)	БИНС (интегрированный канал) – эталон	ФЧ и ЦМР	ФК
Широта объекта	446,47	4,03	113,5	7,01
Долгота объекта	384,55	3,52	184,77	3,81

Примечание: ФЧ и ЦМР – результаты моделирования алгоритма комплексирования на базе ФЧ с использованием ЦМР.

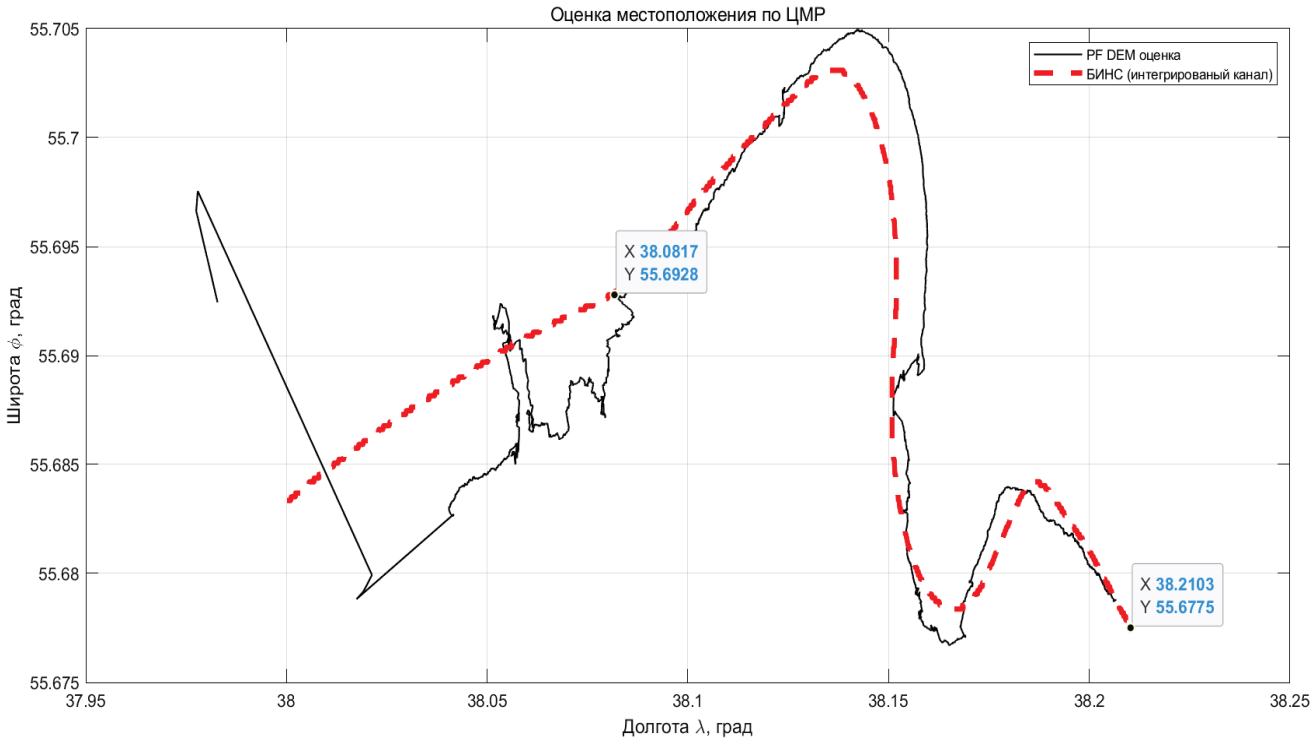


Рис. 8. Результаты моделирования алгоритма коррекции по ЦМР

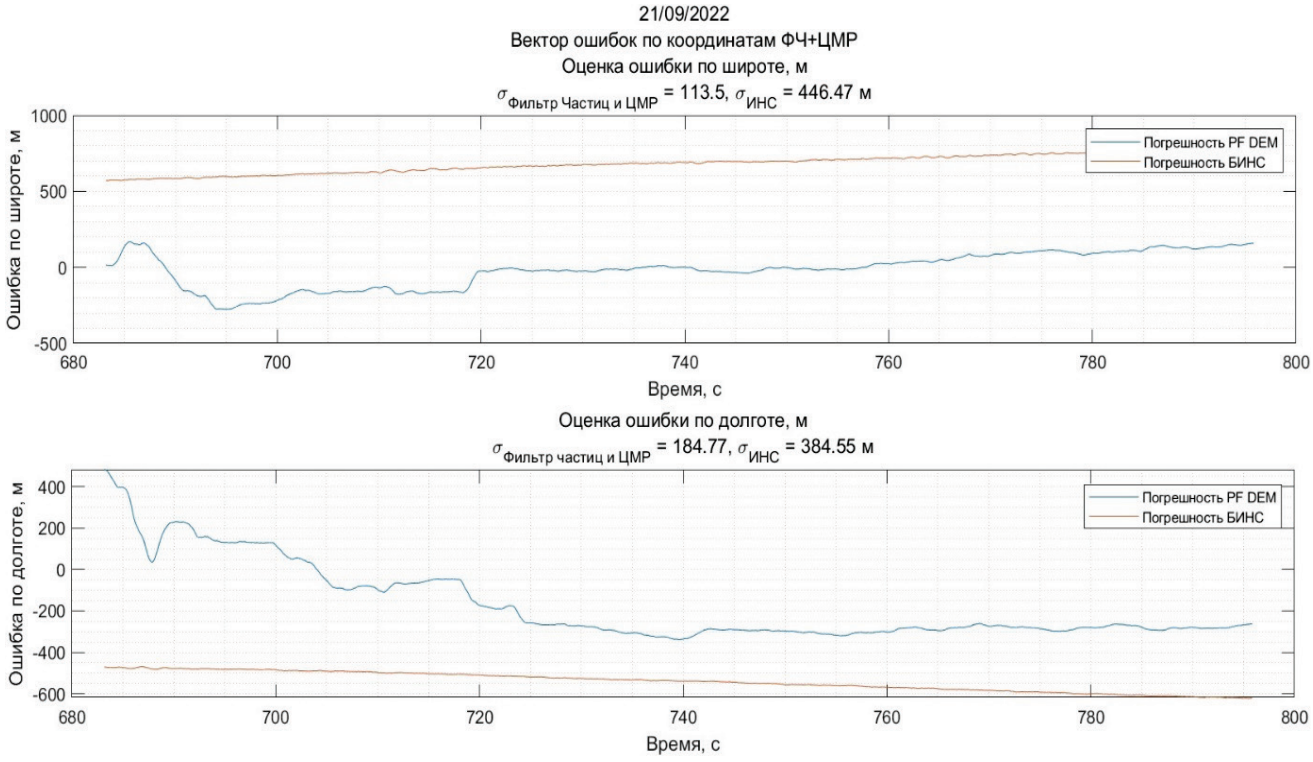


Рис. 9. Сравнительная оценка погрешностей определения координат с помощью фильтра частиц и ЦМР

Заключение

Представлены результаты разработки и моделирования алгоритма комплексной обработки информации в навигационной системе (комплексе) на базе фильтра частиц. С использованием реальных полетных данных для автономного канала БИНС, алгоритма КОИ на базе ФК и предложенного алгоритма проведена сравнительная статистическая оценка точности в виде среднеквадратического отклонения погрешности определения координат местоположения объекта. Из полученных результатов можно сделать следующие выводы:

- предложенный алгоритм КОИ на базе многочастичного фильтра не уступает по точности известным алгоритмам КОИ калмановского типа, однако его применение в бортовом вычислителе по-прежнему ограничено из-за высоких требований, предъявляемых при его реализации, к производительности системы;
- продемонстрирована принципиальная возможность повышения точности навигационного решения, формируемого в автономном канале БИНС с помощью коррекции координат местоположения объекта по данным ЦМР. При этом предложенный способ коррекции имеет ряд ограничений, что делает невозможным его использование в качестве источника для постоянной коррекции. Из рис. 8 видно, что при выполнении необходимых для коррекции условий точность оценки растет и по полученным данным для рассматриваемого отрезка (рис. 9) примерно в три раза превышает точность навигационного решения автономного канал БИНС, а величина самой ошибки на выбранном отрезке уменьшается.

Дальнейшими направлениями для исследования возможных путей повышения точности навигации являются: определение необходимых и строгих условий для возможности выполнения коррекции по данным ЦМР, доступных к определению в режиме работы реального времени; оптимизация и повышение точности работы алгоритма [11]; разработка и исследование реализации предложенного способа коррекции с использованием аппарата искусственных нейронных сетей [12].

Конфликт интересов/Conflict of interests

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов / The author declares no conflict of interests.

Библиографический список

1. Микаэльян С. В. Методы фильтрации на основе многоточечной аппроксимации плотности вероятности оценки в задаче определения параметров движения цели при помощи измерителя с нелинейной характеристикой // Наука и образование. 2011. № 10. С. 1–25. EDN: OIUCJB

2. Алешин Б. С., Афонин А. А., Веремеенко К. К. и др. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / под ред. Б. С. Алешина, К. К. Веремеенко, А. И. Черноморского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 424 с. EDN: UGLKBV

3. Рысин А. И. Алгоритм непрерывной коррекции погрешности БИНС в составе бортового оборудования вертолета общего назначения // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2024. Т. 22. № 2. С. 51–66. DOI: 10.18127/j20700814-202401-06. EDN: UNRLHY

4. Емельянцев Г. И., Степанов А. П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / под ред. В. Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. 394 с. EDN: XSSBEF

5. Патент № RU2769918C1 РФ. Способ позиционирования наземного транспортного средства / Кибалов В. И., Кабаков А. Е., Шипитько О. С. Опубл. 08.04.2022. Бюл. № 10. EDN: DTTEVH

6. Парахневич А. В., Солонар А. С., Горшков С. А. Фильтрация посредством выборки весовых коэффициентов. Обобщенный фильтр частиц (Particle Filter) // Доклады БГУИР. 2012. № 3 (65). С. 49–55. EDN: YRWMEZ

7. Simon D. Optimal state estimation: Kalman, H_∞, and nonlinear approaches. Hoboken, N. J.: Wiley-Interscience, 2006. 526 p.

8. Хасти Т., Тибширани Р., Фредман Д. Основы статистического обучения: интеллектуальный анализ данных, логический вывод и прогнозирование. 2-е изд. СПб.: ООО «Диалектика», 2020. 768 с.

9. Strobel V., Meertens R., de Croon G. C. H. E. Efficient Global Indoor Localization for Micro Aerial Vehicles // arXiv:1610.07233. 2016.

10. Douc R., Cappe O., Moulines E. Comparison of Resampling Schemes for Particle Filtering // Proceedings of the 4th International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis. 2005. Pp. 64–69. DOI: 10.1109/ISPA.2005.195385

11. Патент № RU2654955C2 РФ. Способ повышения точности навигации летательных аппаратов по карте высот местности и система навигации, использующая способ / Киреев С. Н., Валов С. В., Васин А. А., Исаев А. Ю. Опубл. 23.05.2018. Бюл. № 15. EDN: ADQYAB

12. Кореванов С. В., Казини В. В. Искусственные нейронные сети в задачах навигации беспилотных летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 201. С. 46–49. EDN: RYFUSP

Дата поступления: 22.01.2025
Решение о публикации: 26.02.2025

Контактная информация:

РЫСИН Александр Иванович – заместитель главного конструктора (Ульяновский государственный технический университет, Россия, 432027, г. Ульяновск, ул. Северный Венец, д. 32; АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения», Россия, 432001, г. Ульяновск, ул. Крымова, д. 10а), a.rysin@ukbp.ru

References

1. Mikaelian S. V. Filtering methods based on multi-point approximation of probability density estimation in the problem of determining target motion parameters using a sensor with nonlinear characteristics. *Science and Education*. 2011. No. 10, pp. 1–25. (In Russian)

2. Aleshin B. S., Afonin A. A., Veremeyenko K. K. et al. Orientatsiya i navigatsiya podvizhnykh ob"ektov: sovremennye informatsionnye tekhnologii [Orientation and navigation of mobile objects: modern information technologies]. Ed. by B. S. Aleshin, K. K. Veremeyenko, A. I. Chernomorsky. Moscow: FIZMATLIT, 2006, 424 p. EDN: UGLKBV. (In Russian)

3. Rysin A. I. Algorithm of continuous error correction of the free-form inertial navigation system (INS) as part of the on-board equipment of a general-purpose helicopter. *Information-measuring and control systems*. 2024. Vol. 22. No. 2, pp. 51–66. DOI: 10.18127/j20700814-202401-06. EDN: UNRLHY. (In Russian)

4. Emelyantsev G. I., Stepanov A.P. Integrirovannye inertsial'no-sputnikovye sistemy orientatsii i navigatsii [Integrated inertial-satellite orientation and navigation systems]. Ed. by V. G. Peshekhonov. St. Petersburg: FRC RF JSC "Kontsern TsNII "Electropribor", 2016, 394 p. EDN: XSSBEF. (In Russian)

5. Kibalov V. I., Kabakov A. E., Shipitko O. S. Patent No. RU2769918C1 RF. Ground transport vehicle positioning method. Publ. April 8, 2022. Bull. No. 10. EDN: DTTEVH (In Russian)

6. Parakhnevich A. V., Solonar A. S., Gorshkov S. A. Sequential importance sampling filtering. Generic Particle Filter. *Doklady BGUIR*. 2012. No. 3 (65), pp. 49–55. EDN: YRWMEZ. (In Russian)

7. Simon D. Optimal state estimation: Kalman, H_∞, and nonlinear approaches. Hoboken, N. J.: Wiley-Interscience, 2006, 526 p.

8. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. The Elements of Statistical Learning: Data Mining, Inference, and Prediction. 2nd ed. New York, NY, 2009, 745 p. DOI: 10.1007/978-0-387-84858-7

9. Strobel V., Meertens R., de Croon G. C. H. E. Efficient Global Indoor Localization for Micro Aerial Vehicles. *arXiv:1610.07233*. 2016. DOI:10.48550/arXiv.1610.07233 (дата обращения: 03.02.2025).

10. Douc R., Cappe O., Moulines E. Comparison of Resampling Schemes for Particle Filtering. Proceedings of the 4th International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis. 2005, pp. 64–69, doi: 10.1109/ISPA.2005.195385.

11. Kiriev S. N., Valov S. V., Vasin A. A., Isaev A. Yu. Patent No. RU2654955C2 RF. Method of the aircrafts navigation by the location elevations maps accuracy increasing and the navigation system using this method. Publ. May 23, 2018. Bull. No. 15. EDN: ADQYAB. (In Russian)

12. Korevanov S. V., Kazin V. V. Application of artificial neural networks in problems of general and comparative navigation methods of UAV. *Civil Aviation High Technologies*. 2014. No. 201, pp. 46–49. EDN: RYFUSP. (In Russian)

Date of receipt: January 22, 2025
Publication decision: February 26, 2025

Contact information:

Alexander I. RYSIN – Deputy Chief Designer (Ulyanovsk State Technical University, Russia, 432027, Ulyanovsk, Severny Venets str., 32; JSC Ulyanovsk Instrument Engineering Design Bureau, Russia, 432001, Ulyanovsk, Krymova St., 10a), a.rysin@ukbp.ru

УДК 629.7.018.77

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ БОРТОВОГО РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ

Е. Б. Горский, Р. И. Субхангулов

Государственный научный центр Российской Федерации АО «Летно-исследовательский институт имени М. М. Громова», г. Жуковский, Россия

Аннотация. Статья посвящена комплексному подходу к летным испытаниям бортового радиотехнического оборудования навигации и посадки, который определяется широким внедрением информационно-измерительных систем, автоматизацией обработки материалов летных испытаний, объединением методов и средств обработки и анализа различного оборудования в единый технологический цикл. Описано применение средств спутниковых траекторных измерений для оценки характеристик бортового оборудования. Приведены примеры оценки погрешностей бортового оборудования системы посадки ILS, ближней навигации VOR/DME и радиовысотомера малых высот.

Ключевые слова: летные испытания, радиотехническое оборудование навигации и посадки, доплеровский измеритель скорости и угла сноса, радиовысотомер, оценка погрешности, траекторные измерения, спутниковая навигационная система

Для цитирования: *Горский Е. Б., Субхангулов Р. И.* Методы и средства летных испытаний бортового радиотехнического оборудования навигации и посадки // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 1. С. 189–206. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-189-206. EDN XNFCNI

METHODS AND MEANS OF FLIGHT TESTING OF ON-BOARD RADIO NAVIGATION AND LANDING EQUIPMENT

E. B. Gorskiy, R. I. Subkhangulov

SC “M. M. Gromov Flight Research Institute”, Zhukovsky, Russia

Abstract. The article considers an integrated approach to flight testing of on-board radio navigation and landing equipment, which is determined by the widespread usage of information and measurement systems, automation of processing flight test data combining methods and means of processing and analyzing various equipment into a unified technological cycle. The application of GNSS-based trajectory measurement tools for the characteristics evaluation of on-board equipment is described. Examples of error estimates for the on-board equipment of the ILS, VOR/DME, and a low-altitude radio altimeter are given.

Keywords: flight tests, radio navigation and landing equipment, Doppler navigation system, radio altimeter, error estimation, trajectory measurement, global navigation satellite system

© Горский Е. Б., Субхангулов Р. И., 2025

For citation: Gorskiy E. B., Subkhangulov R. I. Methods and means of flight testing of on-board radio navigation and landing equipment. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 189–206. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-189-206. EDN XNFCNI (In Russian)

Введение

Требования обеспечения регулярности, безопасности и экономичности полетов в любых географических и метеорологических условиях определяют необходимость развития средств самолетовождения воздушных судов (ВС). Решение задачи самолетовождения современного ВС по заданным пространственно-временным траекториям обеспечивает пилотажно-навигационный комплекс (ПНК). В состав ПНК входят взаимосвязанные бортовые системы, определяющие навигационные параметры ВС и построенные на различных физических принципах [1].

Неотъемлемой частью ПНК является радиотехническое оборудование навигации и посадки (РТО НП). Высокая регулярность, безопасность и экономичность полетов в значительной мере зависят от оснащенности ВС, аэропортов и воздушных трасс средствами радионавигационного обеспечения и качества их работы. Перечень требований к ВС определяет состав оборудования, обеспечивающего полет в ожидаемых условиях эксплуатации (ОУЭ), и его характеристики.

В состав ПНК могут входить различные типы бортового РТО НП: радиотехническая система ближней навигации (отечественная РСБН, азимутальная VOR – VHF Omnidirectional Range, дальномерная DME – Distance Measuring Equipment); радиомаячная система точного захода на посадку (ILS – Instrumental Landing System, посадочная радиомаячная группа); бортовое оборудование спутниковой навигации и посадки (БОСН); автоматический радиокомпас (АРК); радиовысотомеры малых и больших высот; доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС); радиотехническая система дальней навигации.

Одним из важных этапов создания или модернизации ВС является этап летных испытаний, на котором оцениваются его характеристики и характеристики установленного бортового оборудования на соответствие заданным требованиям. Требования, предъявляемые к характеристикам ВС и к задачам самолетовождения, непрерывно повышаются. Соответственно возрастают требования к методам и средствам обеспечения летных исследований и испытаний пилотажно-навигационного оборудования.

Цели и задачи летных испытаний бортового радиотехнического оборудования

Основными целями летных испытаний ВС с установленным на нем РТО НП являются: доводка оборудования в составе ВС до надежного работоспособного состояния, обеспечивающего безопасное выполнение полетов и позволяющего

определять технические и эксплуатационные характеристики; оценка соответствия характеристик оборудования заданным требованиям в ОУЭ.

В летных испытаниях необходимо оценивать обеспечение заданных функций бортового РТО НП при заявленных эксплуатационных режимах полета ВС, а также следующие характеристики оборудования, определяющие его работоспособность: зона действия системы; погрешности навигационных параметров системы; дискретность выдачи параметров.

Эксплуатационные режимы полета – режимы полета ВС, в которых должно обеспечиваться функционирование системы с заданными характеристиками. Обычно характеризуются диапазоном скоростей, высот, углов крена и тангажа.

Зона действия системы – зона эксплуатационного пространства, в которой данная навигационная система обеспечивает пользователя правильной навигационной информацией, а для радиомаячных систем, передающих сигналы опознавания, обеспечивается их качественное прослушивание. Зона действия характеризуется границами по горизонтали и вертикали. Во многих случаев оценивается максимальная дальность действия.

Погрешность системы – степень соответствия между измеренными навигационными параметрами и их действительными значениями. Является важнейшей характеристикой, определяющей возможность навигации и пилотирования. В радионавигации погрешность определяется измерительной частью бортовой аппаратуры и средой распространения сигналов, в том числе помеховой обстановкой, а для радиомаячных систем и спутниковых навигационных систем (СНС), соответственно, качеством работы наземных средств и навигационных спутников. Для систем, непосредственно связанных с самолетовождением, важны также динамические характеристики сигнала при изменении параметров движения (например, постоянные времени сигналов отклонений от линии курса и глиссады).

Дискретность измерения характеризуется интервалом времени, по истечении которого возможно новое определение радионавигационного параметра РТО НП.

Процедура оценки соответствия характеристик РТО НП заданным требованиям заключается в получении по экспериментальным данным испытаний количественных значений характеристик и анализе этих характеристик. Основной вклад по затратам летного времени обычно вносит получение материалов для оценки погрешностей навигационных параметров оборудования.

Оценивание погрешностей измеряемых параметров предполагает сравнение их с действительными значениями, которые также называются эталонными. Характеристики РТО НП, оцениваемые по точным количественным показателям, являются функциями параметров движения ВС: пространственных координат, составляющих вектора земной путевой скорости, углового положения. Поэтому эталонные значения параметров РТО НП в основном определяются по данным траекторных измерений.

К методам оценивания предъявляются требования, которые служат критерием объективности, достоверности и надежности методов оценки в практике летных испытаний:

- погрешность средства измерений эталонного значения параметра должна быть как минимум в три раза меньше заданного допуска на погрешность оцениваемого параметра испытываемого оборудования;
- погрешность средства измерений не должна коррелировать с погрешностью оцениваемого параметра, поэтому физический принцип определения эталонного значения параметра должен отличаться от принципа, используемого в испытываемой системе.

В требованиях точности навигационных параметров обычно указывается величина, которую не должна превышать погрешность оцениваемого в летных испытаниях параметра с определенной вероятностью, в большинстве случаев 95 %. Погрешности параметров рассматриваются как случайные величины и оцениваются методами математической статистики.

При испытаниях ВС с установленным серийным оборудованием, прошедшим государственные испытания и имеющим свидетельство годности комплектующего изделия, большое значение имеет то, что точностные характеристики РТО НП определяются с целью выяснения правильности размещения и монтажа на борту оборудования и антенно-фидерных устройств. Также оценивается электромагнитная совместимость РТО НП с электрорадиооборудованием всего ВС, выявляется наличие «неконтролируемых отказов». В связи с этим не требуется выполнять работы по множеству маяков, на множестве аэродромов и т. д.

Иначе обстоят дела с РТО НП, не прошедшим государственных испытаний и не имеющим свидетельство годности комплектующего изделия. В этом случае требуется полный объем испытаний во всех ОУЭ – по многим радиомаякам, над различной местностью и т. д. Однако, как показывает практика, в процессе выполнения всей программы испытаний ВС получается достаточно материала, пригодного для обработки и анализа.

Комплексный подход к летным испытаниям

Требования сокращения сроков летных испытаний и стоимости их проведения, повышения точности и достоверности оценок привели к созданию комплексной системы испытаний, которая включает совокупность объектов испытаний, средств испытаний и исполнителей, взаимодействующих в соответствии с методикой и программой проведения испытаний [2, 3]. Комплексная система определяется широким внедрением информационно-измерительных систем и средств траекторных измерений (СТИ) на базе спутниковых навигационных систем, автоматизацией обработки материалов летных испытаний при базировании ВС на любых соответствующим образом оборудованных аэродромах, объединением методов и средств обработки и анализа различных РТО НП в единый технологический цикл.

В комплексную систему летных испытаний, обработки, анализа и оценки бортового РТО НП входят: методическое обеспечение наземных и летных испытаний бортового РТО НП, учитывающих особенности оценки работоспособ-

ности конкретных типов систем; средства бортовых и траекторных измерений; подготовка аэродромных средств; определение параметров аэродромных и навигационных радиомаяков, взлетно-посадочной полосы (ВПП); методы обработки и анализа материалов летных испытаний; автоматизированные рабочие места со специализированным программными комплексами.

Созданные в АО «ЛИИ им. М. М. Громова» (ЛИИ) методы и средства тесным образом интегрированы в технологический цикл отработки и испытаний бортового оборудования ВС (рис. 1). Система испытаний непрерывно совершенствуется, чтобы оценивать соответствие бортового оборудования ВС современным требованиям.



Рис. 1. Цикл испытаний бортового радиотехнического оборудования

Летным испытаниям предшествуют этапы подготовки к испытаниям и наземные испытания. Важно последовательное прохождение этапов, при котором переход к следующему следует выполнять при получении положительных результатов предыдущего. При подготовке к испытаниям для каждого типа оборудования определяется перечень параметров, которые подлежат оценке в летных испытаниях, режимы полета (например, диапазоны скоростей, ускорений, углового положения, удаление от радиомаяков, рельеф и характер подстилающей поверхности). Определяются необходимый объем испытаний, методы оценивания каждого параметра, СТИ для измерения эталонной траектории движения и составляющих вектора полной путевой скорости ВС, система бортовых измерений (СБИ) для обеспечения регистрации параметров испытываемого оборудования,

средство измерения углового положения ВС (углы курса, крена и тангажа) для преобразования траекторных параметров и контроля режима полета.

Наземные испытания проводятся для предварительной оценки функционирования систем и подтверждения готовности к летным испытаниям. При установке СБИ на борту ВС необходимо, чтобы в полете на единой шкале времени регистрировалась информация всех комплектов испытываемого бортового РТО НП, установленного на ВС, и параметры полета, используемые при вторичной обработке и анализе результатов испытаний – угловое положения ВС от инерциальной навигационной системы, барометрическая высота от системы воздушных сигналов, состояние механизации крыла, шасси и т. д.

Траекторные измерения

Стремительное развитие методов измерений на основе навигационных систем ГЛОНАСС и GPS в сочетании со все более совершенными методами повышения точности и надежности позиционирования позволило определять координаты и составляющие вектора скорости с высокой степенью точности в любых погодных условиях практически без ограничения зоны действия. В ЛИИ с 90-х годов XX в. проводятся работы по созданию и совершенствованию спутниковых СТИ. Выполнен большой объем научно-исследовательских работ по оценке и отработке различных режимов СНС в полетах на летающих лабораториях Ан-72, Ту-154, Як-18 и др.

С целью обеспечения летных испытаний ПНК в ЛИИ разработан многоцелевой малогабаритный комплекс бортовых траекторных измерений. Комплекс определяет траекторные параметры ВС, регистрирует параметры оцениваемых бортовых систем, синхронизирует траекторные параметры и информацию бортовых систем [4–6]. При испытаниях ВС также применяется информационно-измерительная система ИИС-32М разработки ООО НПП «ИЗОП ЛИИ» с входящей в ее состав спутниковой СТИ. Данные системы совмещают функции СТИ и СБИ.

Спутниковая СТИ может работать в следующих режимах, потенциальная погрешность которых и зона действия представлены на рис. 2:

- стандартном (автономном);
- дифференциально-кодовом (ДСНС) с коррекцией псевдодальностей от стационарной или мобильной контрольно-корректирующей станции (ККС);
- дифференциально-фазовом режиме (ДФСНС) с разрешением фазовой неоднозначности с применением измерений ККС;
- PPP (Precise Point Positioning) – «позиционирование высокой точности» с применением поправок к эфемеридам и бортовым часам всех видимых навигационных спутников от специальных станций слежения и коррекции;
- дифференциально-кодовом с коррекцией от широкозонной спутниковой системы функционального дополнения SBAS (Satellite Based Augmentation

System), работающей по стандартам Международной организации гражданской авиации ИКАО (в настоящее время в стадии исследования).

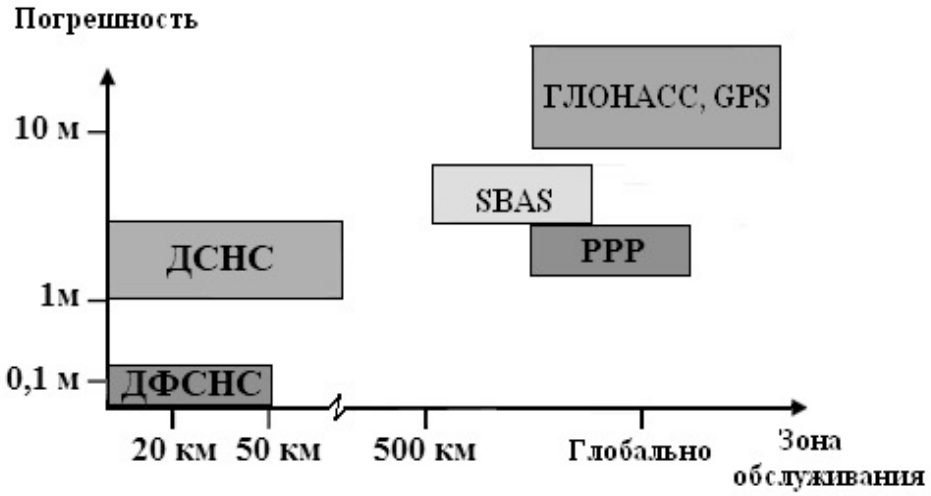


Рис. 2. Потенциальные погрешности и зоны действия различных режимов СНС

Дифференциальный режим – технический прием, основанный на сильной пространственно-временной корреляции значительной части погрешностей СНС. Для реализации дифференциального режима работы СНС в зоне испытаний (обычно на аэродроме базирования) устанавливается ККС. В летных испытаниях бортового оборудования не требуется получение высокоточных координат в реальном времени, поэтому на борту ВС и на ККС регистрируются кодовые и фазовые измерения приемников СНС, которые совместно обрабатываются после полета для получения данных ДСНС или ДФСНС [7–10].

С внедрением современных спутниковых СТИ и СБИ в практику летных испытаний произошли существенные изменения технологии проведения летных испытаний (рис. 3) [1, 11]. Системы позволяют проводить экспресс-анализ материалов летных испытаний сразу после окончания полета, обеспечивая получение необходимых физических значений параметров и вычисление специфических вторичных параметров. По результатам экспресс-анализа стало возможным оперативно формировать задание на следующий испытательный полет.

Для оценки каждого параметра РТО НП определяется способ расчета эталонного значения по данным траекторных измерений и требуемая точность самих траекторных измерений. При обработке систем инструментальной посадки, БОСН и радиовысотомеров измеренные координаты требуется привести к координатам антенн бортового РТО НП. Для этого необходима информация о расположении антенн РТО НП относительно антенны СНС СТИ. Для радиомаячных систем требуется информация о координатах фазовых центров антенн радиомаяков и характеристиках создаваемых ими навигационных полей. Характеристики сигналов радиомаяков в пространстве можно получить в материалах летного контроля системы.

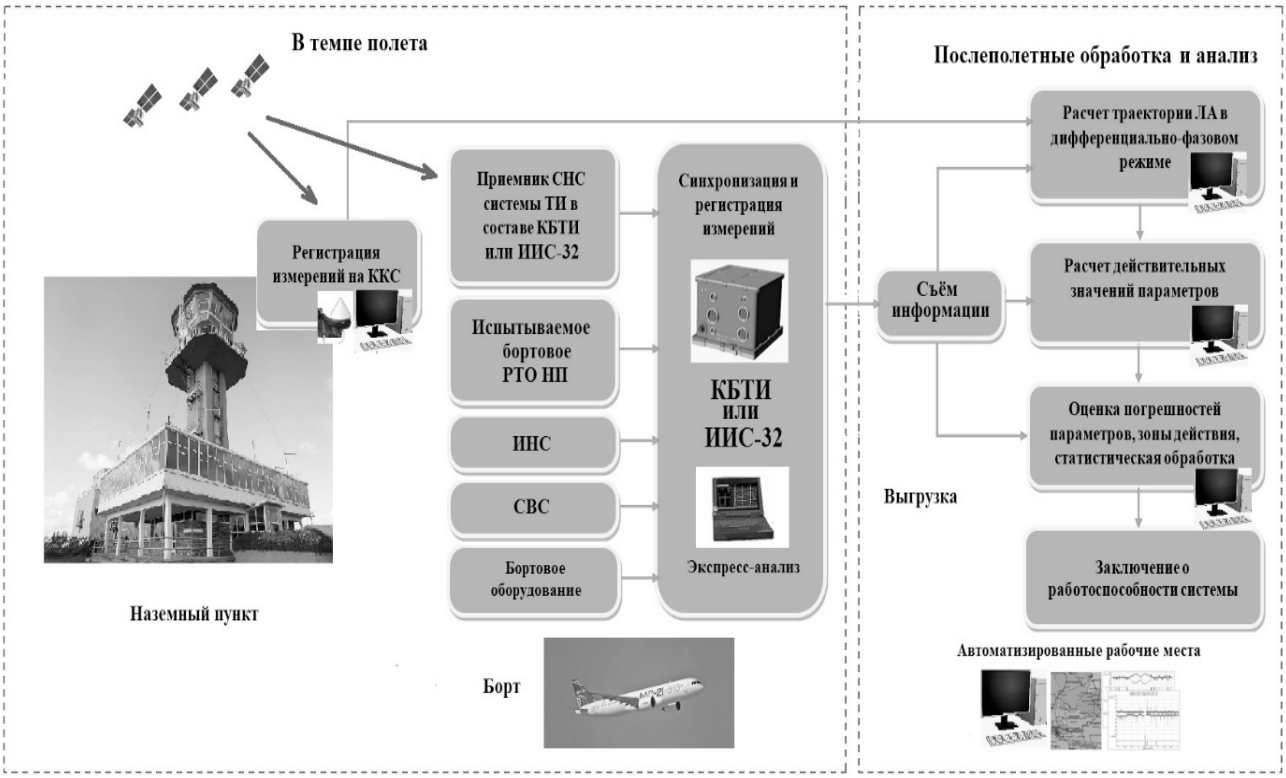


Рис. 3. Современные методы, средства и технологии испытаний РТО НП

Выбор режима работы спутниковой СТИ для каждого типа РТО НП определяется требованиями как минимум трехкратного запаса погрешности СТИ по сравнению с погрешностью испытываемого оборудования. Таким образом, для достоверной оценки погрешностей РТО посадки и радиовысотомеров СТИ при высоте менее 200 м должно измерять координаты ВС с погрешностью, по крайней мере, не более 1 м по плановым координатам и 0,1 м по вертикали, что требует ДФСНС. На больших высотах достаточно ДСНС. Для оценки погрешностей РТО ближней, дальней навигации и АРК достаточно стандартного режима СНС.

Погрешность измерения скорости СНС практически не зависит от режима работы СНС, так как измерения проводятся по доплеровским измерениям сигналов навигационных спутников. Поэтому для оценки ДИСС достаточно стандартного режима СНС. Но заданная допустимая погрешность 0,2° требует измерения угла курса с погрешностью не хуже 3–6’.

При проведении испытаний БОСН возникает проблема в выборе эталонного средства измерений, основанного на других физических принципах. Спутниковая навигационная система является наиболее точной системой определения координат и составляющих путевой скорости. Погрешности БОСН в стандартном режиме работы СНС возможно оценить по кинотеодолитным средствам, зона действия которых ограничена несколькими километрами, а погрешность сравнима с погрешностью дифференциально-кодового режима и зависит от геометрического расположения их и ВС. Но этим методом невозможно оценить

точностные характеристики БОСН во всех ОУЭ. Наиболее подходящим для оценки БОСН является спутниковая СТИ в режиме ДФСНС, принципы которого частично отличаются от стандартного и ДСНС режимов. Погрешность спутниковой СТИ при оценке скорости ВС составляет около 0,1 м/с, что удовлетворяет требованиям для оценки БОСН, но не удовлетворяет требованиям использования разных физических принципов. Поэтому при оценке рекомендуется дополнительно применять информацию инерциальной навигационной системы и ДФСНС.

Методы преобразования координат

При решении задач оценки РТО НП применяются следующие системы координат (СК): геодезические и связанные с ними прямоугольные геоцентрические, горизонтальные топоцентрические (начало координат на поверхности Земли), связанные с ВС (начало координат – в какой-либо выбранной точке ВС).

Спутниковая СТИ определяет параметры движения антенны СНС в геодезической СК: широта B, долгота L, высота H, северная V_N, восточная V_E и вертикальная V_H составляющие скорости. Модель Земли описывается эллипсоидом вращения (рис. 4). С воздушными судами связывают сопровождающую прямоугольную СК – сопровождающий географический трехгранник $MX_gY_gZ_g$, начало которого совпадает с его центром масс M, а основная плоскость отсчета – местная горизонталь, перпендикулярная к географической вертикали. Ось MY_g направлена вверх по вектору нормали к земному эллипсоиду; оси MX_g и MZ_g лежат в плоскости местного горизонта; ось MX_g направлена по касательной к меридиану на истинный север, а ось MZ_g направлена по касательной к параллели на восток.

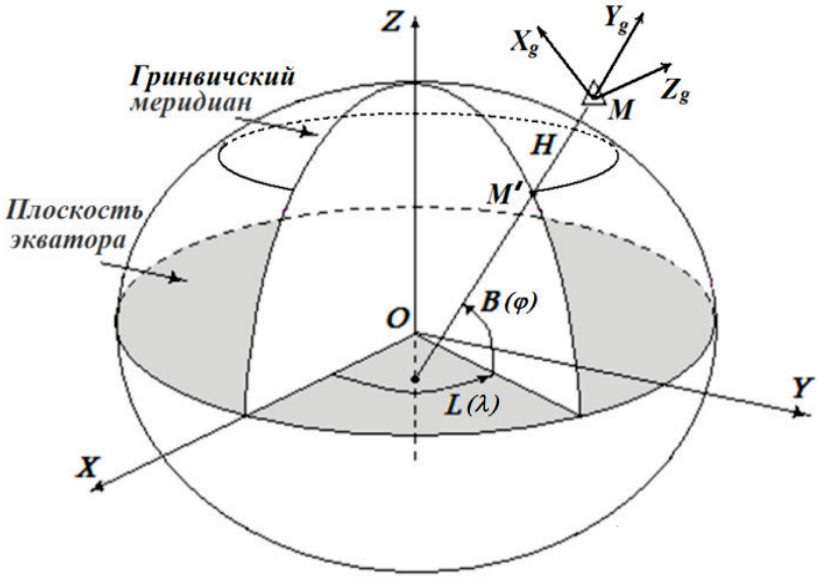


Рис. 4. Геодезическая система координат и сопровождающий географический трехгранник

В отечественной бортовой аппаратуре при навигационных расчетах в РФ приняты следующие геодезические СК: параметры Земли – ПЗ-90.11, принятая в РФ для использования при осуществлении геодезических и картографических работ, в том числе в авиационной отрасли, используется системой ГЛОНАСС; всемирная система геодезических координат WGS-84, используемая в системе GPS (в настоящее время версия G1762).

Для решения задач навигации и управления, связанных с посадочными операциями, навигационными радиомаяками, полетом относительно местных ориентиров, используются горизонтальные топоцентрические СК, ось Y которых лежит в направлении нормали к эллипсоиду в некоторой точке земной поверхности, а оси X и Z перпендикулярны нормали и образуют правую тройку, например: СК, связанная с ВПП, начало отсчета которой находится в точке пересечения посадочного порога и осью ВПП, а направление оси X – вдоль оси ВПП; применяется при оценке бортового и наземного оборудования РТО посадки, а также радиовысотомеров; СК, связанная с радиомаяком, начало отсчета которой находится в точке установки радиомаяка, а направление оси X вдоль направления нулевого азимута (истинный или магнитный север) применяется при оценке бортового и наземного оборудования РТО ближней навигации и АРК.

Преобразование геодезических координат в топоцентрические составляет содержание обратной геодезической задачи. Исходными данными являются геодезические координаты (B_0, L_0, H_0) и (B_M, L_M, H_M) двух точек O и M на референц-эллипсоиде. Пусть началом координат является точка O – место расположения радиомаяка или порога ВПП, координаты объекта обозначим точкой M (какой-либо опорной точки ВС, например, антенны СТИ или объекта на земле, например, фазовый центр антенны радиомаяка). Для точек O и M рассчитаем прямоугольные геоцентрические координаты:

$$X_i = (N_i + H_i)\cos B_i \cos L_i\,,$$
$$Y_i = (N_i + H_i)\cos B_i \sin L_i\,,$$
$$Z_i = (kN_i + H_i)\sin L_i\,,$$

где N_i – радиус кривизны первого вертикала $N_i = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin B_i}}$, a – большая полуось эллипсоида, e – эксцентриситет эллипсоида, $k = 1 - e^2$, i – обозначение точки (O или M).

Горизонтальные топоцентрические координаты точки M:

$$\begin{bmatrix} x_M \\ y_M \\ z_M \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} X_M - X_0 \\ Y_M - Y_0 \\ Z_M - Z_0 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где R – матрица поворотов от геоцентрической СК к горизонтальной топоцентрической с учетом поворота на заданный угол курса ψ_0:

$$R = \begin{bmatrix} \cos\psi_0 \sin B_0 \cos L_0 + \sin\psi_0 \sin L_0 & \cos\psi_0 \sin B_0 \sin L_0 + \sin\psi_0 \cos L_0 & \cos\psi_0 \cos B_0 \\ \cos B_0 \cos L_0 & \cos B_0 \cos L_0 & \sin B_0 \\ -\sin\psi_0 \sin B_0 \cos L_0 + \cos\psi_0 \sin L_0 & -\sin\psi_0 \sin B_0 \sin L_0 + \cos\psi_0 \cos L_0 & \sin\psi_0 \cos B_0 \end{bmatrix}.$$

Для перехода в СК, связанную с ВПП: $\psi_0 = \psi_{\text{ВПП}} - 180°$.

Следующим образом рассчитываются азимут A, угол места E и наклонная дальность D в сферических координатах для азимутально-дальномерных радиомаяков ближней навигации:

$$A = \operatorname{arctg}\left(\frac{z_M}{x_M}\right),$$
$$E = \operatorname{arctg}\left(\frac{y_M}{\sqrt{x_M^2 + z_M^2}}\right), \quad (2)$$
$$D = \sqrt{x_M^2 + y_M^2 + z_M^2}.$$

Для определения эталонного значения пеленга VOR следует выполнить поворот на угол $\psi_0 = \Delta M$ или $\psi_0 = 180° + \Delta M$, где ΔM – магнитное склонение в месте установки радиомаяка (дополнительный поворот на 180° может выполняться, если бортовое оборудование VOR выдает пеленг от самолета на радиомаяк).

При испытаниях ДИСС используется связанная с ВС СК $OXYZ$ (рис. 5). Также в связанной СК проводится пересчет траекторных измерений координат антенны СТИ к координатам антенн бортового РТО посадки, БОСН и радиовысотомера. Началом координат обычно является место установки антенны СНС СТИ. Ось OX направлена по продольной строительной оси ВС, нормальная ось OY направлена перпендикулярно к оси OX вверх в плоскости симметрии ВС, поперечная ось OZ образует с осью OX правую СК (OZ на правое крыло).

Для оценки погрешностей ДИСС измерения скорости СТИ в осях географического сопровождающего трехгранника $OX_gY_gZ_g$ преобразуются в связанную СК:

$$\begin{bmatrix} W_{X\,\text{ЭТ}} \\ W_{Y\,\text{ЭТ}} \\ W_{Z\,\text{ЭТ}} \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} V_{N\,\text{ЭТ}} \\ V_{H\,\text{ЭТ}} \\ V_{E\,\text{ЭТ}} \end{bmatrix},$$

где R – матрица поворотов, получаемая путем последовательных поворотов на углы курса, тангажа и крена:

$$R = \begin{bmatrix} \cos\vartheta \cos\psi & \sin\vartheta & \cos\vartheta \sin\psi \\ -\sin\gamma \sin\psi - \cos\gamma \sin\vartheta \cos\psi & \cos\gamma \cos\vartheta & \sin\gamma \cos\psi - \cos\gamma \sin\vartheta \sin\psi \\ -\cos\gamma \sin\psi + \sin\gamma \sin\vartheta \cos\psi & -\sin\gamma \cos\vartheta & \cos\gamma \cos\psi + \sin\gamma \sin\vartheta \sin\psi \end{bmatrix}.$$

На рис. 5 приведена ориентация связанной $OXYZ$ СК и географического сопровождающего трехгранника $OX_gY_gZ_g$.

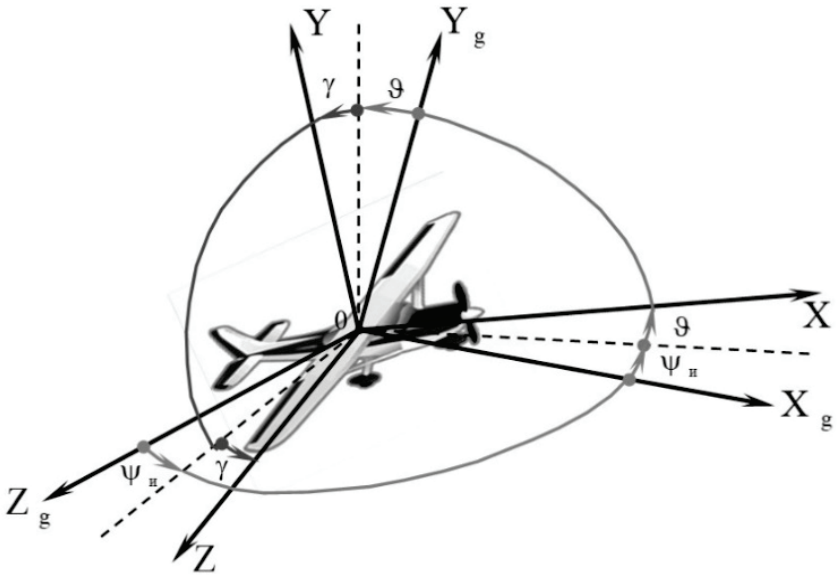


Рис. 5. Ориентация связанной *OXYZ* системы координат и географического сопровождающего трехгранника $OX_gY_gZ_g$

Обработка и анализ материалов летных испытаний

В ходе первичной обработки материалов испытаний зарегистрированная информация представляется в физическом виде, анализируется характер сигналов, наличие сбоев. При вторичной обработке параметры, измеренные РТО, сравниваются с эталонными значениями, определяются погрешности параметров на заданных режимах и зона действия системы.

В цикл вторичной обработки для каждого полета входят следующие работы:

- для систем посадки, радиовысотомера, БОСН обрабатываются траекторные измерения методами ДФСНС по зарегистрированной на борту ВС информации от СНС СТИ и наземной ККС;
- расчет эталонных значений навигационных параметров: азимута и дальности для РСБН, VOR/ DME, отклонений от линии курса $\varepsilon_К$ и глиссады $\varepsilon_Г$ для ILS, посадочной радиомаячной группы, курсового угла радиостанции для АРК, составляющих скорости в связанной СК и угла сноса для ДИСС, истинную высоту с учетом превышения рельефа для радиовысотомера;
- синхронизация траекторных измерений с измерениями бортового РТО НП;
- выделение характерных режимов полета ВС – пробежка по ВПП, взлет с набором высоты, маршрутные режимы, прямолинейные проходы над ВПП, проходы над ВПП с кренами, снижение, набор высоты, снижение с посадкой и т. д.;
- оценка зоны действия РТО НП;
- оценка устойчивости функционирования РТО НП в эксплуатационных режимах полета и дискретности параметров;
- расчет погрешности измерений для заданных режимов и статистическая обработка полученных материалов.

Для обработки, оценки и анализа материалов летных испытаний бортового РТО посадки ILS, посадочной радиомаячной группы ближней навигации РСБН и VOR/DME, АРК, радиовысотомеров и ДИСС в ЛИИ разработан программный комплекс «Радиотехника». Структурная схема организации вычислений и обмена информацией в программном комплексе показана на рис. 6.

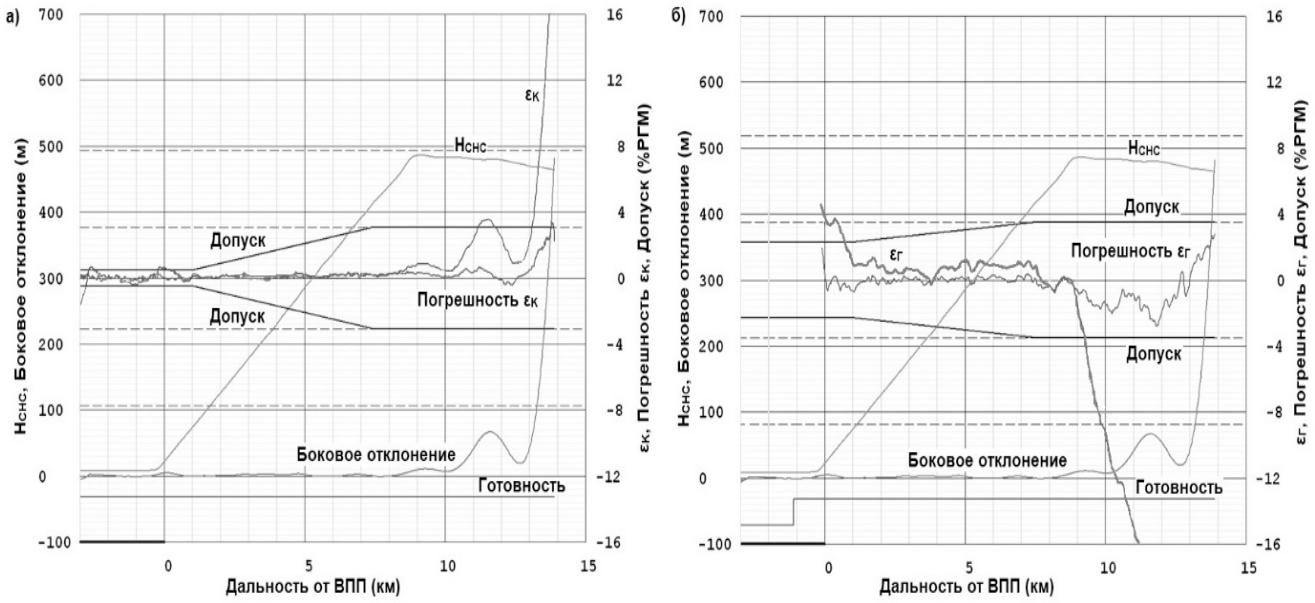


Рис. 6. Структурная схема программного комплекса «Радиотехника»

Бортовое оборудование ILS

При оценке погрешностей бортового оборудования системы точного захода на посадку ILS рекомендуется выполнять заходы на посадку на ВПП, оборудованную системой ILS категории III как наиболее точной (для минимизации влияния погрешности радиомаяков), с выдерживанием в нуле курсовой и глиссадной планок положения на пилотажно-навигационном приборе. Для получения эталонных значений курсовых и глиссадных сигналов геодезические координаты спутниковой антенны СТИ, рассчитанные в режиме ДФСНС по формулам (1), преобразовываются в топоцентрическую СК, связанную с ВПП [2]. По полученным координатам и координатам курсового и глиссадного радиомаяков с учетом взаимного расположения антенны СТИ и антенн курсового и глиссадного бортового приемника, рассчитываются эталонные угловые отклонения от линии курса и глиссады соответственно. Отклонения в угловых величинах по

параметрам радимаяков преобразовываются в единицы разностей глубин модуляции. Поскольку наибольший вклад в погрешность измерений вносят сигналы радиомаяков, последние определяют соответствующие допусковые значения. Пример оценивания погрешностей отклонений от линии курса и глиссады бортового оборудования ILS приведен на рис. 7. Продемонстрировано, что погрешности оборудования не превышают допусковых значений и соответствуют заданным требованиям.

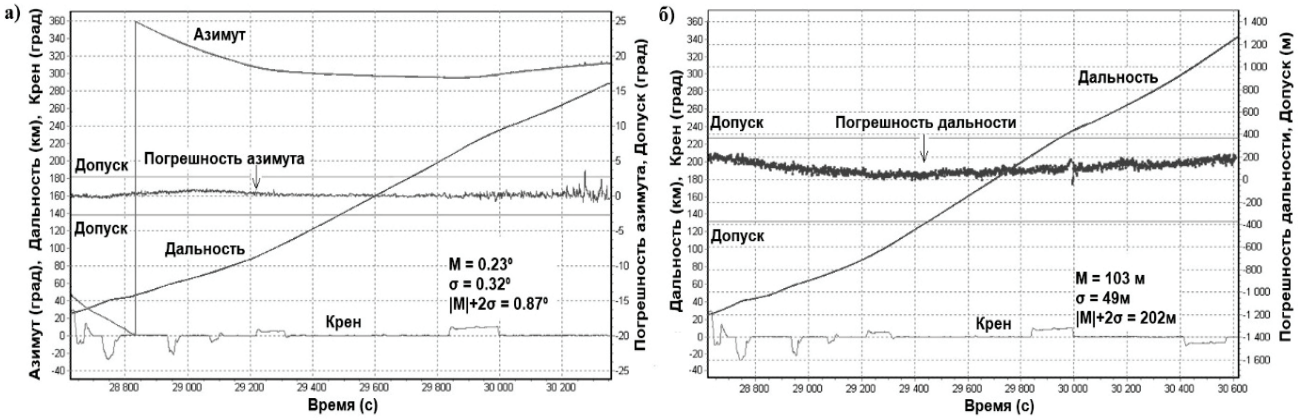


а *б*

Рис. 7. Пример оценивания погрешностей отклонений от линии курса (*а*) и глиссады (*б*) бортового оборудования ILS

Бортовое оборудование VOR/DME

Для оценки погрешностей измерения азимута и дальности бортовой аппаратурой ближней навигации VOR и DME выполняется полет вдоль радиала радиомаяка примерно от удаления 20 км до границы зоны действия и обратно. Эталонные значения азимута и дальности рассчитываются из геодезических координат ВС по формулам обратной геодезической задачи (1) и (2) относительно координат установки радиомаяков с учетом магнитного склонения [3]. Допуски на погрешность с вероятностью 95 % составляют 3° для VOR и 370 м для DME. Пример оценивания погрешностей азимута бортового оборудования VOR и дальности самолетного дальномера DME приведен на рис. 8. На данном примере погрешности бортового оборудования не превышают допусковых значений и соответствуют заданным требованиям.

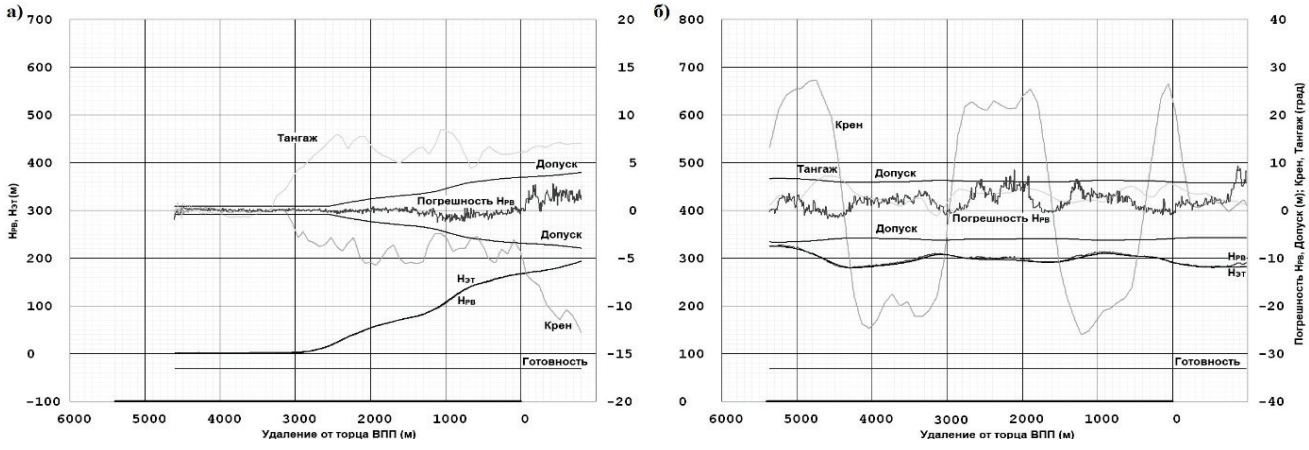


а *б*

Рис. 8. Пример оценивания погрешности азимута бортового оборудования VOR (*а*) и погрешности дальности самолетного дальномера DME (*б*)

Радиовысотомер малых высот

Оценивание погрешностей радиовысотомеров выполняется при полете над поверхностью с известным рельефом. Опыт испытаний показывает, что наиболее приемлемо выполнять измерения над ВПП аэродрома с заранее измеренным профилем. Эталонные значения истинной высоты полета рассчитываются по измерениям СТИ высоты над референцным эллипсоидом и превышением ВПП над эллипсоидом с учетом установочной высоты и взаимного расположения высот антенны СТИ и антенн радиовысотомера [12]. Рассчеты удобно выполнять в топоцентрической системе координат, связанной с ВПП. Примеры оценивания погрешности измерения высоты радиовысотомера малых высот на режимах горизонтального полета, снижения и набора высоты приведен на рис. 9.



а *б*

Рис. 9. Пример оценивания погрешности измерения высоты радиовысотомера малых высот на режимах взлета и набора высоты (*а*), полета с кренами (*б*)

В указанных примерах погрешности оборудования не превышают допусковых значений и соответствуют заданным требованиям.

Заключение

В ЛИИ разработана технология проведения летных испытаний бортового радиотехнического оборудования навигации и посадки, базирующаяся на применении современных спутниковых средств траекторных измерений и систем бортовых измерений, разработанных методов и средств автоматизированной обработки и анализа материалов летных испытаний.

Технология внедрена в общую систему обеспечения летных испытаний пилотажно-навигационного оборудования ВС различных типов и апробирована в тысячах полетов при проведении сертификационных и государственных испытаний ВС.

Применение разработанных методов и средства позволяет снизить трудозатраты на проведение летных испытаний, сократить их сроки, повысить качество оценки характеристик оборудования и уменьшить влияние человеческого фактора.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-Принт, 2012. 360 с.

2. Горский Е. Б., Харин Е. Г., Копылов И. А. и др. Траекторные измерения при проведении контроля и испытаний наземного и бортового посадочного радиотехнического оборудования летательных аппаратов // XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 27–29 мая 2019, Санкт-Петербург, Россия. СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2019. С. 91–94. EDN: RTOEVL.

3. Копылов И. А., Харин Е. Г., Копелович В. А. и др. Оценивание радиотехнических навигационных систем в летных испытаниях // XXXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 27–29 мая 2024, Санкт-Петербург, Россия. СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2024. С. 154–159. EDN: VCBFIJ.

4. Патент № 2116666 РФ. Комплекс бортовых траекторных измерений / В. Т. Климов, Е. Г. Харин, В. А. Саблев и др. Опубл. 27.07.1998. EDN: AXATEG.

5. Патент № 31663 РФ. Комплекс бортовых траекторных измерений / И. А. Копылов, Е. Г. Харин, В. Г. Поликарпов, Ю. И. Калинин. Опубл. 20.08.2003. EDN: FDRVDN.

6. Харин Е. Г., Поликарпов В. Г., Копылов И. А. и др. Использование комплекса бортовых траекторных измерений для оценивания характеристик систем и комплексов бортового оборудования при летных испытаниях самолетов // XIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 29–31 мая 2006, Санкт-Петербург, Россия. СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2006. С. 75–79. EDN: SXNHMB.

7. Копылов И. А., Харин Е. Г., Поликарпов В. Г., Копелович В. А. Оценка точностных характеристик дифференциального режима СНС, используемого для получения траекторных параметров самолета при проведении летных испытаний // XII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 23–25 мая 2005,

Санкт-Петербург, Россия. СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2005. С. 126–128. EDN: SXNGOP.

8. Харин Е. Г., Копылов И. А., Поликарпов В. Г. и др. Оценивание точности координат дифференциального режима по фазовым измерениям СНС при летных испытаниях // XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 28–30 мая 2007, Санкт-Петербург, Россия. СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2007. С. 303–306. EDN: SHDWVX.

9. Харин Е. Г., Копылов И. А., Копелович В. А., Ильин В. Б. Оценка погрешностей действительных значений скорости самолета по информации систем ГЛОНАСС и GPS // XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 28–30 мая 2012, Санкт-Петербург, Россия. СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор». С. 294–299. EDN: SHEJPV.

10. Харин Е. Г., Копылов И. А., Поликарпов В. Г., Копелович В. А. Использование аппаратуры СНС для обеспечения летных испытаний летательных аппаратов // Новости навигации. 2006. Т. 3. С. 33–36.

11. Копылов И. А. Применение комплекса бортовых траекторных измерений для обеспечения летных испытаний пилотажно-навигационных комплексов летательных аппаратов // Радиотехника. 2008. Т. 1. С. 91–98. EDN: IIZVYN.

12. Горский Е. Б. Обработка и анализ материалов летных испытаний радиовысотомеров // «Свободный полет-2018» Задачи обработки больших данных в авиации: материалы III Всероссийской научно-практической конференции, 29–31 мая 2018, Жуковский-Уфа, Россия. Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2018. С. 15–20. EDN: KKHJXD.

Дата поступления: 22.01.2025
Решение о публикации: 14.02.2025

Контактная информация:

ГОРСКИЙ Евгений Борисович – канд. техн. наук (Государственный научный центр Российской Федерации АО «Летно-исследовательский институт имени М. М. Громова», Россия, 140185, г. Жуковский, ул. Гарнаева, д. 2А), office@lii.ru

СУБХАНГУЛОВ Ринат Ильгамович – Государственный научный центр Российской Федерации АО «Летно-исследовательский институт имени М. М. Громова», Россия, 140185, г. Жуковский, ул. Гарнаева, д. 2А, office@lii.ru

References

1. Kharin E. G., Kopylov I. A. Tekhnologii letnykh ispytaniy bortovogo oborudovaniya letatel'nykh apparatov s primene-niem kompleksa bortovykh traektornykh izmereniy [Technologies for flight testing of onboard equipment of aircraft using a complex of onboard trajectory measurements]. Moscow: MAI-Print, 2012, 360 p. (In Russian)

2. Gorskiy E. B., Kharin E. G., Kopylov I. A. et al. Trajectory measurements during control and testing of ground and airborne landing radio equipment of aircraft. Proceedings of the XXVI Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 27–29 May 2019, St. Petersburg, Russia. St. Petersburg: Concern "Central Scientific Research Institute "Electropribor", 2019, pp. 91-94. EDN: RTOEVL. (In Russian)

3. Kopylov I. A., Kharin E. G., Kopelovich V. A. et al. Evaluation of radio navigation systems in flight tests. Proceedings of the XXXI Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 27–29 May 2024, St. Petersburg, Russia. St. Petersburg: Concern "Central Scientific Research Institute "Electropribor", 2024, pp. 154–159. EDN: VCBFIJ. (In Russian)

4. Klimov V. T., Kharin E. G., Sablev V. A. Patent No. 2116666 Russian Federation. Complex for aboard path measurements. Publ. July 27, 1998. (In Russian). EDN: AXATEG.

5. Kopylov I. A., Kharin E. G., Polikarpov V. G. et al. Patent No. 31663 Russian Federation. Complex for aboard path measurements. Publ. December 02, 2002. (In Russian). EDN: FDRVDN.

6. Kharin E. G., Polikarpov V. G., Kopylov I. A. et al. The use of a complex of on-board trajectory measurements to evaluate the characteristics of systems and complexes of on-board equipment during flight tests of aircraft. Proceedings of the XIII Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 29–31 May 2006, St. Petersburg, Russia. St. Petersburg: Concern "Central Scientific Research Institute "Electropribor", 2006, pp. 75–79. EDN: SXNHMB. (In Russian)

7. Kopylov I. A., Kharin E. G., Polikarpov V. G., Kopelovich V. A. Evaluation of the accuracy characteristics of the differential GNSS mode used to obtain the trajec-tory parameters of an aircraft during flight tests. Proceedings of the XII Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 23–25 May 2005, St. Petersburg, Russia. St. Petersburg: Concern "Central Scientific Research Institute "Electropribor", 2005, pp. 126–128. EDN: SXNGOP. (In Russian)

8. Kharin E. G., Kopylov I. A., Polikarpov V. G. et al. Kop Estimation of the accuracy of differential mode coordinates based on GNSS phase measurements during flight tests. Proceedings of the XIV Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 28–30 May 2007, St. Petersburg, Russia. St. Petersburg: Concern "Central Scientific Research Institute "Electropribor", 2007, pp. 303–306. EDN: SHDWVX. (In Russian)

9. Kharin E. G., Kopylov I. A., Kopelovich V. A., Il'in V. B. Estimation of errors in the actual values of aircraft speed based on information from GLONASS and GPS systems. Proceedings of the XIX Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 28–30 May 2012, St. Petersburg, Russia. St. Petersburg: Concern "Central Scientific Research Institute "Electropribor", pp. 294–299. EDN: SHEJPV. (In Russian)

10. Kharin E., Kopylov I., Polikarpov V., Kopelovich V. Using gps technologies in aircraft flight tests. *Novosti navigatsii* [*Navigation news*]. 2006. Vol. 3, pp. 33–36. (In Russian)

11. Kopylov I. A. Usage of the onboard trajectory measurements complex for maintenance of airplanes flying navigational complexes flight tests. *Journal Radioengineering*. 2008. Vol. 1, pp. 91–98. EDN: IIZVYN. (In Russian)

12. Gorsky E. B. Processing and analysis of materials from flight tests of radio altimeters. Free flight-2018. Tasks of big Data processing in aviation: proceedings of the III All-Russian Scientific and Practical Conference, May 29–31, 2018, Zhukovsky-Ufa, Russia. Ufa: Ufa State Aviation Technical University, 2018, pp. 15–20. EDN: KKHJXD.

Date of receipt: January 22, 2025
Publication decision: February 14, 2025

Contact information:

Evgeny B. GORSKIY – Candidate of Engineering Sciences (SC “M. M. Gromov Flight Research Institute” Russia, 140185, Zhukovsky, Garnaeva str., 2A), office@lii.ru

Rinat I. SUBKHANGULOV – (SC “M. M. Gromov Flight Research Institute” Russia, 140185, Zhukovsky, Garnaeva str., 2A), office@lii.ru

УДК 629.7.01:681.51

ОПТИМИЗАЦИЯ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, СНАБЖЕННОГО СОЛНЕЧНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ, В РЕЖИМЕ УМЕНЬШЕНИЯ ВЫСОТЫ

О. А. Гусейнов

Национальное аэрокосмическое агентство Азербайджана, г. Баку, Азербайджанская Республика

Аннотация. Исследовано энергопотребление БПЛА самолетного типа при маневрировании. Рассмотрен режим маневрирования БПЛА, питаемого от солнечных фотоэлементов, установленных на крыльях БПЛА, в котором высота полета уменьшается, что эквивалентно увеличению плотности атмосферного воздуха. Введена функция управления скоростью полета в зависимости от плотности воздуха по траектории полета. Для вычисления оптимального вида этой функции сформирован критерий оптимизации в виде целевого функционала, равного средней величине мощности, необходимой для совершения такого маневра. Решение оптимизационной задачи позволило определить оптимальный вид функции $v = f(\rho)$, при которой среднеинтегральная величина мощности, требуемой для маневра, достигает минимума. Таким образом, определено, что БПЛА, питаемый солнечной энергией в режиме маневрирования в виде снижения высоты полета, характеризуется оптимальным режимом полета, когда скорость полета устанавливается в определенной функциональной зависимости от плотности воздуха, увеличивающейся с уменьшением высоты полета.

Ключевые слова: БПЛА, солнечные элементы, маневрирование, скорость полета, энергопотребление

Для цитирования: *Гусейнов О. А.* Оптимизация полета беспилотного летательного аппарата, снабженного солнечными элементами, в режиме уменьшения высоты. 2025. Т. 3, № 1. С. 207–214. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-207-214. EDN OGUUHW

FLIGHT OPTIMIZATION OF A SOLAR-POWERED UNMANNED AERIAL VEHICLE IN DESCENT MODE

O. A. Huseynov

Azerbaijan National Aerospace Agency, Baku, Azerbaijan Republic

Abstract. This study investigates the energy consumption of a fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) during maneuvering. The focus is on a descent mode in which the UAV, powered by solar cells mounted on its wings, decreases altitude–effectively operating in increasingly dense atmospheric conditions. A control function for flight speed as a function of air density along the flight trajectory is introduced. To determine the optimal form of this function, an optimization criterion is formulated as a target functional equal to the average power required to perform the maneuver. Solving the optimization problem yields the optimal functional dependence of speed on air density, $v = f(\rho)$, which minimizes the average integrated power

© Гусейнов О. А., 2025

consumption. The results indicate that for a solar-powered UAV performing a descent maneuver, the optimal flight mode corresponds to adjusting the flight speed according to a specific function of air density, which increases as altitude decreases.

Keywords: UAV, solar cells, maneuvering, flight speed, power consumption

For citation: Huseynov O. A. Flight optimization of a solar-powered unmanned aerial vehicle in descent mode. *Aerospace Engineering and Technology*. 2025. Vol. 3, no. 1, pp. 207–214. DOI 10.52467/2949-401X-2025-3-1-207-214. EDN OGUUHW (In Russian)

Введение

Как отмечается в работе [1], беспилотный летательный аппарат (БПЛА), питаемый солнечной энергией, может выполнить следующие функции: мониторинг земной поверхности, раннее обнаружение пожаров, контроль затоплений, дистанционное зондирование в целях сельского хозяйства, контроль граничной территории, решение задач телекоммуникации и др. Работы в этом направлении выполнялись по программе NASA ERAST (Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) начиная с 90-х годов [2–5]. В работе [6] сообщалось о полете БПЛА, снабженного солнечными элементами на высоте 24 км. В таких БПЛА проблема полета в ночи решается путем установки аккумулятора, заряжаемого электроэнергией, вырабатываемой солнечными элементами, а задача минимизации веса решается путем применения особых композитных конструкционных материалов.

Другая проблема, заключающаяся в уменьшении плотности воздуха с увеличением высоты полета, решается путем увеличения площади поверхности крыльев. В работе [7] описывается, что энергоемкость аккумуляторов литий-ионного типа (Panasonic NCR 18650b, 243 Вт·ч/кг), установленных на крыльях БПЛА типа Atlantic Solar AS-2, достигала 705 Вт·ч. Этого оказалось достаточно для питания электроузлов управления и бесщеточного двигателя постоянного тока мощностью 450 Вт с коэффициентом $K_v = 400\,RPM/B$. На БПЛА установлены следующие электронные узлы управления: автопилот типа Pixhawk PX4 Autopilot, разработанный в ETH Zurich; инерциальный узел управления типа ADIS 16448; GPS приемник типа LEA-6H; дифференциальный измеритель давления типа Sensirion SDP600 для оценки высоты полета. Использован узел телеметрии на частоте 400 мГц, дополненный возможностью спутниковой связи, а также узлы контроля заполнения энергией аккумуляторов и расхода накопленной энергии. На борту БПЛА могут быть установлены: оптическая и инфракрасная камеры, бортовой компьютер типа Intel, автоматическая система управления ROS, изготовленная в Autonomous Systems Lab (ASL).

Для оценки состояния и управления полетом использован усовершенствованный фильтр Калмана, который использовался для обработки данных, получаемых от инерциального узла 16-DoF IMU, а также GPS и сенсор скорости

воздуха для оценки позиции, скорости полета, высоты и направления полета. Также измерялись давление на уровне моря, смещение данных гироскопа, акселерометра, вектора ветра. На основании указанных данных определялись углы бокового скольжения, а также угол атаки. К углам управления низкого звена можно отнести PID-контроллеры для управления скоростью и высотой полета, а также систему TECS (Total Energy Control System). Такая комбинация систем управления БПЛА позволяла контролировать расход энергии, повысить качество полета и обеспечить его эффективность и безопасность.

Как отмечается в работе [1], БПЛА используется начиная 1950-х годов, и одним из направления развития БПЛА является использование солнечной энергии для его питания. Проанализируем вопрос об оптимальном расходе энергии в таких БПЛА с учетом оптимальной установки скорости полета в зависимости от высоты полета или плотности воздуха.

Материалы и методы

Рассмотрим основные положения, позволяющие определить требуемый объем энергии, обеспечивающий устойчивый полет БПЛА, изложенные в работе [8], для дальнейшего определения оптимальных соотношений показателей полета с целью минимизации энергопотребления. Как указано в источнике [8], в круизном режиме полета подъемная сила L и сила тяжести W, а также силы аэродинамического сопротивления D (drag) и тяги T (thrust) равны друг другу: $L = W, D = T$.

Требуемая мощность аэроплана определяется следующим образом:

$$P_{Tp} = Tv\,, \tag{1}$$

где v – скорость полета.

С учетом $D = T$ и (1) имеем:

$$P_{Tp} = Dv\,. \tag{2}$$

С учетом

$$D = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_D, \tag{3}$$

где ρ – плотность воздуха; S – площадь поверхности крыльев; C_D – коэффициент аэродинамического сопротивления, из выражений (2) и (3) получим

$$P_{Tp} = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_D v. \tag{4}$$

Коэффициент аэродинамического сопротивления при нулевой подъемной силе, согласно [9] $C_{D0} = 0{,}024$, а при ненулевой – определяется следующим образом:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2, \tag{5}$$

где C_L – коэффициент одъемной силы аэроплана, зависящий от угла атаки; коэффициент k определяется следующим образом:

$$k = \frac{1}{\pi e AR}, \tag{6}$$

где AR – относительное удлинение крыльев; e – коэффициент эффективности Освальда, вычисляемый по формуле

$$e = 1{,}78(1 - 0{,}045AR^{0{,}68}) - 0{,}64\,. \tag{7}$$

С учетом

$$W = L = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_L\,, \tag{8}$$

получим

$$C_L = \frac{2W}{\rho v^2 S}\,. \tag{9}$$

С учетом (9) в (5) получим

$$C_D = C_{D0} + k\left(\frac{2W}{\rho v^2 S}\right)^2\,. \tag{10}$$

Из выражений (9) и (4) находим [8]

$$P_{Tp} = \frac{1}{2}\rho v^3 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho v S}\,. \tag{11}$$

Как видно из выражения (11), P_{Tp} сложным образом зависит от скорости полета v. Зависимость P_{Tp} от v показана на рисунке.

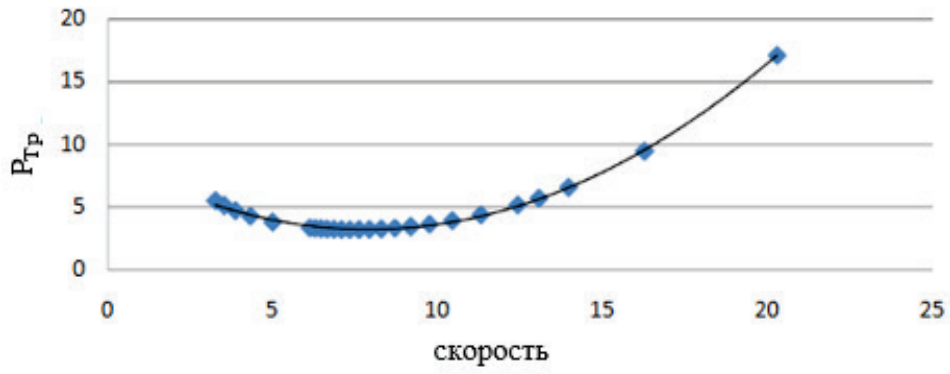


График зависимости P_{Tp} от v в соответствии с выражением (11)

Рассмотрим вопрос о вычислении средней величины потребляемой мощности БПЛА в частном режиме маневрирования, т. е. уменьшения высоты полета, когда плотность воздуха увеличивается с $\rho_{\min}$ до $\rho_{\max}$. Введем в рассмотрение функцию управления скоростью в виде

$$v = f(\rho)\,. \tag{12}$$

С учетом (11) и (12) получим

$$P_{Tp} = \frac{1}{2}\rho f(\rho)^3 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho f(\rho) S}\,. \tag{13}$$

На базе выражения (15) сформируем целевой функционал F оптимизации в виде

$$F_{cp} = \frac{1}{\Delta\rho}\int_{\rho_{\min}}^{\rho_{\max}}\left[\frac{1}{2}\rho f(\rho)^3 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho f(\rho) S}\right] d\rho, \tag{14}$$

где $\Delta\rho = \rho_{\max} - \rho_{\min}$.

Согласно источнику [10], решение оптимизационной задачи (14) удовлетворяет условию

$$\frac{d\left\{\frac{1}{2\Delta\rho}\rho f(\rho)^3 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho f(\rho) S}\right\}}{df(\rho)} = 0. \tag{15}$$

Из условия (15) получаем

$$\frac{3}{2\Delta\rho}\rho f(\rho)^2 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho f(\rho)^2 S} = 0. \tag{16}$$

Из выражения (16) находим

$$f(\rho) = \sqrt[4]{\frac{4\Delta\rho k W^2}{3\rho^2 S^2 C_{D0}}}. \tag{17}$$

Для определения типа экстремума F_{cp}, согласно признаку Лагранжа, вычислим следующее выражение:

$$\beta = \frac{d^2\left\{\frac{1}{2\Delta\rho}\rho f(\rho)^3 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho f(\rho) S}\right\}}{df(\rho)^2} = \frac{3\rho}{\Delta\rho} f(\rho) S C_{D0} + \frac{4kW^2}{\rho f(\rho)^3 S}. \tag{18}$$

Как видно из условия (17), величина β имеет положительный знак. Следовательно, при решении (17) функционал (13), отображающий среднюю величину потребляемой мощности, достигает минимума, т. е. БПЛА переходит в максимально возможный энергосберегающий режим.

С учетом выражений (13) и (19) вычислим минимально достижимую величину P_{Tp}:

$$P_{Tp.\min} = \frac{\rho}{2\Delta\rho} S C_{D0} \frac{k_1}{\rho^{\frac{1}{2}} S^{\frac{1}{2}} C_{D0}^{\frac{1}{4}}} + k_2 \frac{2kW^2 \rho^{\frac{1}{2}} S^{\frac{1}{2}} C_{D0}^{\frac{1}{4}}}{\rho S k^{\frac{1}{4}} W^{\frac{1}{2}}} = \frac{k_1 \rho^{\frac{1}{2}} S^{\frac{1}{2}} C_{D0}^{\frac{1}{2}}}{2\Delta\rho} + \frac{2k^{\frac{3}{4}} W^{\frac{3}{2}} C_{D0}^{\frac{1}{4}} k_2}{\rho^{\frac{1}{2}} S^{\frac{1}{2}}}, \tag{19}$$

где

$$k_1 = \sqrt[4]{\frac{\Delta\rho 4^3 k W^2}{3^3}}, \tag{20}$$

$$k_2 = \sqrt[4]{\frac{4\Delta\rho}{3}}. \tag{21}$$

Следовательно, в режиме маневрирования в виде снижения высоты полета возможен энергосберегающий режим, в котором потребляемая мощность может достичь минимума, определяемого выражением (19).

Обсуждение

Исследовано энергопотребление БПЛА, питаемого от солнечных фотоэлементов, установленных на крыльях БПЛА самолетного типа. Рассмотрен режим маневрирования, в котором высота полета уменьшается на величину Δh, что эквивалентно увеличению плотности атмосферного воздуха на $\Delta\rho = \rho_1 - \rho_2$, где ρ_1 – плотность воздуха на низкой высоте полета, ρ_2 – на максимальной высоте. Составлена функция управления скоростью полета в зависимости от плотности воздуха по траектории полета. Также составлен критерий оптимизации в виде целевого функционала, равного средней величине требуемой мощности для совершения такого маневра. Решение оптимизационной задачи позволило определить оптимальный вид функции $v = f(\rho)$, при которой среднеинтегральная величина мощности, требуемой для маневра, достигает минимума. Получена формула для вычисления минимально достижимой величины требуемой мощности для осуществления такого маневра.

Заключение

Определено, что БПЛА, полностью питаемый солнечной энергией в режиме маневрирования в виде снижения высоты полета, характеризуется оптимальным режимом полета, когда скорость полета устанавливается в определенной функциональной зависимости от плотности воздуха, увеличивающейся с уменьшением высоты полета: получена аналитическая зависимость скорости полета от плотности воздуха при совершении маневра в виде уменьшения высоты полета; получена формула для вычисления минимально требуемой средней величины мощности для совершения указанного маневра.

Конфликт интересов/Conflict of interests

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

Библиографический список

1. Montagnier O., Bovet L. Optimisation of a solar-powered high altitude long endurance UAV // Proceedings of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences,19–24 September 2010, Nice, France. HAL, 2010. 11 p.

2. Harmats M., Weihs D. Hybrid-propulsion highaltitude long-endurance remotely piloted vehicle // Journal of Aircraft. 1999. Vol. 36 (2). Pp. 321–331. DOI: 10.2514/2.2443.

3. Keidel B. Design of a solar-powered hale aircraft for year-round operation at intermediate latitudes // Proc. RTO AVT Symposium on «Unmanned Vehicles (UV) for Aerial, Ground and Naval Military Operations», 9–13 October 2000, Ankara, Turkey. 2000.

4. Romeo G., Frulla G., Cestino E., Corsino G. Heliplat: Design, aerodynamic and structural analysis of very-long endurance solar powered stratospheric uav // Journal of Aircraft. 2004. Vol. 41 (6). Pp. 1505–1520. DOI: 10.2514/1.2723.

5. Serokhvostov S. V., Churkina T. E. Optimal control for the sunpowered airplane in a multi-day mission // Proceeding of the 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), 1–6 July 2007, Brussells, Belgium. EUCASS, 2007. 7 p.

6. Flittie K., Curtin B. Pathfinder solar-powered aircraft flight performance // Proceeding of the 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit, 10–12 August 1998, Boston, MA, USA. AIAA, 2013. DOI: 10.2514/6.1998-4446.

7. Oettershagen P., Melzer A., Mantel T. et al. Perpetual flight with a small solar-powered UAV: flight results, performance analysis and model validation // Proceeding of the 2016 IEEE Aerospace Conference, 5–12 March 2016, Big Sky, MT, USA. IEEE, 2016. Pp. 1–8. DOI: 10.1109/AERO.2016.7500855.

8. Bahrami H. T., Varjani A. Y., Sadi M. Solar power system for experimental unmanned aerial vehicle (UAV); design and fabrication // Proceeding of the 2nd Power Electronics, Drive Systems and Technologies Conference, 16–17 February 2011, Tehran, Iran. IEEE, 2011. Pp. 129–134. DOI: 10.1109/PEDSTC.2011.5742404.

9. Duryea S., Islam S., Lawrance W. A battery management system for stand alone photovoltaic energy systems // EEE Industry Applications Magazine, 2001. Vol. 7, № 3. Pp. 67–72. DOI: 10.1109/2943.922452.

10. Эльсгольц Л. Э. Дифференциальные уравнения и вариационные исчисление. М.: Наука, 1973. 472 с

Дата поступления: 28.01.2025
Решение о публикации: 17.02.2025

Контактная информация:

ГУСЕЙНОВ Омар Анар оглы – докторант (Национальное аэрокосмическое агентство Азербайджана, Азербайджанская Республика, AZ1115, г. Баку, ул. С. С. Ахундова, д. 1)

References

1. Montagnier O., Bovet L. Optimisation of a solar-powered high altitude long endurance UAV. Proceedings of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences,19–24 September 2010, Nice, France. HAL, 2010. 11 p.

2. Harmats M., Weihs D. Hybrid-propulsion highaltitude long-endurance remotely piloted vehicle. *Journal of Aircraft*. 1999. Vol. 36 (2), pp. 321–331. DOI: 10.2514/2.2443.

3. Keidel B. Design of a solar-powered hale aircraft for year-round operation at intermediate latitudes. Proc. RTO AVT Symposium on "Unmanned Vehicles (UV) for Aerial, Ground and Naval Military Operations", 9–13 October 2000, Ankara, Turkey. 2000.

4. Romeo G., Frulla G., Cestino E., Corsino G. Heliplat: Design, aerodynamic and structural analysis of very-long endurance solar powered stratospheric uav. *Journal of Aircraft*. 2004. Vol. 41 (6), pp. 1505–1520. DOI: 10.2514/1.2723.

5. Serokhvostov S. V., Churkina T. E. Optimal control for the sunpowered airplane in a multiday mission. Proceeding of the 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), 1–6 July 2007, Brussells, Belgium. EUCASS, 2007, 7 p.

6. Flittie K., Curtin B. Pathfinder solar-powered aircraft flight performance. Proceeding of the 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit, 10–12 August 1998, Boston, MA, USA. AIAA, 2013. DOI: 10.2514/6.1998-4446.

7. Oettershagen P., Melzer A., Mantel T. et al. Perpetual flight with a small solar-powered UAV: flight results, performance analysis and model validation. Proceeding of the 2016 IEEE Aerospace Conference, 5–12 March 2016, Big Sky, MT, USA. IEEE, 2016, pp. 1–8. DOI: 10.1109/AERO.2016.7500855.

8. Bahrami H. T., Varjani A. Y., Sadi M. Solar power system for experimental unmanned aerial vehicle (UAV); design and fabrication. Proceeding of the 2nd Power Electronics, Drive Systems and Technologies Conference, 16–17 February 2011, Tehran, Iran. IEEE, 2011, pp. 129–134. DOI: 10.1109/PEDSTC.2011.5742404.

9. Duryea S., Islam S., Lawrance W. A battery management system for stand alone photovoltaic energy systems. EEE Industry Applications Magazine, 2001. Vol. 7, no. 3, pp. 67–72. DOI: 10.1109/2943.922452.

10. Elsgolts L. Differential Equations and the Calculus of Variations / Translated from the Russian by G. Yankovsky. Moscow: Mir Publishers, 1977, 450 p. (In Russian)

Date of receipt: January 28, 2025
Publication decision: February 17, 2025

Contact information:

HUSEYNOV Omar Anar oglu – Doctoral Candidate (Azerbaijan National Aerospace Agency, Azerbaijan Republic, AZ1115, Baku, S.S. Akhundov str., 1)