

Том 25, № 04, 2022

ISSN 2079-0619  
e-ISSN 2542-0119

# Научный Вестник МГТУ ГА

---

---

## Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 25, No. 04, 2022

Издается с 1998 г.

Москва  
2022

*Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.*

### Главная редакция

- Главный редактор:** *Елисеев Б.П.*, заслуженный юрист РФ, проф., д. ю. н., ректор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Зам. главного редактора:** *Воробьев В.В.*, проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Ответственные секретари главной редакции:** *Наумова Т.В.*, доцент, д. филос. н., профессор кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;  
*Полешкина И.О.*, доцент, к. э. н., старший научный сотрудник отдела научных исследований МГТУ ГА, Москва, Россия.

### Члены главной редакции:

*Козлов А.И.*, заслуженный деятель науки и техники РФ, проф., д. ф.-м. н., советник ректората МГТУ ГА, Москва, Россия;

*Гаранина О.Д.*, почетный работник науки и техники РФ, проф., д. филос. н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;

*Туркин И.К.*, проф., д. т. н., зав. каф. МАИ (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

*Калугин В.Т.*, проф., д. т. н., декан МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия;

*Лукин Д.С.*, заслуженный деятель науки РФ, проф., д. ф.-м. н., проф. МФТИ, Москва, Россия;

*Шапкин В.С.*, заслуженный работник транспорта РФ, проф., д. т. н., первый заместитель генерального директора Национального исследовательского центра «Институт имени Н.Е. Жуковского», Москва, Россия;

*Боев С.Ф.*, проф., д. т. н., д. э. н., генеральный директор Межгосударственной акционерной корпорации «Вымпел», Москва, Россия;

*Дамиан Ривас Ривас*, проф., PhD, проф. Университета Севильи, Севилья, Испания;

*Сюй Хаудзюнь*, PhD, Университет военно-воздушных сил, Хуань, Китай;

*Франческа де Кресченцио*, профессор, кафедра промышленной инженерии, Болонский университет, Болонья, Италия;

*Владимир Немец*, PhD, Транспортный факультет Яна Пернера, кафедра воздушного транспорта, Университет Пардубице, Пардубице, Чешская Республика;

*Станислав Сзабо*, PhD, Факультет авиации, Технический университет в Кошице, Кошице, Словацкая Республика.

### Editorial Board

- Editor-in-Chief:** *Boris P. Eliseev*, Professor, Doctor of Sciences, Rector, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
- Deputy Editor-in-Chief:** *Vadim V. Vorobyev*, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
- Executive Secretaries:** *Tatiana V. Naumova*, Associate Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;  
*Irina O. Poleshkina*, Associate Professor, Candidate of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

### Chief Editorial Board:

*Anatoly I. Kozlov*, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

*Olga D. Garanina*, Honorary Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

*Igor K. Turkin*, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia;

*Vladimir T. Kalugin*, Professor, Doctor of Sciences, Dean, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia;

*Dmitry S. Lukin*, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;

*Vasily S. Shapkin*, Honored Worker of Transport of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, First Deputy General Director, The National Research Center "Zhukovsky Institute" Moscow, Russia;

*Sergey F. Boev*, Professor, Doctor of Sciences, General Director, Interstate Joint Stock Corporation "Vympel", Moscow, Russia;

*Damian Rivas Rivas*, Professor, PhD, University of Seville, Seville, Spain;

*Xu Haojun*, PhD, Air Force Engineering University, Xi'an, China;

*Francesca De Crescenzo*, Professor, Department of Industrial Engineering DIN, University of Bologna, Bologna, Italy;

*Vladimir Němec*, PhD, Faculty of Transportation Sciences, Jan Perner Transport Faculty, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic;

*Stanislav Szabo*, Associate Professor, PhD, Dean, Faculty of Aeronautics, Technical University of Košice, Košice, Slovak Republic.

Редакционный совет

**Абрамов О.В.**, заслуженный деятель науки РФ, проф., д. т. н., Институт автоматизации и процессов управления Дальневосточного отделения РАН, Владивосток, Россия;

**Акиншин Р.Н.**, проф., д. т. н., в. н. с., секция оборонных проблем МО РФ при президиуме РАН, Москва, Россия;

**Бачкало Б.И.**, проф., д. т. н., в. н. с. ЦНИИ ВВС МО РФ, Щелково, Россия;

**Брусов В.С.**, проф., д. т. н., проф. МАИ (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

**Вышинский В.В.**, проф., д. т. н., проф. МФТИ, г. н. с. ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия;

**Горелик А.Г.**, проф., д. ф-м. н., проф. МИФИ, Москва, Россия;

**Гузий А.Г.**, д. т. н., зам. директора ПАО «Авиакомпания «ЮТэйр», Москва, Россия;

**Давидов А.О.**, доцент, д. т. н., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина;

**Красильщик И.С.**, проф., д. ф-м. н., проф. МНУ, Москва, Россия;

**Кузнецов В.Л.**, проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

**Кузнецов С.В.**, проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

**Логвин А.И.**, заслуженный деятель науки РФ, проф., д. т. н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;

**Пантелеев А.В.**, проф., д. ф-м. н., зав. каф. МАИ (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

**Полтавский А.В.**, д. т. н., с. н. с., ведущий научный сотрудник Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия;

**Рухлинский В.М.**, д. т. н., председатель комиссии МАК по связям с Международной организацией гражданской авиации, Москва, Россия;

**Самохин А.В.**, д. т. н., в. н. с. Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия;

**Сарычев В.А.**, проф., д. т. н., г. н. с. АО «Радар-ММС», Санкт-Петербург, Россия;

**Татаринов В.Н.**, действительный член Академии электромагнетизма США, проф., д. т. н., проф. ТУСУР, Томск, Россия;

**Увайсов С.У.**, проф., д. т. н., зав. каф. МТУ, Москва, Россия;

**Халютин С.П.**, проф., д. т. н., ген. директор ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», Москва, Россия;

**Харитонов С.А.**, проф., д. т. н., зав. каф. НГТУ, Новосибирск, Россия;

**Ходаковский В.А.**, заслуженный деятель науки ЛССР, проф., д. т. н., Рига, Латвия;

**Чинючин Ю.М.**, проф., д. т. н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;

**Шахтарин Б.И.**, академик РАЕН, заслуженный деятель науки и техники РФ, проф., д. т. н., проф. МГТУ им. Н.Э. Баумана (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

**Юрков Н.К.**, заслуженный деятель науки РФ, почетный работник высшего профессионального образования РФ, проф., д. т. н., проф. ПГУ, Пенза, Россия.

### Editorial Council

**Oleg V. Abramov**, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Institute of Automation and Control Processes, Far Eastern Branch of the Russian Academy of Sciences, Vladivostok, Russia;

**Ruslan N. Akinshin**, Professor, Doctor of Sciences, Leading Researcher, Section of Applied Problems under the Presidium of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia;

**Boris I. Bachkalo**, Professor, Doctor of Sciences, Leading Research Fellow, Russian Air Force Central Scientific Research Institute of Ministry of Defence, Shchelkovo, Russia;

**Vladimir S. Brusov**, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia;

**Viktor V. Vyshinsky**, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Institute of Physics and Technology, Chief Research Fellow, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovskiy, Russia;

**Andrey G. Gorelik**, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;

**Anatoliy G. Guziy**, Doctor of Sciences, UTair Airlines, Moscow, Russia;

**Albert O. Davidov**, Assistant Professor, Doctor of Sciences, National Aerospace University Kharkiv Aviation Institute, Kharkiv, Ukraine;

**Iosif S. Krasilschik**, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Independent University, Moscow, Russia;

**Valeriy L. Kuznetsov**, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

**Sergey V. Kuznetsov**, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

**Aleksandr I. Logvin**, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation Moscow, Russia;

**Andrey V. Panteleev**, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia;

**Alexandr V. Poltavsky**, Doctor of Technical Sciences, Senior Scientific Researcher, Leading Researcher, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Science, Moscow, Russia;

**Victor M. Rukhlinskiy**, Doctor of Sciences, Chairman of the Commission for Relations with ICAO Board, International and Interstate Organizations of the Interstate Aviation Committee, Moscow, Russia;

**Aleksey V. Samokhin**, Doctor of Sciences, Leading Researcher, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Science, Moscow, Russia.

**Valentin A. Sarychev**, Professor, Doctor of Sciences, "Radar-MMS" Joint-Stock Company, St.Petersburg, Russia;

**Viktor N. Tatarinov**, Actual Member of the US Electrical Magnetism Academy, Professor, Doctor of Sciences, Tomsk State Radio Electronic and Control Systems University, Tomsk, Russia;

**Saygid U. Uvaysov**, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Technological University, Moscow, Russia;

**Sergey P. Khalyutin**, Professor, Doctor of Sciences, Director General, CEO LLC "Experimental laboratory NaukaSoft", Moscow, Russia;

**Sergey A. Kharitonov**, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia;

**Vladimir A. Hodakovsky**, Honored Worker of Science of Latvian Soviet Socialist Republic, Professor, Doctor of Sciences, Riga, Latvia;

**Yuriy M. Chinyuchin**, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

**Boris I. Shakhtarin**, Academician of the Russian Academy of Natural Sciences, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia;

**Nikolay K. Urkov**, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Honorary Worker of Higher Professional Education of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Penza State University, Penza, Russia.

## СОДЕРЖАНИЕ

### *ТРАНСПОРТ*

<b>Vladodaryashchev I.V., Kiselev M.A., Naumov R.S., Shapkin V.S.</b> Topical issues of personnel training in the field of unmanned aircraft systems .....	8
<b>Гайденков А.В., Каневский М.И., Островский А.С., Ганяк О.И., Чижов Н.Ю.</b> Технология автоматизированного видеонаблюдения конуса-датчика в задаче автоматической дозаправки топливом в полете .....	20
<b>Давыдов И.А.</b> Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов .....	44

### *МАШИНОСТРОЕНИЕ*

<b>Михайлов Ю.С.</b> Влияние отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета .....	56
<b>Склезнев А.А., Червяков А.А., Агапов И.Г.</b> Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой .....	70
<b>Tsipenko V.G., Sagaydak M.V., Shevyakov V.I.</b> The use of vortex generators to improve the take-off and landing characteristics of transport category aircraft .....	83

## CONTENTS

### *TRANSPORT*

<b>Blagodaryashchev I.V., Kiselev M.A., Naumov R.S., Shapkin V.S.</b> Topical issues of personnel training in the field of unmanned aircraft systems .....	8
<b>Gaydenkov A.V., Kanevskiy M.I., Ostrovskiy A.S., Ganyak O.I., Chizhov N.Yu.</b> Technology of automated video observation of a drogue-sensor basket in the problem of autonomous aerial refueling .....	20
<b>Davydov I.A.</b> Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials .....	44

### *MECHANICAL ENGINEERING*

<b>Mikhailov Yu.S.</b> Effect of engine failure on aerodynamic characteristics of a light transport aircraft model .....	56
<b>Skleznev A.A., Chervyakov A.A., Agapov I.G.</b> Solution of the optimization problem for the purpose of designing a lattice polymer composite structure with the outer skin .....	70
<b>Tsipenko V.G., Sagaydak M.V., Shevyakov V.I.</b> The use of vortex generators to improve the take-off and landing characteristics of transport category aircraft .....	83

**ТРАНСПОРТ**

*05.22.01 – Транспортные и транспортно-технологические системы страны, ее регионов и городов, организация производства на транспорте;  
05.22.08 – Управление процессами перевозок;  
05.22.13 – Навигация и управление воздушным движением;  
05.22.14 – Эксплуатация воздушного транспорта*

УДК 378.046.4, 378.141.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-8-19

## **Topical issues of personnel training in the field of unmanned aircraft systems**

**I.V. Blagodaryashchev<sup>1</sup>, M.A. Kiselev<sup>2</sup>, R.S. Naumov<sup>1</sup>,  
V.S. Shapkin<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*FSBI “The National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia*

<sup>2</sup>*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

**Abstract:** The legal regulation, and hence, the training system in the field of unmanned aircraft systems (UAS) in the Russian Federation, the European Union and the United States is based on the unmanned aerial vehicles (UAV) rating with respect to UAS maximum take-off weight (MTOW) and their purpose (method of use). In this regard, small-unmanned aircraft (sUAS) are identified – in our country up to 30 kg, in the EU and the USA up to 55 lbs (25 kg) and UAV with larger weight. In the USA and Europe, the training of remote pilots for sUAS is differentiated based on the degree of risk that UAV can represent for public safety. Thus, the training of remote pilots to use UAVs with MTOW less than 25 kg (55 lbs) in a sparsely populated area during daylight hours under the conditions of visual range is conducted in the online format, the result of which is taking tests. In the United States and Europe, the UAV application with MTOW more than 25 kg (55 lbs) or performing UAV operations, presenting a potential risk for public safety, requires more comprehensive and long-term training of remote pilots. In the Russian Federation, UAS personnel training is conducted in educational organizations according to different programs, which vary significantly depending on a specific type of aviation UAVs refers to: State, Civil or Experimental. UAS personnel training programs for various aviation types are not harmonized, which leads to the failure to credit previously received education in training to perform activities in another aviation type. The article describes the analysis results of the international and national experience, perspectives for the development of the UAS personnel training system, as well as formulates the proposals concerning further development of the national system for UAS specialists training.

**Key words:** unmanned aircraft system, unmanned aerial vehicle, remote pilot, training, personnel training.

**For citation:** Blagodaryashchev, I.V., Kiselev, M.A., Naumov, R.S. & Shapkin, V.S. (2022). Topical issues of personnel training in the field of unmanned aircraft systems. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-8-19

## **Актуальные вопросы подготовки кадров в области беспилотных авиационных систем**

**И.В. Благодарящев<sup>1</sup>, М.А. Киселев<sup>2</sup>, Р.С. Наумов<sup>1</sup>, В.С. Шапкин<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», г. Москва, Россия*

<sup>2</sup>*Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия*

**Аннотация:** Правовое регулирование, а значит и система подготовки кадров в области беспилотных авиационных систем, в Российской Федерации, Европейском союзе и США строится исходя из классификации беспилотных



воздушных судов по максимальной взлетной массе и назначению (способу использования) беспилотных авиационных систем. В этом смысле выделяют малые беспилотные воздушные суда – у нас в стране до 30 кг, в ЕС и США до 55 фунтов (25 кг) и беспилотные воздушные суда с большим весом. В США и Европе подготовку внешних пилотов для малых беспилотных воздушных судов дифференцируют исходя из степени риска, которую беспилотные воздушные суда могут представлять для окружающих. Так, подготовка внешних пилотов к использованию беспилотных воздушных судов максимальной взлетной массой менее 25 кг (55 фунтов) в малолюдной местности в дневное время в условиях визуальной видимости проводится в виде онлайн-обучения, итогом которого является сдача тестов. Использование беспилотных воздушных судов максимальной взлетной массой более 25 кг (55 фунтов) или выполнение операций с использованием беспилотных воздушных судов, представляющих потенциальный риск для окружающих, в США и Европе требует иной, более сложной и продолжительной подготовки внешних пилотов. В Российской Федерации подготовка кадров в области беспилотных авиационных систем осуществляется в образовательных организациях по разным программам, которые значительно отличаются в зависимости от принадлежности беспилотных воздушных судов к определенному виду авиации: государственной, гражданской или экспериментальной. Программы подготовки кадров в области беспилотных авиационных систем для различных видов авиации не гармонизированы, что приводит к невозможности зачесть ранее полученное образование при подготовке к выполнению деятельности в другом виде авиации. В статье представлены результаты анализа международного и отечественного опыта, перспектив развития системы подготовки кадров в области беспилотных авиационных систем, а также сформулированы предложения по дальнейшему развитию отечественной системы подготовки специалистов в области беспилотных авиационных систем.

**Ключевые слова:** беспилотная авиационная система, беспилотное воздушное судно, внешний пилот, обучение, подготовка кадров.

**Для цитирования:** Благодарящев И.В. Актуальные вопросы подготовки кадров в области беспилотных авиационных систем / И.В. Благодарящев, М.А. Киселев, Р.С. Наумов, В.С. Шапкин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-8-19

## Introduction

Lately, the growth of the world's market of robotic engineering, including unmanned aircraft systems, has featured an exponential character. Economic branches are increasingly emerging, where the most diverse tasks are solved using UAS<sup>1</sup>.

In conformity with various estimates, a range of UAS applications encompasses not less than 1000 proposals in over 20 economic sectors. As the key examples of possible UAS use, one can give:

- monitoring [1–3];
- photogrammetry and aerial photography operation [4, 5];
- cargo delivery [6–8];
- educational objectives and entertainment purposes [9];
- special tasks of government entities [10].

Safety and efficiency of UAS application are substantially specified with special skills of respective specialists: UAV remote pilots and servicing aeronautical personnel. Considering

the above, the process of education and training for UAS specialists takes on particular significance.

In the 12<sup>th</sup> edition of Annex 1 to the Convention on International Civil Aviation "Personnel Licensing" of ICAO dated from 2018, the requirements, as standards, have already been included for remote pilots, remote student pilots and instructors (further – Annex)<sup>2</sup>, which shall enter into force dated from November 3<sup>d</sup>, 2022. For example, in Clause 2.13, Section B of the Annex, the following requirements, regulating the issue of a UAV remote pilot certificate, are formulated:

- an applicant must be not younger than 18 years old;
- an applicant demonstrated proficiency;
- an applicant demonstrated requirements being met for a competence level specified by the adapted model of qualification criteria at the level required to perform duties of a remote pilot-in-command;

<sup>1</sup> The Drone Industry Barometer (2020). Germany, 18 p.

<sup>2</sup> Annex 1 to the Convention on International Civil Aviation "Personnel Licensing" (2018). 12th ed. ICAO, 148 p.

- an applicant has the 3<sup>d</sup> class in effect-Medical Assessment Report (MAR) or the 1<sup>st</sup> class in effect-MAR.

UAS personnel training is regulated with national regulations in every state.

## UAS personnel training in the USA

In the USA, the training of remote pilots for small-sized UAVs (sUAS) with MTOW less than 55lbs (24.95 kg), used for commercial purposes, is conducted under Part 107, Section 14 of the FAA Code of Federal Regulations<sup>3</sup>.

sUAS remote pilots with MTOW less than 55lbs (24.95 kg) are entitled for flights provided that an applicant:

- is at least 16 years old;
- can read, write, speak and understand English;
- is in a physical and mental condition to safely fly an UAV;
- passed the initial aeronautical knowledge exam.

The Study Guide to prepare for the FAA knowledge exam is posted on the FAA official site. Preparing of the FAA future remote pilots for the test can be done online on the FAA website – [faa.psiexams.com](http://faa.psiexams.com).

For recreational pilots, the FAA has developed a Special Manual for a sUAS remote pilot<sup>4</sup> representing the study material for test-taking to obtain a Remote Pilot Certificate (RPC) with sUAS rating.

If necessary, an applicant can apply to specialized educational institutions for a training course to prepare for a test, the duration of which mainly does not exceed 20 hours. The test, comprising 60 assignments, is conducted as a class-

room-based format in the FAA certified centers of knowledge evaluation.

It should be noted that in the USA, UAS remote pilots are obliged to complete a recurrent training (test) every 24 calendar months as well as the recurring online training to perform night flights.

The FAA focuses on UAV implementation with MTOW more than 55 lbs. If earlier, to operate an UAV with MTOW more than 55 lbs, the RPC was not valid, and a full pilot's certificate under Part 61 FAR was required, at present the situation has changed. In accordance with Section 49USC 44807 a temporary special body for UAS was established which takes a decision to issue the FAA authorization to operate an UAV with MTOW more than 55 lb in the National System of the US air space (NAS) based on the risk-oriented approach. To obtain the authorization, it is necessary to submit a request with the enclosed relevant training program of a remote pilot, developed by an applicant.

The experience of synergies of the USA higher educational institutions and colleges with the aviation authorities and industry is of an active interest. The collaboration is organized and executed under the FAA guidance in the form of the FAA special programs so-called the Initiative programs of university training (Collegiate Training Initiative Program (CTI). The Initiative program of university training UAS-CTI was launched in 2020. Currently, 58 colleges and 26 universities participate in this program. The FAA considers educational institutions concerned as experts in the field of the learning theory and administering academic programs. The program UAS-CTI contributes to schools to develop special education for their students using training programs which prepare students for careers in UAS.

Moreover, the baccalaureate and master's degree programs are implemented in the US aviation universities.

## UAS personnel training in Europe

In Europe, based on the EU Regulation 2019/945, which entered into force on Decem-

<sup>3</sup> *Operations over people general overview*. (2021). Federal Aviation Administration of the USA. Available at: [https://www.faa.gov/uas/commercial\\_operators/operations\\_over\\_people/](https://www.faa.gov/uas/commercial_operators/operations_over_people/) (accessed: 27.11.2021).

<sup>4</sup> *Remote pilot small unmanned aircraft systems study guide*. (2016). Federal Aviation Administration of the USA. 80 p. Available at: [https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/media/remote\\_pilot\\_study\\_guide.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/remote_pilot_study_guide.pdf) (accessed: 27.11.2021).

Table 1

Requirements for the training of remote pilots of the "open" category in Europe

UAV MTOW	UAV subcategory of the "open" category	UAV remote pilot expertise	Remote pilot's minimum employment age
< 0,25 kg		No preparation is required	No age limit
< 0,5 kg	A1 (can also fly in A3) – flights over people, but not over populated areas	<ul style="list-style-type: none"> <li>• It is required to learn the UAV operational manual</li> <li>• It is necessary to undergo training, pass an examination and obtain the Confirmation about completing online training for subcategory A1/A3 of the "open" category</li> </ul>	16 years old
< 2 kg	A2 (can also fly in A3) – flights close to people	<ul style="list-style-type: none"> <li>• It is required to learn the UAV operational manual</li> <li>• It is necessary to undergo training, pass an examination and obtain the RPC for subcategory A2 of the "open" category</li> </ul>	16 years old
< 25 kg	A3 – flights far away from people	<ul style="list-style-type: none"> <li>• It is required to learn the UAV operational manual</li> <li>• It is necessary to undergo training, pass an examination and obtain the Confirmation about completing online training for subcategory A1/A3 of the "open" category</li> </ul>	16 years old

ber 31<sup>st</sup>, 2020, the remote pilot training is differentiated and based on an extent of risk, which UASs can pose for public safety, and it basically depends on UAV MTOW. By reference to an extent of risk, the following UAV classification can be given:

- "open" – specifies performing operations with the least risk for public safety;
- "special" – specifies performing operations with a higher risk;
- "certified" – specifies performing operations with a high risk.

The European regulator (the European Aviation Safety Agency (EASA)) has developed the relevant methodical recommendations, which are in the public domain on the official website<sup>5</sup>, where all the required information is available to

obtain a certificate to operate the "open" – category sUAS of subcategories A1/A3 and A2 (Table 1). A process of completing an exam to obtain these certificates takes place in the online mode.

In accordance with the EU Regulation EC 2019/947<sup>6</sup>, for operating UAVs with MTOW more than 25 kg or performing flights to carry out more risky missions, an authorization from the concerned National Department of Civil Aviation, in which UAVs are registered, is required. But if an operation is routine for the UAS application, it is necessary to only notify the National Department of Civil Aviation.

Currently, the routine standards concern:

- missions performed by class C5CE UAVs within a zone of direct visibility at a maximum

<sup>5</sup> Easy access rules for unmanned aircraft systems (Regulation (EU) 2019/947 and Regulation (EU) 2019/945). (2019). EASA. Available at: <https://www.easa.europa.eu/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems-regulation-eu> (accessed: 27.11.2021).

<sup>6</sup> Commission implementing regulation (EU) 2019/947 of 24 May 2019 on the rules and procedures for the operation of unmanned aircraft. (2019). EASA. Available at: <https://www.easa.europa.eu/document-library/regulations/commission-implementing-regulation-eu-2019947> (accessed: 27.11.2021).

height 120 m over a densely populated area (routine scenario STS-01);

- missions performed by class C6CE UAVs beyond direct visibility in the distance of not more than 2000 m from a remote pilot over a sparsely populated area in the presence of air space observation scouts (routine scenario STS-02).

To operate a special category UAV to perform missions of routine scenarios, a remote pilot must run an online training course successfully and obtain the certificate of theoretical operation knowledge based on routine scenarios (RPC) and the accreditation to undertake on-the-job training. The RPC is valid for 5 years.

To perform UAV flights of the category “certified” to carry out high risk missions, a remote pilot must have a Commercial Pilot License.

Both in the EU and the USA, the training is conducted in accordance with master’s degree programs. For example, the program “Master of Science in Unmanned Systems” is announced by one of the oldest universities of Spain – the University of Santiago de Compostela (Universidade de Santiago de Compostela, USC) in the city of Santiago de Compostela as well as in one of the largest universities of Rome – the State University of Tor Vergata (Università degli Studi di Roma Tor Vergata). The similar programs are available in the universities of Hungary “Wageningen University & Research” and the Netherlands “University of Twente”.

## UAS personnel training in the Russian Federation

In the Russian Federation, specialists take the UAS professional education and training in different educational institutions under various programs which substantially differ depending on the specified aviation classification<sup>7</sup>: State, Civil or Experimental. The training for UAS specialists to oper-

ate and apply UAS for State Aviation is conducted in 924 State Center of Unmanned Aviation of the Ministry of Defense (924 Center), the Military Educational and Scientific Center of Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy.

The training for civil UAS specialists is conducted within the framework of the further vocational education (FVE) and secondary vocational education (SVE) programs. In addition, it is planned to start specialists training to operate UAS under the higher education (HE) programs in 2022.

UAS specialists training for Experimental Aviation (remote test pilots, test operators of control facilities of payload) is conducted in Fedotov Test Pilot School of Gromov Flight Research Institute (FRI).

## UAS personnel training for State Aviation in the Russian Federation

Currently, in the Russian Federation Armed Forces, the priorities for UAV systems are [11]:

- object striking;
- the execution of aerial reconnaissance;
- the target indication and fire correction;
- a radio-electronic attack of radio-electronic systems of objects;
- retransmission of control commands.

Unmanned Aircraft Systems of the Ministry of Defense of the Russian Federation [12] are classified depending on the operation radius:

- a short range (up to 100 km);
- a close range (up to 250 km);
- a medium range (up to 500 km).

The training system for UAS specialists of the Ministry of Defense is represented in Figure 1 [13].

In 924 Center, the training for UAS specialists is conducted in compliance with the following FVE programs regarding the professional recurrent training and skills enhancement of military specialists [14]:

- groups for skills enhancement in 4 specializations, the duration of a study course – 1 month (flight management, UAS crew guidance, cryptanalysis of special information);

<sup>7</sup> *The Aviation Code of the Russian Federation*. (1997). Dated from March 19th, 1997, № 60-FZ (ed. February 18th, 2020). Available at: [http://www.consullant.ru/document/cons\\_doc\\_LAW\\_13\\_744/](http://www.consullant.ru/document/cons_doc_LAW_13_744/) (accessed: 27.11.2021).

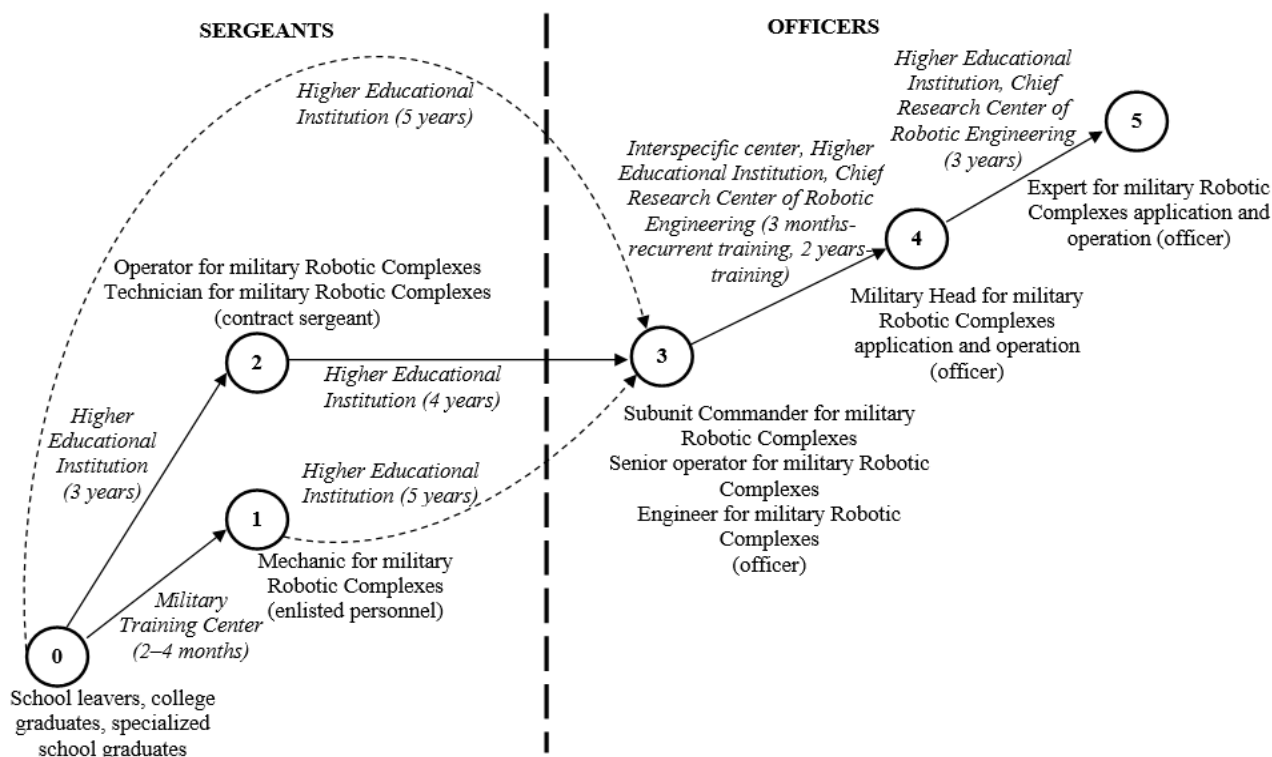


Fig. 1. Architecture of personnel education and training of the military-purpose robotic systems (option)

- groups for the recurrent training in 8 specializations, the duration of a study course – 2...4 months (UAS application and operation).

In the Military Educational and Scientific Center of Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy, the training for UAS specialists is conducted in compliance with the following programs of higher vocational education (HVE) and FVE for skills enhancement of military specialists:

- an area of expertise “Application and Operation of Systems with Unmanned Aerial Vehicles”, the duration of a study course – 5 years, engineer proficiency;
- an area of expertise “Application of Aerial Navigation Systems with Unmanned Aerial Vehicles”, the duration of a study course – 5 years, engineer proficiency;
- specializations in 3 areas of expertise, the duration of a study course – 5 years, engineer proficiency;
- groups of officers’ skills enhancement of unmanned aviation services, the duration of a study course – 1 month.

The training of attendees of the Military Educational and Scientific Center of Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy for UAS is conducted in compliance with 4 Federal State Educational Standards of Higher Vocational Education (FSES HVE):

- FSES HVE 25.05.04 “Flight Operation and Application of Aviation Systems”;
- FSES HVE 11.05.03 “Application and Operation of Facilities and Systems of Special Monitoring”;
- FSES HVE 25.05.01 “Maintenance and Repair of Combat Vehicles and Engines”;
- FSES HVE 25.05.03 “Maintenance of Aircraft Radio Facilities”.

It should be noted that currently, the uniform FSES HVE for UAV systems has not been developed. In the meantime, The Military Academy of Strategic Rocket Forces named after Peter the Great has developed FSES HVE 15.05.02 “Military and Special-Purpose Robot Engineering”, the duration of a study course – 5 years (specialist), engineer proficiency. The specialization “Special-Purpose Unmanned Aircraft Sys-

tems” is stipulated within the framework of FSES HVE 15.05.02.

The high-qualified specialists training for UAV systems is conducted in military educational institutions and research institutes of the Ministry of Defense of the Russian Federation mainly on the specializations 20.02.14 “Weapons and Military Equipment. Military-Purpose Complexes and Systems” and 20.02.12 “System Analysis, Simulation of Combat Operations and Military-Purpose Systems, Computer-Aided Technologies in the Military Arts”.

Let us highlight the key issues in the sphere of personnel training to apply and operate UAS for State Aviation [14]:

- lack of a sufficient number of military servicemen applying to undergo recurrent training to take up military posts as operators, engineers, technicians;
- the requirement of specialists training on a regular basis for subunits of unmanned aviation for taking up posts by compulsory-duty servicemen;
- discrepancy in regulatory requirements and thus in programs of civil and military-purpose specialists training, and consequently, the problem for civilian readjustment of armed forces personnel upon the completion of a military service.

## UAS personnel training for Civil Aviation in the Russian Federation

As per 21 Article of The Aviation Code of the Russian Federation, the aviation used to cater to the public and economics needs is referred as Civil Aviation.

Civil UAS can be applied for both the personal use and aerial application such as:

- aerial distribution of agricultural chemicals;
- aerial survey;
- aerial forest protection;
- construction and mounting, cargo handling work;
- medical assistance;

- aerial checks of on-ground facilities of flight radio-technical support, aeronautical telecommunication and systems of lighting navigational aids of civil aerodromes.

Moreover, in conformity with the common approach, the use of civil UAS can be segmented into the groups of consumers and branches of application [15].

Currently, we can attribute a variety of UAS of domestic and foreign production with a wide range of performance to civil UAS. A consumer segment of the Russian market is represented with UAS manufactured by DJI, Zala Aero, Geoskan, Unmanned Systems, Ptero, Copter Express, etc.

Civil UAS specialists training is conducted in more than 10 professional educational institutions within the framework of FSES of secondary vocational education on the specialization 25.02.08 “Operation of Unmanned Aircraft Systems” (The Order of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation dated from December 9<sup>th</sup>, 2016, № 1549) on the specializations:

- “Operator of Ground Control Facilities of an Unmanned Aerial Vehicle”, the duration of a study course – 4 years (primary general education) or 3 years (secondary general education), intermediate-level specialist proficiency;
- “Aeronautical Instruments Repair Mechanic”, the duration of a study course – 4 years (primary general education) or 3 years (secondary general education), intermediate-level specialist proficiency.

In different educational institutions, in compliance with the professional standard “Specialist on Operation of Unmanned Aircraft Systems, Integrating One or Several Unmanned Aerial Vehicles with MTOW 30 kg and Less” (The Order of the Ministry of Labor and Social Protection of the Russian Federation dated from July 5<sup>th</sup>, 2018, № 447n), the activity is conducted on the professional and further vocational training for the positions:

- 10005 “Aviation Engines and Airframe Mechanic (Technician)”;
- 10008 “Aviation Instrument and Electrical Engineering Mechanic (Technician)”;

- 18529 “Aviation Radio Facilities Mechanic (Technician)”;
- 24331 “Operator of Ground Control Facilities of an Unmanned Aerial Vehicle”.

The duration of a study course can vary from 1 week to several months.

There is also a big number of organizations which conduct a training process for skills enhancement (expansion of learning competencies) related to UAS operation, maintenance, payload. The duration of a study course can vary from 1 week to several months.

Let us highlight the key issues in the sphere of personnel training to operate civil UAS:

- there are no rules for training and the procedure for conducting appraisal of specialists on civil UAS operation;
- there are no general routines to train specialists for UAS operation approved by an authorized body in Civil Aviation, and documents of a standard form which should be issued upon the study completion according to general routines;
- there are no requirements to the Aviation Training Centers which conduct the training for specialists to operate civil UAS and are authorized to issue documents of a standard form to confirm expertise of a crew member when the UAS operator’s certificate is obtained.

It is worth noting that several months are left prior to the development and approval of the stated above documents, since in concordance with the Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation dated from November 19<sup>th</sup>, 2020, № 494, Clause 2.7 FAR-494, setting new standards for the employment of UAV remote pilots shall enter into force from March 1<sup>st</sup>, 2022. Thus, from March 1<sup>st</sup>, 2022, an operator, carrying out aviation UAV operations including one with MTOW 30 kg and less, must employ or engage specialists under an independent contractor agreement to do a job. It concerns specialists who completed the academic training according to training programs, approved by an authorized body, exercising functions to render government services in the field of Civil Aviation.

## UAS personnel training for Experimental Aviation in the Russian Federation

As per 23 Article of The Aviation Code of the Russian Federation, the aviation used to carry out research, development (R&D), experimental operations as well as test operations of aeronautical equipment and other engineering is referred as Experimental Aviation.

The experimental aircraft are classified into the prototype, modified, aircraft laboratories, production-standard and support vehicles.

Regarding UAS for Experimental Aviation, it should be emphasized that currently, only aircraft laboratories, developed on behalf of the Ministry of Defense of the Russian Federation, have been designed and registered. Notably, a peculiar situation has arisen when the organizations, developing civil UAV prototypes with MTOW more than 30 kg, bypassing Experimental Aviation, give requests for the certification of the stated UAVs to the Federal Air Transport Agency.

UAS personnel training for Experimental Aviation is conducted by Fedotov School of Test Pilots of Gromov FRI in compliance with the FAR “Requirements to specialists as per the list of specialists of aeronautical personnel of Experimental Aviation. The procedure of aeronautical personnel training of Experimental Aviation. The requirements to the procedure of development, approval, content of programs for training specialists as per the list of specialists of aeronautical personnel of Experimental Aviation” (the Order of the Ministry of Industry and Trade of the Russian Federation dated from April 20<sup>th</sup>, 2018, № 1570) on the specializations:

- a remote test pilot of UAV, the duration of a study course – 2 months;
- a test operator of control facilities of UAV payload, the duration of a study course – 2 months.

The programs of aeronautical personnel training for Experimental Aviation on these specialties were approved by the Order of the Ministry of Industry and Trade of the Russian Federation dated from February 25<sup>th</sup>, 2019, № 532.

Let us highlight the key problems in the sphere of personnel training regarding UAS tests for Experimental Aviation:

- a training and methodology center of Fedotov School of Test Pilots of Gromov FRI requires technological upgrading including the delivery of state-of-the-art UAV of different types, simulators, and associated training devices;
- instructional staff of Fedotov School of Test Pilots of Gromov FRI requires reinforcement of specialists who have the test experience of different-type UAS.

## Conclusion

The given above analysis revealed a host of issues regarding personnel training in the field of UAS in the Russian Federation. The solution of these problems requires the conduction of special research to formulate scientifically valid solutions and implementation of events aimed at the most expeditious development of the competitive and high-tech UAS sector. Among the overriding priorities, let us note the urgency of the development of a new methodology for personnel training in the field of UAS operation which addresses:

- a variety of UAS types, a vast array of UAS take-off weight, a potential of UAS operation both in the segregated and not segregated air space;
- the requirement in a multi-level system of training that covers work force ranging from secondary school students to highly trained staff to ensure flexibility to meet the state interests and economic demands of the Russian Federation;
- the relevancy in the unifying requirements for training aids of aviation training centers, conducting UAS personnel training for different types of aviation;
- foreign experience regarding a differential approach to UAS personnel training depending on the extent of UAS perceived risk for public safety.

## References

1. **Corte, A.P.D., da Cunha Neto, E.M., Rex, F.E. et al.** (2022). *High-density UAV-LiDAR in an integrated crop-livestock-forest system: sampling forest inventory or forest inventory based on individual tree detection (ITD)*. Drones, vol. 6, issue 2, ID: 48. DOI: 10.3390/drones6020048 (accessed: 16.02.2022).
2. **Bollard, B., Doshi, A., Gilbert, N., Poirot, C. & Gillman, L.** (2022). *Drone technology for monitoring protected areas in remote and fragile environments*. Drones, vol. 6, issue 2, ID: 42. DOI: 10.3390/drones6020042 (accessed: 09.02.2022).
3. **Giuseppi, A., Germanà, R., Fiorini, F., Delli Priscoli, F. & Pietrabissa, A.** (2021). *UAV patrolling for wildfire monitoring by a dynamic voronoi tessellation on satellite data*. Drones, vol. 5, issue 4, ID: 130. DOI: 10.3390/drones5040130 (accessed: 03.11.2021).
4. **Orsini, C., Benozzi, E., Williams, V., Rossi, P. & Mancini, F.** (2022). *UAV photogrammetry and GIS interpretations of extended archaeological contexts: the case of tacuill in the Calchaquí area (Argentina)*. Drones, vol. 6, issue 2, ID: 31. DOI: 10.3390/drones6020031 (accessed: 20.01.2022).
5. **Filkin, T., Sliusar, N., Ritzkowski, M. & Huber-Humer, M.** (2021). *Unmanned aerial vehicles for operational monitoring of landfills*. Drones, vol. 5, issue 4, ID: 125. DOI: 10.3390/drones5040125 (accessed: 26.10.2021).
6. **Johannessen, K.A.** (2022). *A conceptual approach to time savings and cost competitiveness assessments for drone transport of biologic samples with unmanned aerial systems (drones)*. Drones, vol. 6, issue 3, ID: 62. DOI: 10.3390/drones6030062 (accessed: 27.02.2022).
7. **Sookram, N., Ramsewak, D. & Singh, S.** (2021). *The conceptualization of an unmanned aerial system (UAS) ship-shore delivery service for the maritime industry of Trinidad*. Drones, vol. 5, issue 3, ID: 76. DOI: 10.3390/drones5030076 (accessed: 06.08.2021).
8. **Yakushiji, K., Fujita, H., Murata, M., Hiroi, N., Hamabe, Y. & Yakushiji, F.** (2020). *Short-Range transportation using unmanned*



*aerial vehicles (UAVs) during disasters in Japan*. Drones, vol. 4, issue 4, ID: 68. DOI: 10.3390/drones4040068 (accessed: 16.10.2021).

9. **Joyce, K.E., Meiklejohn, N. & Mead, P.C.H.** (2020). *Using minidrones to teach geospatial technology fundamentals*. Drones, vol. 4, issue 3, ID: 57. DOI: 10.3390/drones4030057 (accessed: 15.11.2021).

10. **Restás, Á., Szalkai, I. & Óvári, G.** (2021). *Drone application for spraying disinfection liquid fighting against the COVID-19 pandemic – examining drone-related parameters influencing effectiveness*. Drones, vol. 5, issue 3, ID: 58. DOI: 10.3390/drones5030058 (accessed: 08.07.2021).

11. **Ermolin, O.V.** (2019). [*Methodological foundations for substantiating the prospects for the development of complexes with UAVs in the interests of the Aerospace Forces*]. “Bespilotnaya aviatsiya: sostoyaniye i perspektivy razvitiya”: sbornik plenarnykh dokladov i Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, pp. 51–57. (in Russian)

12. **Frolov, V.V.** (2016). [*Status, tasks and functions of the State Center for Unmanned Aviation of the Ministry of Defense of the Russian Federation*]. “Perspektivy razvitiya i primeneniya kompleksov s bespilotnymi letatelnyimi apparatami”: sbornik statey i dokladov nauchno-prakticheskoy konferentsii. Kolomna: 924 Gosudarstvennyy tsentr bespilotnoy aviatsii Ministerstva Oborony Rossiyskoy Federatsii, pp. 8–9. (in Russian)

13. **Khripunov, S.P., Blagodariashchev, I.V. & Khripunova, N.V.** (2015). [*Principles of constructing a system of specialists' education and training in military robotic systems*]. Problemy effektivnosti i bezopasnosti funktsionirovaniya slozhnykh tekhnicheskikh i informatsionnykh sistem: sbornik nauchnykh trudov XXXIV Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Serpukhov: Voennaya akademiya RVSN imeni Petra Velikogo, pp. 185–190. (in Russian)

14. **Zevin, V.V., Tupik, G.V. & Raschepkin, I.A.** (2019). *The practice of training UAV specialists in the armed forces of the Russian Federation*. Voennaia mysl, no. 12, pp. 126–132. (in Russian)

15. **Naumov, R.S., Mikhailin, I.S., Drozd, A.S. & Blagodariashchev, I.V.** (2019). [*Market requirements for unmanned aircraft systems*]. VII Mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya “Akademicheskiye Zhukovskiye chteniya”: sbornik nauchnykh statey. Voronezh: VVA im. prof. N.Ye. Zhukovskogo i Yu.A. Gagarina, vol. 1, pp. 72–77. (in Russian)

## Список литературы

1. **Corte A.P.D., da Cunha Neto E.M., Rex F.E. и др.** High-density UAV-LiDAR in an integrated crop-livestock-forest system: sampling forest inventory or forest inventory based on individual tree detection (ITD) [Электронный ресурс] // Drones. 2022. Vol. 6, iss. 2. ID: 48. DOI: 10.3390/drones6020048 (дата обращения: 16.02.2022).

2. **Bollard B.** Drone technology for monitoring protected areas in remote and fragile environments / B. Bollard, A. Doshi, N. Gilbert, C. Poirot, L. Gillman [Электронный ресурс] // Drones. 2022. Vol. 6, iss. 2. ID: 42. DOI: 10.3390/drones6020042 (дата обращения: 09.02.2022).

3. **Giuseppi A.** UAV patrolling for wild-fire monitoring by a dynamic voronoi tessellation on satellite data / A. Giuseppi, R. Germanà, F. Fiorini, F. Delli Priscoli, A. Pietrabissa [Электронный ресурс] // Drones. 2021. Vol. 5, iss. 4. ID: 130. DOI: 10.3390/drones5040130 (дата обращения: 03.11.2021).

4. **Orsini C.** UAV photogrammetry and GIS interpretations of extended archaeological contexts: the case of tacuil in the Calchaquí area (Argentina) / C. Orsini, E. Benozzi, V. Williams, P. Rossi, F. Mancini [Электронный ресурс] // Drones. 2022. Vol. 6, iss. 2. ID: 31. DOI: 10.3390/drones6020031 (дата обращения: 20.01.2022).

5. **Filkin T.** Unmanned aerial vehicles for operational monitoring of landfills / T. Filkin, N. Sliusar, M. Ritzkowski, M. Huber-Humer [Электронный ресурс] // Drones. 2021. Vol. 5, iss. 4. ID: 125. DOI: 10.3390/drones5040125 (дата обращения: 26.10.2021).

6. **Johannessen K.A.** A conceptual approach to time savings and cost competitiveness assessments for drone transport of biologic samples with unmanned aerial systems (drones) [Электронный ресурс] // Drones. 2022. Vol. 6, iss. 3. ID: 62. DOI: 10.3390/drones6030062 (дата обращения: 27.02.2022).

7. **Sookram N., Ramsewak D., Singh S.** The conceptualization of an unmanned aerial system (UAS) ship-shore delivery service for the maritime industry of Trinidad [Электронный ресурс] // Drones. 2021. Vol. 5, iss. 3. ID: 76. DOI: 10.3390/drones5030076 (дата обращения: 06.08.2021).

8. **Yakushiji K.** Short-Range transportation using unmanned aerial vehicles (UAVs) during disasters in Japan / K. Yakushiji, H. Fujita, M. Murata, N. Hiroi, Y. Hamabe, F. Yakushiji [Электронный ресурс] // Drones. 2020. Vol. 4, iss. 4. ID: 68. DOI: 10.3390/drones4040068 (дата обращения: 16.10.2021).

9. **Joyce K.E., Meiklejohn N., Mead P.C.H.** Using minidrones to teach geospatial technology fundamentals [Электронный ресурс] // Drones. 2020. Vol. 4, iss. 3. ID: 57. DOI: 10.3390/drones4030057 (дата обращения: 15.11.2021).

10. **Restás Á., Szalkai I., Óvári G.** Drone application for spraying disinfection liquid fighting against the COVID-19 pandemic – examining drone-related parameters influencing effectiveness [Электронный ресурс] // Drones. 2021. Vol. 5, iss. 3. ID: 58. DOI: 10.3390/drones5030058 (дата обращения: 08.07.2021).

11. **Ермолин О.В.** Методические основы обоснования перспектив развития комплексов с БПЛА в интересах Воздушно-космических сил // Беспилотная авиация: состояние и перспективы развития: сборник пленарных докладов I Всероссийской науч-

но-практической конференции. Воронеж, 5–6 марта 2019 г. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2019. С. 51–57.

12. **Фролов В.В.** Состояние, задачи и функции Государственного центра беспилотной авиации Министерства обороны Российской Федерации // Перспективы развития и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами: сборник статей и докладов научно-практической конференции. Коломна, 2016 г. Коломна: 924 Государственный центр беспилотной авиации Министерства обороны Российской Федерации, 2016. С. 8–9.

13. **Хрипунов С.П., Благодарящев И.В., Хрипунова Н.В.** Принципы построения системы обучения и подготовки специалистов по робототехническим комплексам военного назначения // Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем: сборник научных трудов XXXIV Всероссийской научно-технической конференции. Серпухов, 25–26 июня 2015 г. Серпухов: Военная академия РВСН имени Петра Великого, 2015. С. 185–190.

14. **Зевин В.В., Тупик Г.В., Расщепкин И.А.** Опыт подготовки специалистов беспилотной авиации в Вооруженных Силах Российской Федерации // Военная мысль. 2019. № 12. С. 126–132.

15. **Наумов Р.С.** Требования рынка к беспилотным авиационным системам / Р.С. Наумов, И.С. Михайлин, А.С. Дрозд, И.В. Благодарящев // VII Международная научно-практическая конференция «Академические Жуковские чтения»: сборник научных статей. Воронеж, 20–21 ноября 2019 г. Воронеж: ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2019. Т. 1. С. 72–77.

### Information about the authors

**Igor V. Blagodaryashchev**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Chief Specialist of the Section of Unmanned Aircraft Systems Programs Monitoring, the Department of Unmanned Aircraft Systems, FSBI “The National Research Center “Zhukovsky Institute”, [blagdar@rambler.ru](mailto:blagdar@rambler.ru).

**Mikhail A. Kiselev**, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Head of the Aerodynamics, Design and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, m.kiselev@mstuca.aero.

**Roman S. Naumov**, Director of the Department of Unmanned Aircraft Systems, FSBI “The National Research Center “Zhukovsky Institute”, vozr2001@mail.ru.

**Vasily S. Shapkin**, Doctor of Technical Sciences, Professor, First Deputy General Director of FSBI “The National Research Center “Zhukovsky Institute”, shapkinvs@nrczh.ru.

### Сведения об авторах

**Благодаряшев Игорь Вадимович**, кандидат технических наук, доцент, главный специалист отделения мониторинга программ беспилотных авиационных систем департамента беспилотных авиационных систем ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», blagdar@rambler.ru.

**Киселев Михаил Анатольевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэродинамики конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, m.kiselev@mstuca.aero.

**Наумов Роман Сергеевич**, директор департамента беспилотных авиационных систем ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», vozr2001@mail.ru.

**Шапкин Василий Сергеевич**, доктор технических наук, профессор, первый заместитель генерального директора ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», shapkinvs@nrczh.ru.

Поступила в редакцию 22.02.2022  
Принята в печать 25.07.2022

Received 22.02.2022  
Accepted for publication 25.07.2022

УДК: 656.7.052

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-20-43

## Технология автоматизированного видеонаблюдения конуса-датчика в задаче автоматической дозаправки топливом в полете

А.В. Гайденков<sup>1</sup>, М.И. Каневский<sup>1</sup>, А.С. Островский<sup>2</sup>,  
О.И. Ганяк<sup>3</sup>, Н.Ю. Чижов<sup>4</sup>

<sup>1</sup>АО «Бортовые аэронавигационные системы», г. Москва, Россия

<sup>2</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
г. Москва, Россия

<sup>3</sup>ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт  
имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Россия

<sup>4</sup>НИЦ ЦНИИ ВВС Минобороны России, г. Люберцы, Россия

**Аннотация:** В работе предложена технология автоматизированного видеонаблюдения конуса-датчика в задаче автоматической дозаправки топливом в полете. Технология основана на использовании пассивной оптико-электронной системы и включает логику автоматизированного наблюдения сцены дозаправки с использованием алгоритмов автоматического обнаружения и сопровождения конуса-датчика, методический аппарат подоптимальной линейной фильтрации наблюдаемого процесса в условиях пространственной и временной нестационарности сцены, алгоритмы автоматического корреляционного обнаружения и сопровождения конуса-датчика с использованием подоптимальной фильтрации. Выполнен анализ построения опытных зарубежных систем автоматической дозаправки топливом в полете. Обоснован выбор алгоритма функционирования системы технического зрения. Установлено, что основные процедуры наблюдения: обнаружение, захват на сопровождение и определение текущих координат конуса с заданным темпом и качеством – должны выполняться автоматически, летчик-оператор принимает участие в работе системы технического зрения при ошибках захвата или срывах сопровождения. Выполнена постановка задачи автоматизированного видеонаблюдения конуса-датчика. Предложена структурно-логическая схема процесса автоматизированного наблюдения, включающая обнаружение и сопровождение конуса, а также принятия решений летчиком в различных ситуациях. Представлен моделирующий комплекс отработки системы технического зрения. Приведены результаты экспериментальных исследований эффективности системы технического зрения. На основе разработанной технологии и по результатам оценки эффективности алгоритмов автоматизированного наблюдения предложена стратегия выполнения автоматизированной дозаправки в условиях различной турбулентности, при этом в условиях слабой турбулентности успешное контактирование обеспечивается сопровождением центра колебаний конуса, в свою очередь в условиях сильной турбулентности успешное контактирование может быть обеспечено сопровождением конуса, управляемого по данным системы технического зрения.

**Ключевые слова:** дозаправка топливом в полете, видеонаблюдение, системы технического зрения, оптико-электронные системы, обнаружение и распознавание объекта, автомат сопровождения объекта.

**Для цитирования:** Гайденков А.В. Технология автоматизированного видеонаблюдения конуса-датчика в задаче автоматической дозаправки топливом в полете / А.В. Гайденков, М.И. Каневский, А.С. Островский, О.И. Ганяк, Н.Ю. Чижов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 20–43. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-20-43

## Technology of automated video observation of a drogue-sensor basket in the problem of autonomous aerial refueling

A.V. Gaidenkov<sup>1</sup>, **M.I. Kanevskiy<sup>1</sup>**, A.S. Ostrovskiy<sup>2</sup>, O.I. Ganyak<sup>3</sup>,  
N.Yu. Chizhov<sup>4</sup>

<sup>1</sup>JSC "Airborne Navigation Systems", Moscow, Russia

<sup>2</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

<sup>3</sup>FSUE "Central Aerohydrodynamic Institute", Zhukovskiy, Russia

<sup>4</sup>Air Force Research Establishment, Central Research Institute of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Lyubertsy, Russia

**Abstract:** The paper proposes a technology for automated video-based observation (VBO) of a drogue-sensor in the problem of aerial refueling. The technology is based on the use of a passive optoelectronic system and incorporates the logic of automated refueling observation of a refueling process using algorithms for the automatic detection and tracking of a drogue-sensor, a methodical apparatus for suboptimal linear filtering of the observed process under the conditions of spatial and temporary non-stationarity of the refueling process, algorithms for automatic correlation detection and tracking of a drogue-sensor using suboptimal filtering. An analysis of the design of experimental foreign systems for autonomous aerial refueling is carried out. The choice of the algorithm for the functioning of the synthetic vision system is substantiated. It is established that the main observation procedures: detection, capture for tracking and determination of the current drogue coordinates with a given rate and quality should be performed automatically, the pilot-operator takes part in the operation of the synthetic vision system in case of capture errors or mistracking. The statement of the problem for automated VBO of a drogue-sensor is formulated. A structural-logical diagram of the automated observation process, including the detection and tracking of a drogue, as well as decision-making by the pilot in various situations, is proposed. A modeling complex for a synthetic vision system operation is presented. The results of experimental studies of the synthetic vision system efficiency are presented. Based on the developed technology and the results of evaluating the effectiveness of automated observation algorithms, a strategy for performing autonomous refueling in conditions of various turbulence is proposed, while, during weak turbulence, a successful engagement is provided by tracking the center of drogue oscillations, in turn, under conditions of severe turbulence, a successful engagement can be provided by tracking a drogue controlled according to the synthetic vision system data.

**Key words:** aerial refueling, video-based observation, synthetic vision systems, optoelectronic systems, object detection and recognition, object tracker.

**For citation:** Gaydenkov, A.V., Kanevskiy, M.I., Ostrovskiy, A.S., Ganyak, O.I. & Chizhov, N.Yu. (2022). Technology of automated video observation of a drogue-sensor basket in the problem of autonomous aerial refueling. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 20–43. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-20-43

### Введение

Анализ построения опытных зарубежных систем автоматической дозаправки топливом в полете показывает, что конечный этап сближения заправляемого летательного аппарата (ЛА) с танкером, включающий сближение и контактирование заправочной штанги и конуса, осуществляется на основе данных оптико-электронной системы технического зрения (СТЗ). Анализ публикаций, посвященных вопросам построения пассивных СТЗ для решения задач автоматической дозаправки в полете, а также современных методов видеонализа сцен позволяет выделить алгоритмы, обес-

печивающие решение задачи автоматического обнаружения конуса-датчика.

Алгоритм СТЗ, реализованный в «Стратегии автономной дозаправки топливом в полете на основе видеосистемы» [1–4]. Алгоритм обеспечивает анализ сцены на этапе обнаружения и сопровождения конуса-датчика пассивными оптико-электронными системами (ОЭС). Алгоритм обнаружения конуса построен на основе классического корреляционного обнаружения эталона с использованием нормированной корреляционной функции, рассчитываемой в пространственной области, и дополнен несколькими характерными различительными признаками, присущими конусу.

Корреляционный метод обнаружения обладает высокой помехозащищенностью для пространственно-однородных процессов, что не выполняется для задачи обнаружения конуса на фоне элементов конструкции танкера и атмосферных образований. Кроме того, на эффективность корреляционного обнаружения существенное влияние оказывает предобработка изображения, выполняемая в приведенном случае на основе простейшей пороговой бинаризации. Таким образом, использование данного алгоритма может потребовать ряда ограничений на допустимую помеховую обстановку (положение солнца, характер атмосферных условий, допустимые проекции конуса на элементы конструкции танкера).

Алгоритм СТЗ реализован в «Унифицированной системе на основе оптических измерений для дозаправки ЛА на примере беспилотного ЛА Х-47В». Алгоритм обеспечивает отслеживание законцовок крыла, мотогондолы, хвостового оперения и конуса-датчика, маркированных красными маркерами, как набора точек. Обнаружение объектов интереса производится с помощью простого фильтра усиления красного цвета с целью выделения пятен, относящихся к красным маркерам. После выделения изображения маркеров на фоновом изображении для выделения каждого отдельного пятна и присвоения ему метки применяется процедура морфологического анализа с замкнутой и разомкнутой петлей. Пятно считается обнаруженным, если оно содержало количество пикселей, превышающее заранее определенный порог [5–8].

Алгоритмическая реализация системы обнаружения объекта, маркированного тем или иным образом, характеризуется простотой, однако возникающие при этом ограничения по возможностям селекции помеховых образований значительной интенсивности (возникающих в условиях прямой солнечной засветки или наличия бликующих поверхностей) могут приводить к высокому уровню ложных целеуказаний системе захвата объекта сопровождения.

*Нейросетевые алгоритмы обнаружения (распознавания).* Процедура нейросетевого

обнаружения объекта основана на операциях свертки изображения анализируемой сцены с группой матриц различной размерности, формируемых автоматически в процессе обучения. Процедура обнаружения эталона корреляционным алгоритмом также основана на свертке изображения сцены с изображением матрицы, задаваемой яркостью пикселей эталона. Причем если в первом случае объект интереса обнаруживается по корреляционному обнаружению отдельных элементов эталона, то во втором по корреляции непосредственно со всем эталоном. Если масштаб и ракурс обнаруживаемого объекта (конуса) априорно известен, а это именно так, поскольку обнаружение конуса осуществляется при известном взаимном положении танкера и заправляемого ЛА, характеристики корреляционного обнаружения как минимум не будут уступать характеристикам нейросетевого обнаружения как по помехозащищенности, так и по вычислительным затратам, допуская при этом целенаправленную адаптацию к ключевым особенностям решаемой задачи.

Приведенный анализ позволяет выбрать корреляционный алгоритм для дальнейшего рассмотрения и более детальной оценки возможности обнаружения конуса-датчика системой технического зрения.

Автоматизированное наблюдение конуса-датчика посредством системы технического зрения включает решение следующих задач:

- наблюдения воздушной обстановки посредством ОЭС в направлении на унифицированный подвесной агрегат заправки самолета-заправщика ночью и днем, для различного углового положения солнца, в целях информационного обеспечения автоматической дозаправки топливом в полете на основе видеоданных;
- автоматизированного обнаружения заправочного конуса по видеоданным наблюдения, в заданном интервале дальностей, реализуемого посредством функционального программного обеспечения (ФПО) автоматического обнаружения (далее – обнаружитель);
- автоматического сопровождения корзины от момента обнаружения до контактирования с заправочной штангой по видеодан-

ным наблюдения, реализуемого посредством ФПО автоматического сопровождения (далее – автомат сопровождения);

- выдачи координат конуса (в программный модуль формирования директорных отметок для ручного управления или в систему автоматического управления заправляемого ЛА, в зависимости от степени автоматизации процесса дозаправки).

Автоматизированное обнаружение должно включать:

- автоматическое принятие решения о наличии, а также отсутствии конуса в поле зрения СТЗ обнаружителем;
- определение координат конуса для последующего автоматического захвата конуса на сопровождение.

Решение об отсутствии конуса принимается системой технического зрения в случае ошибки взаимного позиционирования заправляемого ЛА и топливозаправщика:

- вызывающей смещение конуса за пределы поля зрения СТЗ;
- вызывающей превышение расчетной дальности обнаружения конуса.

В случае автоматического обнаружения и захвата объекта сопровождения летчик (или оператор БПЛА) визуально, на экране индикатора должен контролировать захват конуса:

- если захвачен конус, летчик начинает сближение с конусом со скоростью, определяемой требованиями руководства по летной эксплуатации, до контактирования со штангой;
- если захвачен ложный целеподобный объект (двигатель, обвод фюзеляжа танкера, облачное образование, блик и т. д.), летчик посредством органов управления СТЗ, выведенных на индикатор, должен выдать команду на перезахват конуса. В этом случае СТЗ сбрасывает объект сопровождения и выполняет повторное автоматическое обнаружение и захват конуса.

Таким образом, основные процедуры наблюдения – обнаружение, захват на сопровождение и определение текущих координат конуса с заданным темпом и качеством, должны выполняться автоматически. Летчик-оператор исполняет контролирующие функ-

ции и принимает участие в работе СТЗ при ошибках захвата или срывах сопровождения.

## Методы и методология исследования

Автоматическое наблюдение в задаче дозаправки топливом в воздухе требует построения алгоритмов автоматического обнаружения и сопровождения конуса-датчика по данным ОЭС днем и ночью, в условиях различной турбулентности атмосферы.

Построение помехозащищенных алгоритмов автоматического обнаружения конуса требует использования изображений фоноцелевой обстановки, включающих конус, элементы конструкции заправщика, а также атмосферные образования в различных условиях освещения.

Построение устойчивых к срыву алгоритмов сопровождения конуса требует использования выборки наблюдений, полученных в заданном диапазоне турбулентности атмосферы.

Известно, что оптимальное обнаружение сигнала цели может быть реализовано на основе винеровской фильтрации с использованием линейного фильтра вида [9]. Вместе с тем оптимальность линейной фильтрации (и обнаружения) достигается только в условиях ковариационной стационарности наблюдаемого процесса [10]. Таким образом, построение эффективных алгоритмов обнаружения конуса требует детального учета энергетических и пространственных характеристик анализируемой сцены. К их числу следует отнести:

- показатель пространственной неоднородности (ковариационной стационарности) сцены;
- наличие целеподобных маскирующих объектов, форма которых близка к форме конуса.

Статистическая оценка пространственной неоднородности изображений описана в [11]. Оценка неоднородности сцен дозаправки показала как высокую степень пространственной нестационарности (вызванной случайным относительным положением солнца, одновременным наличием в поле зрения СТЗ

линейно-протяженных элементов фюзеляжа и крыльев заправщика, солнечных бликов на конструкциях, облачных образований с резкими кромками, подсвеченными солнцем, и т. д.), так и наличие целеподобных объектов (таких, как двигатели заправщика, обводы фюзеляжа, компактные облачные образования), имеющие высокую коррелированность с изображением конуса.

Учитывая высокую пространственную неоднородность и сложность законов статистических распределений фотоотчетов реальных сцен дозаправки в сочетании с наличием целеподобных объектов, использование упрощенных, синтетических моделей фона представляется нецелесообразным, так как может привести к неоправданно завышенной эффективности тестируемых алгоритмов автоматического обнаружения конуса.

Следовательно, в качестве первичных данных обнаружителя следует использовать выборку наблюдений реальных сцен дозаправки, полученных оптико-электронными датчиками, располагаемыми на борту заправляемого ЛА.

Модель движения конуса в турбулентной атмосфере, основанная на статистическом описании положения конуса, базируется на предположении, что турбулентные порывы представляют собой локально-нормальный случайный процесс, разделенный в пространстве на зоны с различными параметрами. Турбулентные порывы задаются в системе координат, связанной с вектором воздушной скорости. Компоненты порывов считаются некоррелированными между собой. Компоненты турбулентности, перпендикулярные вектору воздушной скорости, имеют спектральные плотности одинакового вида (модель Драйдена), допускающие использование линейного формирующего фильтра [12]

$$S(\omega) = \sigma^2 \frac{L}{2\pi} \left( \frac{1+3(\omega L)^2}{[1+(\omega L)^2]^2} \right), \quad (1)$$

где  $\omega$  – пространственная частота;  $\sigma^2$  – дисперсия компонентов порывов;  $L$  – масштаб компонентов порывов.

Уравнения для формирующих фильтров, интегрируемых по времени, для вертикаль-

ной и боковой компоненты (в угломестной и азимутальной плоскости соответственно) имеют вид [12]

$$\begin{aligned} \frac{dy}{dt} &= \frac{-v}{L} y + \left(1 - \frac{1}{\sqrt{3}}\right) \sqrt{\frac{3v}{L}} \sigma \xi_y; \\ \frac{dz}{dt} &= \frac{-v}{L} z + \left(1 - \frac{1}{\sqrt{3}}\right) \sqrt{\frac{3v}{L}} \sigma \xi_z, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $v$  – скорость ветра, м/с;  $\xi_y$ ,  $\xi_z$  – независимые гауссовские белые шумы единичной интенсивности.

Таким образом, входными параметрами при определении положения конуса являются: скорость движения, масштаб вихрей, средние квадратические отклонения и белый шум. Выходным параметром модели движения конуса является последовательность координат на интервале сближения конуса с заправочной штангой от момента обнаружения до контактирования. На основе координатных данных синтезируются видеопоследовательности, имитирующие наблюдение конуса видеокамерой СТЗ, располагаемой на борту заправляемого ЛА.

Сформировано 18 видеопоследовательностей сближения с конусом от дистанции 25 м до контактирования. Использовались 3 скорости сближения: 0,5, 1, 1,5 м/с, а также 6 среднеквадратических отклонений скорости колебаний конуса: 0,25, 0,5, 0,75, 1, 1,25, 1,5 м/с, охватывающих диапазон турбулентности от слабой до очень сильной.

Структурно-логическая схема процесса автоматизированного наблюдения, включающая обнаружение и сопровождение конуса, а также принятия решений летчиком в различных ситуациях, приведена на рис. 1. Интервалы дальности, регламентирующие функционирование автомата обнаружения и сопровождения СТЗ приведены на рис. 2. Телевизионный датчик СТЗ располагается в начале координат диаграммы.

После вывода заправляемого ЛА в зону обнаружения (рис. 2) подается команда на включение модуля СТЗ и осуществляет сближение с конусом. Команда на включение СТЗ может формироваться как системой



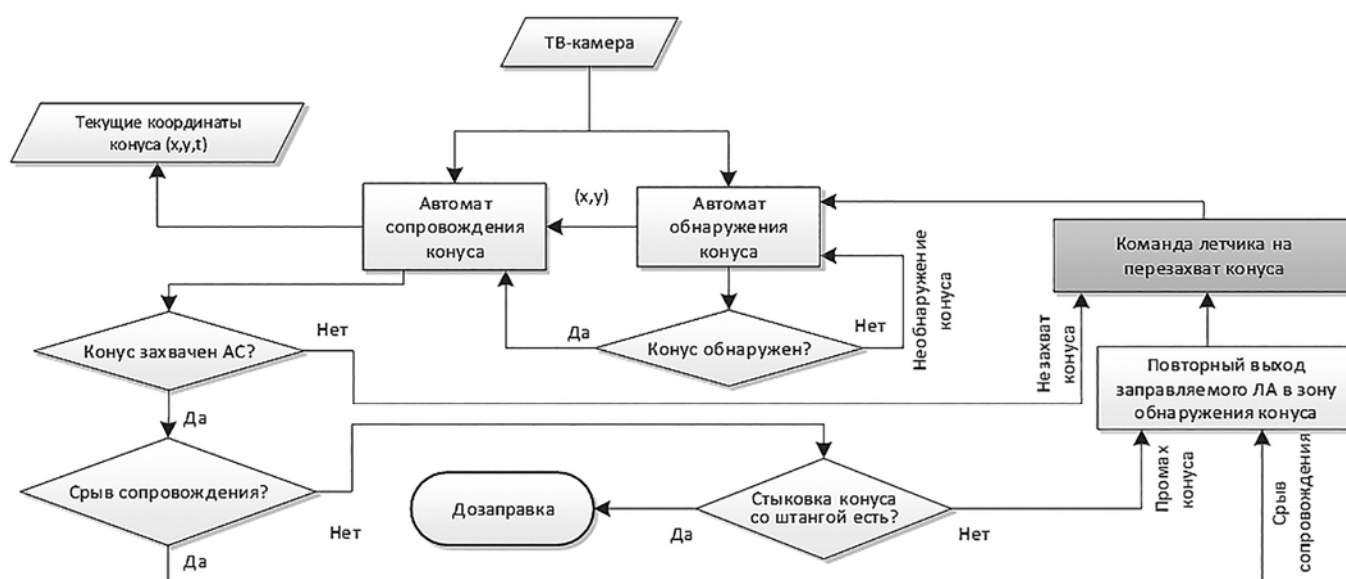


Рис. 1. Логика автоматизированного наблюдения конуса-датчика системой технического зрения  
Fig. 1. The logic of automated drogue-sensor observation by a synthetic vision system



Рис. 2. Диаграмма дальностей работы системы технического зрения  
Fig. 2. Diagram of the synthetic vision system operation range

межсамолетной навигации, так и летчиком. В случае автоматического обнаружения конуса-датчика целеуказание от автомата обнаружения поступает на вход автомата сопровождения конуса (АС), при этом последовательность координат конуса, привязанная к картинной плоскости изображения СТЗ, начинает поступать потребителю.

В случае если визуальный контроль, выполняемый летчиком по видеоконтрольному устройству, показывает, что захвачен ложный объект, летчиком выполняется перезахват конуса. Перезахват приводит к сбросу сопровождаемого объекта и циклическому выполнению процедуры обнаружения конуса автоматом обнаружения до тех пор, пока не состоится захват объекта интереса.

Если захват конуса автоматом сопровождения состоялся, летчик начинает сближение

ЛА с конусом-датчиком, осуществляя периодический визуальный контроль работы автомата сопровождения СТЗ по видеоконтрольному устройству. В случае срыва сопровождения (например, из-за выхода конуса за пределы поля зрения, скачкообразного смещения конуса в ближней зоне с высокой угловой скоростью и т. д.) выполняется повторный вывод в зону обнаружения, после чего летчиком выдается команда на перезахват конуса.

Если сопровождение конуса прошло успешно, но контактирование произошло неудачно, летчиком выполняется повторный вывод в зону обнаружения с подачей команды на перезахват конуса.

Таким образом, автоматизированное управление СТЗ со стороны летчика заключается в контроле работы СТЗ по изображению маркера цели на видеоконтрольном устройстве и

в случае необходимости подачи команды на перезахват конуса (рис. 1, элемент схемы, выделенный серым цветом).

Фоно-целевая обстановка в задаче обнаружения конуса характеризуется пространственной неоднородностью и неравномерностью спектра шумов. Под спектром шумов подразумевается аддитивная смесь пространственно-частотного спектра фоновых помех и собственных шумов ОЭС. Поскольку изображение сцены дозаправки включает объекты, существенно различающиеся пространственно-энергетическими характеристиками, пространственный спектр фона характеризуется значительной неравномерностью.

Процесс обнаружения включает две фазы (зачастую неотделимые друг от друга) – фильтрацию шума и согласованную фильтрацию сигнала. Общее решение задачи оптимальной фильтрации сигнала нестационарного процесса с неравномерным (цветным) спектром шума в измерениях приведено в [13]. Подход основан на решении систем матричных дифференциальных уравнений с использованием регуляризации в каждом такте обнаружения и требует неприемлемо высоких вычислительных затрат.

Алгоритм линейной фильтрации сигнала при наличии аномальных ошибок, вызванных отождествлением с целеподобными помехами, приведен в [14]. В работе предлагается математический аппарат корреляционного

обнаружителя с адаптивным порогом принятия решений на основе оценки вероятности аномальных ошибок в зависимости от интенсивности нормального шума на выходе согласованного фильтра и вероятности появления целеподобных помех различных классов. Анализ сцен дозаправки показывает, что в зависимости от условий освещенности, положения солнца, характера облачности параметры закона распределения аномальных ошибок изменяются. Устойчивая работа обнаружителя [14] потребует оценки эвристически полученной вероятности появления нестационарных во времени целеподобных помех, зависящих от характера сцены. Временная нестационарность помех обусловлена отражением солнечного излучения элементами конструкции заправщика при меняющемся относительном угловом положении солнца, а также изменчивостью пространственной конфигурации облачных образований. Оптимальное решение задачи обнаружения сигнала нестационарного процесса с цветным шумом на основе линейной фильтрации требует оценки и учета распределений нестационарных во времени фоновых помех и сопряжено со значительной неопределенностью.

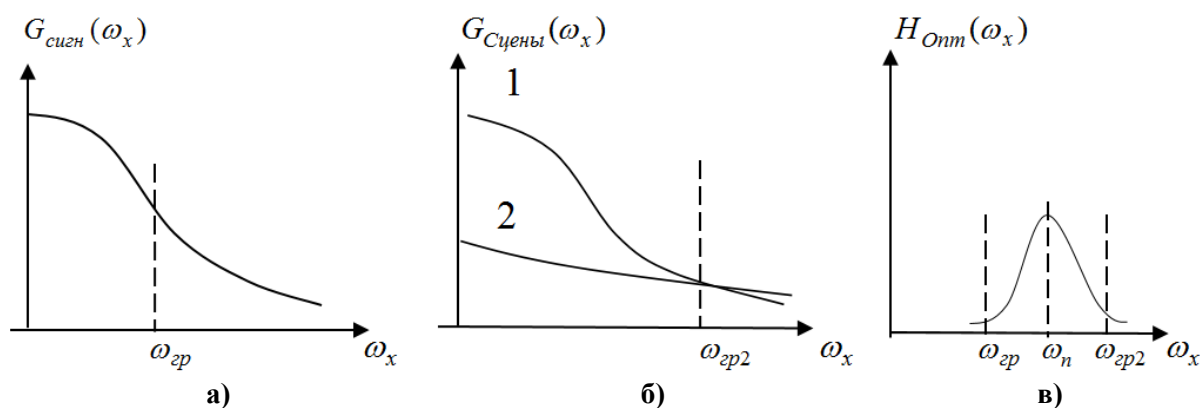
Частотная характеристика линейного фильтра оптимального обнаружителя изображения объекта на фоне подстилающей поверхности имеет вид [15]

$$H(\omega_x, \omega_y) = \frac{CS^*(\omega_x, \omega_y)}{N_0 |F(\omega_x, \omega_y)|^2} \exp[-i(\omega_x x_0 + \omega_y y_0)], \quad (4)$$

где  $H(\omega_x, \omega_y)$  – частотный коэффициент передачи оптимального фильтра;  $S^*(\omega_x, \omega_y)$  – комплексно-сопряженный спектр обнаруживаемого объекта (эталона);  $|F(\omega_x, \omega_y)|^2$  – энергетический спектр фона;  $N_0$  – шум с равномерным спектром;  $C$  – нормирующий множитель;  $x_0, y_0$  – координаты центра области анализа.

Там же [15] отмечается, что использование оптимальных фильтров для обработки реальных сцен затруднено главным образом сложностью законов распределения вероятностей фоновых шумов. В [11] приведен способ построения адаптивного по полю оптимального фильтра на основе (4) с использованием

полей спектральной плотности наблюдаемого процесса, не требующий априорной оценки распределений фоновых шумов. Фильтр оптимизирует обнаружение на основе регистрации и учета локальных автокорреляционных характеристик фоновых помех, однако требует достаточно высоких вычислительных за-



**Рис. 3.** Пояснение выбора граничных частот подоптимального полосового фильтра на примере передаточной функции одной переменной

**Fig. 3.** Explanation of the choice of cutoff frequencies of a suboptimal band pass filter using the example of a transfer function of one variable

трат, что также затрудняет его использование в бортовых системах.

Таким образом, при реализации бортовой системы автоматического обнаружения конуса целесообразно использование подоптимальной фильтрации, сочетающей невысокие вычислительные затраты с сохранением приемлемой эффективности обнаружения.

Вариант построения подоптимального линейного фильтра обнаружителя эталонного сигнала основан на следующих рациональных положениях:

1) подавление низких пространственных частот в изображении сцены улучшает характеристики корреляционного совмещения изображений;

2) передаточная характеристика оптимального фильтра в области высоких частот пропорциональна отношению сигнал/шум.

Разработчики корреляционно-экстремальных систем, в частности [15], отмечают влияние высокочастотной фильтрации на снижение уровня вспомогательных экстремумов корреляционной функции (КФ). Передаточная функция подобного фильтра  $H_{\text{опт}}(\omega_x, \omega_y)$  имеет вид

$$\begin{cases} H_{\text{опт}}(\omega_x, \omega_y) = 1, \omega \geq \omega_{\text{гр}}; \\ H_{\text{опт}}(\omega_x, \omega_y) = 0, \omega < \omega_{\text{гр}}, \end{cases} \quad (5)$$

где  $\omega_{\text{гр}} = \omega_{\text{гр}}(\omega_x, \omega_y)$ .

Обоснование выбора граничной частоты  $\omega_{\text{гр}}$  приведено в [16],  $\omega_{\text{гр}}$  соответствует частоте, на которой выполняется условие

$$\begin{aligned} \nabla^2 G_{\text{сигн}}(\omega_x, \omega_y) &= \\ &= \frac{\partial^2 G_{\text{сигн}}(\omega_x, \omega_y)}{\partial \omega_x^2} + \frac{\partial^2 G_{\text{сигн}}(\omega_x, \omega_y)}{\partial \omega_y^2} = 0, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $G_{\text{сигн}}(\omega_x, \omega_y)$  – пространственно-частотный спектр сигнала (изображения эталона).

Таким образом,  $\omega_{\text{гр}}$  – частота, на которой происходит максимальный спад амплитуды спектра сигнала  $G_{\text{сигн}}(\omega_x, \omega_y)$  (рис. 3, а).

В отсутствие шумов предобработка изображения сцены в соответствии с (5) и (6) обеспечила бы эффективное подавление помеховых экстремумов КФ, поскольку выделяет наиболее информативную, высокочастотную часть спектра фона, согласованную со спектром сигнала. В реальных условиях шумы различной природы (шумы фона, целеподобных помех, фотоприемника) складываются и существенно уменьшают отношение сигнал/шум. С учетом подобного влияния, а также учитывая второе допущение, основанное на (4), на этапе предобработки требуется также фильтрация высших пространственных частот, на которых отношение сигнал/шум становится малым (менее единицы), рис. 3, б, график 1 – спектр фона (сцены), график 2 – спектр шумов. Таким образом, линейный фильтр, оптимизирующий корре-

ляционное обнаружение сигнала, должен быть полосовым (рис. 3, в).

Опыт практической реализации корреляционно-экстремальных систем показывает, что синтез в пространственной области полосового фильтра  $T(i, j)$  с передаточной характеристикой, представленной на рис. 3, в, обеспечивается на основе линейной комбинации пространственных фильтров низких и высоких частот с различными масками. Также на основе экспериментальных наблюдений [17] можно отметить, что существует оптимальное соотношение между средним значением пространственной частоты полосового фильтра  $\omega_n$  и размером окна  $Q$  корреляционной обработки, согласованным с размером обнаруживаемого объекта. Минимизация уровня боковых лепестков КФ при наличии шумов и масштабно-ракурсных искажений, ограниченных отклонением масштаба не более чем на 5 % и поворотом не более чем на  $3^\circ$ , достигается, если на линейный размер окна обработки укладывается  $5 \div 7$  периодов пространственной частоты, задаваемой  $\omega_n$ .

Таким образом, предобработка анализируемой сцены, задаваемой изображением  $B(x, y)$ , выполняется на основе свертки с полосовым фильтром  $T(i, j)$ , что символически может быть представлено в виде

$$\begin{aligned} V_{\text{обр}}(x, y) &= T(i, j) * B(x, y) = \\ &= \sum_{(i, j) \in s} T(i, j) B(x - i, y - j), \end{aligned} \quad (7)$$

где символ  $*$  означает свертку;  $s$  – площадь окна фильтра,  $x, y$  – декартовы координаты изображения.

Обозначим через  $I(x, y)$  матрицу весовых коэффициентов (изображение) эталона. По определению функция взаимной ковариации  $R_{BI}$  изображений сцены и эталона будет иметь вид

$$\begin{aligned} R_{BI}(\Delta x, \Delta y) &= \\ &= \frac{1}{Q} \sum_{(x, y) \in Q} B(x, y) I(x - \Delta x, y - \Delta y), \end{aligned}$$

где  $Q$  – площадь окна эталона,  $\Delta x, \Delta y$  – декартовы координаты взаимной корреляци-

онной функции эталона и анализируемой сцены.

Введем обозначение  $\hat{I}(\Delta x, \Delta y) = I(x - \Delta x, y - \Delta y)$ , тогда ненормированная корреляция эталона и сцены может быть представлена в виде

$$R_{BI}(\Delta x, \Delta y) = B(x, y) * \hat{I}(\Delta x, \Delta y).$$

Корреляция предобработанного изображения сцены и эталона приобретает символический вид

$$\begin{aligned} R(\Delta x, \Delta y) &= V_{\text{обр}}(x, y) * \hat{I}(\Delta x, \Delta y) = \\ &= T(i, j) * B(x, y) * \hat{I}(\Delta x, \Delta y). \end{aligned} \quad (8)$$

Корреляционное обнаружение цели выполняется на основе пороговой обработки статистики (8), полученной в результате корреляционного совмещения эталона и анализируемой сцены. Превышение двумерной функцией взаимной корреляции  $R(\Delta x, \Delta y)$  некоторого порога  $h$  приводит к обнаружению цели (или целеподобной помехи) с координатами  $(x, y)$ :

$$\{(x, y): R(\Delta x, \Delta y) > h\}. \quad (9)$$

Известно, что на величину корреляционного экстремума существенное влияние оказывают масштабно-ракурсные искажения. Сближение заправляемого ЛА с заправщиком происходит в узком пространственном коридоре, так что возникающие ракурсные искажения сигнала достаточно малы. Иная картина связана с масштабными искажениями. Отличия масштабов изображений сигнала и эталона на 5 % может привести к двукратному уменьшению амплитуды корреляционного экстремума [17], существенно снижающему вероятность обнаружения цели. Соответственно, протяженность интервала обнаружения на любой фиксированной дальности в диапазоне  $15 \div 20$  м составит не более  $0,7 \div 1$  м. Выдерживание с указанной точностью дистанции взаимного позиционирования заправщика и заправляемого ЛА средствами межсамолетной навигации на этапе обнару-

жения конуса технически сложно и нецелесообразно. Решение задачи обнаружения «на проходе» – в процессе непрерывного сближения с заправщиком – в подобной ситуации неэффективно. Такт обнаружения занимает определенный временной интервал, который может не совпасть с временным интервалом прохождения отрезка обнаружения.

Возникает задача расширения диапазона дальностей обнаружения конуса с сохранением эффективности обнаружителя. Решение подобной задачи возможно с использованием масштабируемого эталона (или формирования  $M$  эталонов различных масштабов), соответствующих различной дальности обнаружения. Вычислительные затраты на реализацию обнаружителя с расширенным рабочим диапазоном дальностей возрастают пропорционально количеству дополнительных масштабируемых эталонов. В целях сокращения затрат целесообразно построение обнаружителя по двухконтурной схеме. В обоих контурах обработка производится в соответствии с (8)–(9). Основное отличие заключается в использовании фильтров предобработки с различными передаточными функциями. Передаточная функция фильтра предварительного (первого) контура  $T_{pr}(i, j)$  и соответствующие ему параметры  $\omega_{1гр}$ ,  $\omega_{1н}$  смещены в область нижних частот (рис. 4). Фильтр второго контура оставлен неизменным, так что  $\omega_{1гр} < \omega_{гр}$ ,  $\omega_{1н} < \omega_{н}$ .

Предобработка, сохраняющая низкие пространственные частоты, снижает чувствительность к масштабно-ракурсным искажениям, снижает вероятность пропуска цели, повышая при этом вероятность ложных захватов. В результате обработки

$$\{(x_n, y_n): R^{пр}(\Delta x, \Delta y) > h_{пр}\}, \quad (10)$$

где  $R^{пр}(\Delta x, \Delta y) = T_{pr}(i, j) * B * \hat{I}(\Delta x, \Delta y)$  – корреляционный функционал предварительного контура обнаружения;  $n = 1 \dots N$ ;  $h_{пр}$  – фиксированный порог принятия решений предварительного контура обнаружения, выделяется  $N$  участков изображения сцены, включающих цель и целеподобные помехи,

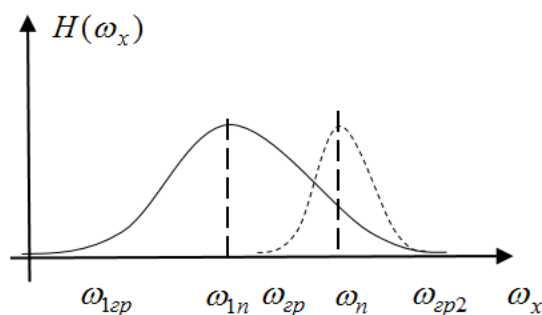


Рис. 4. Передаточные характеристики фильтров предобработки: сплошная линия – фильтр предварительного контура  $T_{pr}(i, j)$ , пунктирная линия – фильтр  $T(i, j)$

Fig. 4. Transfer characteristics of pre-processing filters: solid line – pre-loop filter  $T_{pr}(i, j)$ , dotted line – filter  $T(i, j)$

суммарный объем данных которых (суммарная площадь изображения) существенно меньше объема данных исходной сцены.

Полученная выборка  $N$  фрагментов сцены с координатами  $(x_n, y_n)$  фильтруется узкополосным фильтром  $T(i, j)$ , и в соответствии с (11) принимается решение о наличии цели:

$$\{\hat{k}: \Phi = R^{n,m}(\Delta x, \Delta y) > h\}, \quad (11)$$

где  $\hat{k} = k(x, y, m)$  – вектор положения объекта обнаружения: его координаты в плоскости изображения и дальность как функция размера изображения;  $\Phi = R^{n,m}(\Delta x, \Delta y) = T(i, j) * B_n(x, y) * \hat{I}_m(\Delta x, \Delta y)$  – корреляционный функционал обнаружителя;  $n = 1 \dots N$ ;  $m = 1 \dots M$ . При этом свертка каждого из  $N$  фрагментов осуществляется последовательно с каждым из  $M$  эталонов  $I_m(x, y)$  различного масштаба, задаваемых матрицами (весовых коэффициентов) размером  $L_m$ .

В результате обнаруживается единственный объект, задаваемый вектором обнаружения  $\hat{k} = k(x, y, m)$ , имеющий привязку по координатам  $(x, y)$ , а также привязку по дальности на основе критерия максимальной корреляции с эталоном размером  $L_m$ . Если порог  $h$  превышают несколько объектов, выбирается объект с максимальным значением  $\Phi$ .

Использование двухконтурного корреляционного обнаружителя позволяет в несколь-

ко раз расширить протяженность интервала обнаружения конуса без заметного увеличения вычислительных затрат.

Наличие помех, сигнал которых близок по форме к сигналу конуса, не позволяет снизить вероятность ложного отождествления ниже определенного порога. Повышение эффективности обнаружения требует привлечения дополнительных различительных признаков, имеющих слабую корреляцию с признаком формы и характеризующихся инвариантностью к условиям освещения. Использование подобных признаков возможно после обнаружения (локализации координат) объекта интереса в целях его классификации в категориях конус / не конус.

Одной из особенностей изображения конуса, ориентированного юбкой к наблюдателю, является наличие проекции замка топливopриемника. Яркость замка отличается от яркости поля в пределах юбки, задаваемого излучением сцены, проходящим через элементы конструкции конуса (спицы, соединяющие замок топливopриемника и юбку). Отношение размеров замка к размеру юбки постоянно и может быть задано константой  $c_1$ . Размер изображения замка определяется через размер изображения юбки на этапе обнаружения конуса с использованием (11). Тогда функционал  $\Phi_1$ , определяющий наличие замка топливopриемника в изображении объекта интереса, а также условие его классификации, приобретает вид

$$\Phi_1 = \nabla^2(S_{KZ}(x, y)) > h_1, \quad (12)$$

где  $S_{KZ}(x, y) = Z(i, j) * K$ ;  $K = K(x, y)$  – фрагмент изображения сцены, содержащий объект интереса, задаваемый вектором обнаружения  $\hat{k}$ ;  $Z(i, j)$  – согласованный фильтр, представляющий собой матрицу размером  $c_1 L_m$ , задаваемую весовыми коэффициентами, пространственное распределение которых согласовано с изображением замка топливopриемника;  $h_1$  – фиксированный порог.

В целях достижения инвариантности к ослаблению и изменению знака контраста замка в различных условиях освещения сцен

ны, результат согласованной фильтрации  $Z(i, j)$  с целеподобным объектом  $K(x, y)$  подвергается пространственному дифференцированию оператором Лапласа.

Вторая особенность изображения конуса заключается в том, что оно содержит большое число регулярно расположенных элементов, отличающихся яркостными характеристиками от фона, в связи с чем пространственно-частотный спектр конуса содержит выраженные гармоники. Элементами конструкции, порождающими гармоники, являются спицы и светоотражающие полоски на юбке конуса. Центральное-симметричное расположение подобных объектов приводит к тому, что на фурье-спектре (на изображении, отображающем модуль фурье-преобразования фрагмента сцены  $K$ ) соответствующие гармоники располагаются кольцеобразно. Отношение радиуса кольца гармоник к размеру изображения юбки постоянно и задается константой  $c_2$ . Фильтрация спектра осуществляется согласованным фильтром  $Z_F(i, j)$ . Функционал  $\Phi_2$ , классифицирующий конус на основе фурье-анализа, приобретает вид

$$\Phi_2 = Z_F(i, j) * |F\{K(x, y)\}| > h_2, \quad (13)$$

где  $F\{\cdot\}$  – оператор фурье-преобразования;  $Z_F(i, j)$  – согласованный фильтр, представляющий собой матрицу размером  $2c_2 L_m$ , задаваемую весовыми коэффициентами с максимальным значением на кольце радиусом  $c_2 L_m$ , вписанном в матрицу;  $h_2$  – фиксированный порог.

С учетом приведенных функционалов логическое правило обнаружения конуса приобретает вид

$$(\Phi > h) \wedge (\Phi_1 > h_1) \wedge \wedge (\Phi_2 > h_2) = True. \quad (14)$$

После включения СТЗ или подачи команды на перезахват конуса обнаружитель осуществляет циклическое обнаружение до тех пор, пока условие (14) не будет выполнено.

Автоматическое сопровождение представляет собой покадровое обнаружение конуса в области, заданной в начальный момент вектором обнаружения  $\vec{k}$ , складывающейся из текущего размера и возможных смещений конуса за период кадра, центрируемой относительно текущего положения конуса.

В процессе сопровождения конус может проецироваться как на облачные образования, так и на элементы конструкции заправщика. При этом контраст отдельных участков изображения конуса может существенно варьироваться, вплоть до инверсии, с прохождением контраста через нулевые значения. Значительная вариация энергетических параметров цели приводит к неэффективности оценки сдвига на основе анализа амплитуды яркостных признаков. Сопровождение на основе искусственно размещаемых на объекте излучающих элементов (например, маркеров, как в [5–8]) также проблематично. В реальных условиях диапазон освещенности сцен (и сцен дозаправки особенно) существенно шире динамического диапазона матричного фотоприемника видеосистемы, поэтому изображение ярких объектов подвергается на уровне аппаратной предобработки автоматической компрессии, ограничивающей амплитуду их сигнала. Это приводит к выравниванию амплитуды сколь угодно ярких маркеров и площадных бликовых образований. При определенных условиях (солнце в передней полусфере, зеркальные бликовые отражения от элементов конструкции заправщика) сопровождение по маркерам может стать невозможным. Вероятно, использование специальных, малозумящих камер с аппаратно-расширенным динамическим диапазоном и значительной глубиной квантования сигнала (не менее 12÷14 бит/пиксель) позволит селективировать маркеры, однако данный вопрос требует экспериментальной проработки.

Стохастический характер движения конуса в турбулентной атмосфере не позволяет воспользоваться предысторией его движения для оценки (или уточнения) текущего положения, поэтому в каждом такте сопровождения необходимо использовать обнаружение объекта с априорно неизвестным положени-

ем. С учетом сложности фоновой обстановки сопровождение конуса требует использования помехозащищенных алгоритмов обнаружения. Применение разработанной технологии корреляционного обнаружения в подобном случае представляется целесообразным и оправданным. Покадровое обнаружение в задаче сопровождения характеризуется тем, что область обнаружения достаточно мала (соизмерима с размером конуса), масштабные искажения, «набегающие» между соседними реализациями, малы, но при этом имеет место существенное изменение размера изображения цели при сопровождении от момента захвата до контактирования.

В процессе сближения линейный размер изображения конуса увеличивается более чем на порядок, при этом вычислительные затраты на корреляционное сопровождение возрастают в зависимости, близкой к кубической, поскольку требуется увеличение как площади строка сопровождения (окна)  $Q$ , так и величины интервала корреляции. Возрастают и затраты на оптимизирующую предобработку. Выдерживание заданного соотношения между размером окна  $Q$  и пространственным периодом полосового фильтра предобработки  $T(i, j)$  (рекомендованного в п. 3.1.1) приводит к увеличению его размера, так что свертку приходится выполнять в возрастающем окне  $Q$  пропорционально увеличивающимся матричным фильтром  $T(i, j)$ .

Цена пропуска обнаружения конуса на этапах работы автоматов обнаружения и сопровождения различна. Пропуск на этапе захвата конуса может привести к незначительному увеличению времени обнаружения, пропуск в цикле сопровождения может привести к срыву сопровождения с необходимостью повторного вывода ЛА в зону обнаружения.

Таким образом, реализация алгоритма сопровождения на основе корреляционного измерения сдвига требует принятия дополнительных мер, направленных как на сокращение вычислительных затрат, вызванных ростом углового размера цели, так и на повышение помехозащищенности обнаружения цели в каждом такте сопровождения. Подоб-



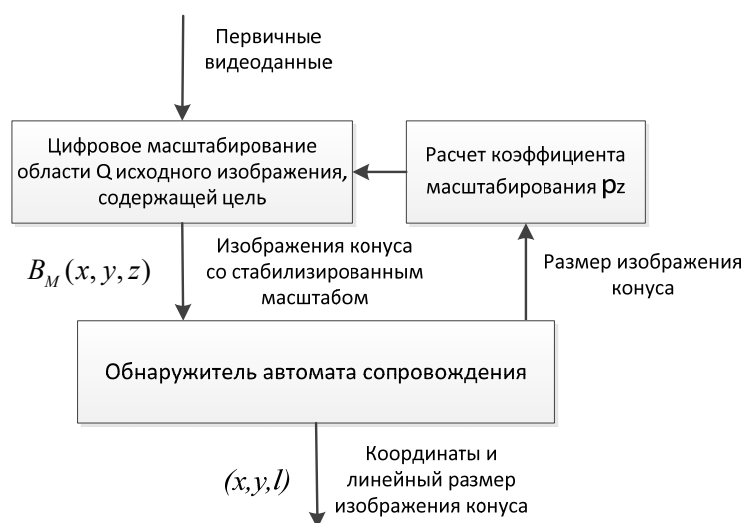


Рис. 5. Стабилизация масштаба изображения цели в процессе сопровождения

Fig. 5. Target zoom stabilization while tracking

ная задача решается обеспечением пространственной и временной стационарности наблюдаемого процесса (лежащим в основе оптимизации любой корреляционной системы).

Сокращение издержек, связанных с временной нестационарностью реализовано на основе адаптивного масштабирования изображения. С этой целью размер изображения конуса (и корреляционного окна  $Q$ , обрамляющего его) на входе автомата сопровождения поддерживается постоянным на всем интервале дальностей. Стабилизация масштаба цели обеспечивается модулем цифрового масштабирования на основе обратной связи по данным оценки линейного размера цели с выхода обнаружителя (рис. 5). Аналогичным образом через обратную связь учитываются координатные данные для определения положения масштабируемой области  $Q$  на кадрах первичных видеоданных.

Осуществление адаптивного масштабирования выполняется на основе билинейного преобразования, описанного, например, в [17]. С этой целью производится построение последовательности окон  $Q^M$ , для которых масштаб изображений цели  $B_M(x, y, z)$  в каждом кадре, задаваемом номером  $z$ , поддерживается постоянным:

$$B_M(x, y, z) = a + b(x - ip_z) +$$

$$+ c(y - jp_z) + d(x - ip_z)(y - jp_z); \quad (15)$$

$$a = B(i, j, z);$$

$$b = B(i + 1, j, z) - a;$$

$$c = B(i, j + 1, z);$$

$$d = B(i + 1, j + 1, z) + a - b - c,$$

где  $B(i, j, z)$  – входное изображение;  $p_z$  – коэффициент масштабирования изображения

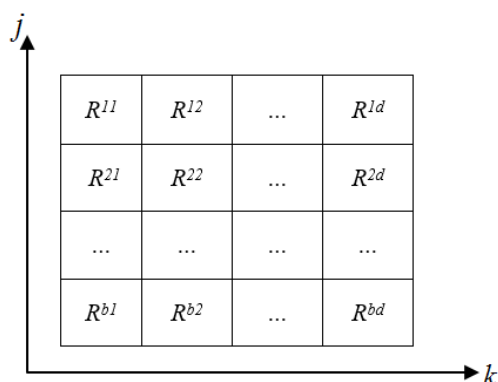
$$p_z = \frac{1}{\sum_{z=1...z} \Delta p_z},$$

где  $z$  – номер текущего кадра;  $\Delta p_z = Q_z^M / Q_{z-1}^M - 1$  – прирост коэффициента масштабирования за кадр.

Повышение эффективности покадрового обнаружения конуса реализовано на основе учета ковариационной нестационарности в пределах окна  $Q^M$ . С этой целью окно сегментируется на  $b \times d$  прямоугольных областей  $Q_{bd}^M$ , соприкасающихся границами, и по каждой области рассчитывается корреляция  $R^{jk}$  цели  $B$  и эталона  $I$  (рис. 6).

Для каждой корреляционной функции  $R^{jk}$  выполняется оценка дисперсии – значения функции для нулевого смещения  $R^{jk}(0,0)$ . Если дисперсия участка с координатами  $(j, k)$  выше некоторого порога  $h_3$ , соответствующая локальная корреляционная функция включается в расчет функции  $R^Q(\Delta x, \Delta y)$ . Ре-





**Рис. 6.** К вопросу покадрового обнаружения конуса с учетом ковариационной нестационарности в пределах окна

**Fig. 6.** On the question of frame-by-frame drogue detection, considering the covariance non-stationarity within the window

зультирующая корреляционная функция области произвольной формы, составленной из фрагментов, рассчитывается как математическое ожидание локальных корреляционных функций [18–20].

Предобработка изображения в окне  $Q^M$  производится в соответствии с (8), принятие решения на обнаружение (и оценку координат) конуса в пределах окна  $Q^M$  в каждом такте сопровождения производится в соответствии с (9) для порога принятия решений  $h_4$ . Скорость сближения с конусом (заправщиком) может варьироваться, поэтому степень масштабирования цели за такт обнаружения априорно неизвестна. Повышение эффективности совмещения эталона и цели требует в каждом такте сравнения с  $W$  эталонами  $I_w(x, y)$  различного масштаба. Правило обнаружения конуса в каждом такте сопровождения приобретает вид

$$\begin{cases} \{(j, k): R^{jk}(0,0) > h_3\}; \\ R^Q(\Delta x, \Delta y) = M\{\sum_{(j,k) \in Q} R^{jk}(\Delta x, \Delta y)\}; \\ \{(x_w, y_w): R_w^Q(\Delta x, \Delta y) > h_4\}, \end{cases} (16)$$

где  $j = 1 \dots b$ ;  $k = 1 \dots d$ ;  $w = 1 \dots W$ ;  $M\{\cdot\}$  – оператор математического ожидания.

Используемая выборка функций  $R^{jk}$  характеризуется высокой дисперсией и малым взаимным разбросом значений. Таким обра-

зом, в каждом такте сопровождения на изображении конуса выбираются только участки с максимальным отношением сигнал/фон, что повышает эффективность сопровождения без увеличения вычислительных затрат.

## Результаты исследования

Моделирующий комплекс состоит из имитатора фоноцелевой обстановки (ФЦО) и макета СТЗ (рис. 7). Имитатор ФЦО включает телевизор с диагональю 75" и транслируемые на нем видеопоследовательности изображений сцены дозаправки, полученные как на основе реальных записей (для оценки эффективности обнаружителя и верификации полного цикла автоматизированного видеонаблюдения), так и синтезированные записи движения конуса в условиях различной турбулентности (для оценки эффективности автомата сопровождения).

Макет СТЗ включает телевизионную камеру ВНВ-1000 с широкоугольным объективом LM5JC10M (поле зрения  $60 \times 30^\circ$ ) и одноплатный вычислитель СРВ909 формата 3,5" на базе 4-ядерного процессора Intel Atom E3845 с ФПО обнаружения и сопровождения конуса под управлением ОС Linux.

В процессе испытаний ФЦО воспроизводится на телевизоре. Экран телевизора снимается камерой СТЗ. Видеоданные с камеры поступают на вычислитель, где обрабатываются алгоритмическим обеспечением обнаружения и сопровождения конуса.

На рис. 8 показаны некоторые элементы технологии автоматического обнаружения и сопровождения. Окно 1, обрамляющее изображение конуса (окно  $Q$ ), движется и масштабируется совместно с конусом. По данному окну (точнее, по его привязке к конусу) летчик контролирует работу СТЗ. Окна 2–4 являются технологическими и выведены для пояснения работы СТЗ.

В окне 2 отображены участки сцены контура предварительного обнаружения, включающие цель и целеподобные помехи. Изображения (в количестве  $N = 9$ ) автоматически фиксируются в момент обнаружения конуса.



Рис. 7. Моделирующий комплекс обработки системы технического зрения  
Fig. 7. Modeling complex for the synthetic vision system performance

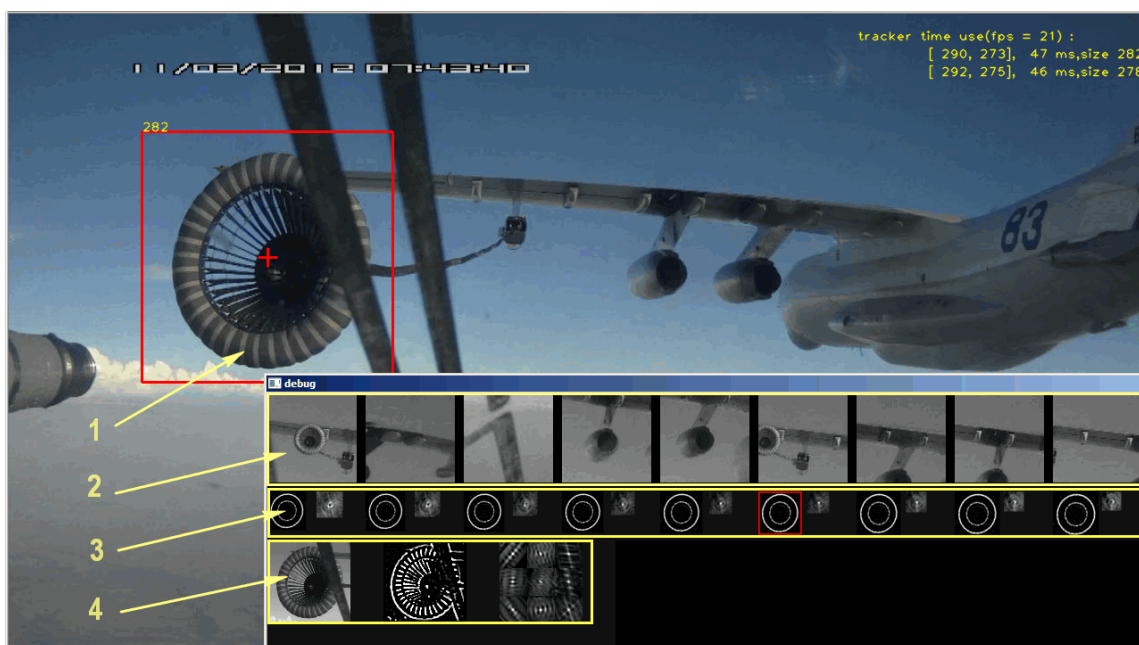


Рис. 8. Иллюстрация работы функционального программного обеспечения обнаружения и сопровождения конуса на основе реальной записи дозаправки

Fig. 8. Illustration of the operation of the functional software for detecting and tracking a drogue based on a real-time refueling recording

Видно, что суммарная площадь  $N$  изображений (определяющая вычислительные затраты предварительного контура) существенно меньше площади исходной анализируемой сцены.

В окне 3 показаны эталоны  $I_w(x, y)$  автомата сопровождения, обеспечивающие оцен-

ку размера изображения конуса в каждом такте. Справа от каждого эталона приведена визуализация функции  $R_w^O(\Delta x, \Delta y)$ .

В окне 4 представлены 3 изображения. Первое из них содержит изображение конуса  $B_M(x, y, z)$  в окне  $Q_Z^M$ , масштаб которого поддерживается постоянным в соответствии

с (15). Второе представляет результат обработки  $B_M(x, y, z)$  линейным фильтром  $T(i, j)$ . Третье отображает поле корреляционных функций  $R^{jk}$  (схематически показанное на рис. 6), в данном случае  $j = 1 \dots 3$ ;  $k = 1 \dots 3$ . Корреляционные функции получены в результате сегментации окна  $Q_Z^M$  на  $3 \times 3$  области и свертки соответствующих областей  $Q_{bd}^M$  и областей сегментированного эталона. Анализ функций в соответствии с правилом  $(j, k) |_{R^{jk}(0,0) > h_3}$  обеспечивает выбор оптимальных для сопровождения участков конуса.

Для оценки эффективности обнаружителя СТЗ использовалась видеозапись, полученная с борта заправляемого ЛА в процессе учебно-тренировочного полета по отработке дозаправки топливом. Телевизионная камера располагалась в кабине летчика. Пространственная ориентация и поле зрения ( $\approx 60 \times 30^\circ$ ) камеры обеспечивали наблюдение конуса на всем рабочем интервале дальностей работы СТЗ. Продолжительность тестовой записи составила 1 час. За это время было произведено 15 сближений, охватывающих интервал  $30 \div 1$  м от конуса до заправочной штанги. Атмосфера характеризовалась наличием кучевых облаков, при этом полеты выполнялись над облачностью. Горизонтальная видимость составляла более 10 км. Заправщик и заправляемый ЛА выполняли маневры, так что относительное угловое положение солнца изменялось в круговом секторе. Высота солнца над горизонтом составляла  $10 \div 15^\circ$ . В процессе маневрирования прямое солнечное излучение попадало в поле зрения телевизионной камеры.

Период обнаружения цели системой технического зрения (на процессоре Intel Atom E3845) в кадре форматом  $1280 \times 720$  пикселей составляет примерно 2 с ( $(1,9 \pm 10\%)$  с). За 1 час, таким образом, автомат производит 1800 циклов обнаружения ( $N$ ). По результатам испытаний на основе тестовой записи суммарное количество ложных тревог (ЛТ)  $N_{ЛТ}$  в среднем составило 21 (количество фиксируемых ЛТ от реализации к реализации по одной и той же записи незначительно меня-

ется). Таким образом, для используемой выборки видеонаблюдений вероятность ложной тревоги  $P_{ЛТ}$  составила

$$P_{ЛТ} = \frac{N_{ЛТ}}{N} \approx 1,2 \times 10^{-2}.$$

На основе тестовой записи была скопирована вторая запись, представляющая сборку видеосюжетов, на которой конус перемещается только в интервале дальностей  $15 \div 22$  м, в зоне, где автомат обеспечивает возможность обнаружения. На дальности свыше 22 м угловые размеры конуса и двигателей выравниваются, что приводит к увеличению уровня ложных тревог. Для предотвращения ложных захватов введено программное ограничение на обнаружение целеподобных объектов (двигателей, например), размер которых меньше определенного порога. Так что на дальности свыше 22 м обнаружение не происходит даже при наличии цели в поле зрения. Смещение нижней границы (например, до 10–12 м) приводит к необходимости использования дополнительных эталонов  $I_m(x, y)$  увеличенного масштаба, вызывающих пропорциональное увеличение периода обнаружения, что также нецелесообразно.

Продолжительность полученной сборки записей составляет 2 минуты 50 секунд, за это время конус 15 раз пересекает зону обнаружения в процессе сближения (расхождения) топливозаправщика и заправляемого ЛА. Продолжительность записи обеспечивает 85 тактов обнаружения  $N_0$ .

Среднее количество правильных обнаружений  $N_{ПО}$  по второй записи составило  $60 \pm 10\%$ . Остальные 25 реализаций представляли собой пропуск обнаружения без ложных захватов. Вероятность правильного обнаружения конуса  $P_{ПО}$ , таким образом, составляет

$$P_{ПО} = \frac{N_{ПО}}{N_0} \approx 0,7.$$

Соответственно, вероятность пропуска цели  $P_{ПЦ}$  составляет  $P_{ПЦ} = 1 - P_{ПО} = 0,3$ .

Полученные значения характеризуют вероятность обнаружения и пропуска за один такт (2 с) работы обнаружителя.

В соответствии с предлагаемой в п. 4 логикой автоматизированного наблюдения конуса его обнаружение должно осуществляться в процессе сближения в пределах интервала обнаружения. При взаимной скорости сближения  $\approx 1$  м/с будет осуществлено от 2 до 3 тактов обнаружения. В предположении, что пропуски в процессе сближения равновероятны ( $P_{\text{пц1}} = P_{\text{пц2}}$ ), вероятность  $P_{\text{п02}}$  того, что за 2 такта (4 с) произойдет обнаружение конуса хотя бы в одном такте, равна

$$P_{\text{п02}} = 1 - P_{\text{пц1}}P_{\text{пц2}} \approx 0,9.$$

Аналогично для трех тактов (6 с)

$$P_{\text{п02}} = 1 - P_{\text{пц1}}P_{\text{пц2}}P_{\text{пц3}} \approx 0,973.$$

Не следует исключать ситуацию, при которой в силу особенностей освещения сцены  $P_{\text{п0}}$  окажется ниже 0,7. В этом случае необходимо последовательно выполнить сближение, а затем расхождение (в интервале дальностей  $\approx 22 \div 15$  м), что обеспечит 6 тактов обнаружения. При этом, например, для  $P_{\text{п0}} = 0,5$  результирующая вероятность обнаружения составит  $P_{\text{п06}} = 0,98$ .

Таким образом, выполнение несложных тактических приемов в процессе автоматизированного наблюдения конуса позволяет добиться необходимой эффективности захвата.

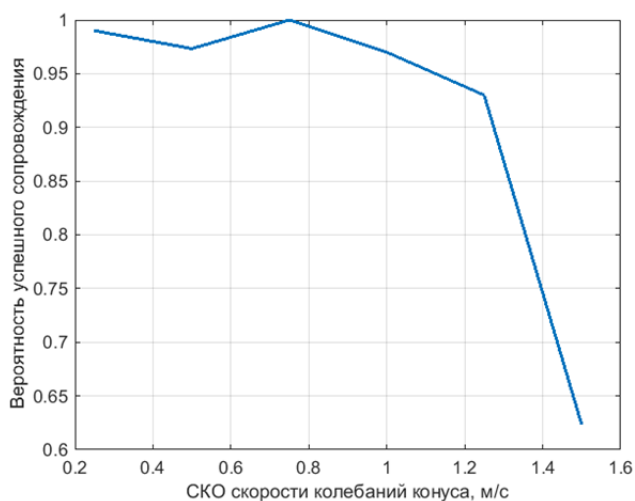
Для оценки эффективности автомата сопровождения использовались видеопоследовательности движения конуса в условиях различной турбулентности, полученные на основе (1) и (2). Поскольку положение конуса в каждом кадре тестовых записей априорно известно, количественные показатели эффективности определялись через статистику покрупных ошибок. К их числу прежде всего относится вероятность успешного сопровождения конуса в зависимости от показателя турбулентности, среднеквадратическое отклонение (СКО) и среднее значение модуля ошибки сопровождения от дальности для заданной турбулентности.

Экспериментально полученная вероятность успешного сопровождения рассчитывалась как доля кадров видеопоследовательности, для которых текущая ошибка сопровождения конуса с вероятностью 0,99 не превышала внешний радиус юбки конуса. Оценка вероятности рассчитывалась как среднее арифметическое вероятностей успешного сопровождения в каждой из 18 синтезированных тестовых записей, воспроизводимых не менее 100 раз. Результат испытаний представлен на рис. 9.

СКО скорости колебаний конуса принято равным СКО турбулентных порывов  $\sigma$ , то есть задается показателем турбулентности в соответствии с моделью Драйдена. Видно, что для  $\sigma$  свыше 1,2 м/с наблюдается быстрое снижение вероятности успешного сопровождения. Для  $\sigma = 1$  м/с вероятность составляет  $\approx 0,97$  и в среднем равна вероятностям успешного сопровождения для меньших показателей турбулентности. Таким образом, порог турбулентности, до которого обеспечивается эффективное сопровождение, составляет  $\sigma = 1$  м/с. На рис. 10 приведена полученная экспериментально зависимость СКО ошибки сопровождения конуса от дальности до него для  $\sigma = 1$  м/с.

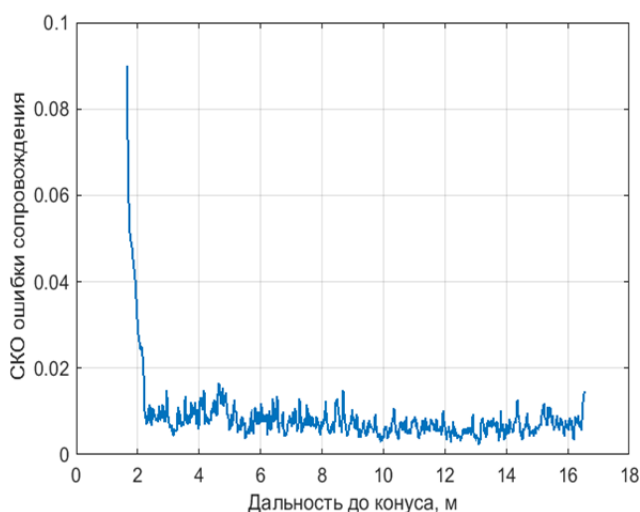
На дальности свыше 2 метров она не превышает 1,5 см. При дальности менее 2 м происходит быстрый рост ошибки. Данный эффект связан с тем, что при моделировании записей виртуальная камера наблюдения конуса размещалась аналогично бортовой камере, с боковым выносом относительно заправочной штанги, составляющим  $\approx 1$  м. В результате в ближней зоне возникала значительная тангенциальная составляющая скорости, увеличивающая ошибки измерения сдвига. Кроме того, на малой дальности угловой размер конуса начинает превышать поле зрения камеры, что приводит к дополнительным ошибкам. Преодоление подобных ошибок возможно на основе рационального размещения камеры относительно заправочной штанги при проектировании и построении бортовой СТЗ.

Среднеквадратические отклонения ошибок сопровождения конуса характеризуют их случайные составляющие, а средние значе-



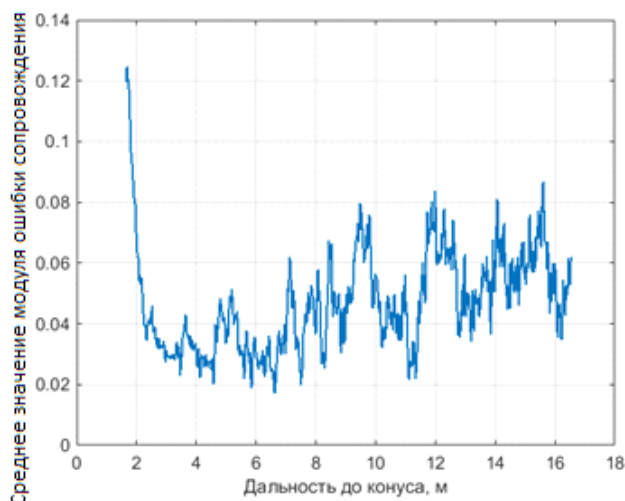
**Рис. 9.** Зависимость вероятности успешного сопровождения от СКО скорости колебаний конуса

**Fig. 9.** Dependence of the probability of successful tracking on the mean square deviation (MSD) of the drogue oscillations velocity



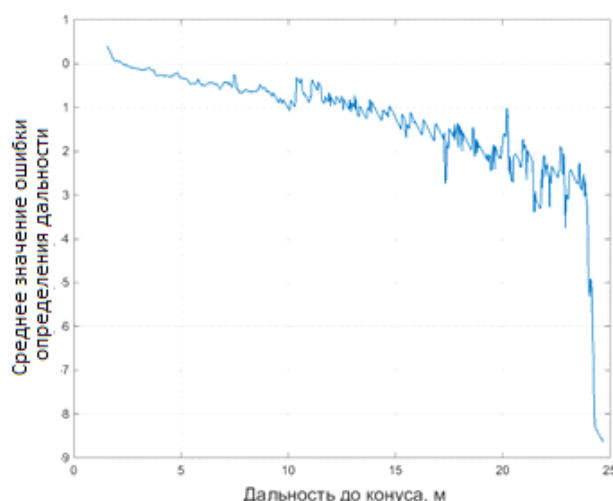
**Рис. 10.** Зависимость СКО ошибки сопровождения конуса от дальности до него для СКО скорости колебаний конуса 1 м/с

**Fig. 10.** Dependence of the error MSD of drogue tracking on the distance to it for the MSD of the drogue oscillations velocity 1 meter per second



**Рис. 11.** Зависимость среднего значения модуля ошибки сопровождения конуса от дальности до него для СКО скорости колебаний конуса 1 м/с

**Fig. 11.** Dependence of the mean value of error modulus of drogue tracking on the distance to it for the MSD of the drogue oscillations velocity 1 meter per second



**Рис. 12.** Зависимость среднего значения ошибки определения дальности до конуса от расстояния до него для СКО скорости колебаний конуса 1 м/с

**Fig. 12.** Dependence of the mean value of error in determining the distance to the drogue on the distance to it for the MSD of the drogue oscillations velocity 1 meter per second

ния модуля ошибок – систематические. На рис. 11 приведена зависимость среднего значения модуля ошибки сопровождения конуса от дальности до него для СКО скорости колебаний конуса 1 м/с, полученная в результате экспериментальных исследований. Видно, что систематическая ошибка больше и достигает 8 см.

Здесь и далее приведены результаты экспериментов, полученные при усреднении по относительно небольшой выборке. Этим и сложностью поддержания фиксированного уровня параметра эксперимента – уровня турбулентности среды (или, что то же самое согласно принятой гипотезе, СКО скорости конуса) объясняется большая «изрезанность»



графиков. Более корректное представление – сглаженные зависимости с указанием доверительных интервалов экспериментальных точек – в данной работе не рассматривается.

При этом на основе сведений о линейных размерах изображения конуса в процессе его видеонаблюдения выполняется оценка дальности до него. Рис. 12 иллюстрирует полученную экспериментально зависимость среднего значения ошибки определения дальности до конуса от расстояния до него для СКО скорости колебаний конуса 1 м/с. По графику видно, что после устойчивого захвата изображения конуса автоматом сопровождения среднее значение ошибки определения дальности не превышает 2 м (на дальности менее 18 м).

## Обсуждение полученных результатов

Контактирование с конусом на основе координатных данных СТЗ возможно на основе различных стратегий.

1. *Сопровождение центра колебаний конуса.* На основе данных СТЗ в процессе сближения определяется математическое ожидание (МОЖ) положения конуса. Заправляемый ЛА движется в расчетную точку, вокруг которой конус совершает колебания, игнорируя его случайные текущие положения. При отсутствии регулярных возмущающих воздействий на конус (например, вызываемых воздействием воздушных потоков, обтекающих носовую часть ЛА) вероятность попадания штангой в конус имеет вид, представленный на рис. 13. Видно, что для малых значений турбулентности (менее 0,4 м/с) вероятность успешного попадания достаточно высока – более 0,8. И напротив, для турбулентности 1 м/с вероятность попадания в конус снижается до уровня 0,3. Таким образом, для контактирования в условиях высокой турбулентности требуется сопровождение конуса.

2. *Сопровождение конуса.* Будем считать, что система автоматического управления (САУ) заправляемого ЛА обрабатывает целе-

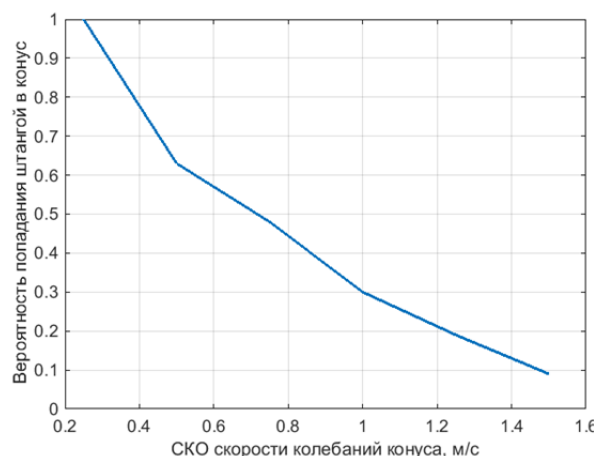


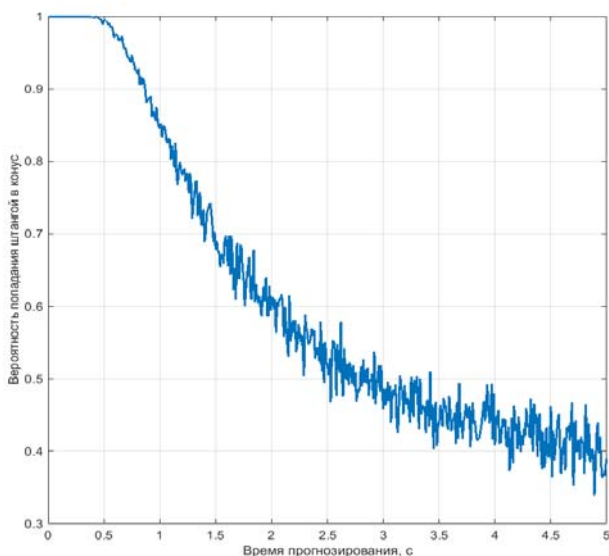
Рис. 13. Вероятность попадания штангой в конус при ошибке определения МОЖ положения конуса 10 см

Fig. 13. Probability of the penetration of a flying boom into a drogue in case of an error in determining the mathematical expectation of the drogue position 10 cm

указание СТЗ без ошибок пространственного положения (приводит заправочную штангу в заданную пространственную точку в каждом такте автомата сопровождения), но с некоторой временной задержкой.

В подобном случае вероятность попадания штангой в конус зависит как от показателя турбулентности, так и от времени реакции САУ. При наличии временных задержек в контуре управления необходим прогноз положения конуса на временном интервале, равном времени реакции САУ. В этом случае в каждом такте сопровождения заправляемый ЛА движется в прогнозируемую точку, компенсируя ошибки временных задержек.

На рис. 14 приведена зависимость вероятности попадания штангой в конус от временного интервала прогнозирования для показателя турбулентности,  $\sigma = 0,25$  м/с. Видно, что, если, например, время прогноза (реакции САУ) более 1 с, вероятность успешного контактирования с конусом становится менее 0,8. Первая стратегия (рис. 13) для той же турбулентности (0,25) обеспечивает вероятность успешного контактирования, близкую к 1. Таким образом, в условиях малой турбулентности и для медленно маневрирующего заправляемого ЛА эффективнее сопровождение центра колебаний конуса.

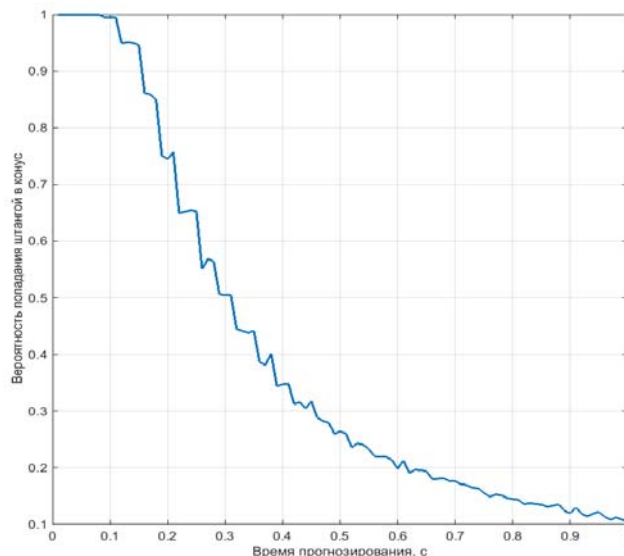


**Рис. 14.** Зависимость вероятности попадания штангой в конус от временного интервала прогнозирования для показателя турбулентности 0,25 м/с

**Fig. 14.** Dependence of the probability of the penetration of a flying boom into a drogue on the forecasting time interval for a turbulence index 0.25 meters per second

В условиях значительной турбулентности время реакции САУ для успешного контактирования должно быть существенно меньше. На рис. 15 приведена зависимость вероятности попадания штангой в конус от временного интервала прогнозирования для показателя турбулентности  $\sigma = 1$  м/с. Видно, что для достижения вероятности более 0,8 время реакции САУ должно быть менее 0,2 с. Для тяжелых управляемых ЛА достижение подобного времени реакции представляется проблематичным. Решение проблемы заправки слабо маневрирующих ЛА в условиях сильной турбулентности может быть обеспечено использованием управляемого конуса.

**3. Сопровождение управляемого конуса.** Очевидно, что потенциально достижимые динамические характеристики конуса, в силу его массогабаритных характеристик, выше, чем для управляемого ЛА. Использование конуса-датчика, снабженного механизацией, формирующей вектор тяги, нормальный вектору воздушной скорости, позволяет качественно изменить способ решения задачи стыковки. В случае построения эффективно управляемого конуса данные СТЗ, транслируемые на него (например, по радиоканалу),



**Рис. 15.** Зависимость вероятности попадания штангой в конус от временного интервала прогнозирования для показателя турбулентности 1 м/с

**Fig. 15.** Dependence of the probability of the penetration of a flying boom into a drogue on the forecasting time interval for a turbulence index 1 meter per second

позволят выполнять маневры, компенсирующие случайные турбулентные порывы, а также систематические поперечные смещения конуса и штанги. В результате не управляемый ЛА, а конус будет осуществлять необходимые перемещения в пространстве, парирующие турбулентные порывы и прирост подъемной силы от носовой части фюзеляжа управляемого самолета, в целях достижения успешного контактирования.

Аэродинамическая характеристика современного конуса-датчика ориентирована на стабилизацию пространственного положения в воздушном потоке, препятствующую откликам на тангенциальное (к вектору скорости) воздействие. Поэтому, вероятнее всего, модернизация существующих моделей конуса приведет лишь к частичному решению задачи построения управляемого конуса.

Таким образом, в ближней перспективе эффективное автоматизированное выполнение стыковки в условиях сильной турбулентности может быть выполнено на основе сопровождения модернизированного управляемого конуса, включающее как маневрирование управляемого ЛА, так и маневрирование самого конуса.

## Заключение

1. Предложена технология автоматизированного видеонаблюдения конуса-датчика на основе пассивной оптико-электронной системы. Технология включает:

- логику автоматизированного наблюдения сцены дозаправки с использованием алгоритмов автоматического обнаружения и сопровождения конуса-датчика;
- методический аппарат подоптимальной линейной фильтрации наблюдаемого процесса в условиях пространственной и временной нестационарности сцены;
- алгоритмы автоматического корреляционного обнаружения и сопровождения конуса-датчика с использованием подоптимальной фильтрации.

2. На основе разработанной технологии и по результатам оценки эффективности алгоритмов автоматизированного наблюдения предложена стратегия выполнения автоматизированной дозаправки в условиях различной турбулентности:

- в условиях слабой турбулентности успешное контактирование обеспечивается сопровождением центра колебаний конуса;
- в условиях сильной турбулентности успешное контактирование может быть обеспечено сопровождением конуса, управляемого по данным СТЗ.

## Список литературы

1. **Martinez C.** A Vision-based strategy for autonomous aerial refueling tasks / C. Martinez, T. Richardson, P. Thomas, J. du Bois, P. Campoy // *Robotics and Autonomous Systems*. 2013. Vol. 61, iss. 8. Pp. 876–895. DOI: 10.1016/j.robot.2013.02.006

2. **Bhandari U.** Bow wave effect in probe and drogue aerial refueling / U. Bhandari, P.R. Thomas, S. Bullock, T.S. Richardson, J.L. du Bois [Электронный ресурс] // *AAIA Guidance, Navigation and Control Conference*, 19–22 August 2013. Pp. 1–21. DOI: 10.2514/6.2013-4695 (дата обращения: 18.09.2021).

3. **Thomas P.R.** Advances in air to air refueling / P.R. Thomas, U. Bhandaria, S. Bullock, T.S. Richardson, J.L. du Bois // *Progress in Aerospace sciences*. 2014. Vol. 71. Pp. 14–35. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.07.001

4. **Thomas P.R.** Collaborative control in a flying-boom aerial refueling simulation / P.R. Thomas, S. Bullock, T.S. Richardson, J. Whidborne [Электронный ресурс] // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. 2015. Vol. 38, no. 7. Pp. 1–16. DOI: 10.2514/1.G000486 (дата обращения: 18.09.2021).

5. **Fravolini M.L., Campa G., Napolitano M.R.** Evaluation of machine vision algorithms for autonomous aerial refueling for unmanned aerial vehicles // *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*. 2007. Vol. 4, no. 9. Pp. 968–985. DOI: 10.2514/1.17269

6. **Fravolini M.L.** Machine vision algorithms for autonomous aerial refueling for UAVs using the USAF refueling boom method / M.L. Fravolini, M. Mammarella, G. Campa, M.R. Napolitano, M. Perhinschi // *Innovations in Defence Support Systems – 1. Studies in Computational Intelligence*, in Finn A., Jain L.C. (ed.). Springer, Berlin, Heidelberg, 2010. Vol. 304. Pp. 95–138. DOI: 10.1007/978-3-642-14084-6\_5

7. **Mammarella M.** Comparison of point matching algorithms for the UAV aerial refueling problem / M. Mammarella, G. Campa, M.R. Napolitano, M. Fravolini // *Machine Vision and Application*. 2010. Vol. 21, no. 3. Pp. 241–251. DOI: 10.1007/s00138-008-0149-8

8. **Campa G., Napolitano M.R., Fravolini M.** Simulation environment for machine vision based aerial refueling for UAVs // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2009. Vol. 45, no. 1. Pp. 138–151. DOI: 10.1109/TAES.2009.4805269

9. **Василенко Г.И.** Голографическое распознавание образов. М.: Советское радио, 1977. 328 с.

10. **Колос М.В., Колос И.В.** Методы оптимальной линейной фильтрации / Под ред. В.А. Морозова. М.: Изд-во МГУ, 2000. 102 с.

11. **Гайденков А.В., Шароватов Е.В.** Исследование возможностей полей корреля-



ционных функций в задаче оптимального обнаружения сигнала известной формы в изображении // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2008. Т. 6, № 12. С. 69–76.

**12. Вышинский В.В., Кукушкин Л.С.** Моделирование на пилотажном стенде заправки в воздухе с учетом воздействия атмосферной турбулентности и спутного следа // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 34–41.

• **Диденко В.П., Цитрицкий О.Е.** Фильтрация и регуляризация. Киев: КГУ, 1977. 51 с.

**13. Ярославский Л.П.** Цифровая обработка сигналов в оптике и голографии: введение в цифровую оптику. М.: Радио и связь, 1987. 296 с.

**14. Астапов Ю.М., Васильев Д.В., Заложнев Ю.И.** Теория оптико-электронных следящих систем. М.: Наука, 1988. 328 с.

**15. Гайденков А.В., Шароватов Е.В.** Исследование влияния параметров фильтрации изображения на характеристики корреляционного обнаружения сигнала известной формы // Труды ВВИА. Авиационное радиоэлектронное оборудование. 2007. № 1. С. 124–143.

**16. Грузман И.С.** Цифровая обработка изображений в информационных системах: учеб. пособие / И.С. Грузман, В.С. Киричук, В.П. Косых, Г.И. Перетягин, А.А. Спектор. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2000. 168 с.

**17. Гайденков А.В.** Синтез и анализ полей корреляционных функций в информационных оптико-электронных системах // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2007. Т. 5, № 2. С. 3–7.

**18. Гайденков А.В., Москальцов А.И.** Обнаружение неконтрастных наземных движущихся целей в условиях масштабно-ракурсных преобразований изображения // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2007. Т. 5, № 1. С. 10–15.

**19. Дуда Р., Харт П.** Распознавание образов и сцен / Пер. с англ. Г.Г. Вайнштейна, А.М. Васьковского, под ред. В.Л. Стефанюка. М.: Мир, 1976. 511 с.

## References

**1. Martinez, C., Richardson, T., Thomas, P., du Bois, J. & Campoy, P.** (2013). *A Vision-based strategy for autonomous aerial refueling tasks*. Robotics and Autonomous Systems, vol. 61, issue 8, pp. 876–895. DOI: 10.1016/j.robot.2013.02.006

**2. Bhandari, U., Thomas, P.R., Bullock, S., Richardson, T.S. & du Bois, J.L.** (2013). *Bow wave effect in probe and drogue aerial refueling*. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 19–22 August, pp. 1–21. DOI: 10.2514/6.2013-4695 (accessed: 18.09.2021).

**3. Thomas, P.R., Bhandari, U., Bullock, S., Richardson, T.S. & du Bois, J.** (2014). *Advances in air to air refueling*. Progress in Aerospace sciences, vol. 71, pp. 14–35. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.07.001

**4. Thomas, P.R., Bullock, S., Richardson, T.S. & Whidborne, J.** (2015). *Collaborative control in a flying-boom aerial refueling simulation*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 38, no. 7, pp. 1–16. DOI: 10.2514/1.G000486 (accessed: 18.09.2021).

**5. Fravolini, M.L., Campa, G. & Napolitano, M.R.** (2007). *Evaluation of machine vision algorithms for autonomous aerial refueling for unmanned aerial vehicles*. Journal of Aerospace Computing, Information and Communication, vol. 4, no. 9, pp. 968–985. DOI: 10.2514/1.17269

**6. Fravolini, M.L., Mammarella, M., Campa, G., Napolitano, M.R. & Perhinschi, M.** (2010). *Machine vision algorithms for autonomous aerial refueling for UAVs using the USAF refueling boom method*. In book: Innovations in Defence Support Systems–1. Studies in Computational Intelligence, vol. 304, in: Finn A., Jain L.C. (ed.). Springer, Berlin, Heidelberg. DOI: 10.1007/978-3-642-14084

**7. Mammarella, M., Campa, G., Napolitano, M.R. & Fravolini, M.** (2010). *Comparison of point matching algorithms for the UAV aerial refueling problem*. Machine Vision and Application, vol. 21, no. 3, pp. 241–251. DOI: 10.1007/s00138-008-0149-8

8. Campa, G., Napolitano, M.R. & Fravolini, M. (2009). *Simulation environment for machine vision based aerial refueling for UAVs*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 45, no. 1, pp. 138–151. DOI: 10.1109/TAES.2009.4805269
9. Vasilenko, G.I. (1977). [*Holographic pattern recognition*]. Moscow: Sovetskoye radio, 328 p. (in Russian)
10. Kolos, M.V. & Kolos, I.V. (2000). [*Methods of optimal linear filtration*], in Morozov V.A. (Ed.). Moscow: Izdatelstvo MGU, 102 p. (in Russian)
11. Gaidenkov, A.V. & Sharovатов, E.V. (2008). *Investigation of fields ASF in task of optimum detection in scene of the signal of known form*. Information-Measuring and Control Systems, vol. 6, no. 12, pp. 69–76. (in Russian)
12. Vyshinsky, V.V. & Kukushkin, L.S. (2011). *Aerial refueling simulation in flight simulator with taking into account atmospheric and wake turbulence effect*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 172, pp. 34–41. (in Russian)
13. Didenko, V.P. & Tsitritsky, O.Ye. (1977). [*Filtration and regularization*]. Kyiv: KGU, 51 p. (in Russian)
14. Yaroslavsky, L.P. (1987). [*Digital signal processing in optics and holography: an introduction to digital optics*]. Moscow: Radio i svyaz, 296 p. (in Russian)
15. Astapov, Yu.M., Vasiliev, D.V. & Zolozhnev, Yu.I. (1988). [*Theory of electrooptical tracking systems*]. Moscow: Nauka, 328 p. (in Russian)
16. Gaidenkov, A.V. & Sharovатов, Ye.V. (2007). Investigation of the influence of image filtering parameters on the characteristics of the correlation detection of a signal of a known shape. Trudy VVIA. Aviatсионnoye radioelektronnoye oborudovaniye, no. 1, pp. 124–143. (in Russian)
17. Gruzman, I.S., Kirichuk, V.S., Kosykh, V.P., Peretyagin, G.I. & Spector, A.A. (2000). [*Digital image processing in information systems*]. Novosibirsk: Izdatelstvo NGTU, 168 p. (in Russian)
18. Gaidenkov, A.V. (2007). *Synthesis and the analysis of fields of correlation functions in optics-electronic information systems*. Information-Measuring and Control Systems, vol. 5, no. 2, pp. 3–7. (in Russian)
19. Gaidenkov, A.V. & Moskaltsov, A.N. (2007). *Detection of the moving ground targets with low-contrast in conditions of turn and scaling of the image*. Information-Measuring and Control Systems, vol. 5, no. 1, pp. 10–15. (in Russian)
20. Duda, R.O. & Hart, P.E. (1973). *Pattern Classification and Scene Analysis*. 1st ed. A Wiley-Interscience publication, 512 p.

### Сведения об авторах

**Гайденков Андрей Викторович**, доктор технических наук, профессор, начальник отдела АО «Бортовые аэронавигационные системы», gaidenkov@ians.aero.

**Каневский Михаил Игоревич**, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора – главный конструктор АО «Бортовые аэронавигационные системы».

**Островский Александр Сергеевич**, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры МГТУ им. Н.Э. Баумана, oas@bmstu.ru.

**Ганяк Олег Иосифович**, заместитель генерального директора ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского», oleg.ganyak@tsagi.ru.

**Чижов Николай Юрьевич**, кандидат технических наук, начальник НИЦ ЦНИИ ВВС Минобороны России, gaidenkov@ians.aero.

### Information about the authors

**Andrey V. Gaidenkov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, The Head of Department of JSC “Airborne Navigation Systems”, [gaidenkov@ians.aero](mailto:gaidenkov@ians.aero).

**Mikhail I. Kanevskiy**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy General Director – Chief Designer of JSC “Airborne Navigation Systems”.

**Alexander S. Ostrovskiy**, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Chair of Bauman Moscow State Technical University, [oas@bmstu.ru](mailto:oas@bmstu.ru).

**Oleg I. Ganyak**, Deputy General Director of Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), [oleg.ganyak@tsagi.ru](mailto:oleg.ganyak@tsagi.ru).

**Nikolai Yu. Chizhov**, Candidate of Technical Sciences, The Head of Air Force Research Establishment, Central Research Institute of the Ministry of Defense of the Russian Federation, [gaidenkov@ians.aero](mailto:gaidenkov@ians.aero).

Поступила в редакцию 17.03.2022  
Принята в печать 25.07.2022

Received 17.03.2022  
Accepted for publication 25.07.2022

УДК 621.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55

## Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов

И.А. Давыдов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации,  
г. Санкт-Петербург, Россия

**Аннотация:** Подготовленная автором статья представляет собой исследование влияния цвета, отделки поверхности и формы вмятин на надежность визуального контроля 3D-вмятин на поверхности, которые образуются при повреждении эпоксидных композиционных материалов, армированных углеродным волокном, вследствие ударов. В данной статье представлен анализ влияния цвета поверхности элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов, на надежность визуального контроля. Приведены результаты испытаний. Используя эти значения, можно определить профили сечения поверхностных дефектов, вызванных ударами с энергией в пределах диапазона от 5 до 80 Дж. В новых конструкциях воздушных судов, которые введены в эксплуатацию на сегодняшний день, содержится 50 % и более от массы планера композиционных материалов, а также используются монолитные композиционные панели из углепластика для обшивки фюзеляжа. Композит из углепластика особенно чувствителен к снижению прочности на сжатие после удара, а окружающая среда, в которой эксплуатируются воздушные суда, характеризуется наличием множества источников ударных повреждений. Примеры внешнего вида поверхности реальных композиционных конструкций самолета при ударе являются конфиденциальной информацией. В доступной литературе, касающейся повреждения композиционных материалов от ударов, основное внимание уделено испытаниям на удар с использованием полусферических ударных элементов, обычно диаметрами Ø15, 20 или 25 мм, информация по испытаниям образцов большего размера не представлена. Нет опубликованных исследований повреждений от ударов для монолитных, полностью готовых композиционных материалов из углепластика.

**Ключевые слова:** композиционные материалы, авиация, визуальный контроль, эксплуатация воздушного транспорта, техническое обслуживание.

**Для цитирования:** Давыдов И.А. Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55

## Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials

I.A. Davydov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia

**Abstract:** The given article represents the study of the influence of color, surface finish and shape of dents on the reliability of 3D surface dents visual inspection, which are formed due to damage to epoxy composite materials reinforced with carbon fiber resulted from impacts. This article provides an analysis of the influence of surface color of aircraft structural components made of composite materials on the reliability of a visual inspection. The test results are given. Using these values, it is possible to determine the cross-section profiles of surface defects caused by impacts with energy within the range from 5 J to 80 J. The new designs of aircraft, which have been put into service thus far, feature 50% and more composite materials of the airframe mass and use monolithic carbon fiber composite panels for the fuselage skin. Carbon fiber composite is particularly sensitive to the post-impact compressive strength reduction, and the operating aircraft environment is characterized by an array of sources of impact damages. Samples of the surface appearance of real composite structures of the aircraft on impact is the confidential information. Currently available literature concerning impact damage to composite materials, focuses on impact testing using hemispherical impact elements of

typical diameters Ø15mm, Ø20 mm or Ø25 mm. Testing information regarding larger diameter samples is not provided. There is no published research into impact damages to monolithic, fully finished carbon fiber composites.

**Key words:** composite materials, aviation, visual inspection, air transport operation, maintenance.

**For citation:** Davydov, I.A. Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55

## Введение

Большая часть авиационного персонала способна определить вмятину или разрыв на металлической конструкции и сообщить о них как о предполагаемом повреждении. Однако поверхность из композиционного материала даже после сильного удара может казаться неповрежденной, если на ней отсутствуют следы удара или дефекты [1–3]. Наземная бригада в таком случае не сообщит о дефектах, потому что они выглядят так же, как небольшие вмятины на металлической конструкции, и ремонтная бригада не приступит к ремонту композиционной конструкции [4, 5].

В настоящее время опубликовано много экспериментов по визуальному контролю распознавания повреждений металлической конструкции от удара, но, что касается композиционной конструкции, приходится констатировать существенный дефицит информации [6–8].

Это может привести к тому, что повреждение композиционных конструкций воздушного судна не распознается авиационным персоналом [9]. Как результат – акт о повреждении не составляется и, следовательно, ремонт поврежденных ударом композиционных конструкций не производится. Такая ситуация имеет гораздо более серьезные последствия для летной годности основных конструкций (например, таких как обшивка герметизируемых объемов фюзеляжа), чем второстепенных (например, обтекателей и обшивки, не испытывающей воздействия давления) [10–14].

## Методы исследования

В новых конструкциях воздушных судов, которые введены в эксплуатацию на сегодняшний день, по весу содержится 50 % ком-

позиционных материалов и используются монолитные композиционные панели из углепластика для обшивки фюзеляжа<sup>1</sup>. Композит из углепластика особенно чувствителен к снижению прочности на сжатие после удара, а окружающая среда, в которой эксплуатируются воздушные суда, характеризуется наличием множества источников ударных повреждений. Примеры внешнего вида поверхности реальных композиционных конструкций самолета при ударе являются конфиденциальной информацией. В доступной литературе, касающейся повреждения композиционных материалов от ударов, основное внимание уделено испытаниям на удар с использованием полусферических ударных элементов, обычно диаметрами Ø15, 20 или 25 мм, информация по испытаниям образцов большего диаметра не представлена [15–17]. Нет опубликованных исследований топографии вдавливания от ударов для монолитных, полностью готовых композиционных материалов из углепластика.

Существует ряд методов неразрушающего контроля/инспекции (МНК/МНИ), которые позволяют обнаружить и определить характеристики повреждений композиционных материалов из углепластика вследствие ударов. Несмотря на это, визуальный осмотр до сих пор является эффективным методом сканирования больших участков конструкции и, таким образом, очевидно, останется первым этапом обнаружения повреждений композиционных материалов. Однако в открытом доступе отсутствует статистически достоверная информация о надежности визуального осмотра на предмет повреждений при ударе конструкций самолетов CRFP (АУВП – арми-

<sup>1</sup> Boeing 787 Training Student Lab Notebook Structures ECS in 5 books. Book 3: Structures – ECS. Engineering Department, 2016. 30 p.



**Рис. 1.** Разрез 33-слойного композита с окрашенной поверхностью  
**Fig. 1.** Section of the 33-layer composite with a painted surface



**Рис. 2.** Оборудование для проведения эксперимента  
**Fig. 2.** Equipment to carry out an experiment

рованный углеродным волокном пластик/полимер) [18].

## Результат научно-исследовательской работы

Автором в ходе эксперимента на ударные воздействия использовались «образцы-свидетели», т. е. образцы из материала, непосредственно применяемого в конструкциях воздушных судов, а именно 17- и 33-слойные углепластики (рис. 1).



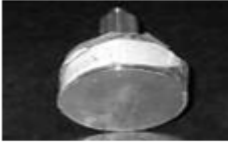

Для создания дефектов на образцах применялось оборудование Rosand Type 5 (рис. 2) со сменными наконечниками (ударниками). Как подробно отражено в табл. 1, использовались четыре разных типа ударных наконечников из нержавеющей стали. Полушарические ударные наконечники диаметрами  $\varnothing 20$  и  $90$  мм применялись для воссоздания типичных эксплуатационных дефектов.

Плоский цилиндрический наконечник был включен для получения информации об ударных дефектах по сравнению с наконечниками полусферической формы. Точно так же ударный элемент в форме клина (или инструмента) был включен для оценки морфологии повреждений, которые могут возникнуть при ударах от таких предметов, как инструменты.

После удара каждый образец подвергался С-сканированию с помощью ультразвукового дефектоскопа (рис. 2), чтобы измерить подповерхностное расслоение в месте удара. Координатно-измерительная машина (КИМ) с сенсорным датчиком использовалась для создания оцифрованных характеристик дефектов. Поверхности образцов из углепластика измерялись с использованием трехмерных точек данных с координатами X, Y и Z (трехмерное облако точек). Машина была настроена на сканирование с шагом  $1 \times 1$  мм по осям X и Y с точностью  $\pm 1$  мкм по оси Z.

Таблица 1  
Table 1

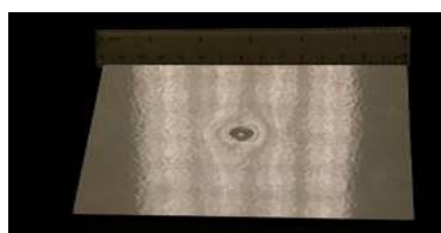
Матрица для ударных испытаний образцов из углепластика  
Matrix for carbon fiber samples impact tests

Тип ударного элемента							
							
Ø20 мм, полусфера		Ø87 мм, полусфера		Ø70 мм, плоский цилиндр		13 мм x 4 мм Форма клина/ инструмента	
Масса ударника – 2,2 кг		Масса ударника – 2,4 кг		Масса ударника – 2,9 кг		Масса ударника – 2,1 кг	
Образцы из 17-сл. углепластика с окрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
28	5 Дж	96	5 Дж	37	10 Дж	35	5 Дж
27	10 Дж	95	10 Дж	38	15 Дж	34	10 Дж
26	15 Дж	94	15 Дж	39	20 Дж	33	15 Дж
25	20 Дж	30	20 Дж	41	30 Дж	36	17,5 Дж
24	30 Дж	93	30 Дж	40	40 Дж	32	20 Дж
		31	40 Дж	1	45 Дж		
		91	50 Дж				
Образцы из 17-сл. углепластика с неокрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
A14	5 Дж	A19	5 Дж	A26	10 Дж	A31	5 Дж
A15	10 Дж	A20	10 Дж	A27	15 Дж	A32	10 Дж
A16	15 Дж	A21	15 Дж	A28	20 Дж	A33	15 Дж
A17	20 Дж	A22	20 Дж	A29	30 Дж	A35	17,5 Дж
A18	30 Дж	A23	30 Дж	A30	40 Дж	A36	20 Дж
		A24	40 Дж				
		A25	50 Дж				
Образцы из 33-сл. углепластика с окрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
3	5 Дж	10	20 Дж	19	10 Дж	15	20 Дж
4	10 Дж	9	30 Дж	20	20 Дж	16	30 Дж
5	15 Дж	11	40 Дж	21	30 Дж	17	40 Дж
6	20 Дж	12	50 Дж	22	40 Дж	18	50 Дж
8	30 Дж	13	60 Дж	2	50 Дж		
7	50 Дж	14	70 Дж	71	60 Дж		
Образцы из 33-сл. углепластика с неокрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
A39	5 Дж	A45	20 Дж	A51	10 Дж	A57	20 Дж
A40	10 Дж	A46	30 Дж	A52	20 Дж	A58	30 Дж
A41	15 Дж	A47	40 Дж	A53	30 Дж	A59	40 Дж
A42	20 Дж	A48	50 Дж	A54	40 Дж	A60	50 Дж
A43	30 Дж	A49	60 Дж	A55	50 Дж		
A44	50 Дж	A50	70 Дж	A56	60 Дж		

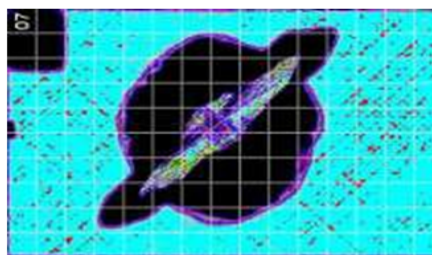
Площадь сканирования составляла 80 × 80 мм с центром дефекта на поверхности каждого образца. Оборудование, использованное автором в эксперименте, имеет соответствующие сертификаты и лицензии. Образцы и оборудование для чистоты эксперимента были рекомендованы и предоставлены компанией Boeing.

На рис. 3 представлен типичный дефект на поверхности многослойного углепластика вследствие удара. Подобные дефекты возникают в процессе эксплуатации воздушных судов. На фотографии видно, что на поверхности образца нет трещин и разрывов, только небольшая вмятина размером не более 20 мм, но ультразвуковое С-сканирование демон-





Фотография образца на повреждение от удара №7 (33 слоя + окрашен., Ø20 мм/50 Дж)



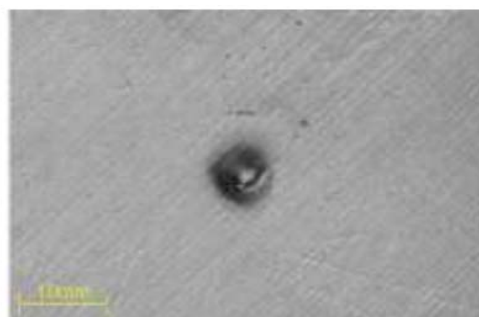
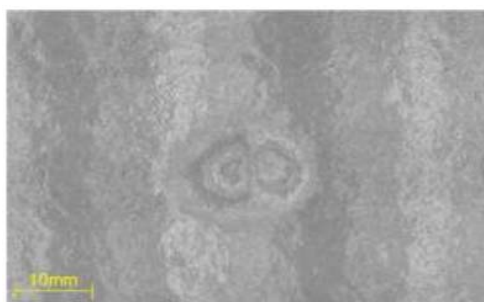
C-Скан образца на повреждение от удара №7



Металлографическое изображение сечения при ударе Ø20 мм/50 Дж

**Рис. 3.** Типичный результат ударного воздействия по образцу из 33-слойного углепластика с окрашенной поверхностью с энергией 50 Дж наконечником диаметром 20 мм

**Fig. 3.** Typical result of impact on the sample of the 33-layer carbon fiber with a painted surface with energy 50 J using a penetrator of a diameter 20 mm



**Рис. 4.** Удар 15 Дж/Ø20 мм на 17-слойный композит с окрашенной поверхностью, удар 15 Дж/Ø20 мм на 17-слойный композит с неокрашенной поверхностью

**Fig. 4.** Impact 15 J/Ø20 mm on the 17-layer composite with a painted surface, impact 15 J/Ø20 mm on the 17-layer composite with an unpainted surface

стрирует значительную площадь расслоения и разрыв между подповерхностными слоями. Анализ, проведенный ниже, показал, что авиационный персонал при визуальном осмотре зачастую пропускает или игнорирует подобные дефекты. Приведены подробные сведения о количестве образцов, энергии удара и типе ударного наконечника для каждого из протестированных экземпляров (табл. 1). Примеры повреждений при ударе окрашенных и неокрашенных образцов слоистого углепластика были получены с использованием устройства Rosand (рис. 2) при различных энергиях удара. Ударные воздействия привели к появлению вмятин (дефектов),

подповерхностных расслоений и разрывов волокон на задней поверхности (рис. 3), что согласуется с типичным проявлением постударных повреждений на композитных материалах из углепластика [19]. Удары по окрашенным образцам приводили к поверхностным дефектам, их внешний вид был более «округлым», чем на неокрашенных. Результаты экспериментов по ударным повреждениям, которые выявили различия в морфологии между окрашенными и неокрашенными композитами, описаны ниже.

Как видно из рис. 4, типичный внешний вид дефектов на поверхности после удара элементом диаметром 20 мм представлял со-



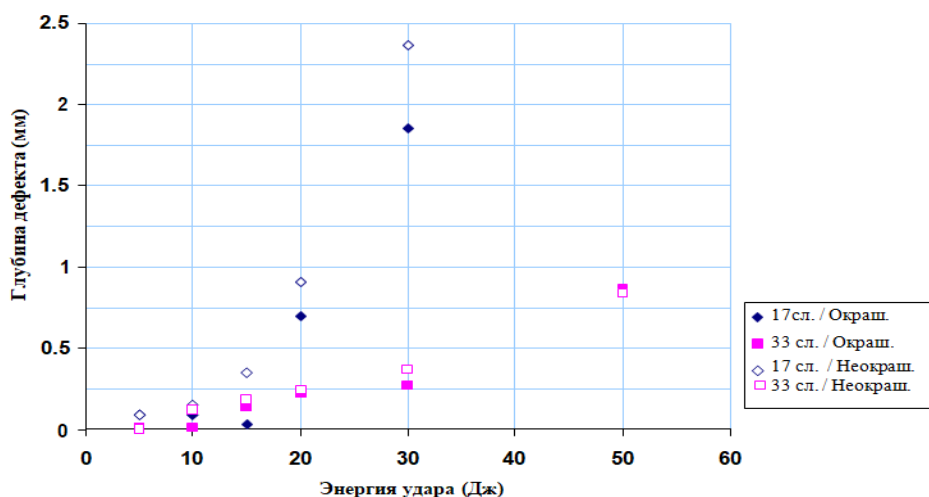


Рис. 5. Глубина дефекта по сравнению с энергией удара для ударного элемента диаметром Ø20 мм  
Fig. 5. Depth of the defect in comparison with impact energy for an impactor of a diameter Ø20 mm

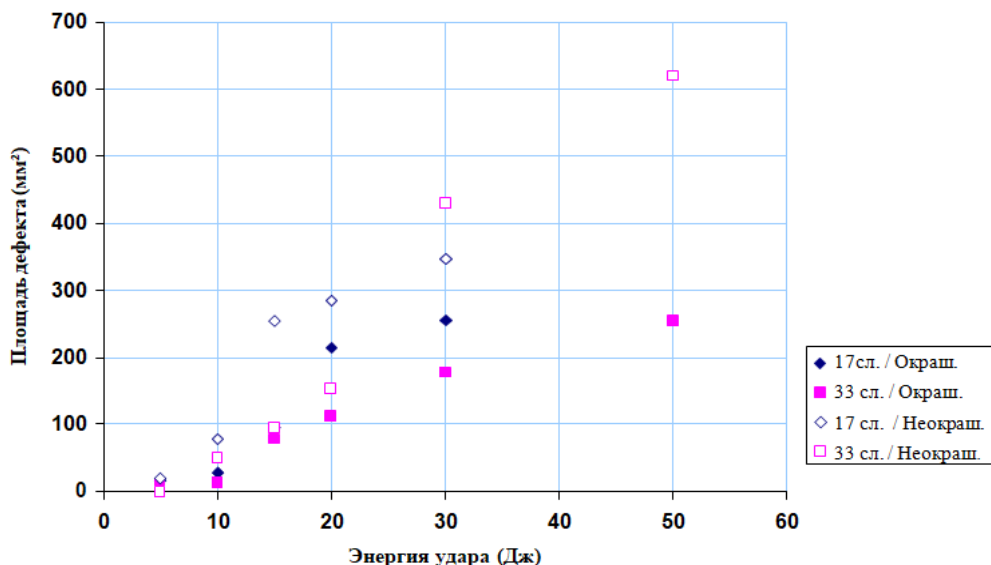


Рис. 6. Площадь дефекта в сравнении с энергией удара для ударного элемента диаметром Ø20 мм  
Fig. 6. Area of the defect in comparison with impact energy for an impactor of a diameter Ø20 mm

бой округлое углубление. Как общая тенденция – увеличение энергии удара приводило к более глубоким поверхностным дефектам и большим зонам повреждений. Размеры поверхностных дефектов достигали максимума при глубине вмятины 1,85 мм и площади расслоения 255 мм<sup>2</sup> на окрашенных образцах и 2,36 мм при 346 мм<sup>2</sup> на неокрашенных. На рис. 5 показан график зависимости глубины поверхностного дефекта от энергии удара. Из графика видно, что дефекты на неокрашенных образцах глубже (0,1 до 2 мм), чем при тех же условиях воздействия на окра-

шенных. График зависимости площади дефектов от энергии удара (рис. 6) показывает, что площади дефектов на неокрашенных образцах от 4 до 300 мм<sup>2</sup> больше, чем при тех же условиях воздействия на окрашенных.

В табл. 1 приведены зависимости, полученные линейной регрессией методом наименьших квадратов по испытанным образцам для двух размеров ударных элементов и двух толщин композита [20]. Также дан энергетический диапазон, для которого соотношение остается действительным. Все соотношения справедливы только для воздействий, превы-

Таблица 2  
Table 2

Соотношения геометрических переменных для дефектов поверхности при ударном повреждении

Ratios of geometric variables for surface defects in case of impact damage

17-слойный/ Ø20 мм	17-слойный/ Ø90 мм
Энергия $E = (R-1,278)/0,4859$ Глубина $d = 0,0368(\exp(0,1358E))$ X Point $X_t = (0,248E)-0,2934$ Y Point $Y_t = 0,0199(\exp(0,1554E))$	Энергия $E = (R-0,7448)/0,2575$ Глубина $d = 0,0665(\exp(0,0238E))$ X Point $X_t = (0,0825E)+0,1556$ Y Point $Y_t = 0,0599(\exp(0,0138E))$
Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 40 Дж	Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 50 Дж
33-слойный/ Ø20 мм	33-слойный/ Ø90 мм
Энергия $E = (R-2,385)/0,2714$ Глубина $d = 0,079(\exp(0,044E))$ X Point $X_t = (0,0159E)+0,2264$ Y Point $Y_t = 0,0728(\exp(0,044E))$	Энергия $E = (R+1,1479)/0,4844$ Глубина $d = 0,1243(\exp(0,0159E))$ X Point $X_t = (0,2394E)-3,8806$ Y Point $Y_t = 0,1199(\exp(0,0076E))$
Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 80 Дж	Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 80 Дж

шающих 5 Дж; воздействия ниже этого энергетического уровня не приведут к повреждению слоев, следовательно, не имеют отношения к данному исследованию. Удары выше заданного предела будут проникать в композит или вызывать значительное изменение формы композита, характеристики поверхностных дефектов выходят за рамки данного исследования, в этом случае используется верхний предел.

Соотношения, приведенные в табл. 1, были использованы для расчета энергии удара (E) в зависимости от ширины (2R) и глубины дефекта (d), значения X<sub>t</sub> и Y<sub>t</sub> – в зависимости от энергии удара (E) для выбранных значений ширины дефекта (2R). Используя эти параметры, можно определить профили сечения изображений поверхностных дефектов, вызванных ударами, при энергиях в пределах диапазонов, указанных в табл. 2, от наконечников диаметрами Ø20 и 90 мм на 17- и 33-слойном углепластиковом композите. Путем ввода значений глубины R, X<sub>t</sub> и Y<sub>t</sub> определены геометрические линии, представляющие профили сечений ударного повреждения, и соответствующие 3D-модели дефектов были созданы в САД-системе 3D [21].

Пять отобранных дефектов на каждом цвете образца подвергались измерению на КИМ для проверки соответствия первоначальной спецификации. В экспериментах по визуальному контролю участвовали действующие сотрудники инженерно-технического состава авиакомпании Uzbekistan Airways, имеющие допуск на техническое обслуживание композиционных конструкций воздушных судов, в частности Boeing-787 (Dreamliner), в котором 50 % от массы планера – композиты. По результатам исследований можно построить простые графики процента обнаружения по сравнению с шириной дефекта. Такие графики не будут иллюстрировать глубину. Аналогичным образом графики вероятности обнаружения по сравнению с глубиной дефекта не отображают тот факт, что два дефекта с одинаковой глубиной могут иметь разные значения ширины. Чтобы отобразить значения как ширины, так и глубины поверхностного дефекта и процент обнаружения, были получены 2D-участки процента обнаружения по сравнению с шириной и глубиной дефекта. Рис. 4–9 иллюстрируют матрицы процентов обнаружения для дефек-

та на поверхности серых, белых и синих смоделированных образцов. Диапазон глубины дефекта был разделен на 18 равных интервалов по 0,05 мм, а диапазон ширины дефекта был разделен на 8 равных интервалов по 5 мм. Каждый дефект в наборе одного образца был соответствующим интервалом размера, а проценты обнаружения всех дефектов в каждом диапазоне размера были усреднены, что обеспечивает одно значение обнаружения процентных соотношений для всех дефектов в данном интервале глубины и ширины.

Матрицы обнаружения объективны для сравнения вероятности обнаружения в определенном диапазоне размеров. Например, можно убедиться, что для дефектов в диапазоне глубины от 0,1 до 0,149 мм и ширины от 5,1 до 10 мм вероятность обнаружения не превышает 25 % (глянцевый синий, рис. 6). Точно так же можно определить, что диапазон размеров дефектов глубиной от 0,9 до 0,949 мм и от 25,1 до 30 мм дает 100%-ное обнаружение на виртуальных образцах и всех вариациях моделированных. Второй метод представления результатов состоял в использовании программного обеспечения Statistica statistical data analysis [4] для получения графиков рассеяния, причем процент участников, обнаруживающих каждое повреждение, строился на основе соответствующей глубины и ширины каждого дефекта (рис. 7–9). Для осей X и Y используется логарифмическая шкала на основе системы натуральных логарифмов, позволяющая лучше разделить отдельные точки данных при меньших значениях ширины и глубины.

Графики рассеяния позволили увидеть процент обнаружения каждого дефекта и сравнить его по глубине и ширине с другими повреждениями в наборе образцов. Например, на рис. 7 видно, что на образцах глянцевого серого цвета нет четкой корреляции между шириной дефекта и процентом обнаружения [21]. Все дефекты глубиной свыше 0,3 мм были обнаружены более чем у 90 % участников. На глянцевых серых образцах вероятность обнаружения более 90 %, когда глубина дефекта была ниже 0,3 мм. Однако на образцах глянцевого синего цвета не было

случаев обнаружения более 90% при глубине дефекта менее 0,3 мм.

График (рис. 7), представляющий образцы, поверхность которых окрашена в серый цвет, демонстрирует широкий диапазон глубины и ширины дефекта, в котором повреждения были обнаружены более чем у 90 % участников. Контур указывает на то, что для дефектов небольшой глубины и ширины обнаружение происходило с наименьшей вероятностью [21]. Если выбрана номинальная глубина дефекта 0,2 мм, то график показывает, что вероятность обнаружения дефекта варьируется от < 10 % до > 90 % при изменении ширины, то есть обнаружение может меняться для одной и той же глубины дефекта в зависимости от ширины.

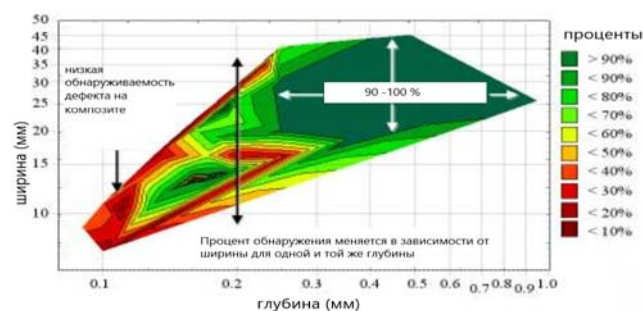


Рис. 7. График результатов анализа образцов глянцевого серого цвета с комментариями  
Fig. 7. Graph of the analysis results of glossy gray samples with comments

График (рис. 8) образцов с глянцевой белой поверхностью показывает, что существуют некоторые различия по сравнению с результатами, полученными для серых образцов. Большая площадь обнаружения (90–100 %) немного изменила форму. Для дефектов глубиной от 0,2 до 0,3 мм и шириной > 25 мм процент обнаружения уменьшается с увеличением ширины.

На рис. 9 показаны результаты, полученные на образцах глянцевого синего цвета. На этом графике видно, что контуры обнаружения имеют значительно иную форму по сравнению с результатами, полученными на серых и белых образцах. Нижняя граница области обнаружения > 90 % сдвинулась на глубину 0,7 мм по сравнению с результатами се-

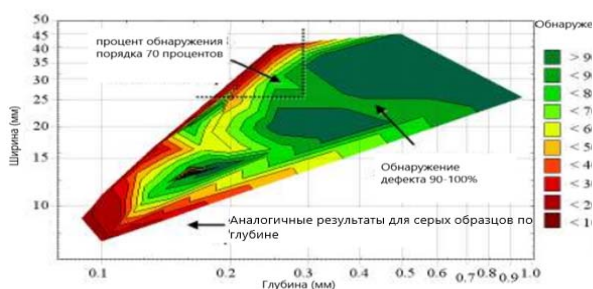


Рис. 8. График результатов анализа образцов глянцевого белого цвета  
Fig. 8. Graph of the analysis results of glossy white samples

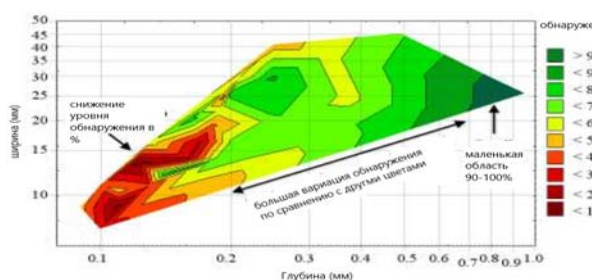


Рис. 9. График результатов глянцевого синего с комментариями  
Fig. 9. Graph of the results of glossy blue samples with comments

рых и белых образцов. Контуры обнаружения повреждений  $> 0,2$  мм изменяются с шириной дефекта от 60 до 80 % по сравнению с вариациями от  $< 10$  % до  $> 90$  % обнаружения на других цветах (рис. 4–9), то есть вероятность обнаружения для той же глубины дефекта изменяется меньше с шириной на образцах глянцевого синего цвета. Для образцов глянцевого синего цвета с глубиной дефекта  $> 0,2$  мм контуры обнаружения изменяются меньше (от 0 до 30 % вариации против  $> 50$  %) в зависимости от ширины, чем для того же диапазона на серых и белых образцах.

## Заключение

По результатам эксперимента на ударные воздействия по «образцам-свидетелям» из многослойного углепластика можно сделать вывод, что даже после сильного удара на поверхности отсутствует трещина или разрыв и

остается небольшая вмятина, что препятствует визуальному обнаружению дефекта, а визуальный контроль очевидно является первой линией обнаружения дефекта. С помощью ультразвукового дефектоскопа, который позволяет сканировать подповерхностные дефекты, обнаруживается разрыв между слоями и широкая площадь расслоения, несмотря на отсутствие трещины на поверхности (рис. 3).

Это исследование выполнено в целях выявления внешнего вида дефектов конструкции самолета, возникающих в результате удара, и далее – определения связи между надежностью обнаружения и размером и формой поверхностных дефектов в ходе визуального осмотра. Кроме того, было исследовано возможное влияние цвета поверхности и отделки на надежность визуального обнаружения.

## Список литературы

1. Амелина Е.В. О нелинейном деформировании углепластиков: эксперимент, модель, расчет / Е.В. Амелина, С.К. Голушко, В.С. Ерасов, С.В. Идимешев, Ю.В. Немировский, Б.В. Семисалов, А.В. Юрченко, Н.О. Яковлев // Вычислительные технологии. 2015. Т. 20, № 5. С. 27–52.
2. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 264 с.
3. Иванов Д.А. Композиционные материалы в современной авиации, использование и контроль за их состоянием в эксплуатации / Д.А. Иванов, Т.В. Петрова, И.А. Давыдов, И. Давыдов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2019. № 4 (25). С. 108–121.
4. Давыдов И.А. Анализ надежности визуального осмотра композиционных конструкций самолетов и пошаговая его реализация / И.А. Давыдов, Д.А. Иванов, Т.В. Петрова, И. Давыдов, В.Р. Гамзаев // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2020. № 4 (29). С. 121–136.
5. Каблов Е.Н. Разработки ФГУП «ВИАМ» в области расплавных связующих для поли-

мерных композиционных материалов / Е.Н. Каблов, Л.В. Чурсова, А.Н. Бабин, Р.Р. Мухаметов, Н.Н. Панина // Полимерные материалы и технологии. 2016. Т. 2, № 2. С. 37–42.

6. **Каблов Е.Н.** Материалы нового поколения – основа инноваций, технологического лидерства и национальной безопасности России // Интеллект и технологии. 2016. № 2 (14). С. 16–21.

7. **Молчанов Б.И., Гудимов М.М.** Свойства углепластиков и области их применения // Авиационная промышленность. 1997. № 3–4. С. 22–26.

8. **Низина Т.А.** Моделирование влияния актинометрических параметров на изменение декоративных характеристик эпоксидных композитов, экспонирующихся в натуральных условиях / Т.А. Низина, В.П. Селяев, Д.Р. Низин, А.Н. Чернов // Региональная архитектура и строительство. 2015. № 2 (23). С. 27–36.

9. **Раскутин А.Е.** Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 5. С. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367

10. **Раскутин А.Е.** Термостойкие углепластики для конструкций авиационной техники, эксплуатирующихся при температурах до 400 °С: дис. ... канд. техн. наук. М., 2007. 166 с.

11. **Семин М.И., Стреляев Д.В.** Расчеты соединений элементов конструкций из композиционных материалов на прочность и долговечность. М.: ЛАТМЭС, 1996. 294 с.

12. **Старцев В.О.** Климатическая стойкость полимерных композиционных материалов и защитных покрытий в умеренно теплом климате: дис. ... докт. техн. наук. М.: ВИАМ, 2018. 308 с.

13. **Старцев О.В.** Акустическая спектроскопия полимерных композитных материалов, экспонированных в открытом космосе / О.В. Старцев, Е.Д. Сортыяков, В.В. Исупов, А.Д. Насонов, Ю.Г. Скурыдин, А.А. Коваленко, Е.Ф. Никишин // Экспериментальные методы в физике структурно-неоднородных сред: сборник трудов Всероссийской научно-технической

конференции. Барнаул, 12–14 сентября 1996 г. Барнаул: Изд-во АГУ, 1997. С. 32–39.

14. **Старцев В.О., Лебедев М.П., Фролов А.С.** Измерение показателей рельефа поверхности при изучении старения и коррозии материалов. 1. Российские и зарубежные стандарты // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2018. № 6. С. 32–38.

15. **Тарнапольский Ю.М., Кинцис Т.Я.** Методы статических испытаний армированных пластиков. 3-е изд., доп. и перер. М.: Химия, 1981. 272 с.

16. **Abdallah E.A.** Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates / E.A. Abdallah, C. Bouvet, S. Rivallant, B. Broll, and J. Barrau // Composites Science and Technology. 2009. Vol. 69, iss. 7–8. Pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029

17. **Davies G.A.O., Zhang X.** Impact damage prediction in carbon composite structures // International Journal of Impact Engineering. 1995. Vol. 16, iss. 1. Pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

18. **Kingdom F.A.A.** Perceiving light versus material // Vision research. 2008. Vol. 48, iss. 20. Pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

19. **Mitrevski T.** Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes / T. Mitrevski, I.H. Marshall, R.S. Thomson, R. Jones // Composite Structures. 2006. Vol. 76, iss. 3. Pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

20. **Psymouli A., Harris D., Irving P.** The Inspection of composite aircraft structures: a signal detection approach // Human Factors and Aerospace Safety. 2005. Vol. 5, no. 2. Pp. 91–108.

21. **Валуева М.И.** Мировой рынок высокотемпературных полиимидных углепластиков (обзор) / М.И. Валуева, И.В. Зеленина, М.А. Жаринов, К.Р. Ахмадиева [Электронный ресурс] // Труды ВИАМ. 2019. № 12 (84). С. 67–79. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-12-67-79 (дата обращения: 25.03.2022).



## References

1. Amelina, E.V., Golushko, S.K., Yerashov, V.S., Idimeshev, S.V., Nemirovsky, Yu.V., Semisalov, B.V., Yurchenko, A.V. & Yakovlev, N.O. (2015). *Nonlinear deformation of carbon fiber reinforced plastics: experiment, model, and simulation*. Computing technologies, vol. 20, no. 5, pp. 27–52. (in Russian)
2. Vasiliev, V.V. (1988). [*Mechanics of structures made of composite materials*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 264 p. (in Russian)
3. Ivanov, D.A., Petrova, T.V., Davydov, I.A. & Davydov, I. (2019). *Composite materials in modern aviation, the use and control of their condition in operation*. Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii, no. 4 (25), pp. 108–121. (in Russian)
4. Davydov, I.A., Ivanov, D.A., Petrova, T.V., Davydov, I. & Gamzaev, V.R. (2020). *Analysis of maintenance of composite materials on the Boeing-787 aircraft (dreamliner), introduction of the concept “quick repair of the composite (QCR)” and step-by-step implementation of it*. Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii, no. 4 (29), pp. 121–136. (in Russian)
5. Kablov, E.N., Chursova, L.V., Babin, A.N., Mukhametov, R.R. & Panina, N.N. (2016). *FSUE “VIAM” solvent-free binders for polymer composite materials*. Polimernyye Materialy i Tekhnologii, vol. 2, no. 2, pp. 37–42. (in Russian)
6. Kablov, E.N. (2016). [*New generation materials are the basis of innovation, technological leadership and national security of Russia*]. Intellekt i tekhnologii, no. 2 (14), pp. 16–21. (in Russian)
7. Molchanov, B.I. & Gudimov, M.M. (1997). [*Properties of carbon fiber plastics and their applications*]. Aviatsionnaya promyshlennost, no. 3–4, pp. 22–26. (in Russian)
8. Nizina, T.A., Selyaev, V.P., Zinin, D.R. & Chernov, A.N. (2015). [*Influence modeling of actinometric parameters on the change of decorative characteristics of epoxy composites exposed in natural conditions*]. Regional Architecture and Engineering, no. 2 (23), pp. 27–36. (in Russian)
9. Raskutin, A.E. (2017). *Russian polymer composite materials of new generation, their exploitation and implementation in advanced developed constructions*. Aviacionnye materialy and tehnologii, no. 5, pp. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367 (in Russian)
10. Raskutin, A.E. (2007). [*Heat-resistant carbon fiber plastics for aircraft structures operating at temperatures up to 400 °C: Cand. of Tech. Sc. Thesis*]. Moscow, 166 p. (in Russian)
11. Semin, M.I. & Strelyaev, D.V. (1996). [*Strength and durability calculations of structural elements joints made of composite materials*]. Moscow: LATMES, 294 p. (in Russian)
12. Startsev, V.O. (2018). [*Climatic resistance of polymer composite materials and protective coatings in a moderately warm climate: D. Tech. Sc. Thesis*]. Moscow: VIAM, 308 p. (in Russian)
13. Startsev, O.V., Sortyyakov, Ye.D., Isupov, V.V., Nasonov, A.D., Skurydin, Yu.G., Kovalenko, A.A. & Nikishin, Ye.F. (1997). [*Acoustic spectroscopy of polymer composite materials exposed in open space*]. Eksperimentalnyye metody v fizike strukturno-neodnorodnykh sred: sbornik trudov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Barnaul: Izdatelstvo AGU, pp. 32–39. (in Russian)
14. Startsev, V.O., Lebedev, M.P. & Frolov, A.S. (2018). *Measurement of surface relief indicators in the study of aging and corrosion of materials. 1. Russian and foreign standards*. All materials. Encyclopaedic reference manual, no. 6, pp. 32–38. (in Russian)
15. Tarnopolsky, Yu.M. & Kintsis, T.Ya. (1981). [*Methods of static testing of reinforced plastics*]. 3rd ed., dop. i perer. Moscow: Khimiya, 272 p. (in Russian)
16. Abdallah, E.A., Bouvet, C., Rivallant, S., Broll, B. & Barrau, J. (2009). *Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates*. Composites Science and Technology, vol. 69, issue 7–8, pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029
17. Davies, G.A.O. & Zhang, X. (1995). *Impact damage prediction in carbon composite structures*. International Journal of Impact Engi-

neering, vol. 16, issue 1, pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

18. Kingdom, F.A.A. (2008). *Perceiving light versus material*. Vision research, vol. 48, issue 20, pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

19. Mitrevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R.S. & Jones, R. (2006). *Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes*. Composite Structures, vol. 76, issue 3, pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

20. Psymouli, A., Harris, D. & Irving, P. (2005). *The inspection of composite aircraft structures: a signal detection approach*. Human Factors and Aerospace Safety, vol. 5, no. 2, pp. 91–108.

21. Valueva, M.I., Zelenina, I.V., Zhari-nov, M.A. & Akhmadieva, K.R. (2019). *World market of high temperature polyimide carbon plastic (review)*. Proceedings of VIAM, no. 12 (84), pp. 67–79. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-12-67-79 (accessed: 25.03.2022).

### Сведения об авторе

Давыдов Искандар Ахтамович, ассистент кафедры авиационной техники и диагностики, ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации» (СПбГУ ГА), iskander\_bek@mail.ru.

### Information about the author

Iskandar A. Davydov, Assistant of the Aviation Engineering and Diagnostics Chair, FSFEI HE Saint-Petersburg State University of Civil Aviation, iskander\_bek@mail.ru.

Поступила в редакцию 29.03.2022  
Принята в печать 25.07.2022

Received 29.03.2022  
Accepted for publication 25.07.2022

**МАШИНОСТРОЕНИЕ**

- 2.5.12 – *Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;*
- 2.5.13 – *Проектирование конструкция и производство летательных аппаратов;*
- 2.5.14 – *Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;*
- 2.5.15 – *Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;*
- 2.5.16 – *Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов*

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69

## **Влияние отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета**

**Ю.С. Михайлов<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> *Центральный аэрогидродинамический институт  
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

**Аннотация:** В случае однодвигательного самолета отказ двигателя в полете всегда представлял серьезную ситуацию, связанную с потерей высоты и выполнением посадки в пределах доступной дальности планирования. В случае многодвигательного самолета эта ситуация заметно улучшается вследствие возможного продолжения полета, необходимыми условиями которого являются наличие избыточной тяги и сохранение удовлетворительного уровня аэродинамических характеристик и управляемости самолета. В условиях потери половины тяги, существенно снижающей характеристики набора высоты, наиболее критическими режимами полета являются взлет и уход на второй круг, выполняемые на малых высотах с асимметричной тягой. Обеспечение безопасности полета на этих режимах требует проведения обширных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах с моделированием основных полетных режимов с неработающим двигателем. Целью исследований является влияние отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели самолета, а также обеспечение необходимой эффективности органов управления для противодействия моментам рыскания и крена, возникающим при полете с асимметричной тягой. Сложность решения поставленной задачи определяется как необходимостью противодействия значительным моментам рыскания и крена, так и существенным снижением несущих свойств крыла и ростом сопротивления самолета, ограничивающим скорость набора высоты и его управляемость. Эта статья представляет анализ влияния отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого двухдвигательного транспортного самолета во взлетной и посадочной конфигурациях крыла. Аэродинамическая компоновка самолета выполнена по классической схеме с высокорасположенным трапециевидным крылом и палубным вариантом хвостового оперения. Механизация крыла включает двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Самолет оборудован погрузочной рампой с относительно короткой плоской поворотной частью нижней поверхности фюзеляжа. Экспериментальные исследования продольных и боковых характеристик модели с установленными имитаторами силовой установки проведены в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Анализ влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристик модели выполнен при изменении коэффициента нагрузки в диапазоне  $B = 0,3 \dots 2$ . Определены возможности парирования моментов рыскания и крена с использованием первичных органов управления (руля направления и элеронов).

**Ключевые слова:** аэродинамическая труба, модель винтового самолета, отказ двигателя, аэродинамические характеристики.

**Для цитирования:** Михайлов Ю.С. Влияние отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 56–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69



## Effect of engine failure on aerodynamic characteristics of a light transport aircraft model

Yu.S. Mikhailov<sup>1</sup>

<sup>1</sup> FSUE "Central Aerohydrodynamic Institute", Zhukovskiy, Russia

**Abstract:** In-flight engine failure has always been a hazardous situation in case of a single-engine aircraft associated with losing altitude and making a landing within the available gliding range. In the event of a multi-engine aircraft, this situation improves markedly due to the potential flight continuation. The necessary conditions to continue a flight are available excess thrust, satisfactory aerodynamic performance, and a fixed-wing control. If the half of engine thrust is lost, which adversely affects a rate of climb, the most critical flight modes are the take-off and go-around procedures performed at low altitudes using the engine asymmetric thrust. Ensuring flight safety in these modes requires extensive experimental studies in wind tunnels to simulate the basic flight envelope with an inoperative engine. The aim of studies is the effect of a critical engine failure on the aerodynamic characteristics of an aircraft model as well as ensuring the required efficiency of the flight controls to dampen the yaw and roll moments that arise during an asymmetric thrust flight. The complexity of solving the problem is determined by the necessity of recovering from the substantial yaw, roll moments and by a significant decrease in the wing lifting efficiency along with an increase in a drag force which limits a climb rate and aircraft control. This article presents an analysis of the effect of critical engine failure on the aerodynamic characteristics of a light twin-engine transport aircraft model in the wing take-off and landing configurations. The aircraft aerodynamic configuration is made according to the classic pattern with the high-mounted tapered wing and deck-type empennage. The high lift devices comprise a double-slot hinged flap with a fixed deflector. The aircraft is equipped with a loading ramp with a relatively short flat rotatable part of the lower fuselage surface. Experimental studies of the longitudinal and lateral characteristics of the model with installed simulators of a power plant were carried out in TsAGI low-speed wind tunnel T-102. The analysis of engine failure effect on the model aerodynamics was executed in changing the load factor within the range  $B = 0.3 \dots 2$ . The capabilities to dampen the yaw and roll moments, using the primary flight controls (rudder and ailerons), were determined.

**Key words:** wind tunnel, propeller aircraft model, engine failure, aerodynamic characteristics.

**For citation:** Mikhailov, Yu.S. (2022). Effect of engine failure on aerodynamic characteristics of a light transport aircraft model. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 56–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69

### Введение

Многодвигательные самолеты разрабатываются в соответствии с требованиями безопасного полета с отказавшим двигателем<sup>1</sup>. Тем не менее отчеты с материалами расследования катастроф, публикуемые в интернете, показывают, что за последние 25 лет произошло более 300 отказов в работе силовых установок многодвигательных самолетов<sup>2</sup>. Очевидно, оснащение самолета более чем одним двигателем не гарантирует безопасность полета после отказа двигателя. Самыми очевидными последствиями отказа двигателя с потерей 50 % тяги силовой установки являются снижение характеристик набора высоты от 80 до

90 % и проблемы с управлением самолета, вызванные остающейся асимметричной тягой работающего двигателя [1, 2].

Известно, что многодвигательный самолет после отказа двигателя испытывает два непосредственных влияния на его управление [3–5]. Первое связано с отклонением от курса в сторону неработающего двигателя<sup>3</sup>, вызванным асимметрией линии тяги. Значение этого путевого момента зависит от тяги двигателя, расстояния между линией тяги и центром тяжести самолета, а также от его путевой устойчивости и противодействующего момента вертикального оперения, создаваемого отклонением руля направления. Второе влияние – крен самолета, возникающий при продолжении отклонения от курса, из-за

<sup>1</sup> Авиационные правила. Часть 23. Летные характеристики. Режим В – полет. Межгосударственный авиационный комитет. М.: Авиатиздат, 2014. 194 с.

<sup>2</sup> Loss of control in-flight accident analysis report. Edition 2019 // IATA, 2019. 37 p.

<sup>3</sup> Asymmetric Flight [Электронный ресурс] // www.cast-safety.org. 11 p. URL: [https://www.cast-safety.org/pdf/5\\_asymmetric\\_flight.pdf](https://www.cast-safety.org/pdf/5_asymmetric_flight.pdf) (дата обращения: 26.10.2021).

снижения несущих свойств консоли уходящего назад крыла, особенно в отсутствии ее обдува струей от воздушного винта неработающего двигателя.

Важно отметить, несмотря на то что путевой момент является первым следствием отказа двигателя, его последствие, связанное с потерей подъемной силы одной из консолей крыла, может привести к невозможности парирования моментов крена посредством отклонения элеронов. При недостаточной эффективности элеронов, необходимой для компенсации значительных моментов крена у самолетов с эффективной механизацией задней кромки крыла, на ряде двухдвигательных самолетов используется дополнительное отклонение внешнего интерцептора (spoiler) [6, 7], включенного в систему АУК (автоматическое управление креном). Если отклонение от курса и крен не могут быть компенсированы соответствующим отклонением органов управления, то самолет будет продолжать разворачиваться в сторону отказавшего двигателя с увеличивающимся креном и превышением значений параметров полета, реализуемых в штатных условиях. Последующая возможная потеря управляемости будет связана с невозможностью экипажа обеспечить полет самолета по планируемой траектории [8, 9]. Вероятность потери управления при отказе двигателя составляет около 27 %, из которых более трех четвертей приходится на самолеты с турбовинтовыми двигателями<sup>4</sup>.

Противодействие моментам рыскания и крена, возникающим при отказе двигателя, в сочетании с обеспечением удовлетворительного уровня аэродинамических характеристик самолета на основных режимах полета является одной из основных задач разработки многодвигательных самолетов [10–12]. Сложность решения поставленной задачи определяется как необходимостью парирования значительных моментов рыскания и крена, так и заметным снижением несущих свойств крыла и ростом сопротивления самолета, ограничивающим скорость набора высоты и его управляемость [10].

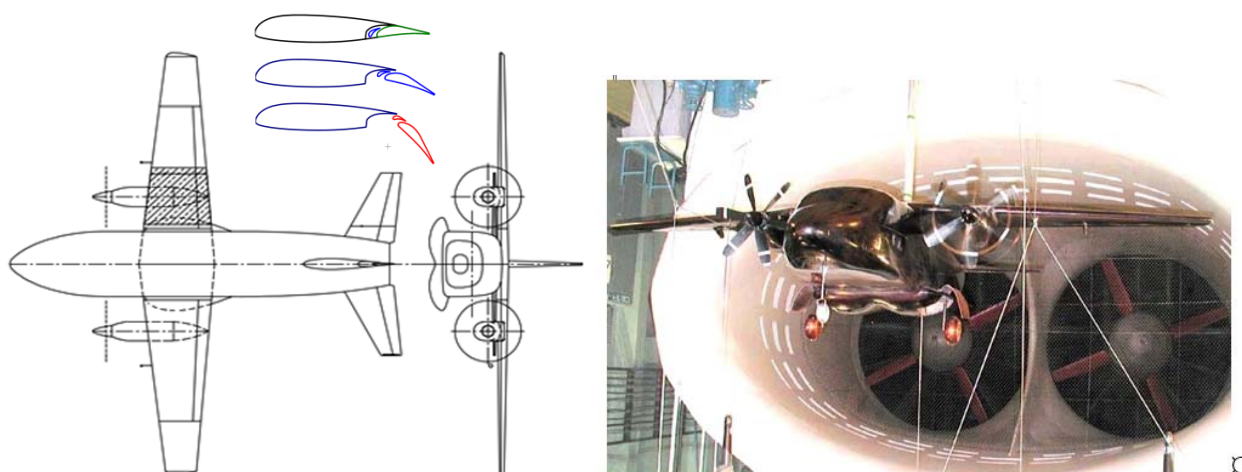
<sup>4</sup> Loss of control in-flight accident analysis report. Edition 2019 // IATA, 2019. 37 p.

Представленный в работе анализ влияния отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета является продолжением исследований взаимодействия воздушных винтов с планером самолета, результаты которых опубликованы ранее в работе [13]. Анализ сил и моментов, действующих на модель самолета с неработающим критическим двигателем, выполнен на основании результатов испытаний модели легкого транспортного самолета во взлетной и посадочной конфигурациях, проведенных в малоскоростной аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ. Испытания осуществлены при скоростях набегающего потока  $V_{\infty} = (32 \div 20)$  м/с, обеспечивающих моделирование работы силовой установки при значениях коэффициента нагрузки  $B$  на площадь, ометаемую винтом, в диапазоне от 0,3 до 2. Рассмотрены возможности парирования моментов рыскания и крена, вызванных отказом двигателя, с использованием основных органов управления модели самолета (руля направления и элеронов).

### **Краткое описание модели двухдвигательного легкого транспортного самолета и имитаторов силовой установки**

Легкий транспортный самолет (ЛТС) предназначен для пассажирских и грузовых перевозок с крейсерской скоростью  $V \approx 350 \div 420$  км/ч на высоте  $H = 3$  км. Аэродинамическая компоновка самолета (главный конструктор В.И. Черноусов) выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем с увеличенной площадью миделя ( $S_{м.ф} = 0,16$ ) и палубным вариантом хвостового оперения (рис. 1).

Крыло трапециевидной формы в плане установлено под нулевым углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Основные геометрические параметры крыла: удлинение –  $\lambda = 8,76$ , сужение –  $\eta = 2,56$ . Компоновка крыла выполнена с использованием высоконесущего профиля П4-15М ( $c = 15$  %). Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки



**Рис. 1.** Схема и фотография модели самолета с имитаторами силовой установки в рабочей части АДТ Т-102  
**Fig. 1.** Scheme and the photo of the aircraft model with power plant simulators in the test section of wind tunnel T-102

используется двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета составляет  $\delta_3 = 20\text{--}25^\circ$ , на посадке –  $\delta_3 = 40\text{--}50^\circ$ .

Хвостовое оперение однокилевое с «палубным» расположением стабилизатора. Коэффициенты статических моментов горизонтального и вертикального оперений, вычисленные относительно  $X_m = 0,25$  в<sub>а</sub>, равны  $A_{z0} = 1,21$  (с учетом подфюзеляжной части) и  $B_{\phi 0} = 0,085$  соответственно.

Силовая установка самолета состоит из двух ТВД типа ВК-800 с воздушными винтами АВ 410 ( $D_v = 2,35$  м), установленных под крылом. Самолет оборудован погрузочной рампой с относительно короткой плоской поворотной частью.

Для моделирования работы силовой установки изготовлены новые мотогондолы с силовым креплением тензосенсоров с электродвигателями к сердечнику крыла. Имитаторы силовой установки (ИСУ) состоят из следующих элементов:

- модельного воздушного винта (ВВ), выполненного геометрически подобным однорядному 6-лопастному натурному ВВ СВ-34 ( $M = 1:6,5$ );
- электропривода – высокочастотного асинхронного электродвигателя АТВ 003\_4.1 мощностью 5 кВт;



**Рис. 2.** Определение критического двигателя  
**Fig. 2.** Determination of a critical engine

- внутримодельных тензосенсоров, измерителя числа оборотов и термодатчиков с термоиндикаторами контроля температуры обмотки электродвигателя.

Принятое в России левое направление вращения воздушных винтов (против часовой стрелки, если смотреть вдоль оси  $X$  модели в летном положении) определяет положение критического двигателя (рис. 2), отказ которого приводит к наибольшему ухудшению характеристик и управляемости самолета. Условия взаимодействия лопастей винта с набегающим потоком характеризуются повышенными значениями местных углов атаки

для опускающейся лопасти и, соответственно, большей составляющей общей тяги по сравнению с поднимающейся.

И хотя оба винта производят одинаковую полную тягу, опускающаяся лопасть на левом двигателе имеет более длинное плечо относительно центра тяжести (ЦТ), чем опускающаяся на правом двигателе. Соответственно, отказ правого двигателя оказывает больший вклад в создание дестабилизирующего путевого момента, а также и момент крена от снижения подъемной силы правой консоли крыла в результате потери скоростного напора из-за отсутствия обдува.

Положение центра подъемной силы левой консоли крыла, из-за указанной выше асимметрии в положении тяги винта относительно оси вращения, способствует также большему приращению момента крена от работающего левого двигателя.

## Методика проведения испытаний и обработки результатов

Моделирование струи воздушных винтов в аэродинамической трубе при постоянной скорости вращения требует соответствия отношений осевой и вращательной скоростей к скорости набегающего потока в трубных и натуральных условиях полета [14]. Одновременное обеспечение этих отношений в трубных условиях во всем диапазоне летных значений коэффициента  $C_u$  самолета потребовало бы применения винтов изменяемого шага, что является сложной задачей в случае испытаний в АДТ. Однако удовлетворительное моделирование струи в трубных условиях в значительном диапазоне значений  $C_u$  может быть выполнено с одним углом установки лопастей винта. Необходимым условием моделирования является соблюдение подобий по геометрии воздушного винта и осевой скорости потока в струе.

В испытаниях модели ЛТС с работающими воздушными винтами (ВВ) в АДТ Т-102 реализация подобия по осевой скорости (тяге винта) выполнена в результате обеспечения близких значений коэффициентов нагрузки  $B$  в трубных и натуральных условиях полета.

$$B = T / q \cdot S_B,$$

где  $T$  – тяга винта;  $q$  – скоростной напор;  $S_B$  – площадь, ометаемая винтом.

Значения скоростей потока, обеспечивающих моделирование требуемых значений коэффициента  $B_o$  (коэффициент нагрузки изолированного винта) от малого значения 0,3 до взлетного 2, определены из двух условий: обеспечения максимально возможных чисел Рейнольдса модели при ограниченной мощности электродвигателя и сохранения постоянства числа оборотов воздушного винта. Реализуемые в испытаниях значения чисел  $Re$ , определенные по САХ крыла и относительной поступи винта  $\lambda_B = 60 \cdot V_\infty / (n_g \cdot D_B)$ , где  $V_\infty$  – скорость набегающего потока, м/с,  $n_g$  – число оборотов винта в минуту,  $D_B$  – диаметр винта, м, приведены в табл. 1.

Таблица 1  
Table 1

$B_o$	$V_\infty$ м/с	$Re_{ва} / 10^6$	$\lambda_B$
0,3	32	0,67	1,05
1,0	24,2	0,50	0,79
2,0	19,2	0,40	0,63

Расчетный угол установки лопастей работающего винта, обеспечивающий моделирование требуемых значений коэффициента  $B_o$  (табл. 1), равен  $\varphi_l = 27,5^\circ$ . При моделировании отказа двигателя лопасти неработающего винта были установлены во флюгерное положение с углом  $\varphi_l = 83^\circ$ .

Вывод кабелей электропитания двигателей, данных телеметрии и тензочувствителей из модели осуществлен с использованием трубчатого обтекателя с внешним диаметром 30 мм, закрепленного на узле подвески контргруза. Методические исследования влияния обтекателя на продольные и боковые АДХ модели показали:

- существенное приращение сопротивления модели ( $\Delta C_{x_0} \approx 0,05$ ) в испытаниях по углам атаки и скольжения,
- нелинейное поведение коэффициентов боковой силы, моментов рыскания и крена в

диапазоне малых углов скольжения  $|\beta| = \pm 5^\circ$ , обусловленное обтеканием кия заторможенным потоком, формируемым в следе за обтекателем кабелей, которые были учтены при вторичной обработке результатов испытаний.

## Эффективность органов управления

Рассмотренное в работе статическое парирование<sup>5</sup> моментов рыскания и крена, вызванных отказом двигателя, основано на результатах ранее проведенных исследований эффективности штатных органов управления модели с осевой компенсацией, включающих:

- элероны с относительной хордой<sup>6</sup>  $B_3 = 35\%$  и размахом  $23\%$ ,
- интерцепторы с относительной хордой  $B_3 = 11\%$  и размахом  $28\%$ , установленные перед концевой частью закрылков,
- руль высоты с относительной хордой  $B_{рв} = 33,3\%$ ,
- руль направления с относительной хордой  $B_{рн} = 38,5\%$ .

Элероны и рули относятся к основным органам управления самолета, интерцепторы – к дополнительным.

Результаты испытаний модели в АДТ Т-102 ( $M = 0,15$ ;  $Re = 1,04 \cdot 10^6$ ), приведенные в работе [12], соответствуют следующим приращениям максимальных значений моментов крена и рыскания от их отклонения:

- элероны –  $|\Delta m_{x0}| = 0,055$  ( $\delta_3 = -30/20^\circ$ ;  $\alpha = 0$ ),
- интерцептор –  $|\Delta m_{x0}| = 0,042 \div 0,072$  ( $\delta_{инт} = -50^\circ$ ;  $\delta_3 = 20 \div 50^\circ$ ;  $\alpha = 0$ ),
- руль высоты –  $|\Delta m_{z0}| = 0,9$  (на кабрирование;  $\delta_{рв} = -30^\circ$ ;  $\alpha = 0$ ),
- руль направления –  $|\Delta m_{y0}| = 0,055$  ( $\delta_{рн} = \pm 25^\circ$ ;  $\alpha = 0$ ,  $\beta = 0$ ).

<sup>5</sup> Под термином «статическое парирование» понимается обнуление моментов крена и рыскания, возникающих при отказе двигателя, за счет отклонения органов управления. При этом могут отсутствовать запасы на путевое и поперечное управление самолетом.

<sup>6</sup> Значение относительной хорды указано за ось вращения.

## Результаты и обсуждение

Анализ влияния отказа критического правого двигателя на аэродинамические характеристики модели выполнен во взлетной ( $\delta_3 = 20^\circ$ ) и посадочной ( $\delta_3 = 50^\circ$ ) конфигурациях крыла. Испытания по углам атаки  $\alpha = -6 \dots 24^\circ$  и скольжения  $\beta = \pm 16^\circ$  ( $\alpha_r = 5^\circ$ ) проведены при скоростях потока  $V = 32 \dots 19,2$  м/с, соответствующих числам  $Re_{вА} = (0,67 \dots 0,40) \cdot 10^6$  и номинальным значениям коэффициента  $B_0$  воздушных винтов, указанных в табл. 1.

При расчете коэффициентов сил аэродинамические нагрузки отнесены к скоростному напору и площади крыла  $S = 0,71$  м<sup>2</sup>, а коэффициент  $m_z$  дополнительно к характерной длине  $l_a = 0,303$  м. При расчете коэффициентов  $m_x$  и  $m_y$  характерной длиной является размах крыла  $L = 2,49$  м. Коэффициенты моментов вычислены относительно условного центра масс, расположенного на  $25\%$  САХ. Значения производной  $Cy^\alpha$  определены на линейном участке зависимостей  $Cy(\alpha)$ , а  $m_z^{Cy}$  – в диапазоне  $Cy \approx 1,2 \dots 2$ .

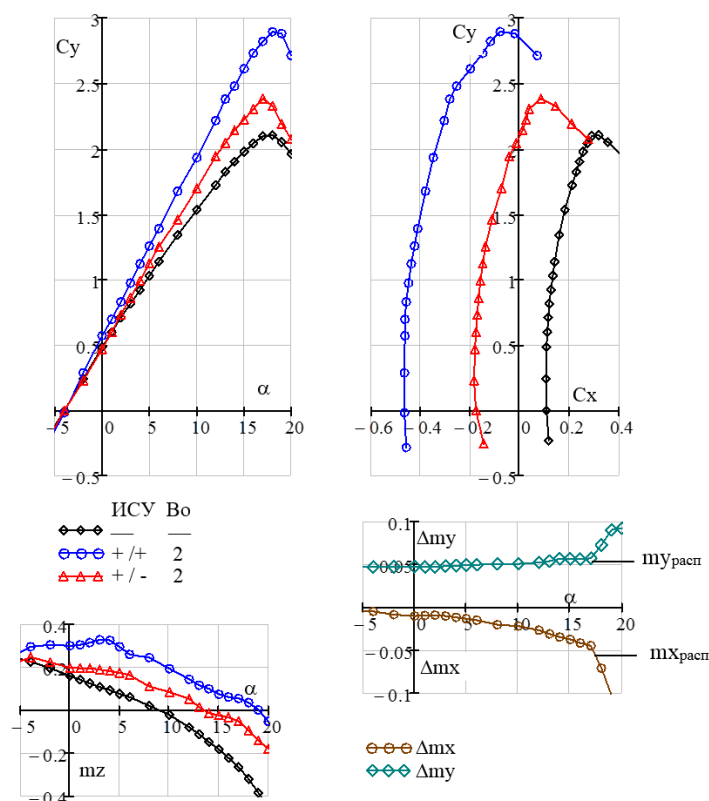
Для каждой конфигурации выполнен анализ влияния отказа двигателя на АДХ модели при номинальном значении коэффициента  $B_0 = 2$ . Изменение приращений аэродинамических коэффициентов при варьировании значения  $B_0$  в диапазоне от  $0,3$  до  $2$  рассмотрено в испытаниях по углам атаки.

## Продольные аэродинамические характеристики

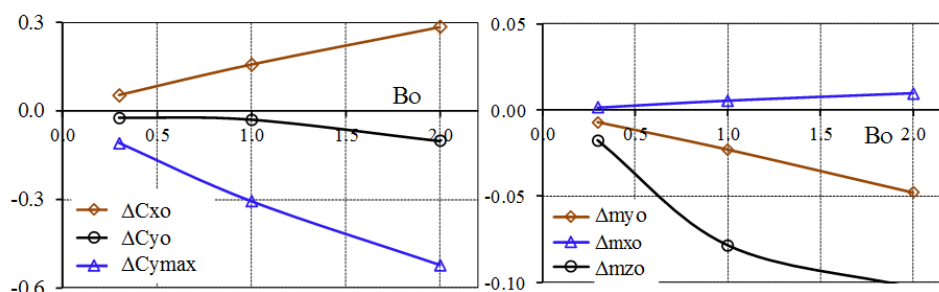
### Взлетная конфигурация ( $\delta_3 = 20^\circ$ )

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента  $B_0 = 2$  приводит к следующему изменению аэродинамических характеристик модели (рис. 3):

- снижению значения производной  $Cy^\alpha$  на  $12\%$  и  $Cy_{max}$  на  $-0,52$  (или на  $18\%$ ),
- снижению располагаемой тяги на  $\approx 54\%$  (оценка по приращению  $Cx_0$ ),
- приращению момента тангажа на пикирование ( $\Delta m_{z0} \approx 0,1$ ), а также к появлению



**Рис. 3.** Влияние отказа двигателя на АДХ модели ( $\delta_3 = 20^\circ$ )  
**Fig. 3.** Effect of engine failure on the model aerodynamics ( $\delta_3 = 20^\circ$ )



**Рис. 4.** Влияние коэффициента нагрузки  $B_0$  на изменения аэродинамических коэффициентов модели ( $\delta_3 = 20^\circ$ )  
**Fig. 4.** Effect of the load factor  $B_0$  on the change of model aerodynamic factors ( $\delta_3 = 20^\circ$ )

значительного момента рыскания, величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели от отклонения руля направления на угол  $-25^\circ$ .

Рост приращений момента крена, связанный с изменением несущих свойств консолей крыла по углам атаки, может быть компенсирован отклонением элеронов, однако дополнительное поперечное управление будет ограниченным, особенно при отклонении руля направления для парирования момента рыскания. Последнее, как будет показано да-

лее (раздел «Парирование отказа двигателя во взлетной конфигурации»), связано с дополнительным вкладом руля направления в исходный момент крена от отказа двигателя.

Отмеченный выше характер влияния отказа двигателя на АДХ модели при коэффициенте нагрузки  $B_0 = 2$  работающего двигателя сохраняется и при меньших значениях  $B_0$ , однако уровень изменения аэродинамических коэффициентов заметно снижается (рис. 4), а также повышаются возможности управления самолетом.



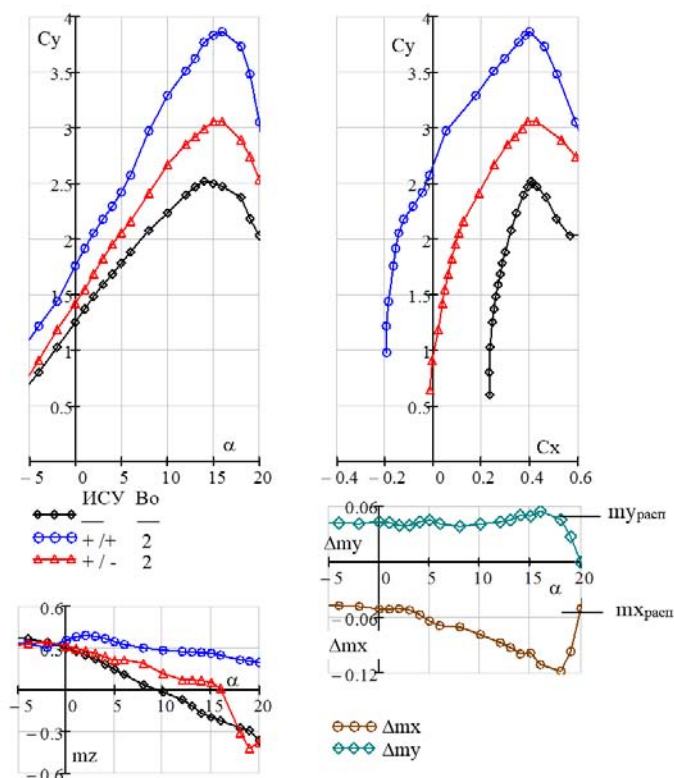


Рис. 5. Влияние отказа двигателя на АДХ модели ( $\delta_3 = 50^\circ$ )  
Fig. 5. Effect of engine failure on the model aerodynamics ( $\delta_3 = 50^\circ$ )

### Посадочная конфигурация ( $\delta_3 = 50^\circ$ )

Увеличение угла отклонения закрылка с взлетного значения  $20^\circ$  до посадочного  $50^\circ$  приводит к более существенному изменению АДХ модели при отказе двигателя (рис. 5).

Основные изменения АДХ модели, включающие:

- снижение значения производной  $Cy^\alpha$  на 12 % и  $Cy_{max}$  на  $-0,8$  (или на 21 %);
- снижение располагаемой тяги на  $\approx 51\%$  (оценка по приращению  $Cx_{Cy=1}$ );
- приращение момента тангажа на пикирование ( $\Delta mz_0 \approx 0,04$ ) и существенное увеличение продольной статической устойчивости на  $|\Delta mz^{Cy}| \approx 0,13$  связаны со значительной потерей несущих свойств правой консоли крыла, вызванной отсутствием ее обдува струей от воздушного винта. Значения индуцированного момента крена в этой конфигурации превышают располагаемые возможности элеронов ( $\delta_3 = -30/20^\circ$ ) для его статического парирования.

Значительная потеря тяги силовой установки делает невозможным горизонтальный полет с отказавшим двигателем и тем более уход на второй круг с набором высоты. Для обеспечения возможности управления самолетом и наличия располагаемой тяги для ухода на второй круг заход на посадку обычно осуществляется с взлетным положением механизации крыла, полное отклонение которой выполняется на заключительном этапе с гарантированной посадкой.

Характер влияния отказа двигателя на АДХ модели при изменении коэффициента нагрузки  $B_0 = 0,3 \dots 2$ , отмеченный ранее во взлетной конфигурации (рис. 4), сохраняется и в посадочной конфигурации, но с более выраженным уровнем приращений (рис. 6).

### Боковые аэродинамические характеристики

При недостаточной эффективности органов управления, используемых для парирования моментов рыскания и крена при отказе

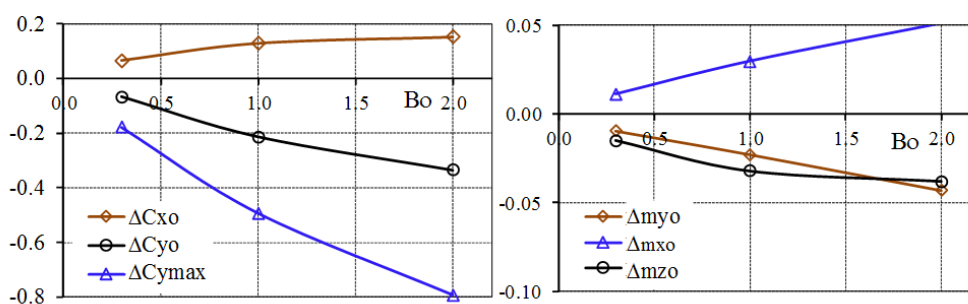


Рис. 6. Влияние коэффициента нагрузки  $V_0$  на изменение характеристик модели ( $\delta_3 = 50^\circ$ )  
Fig. 6. Effect of the load factor  $V_0$  on the model characteristics change ( $\delta_3 = 50^\circ$ )

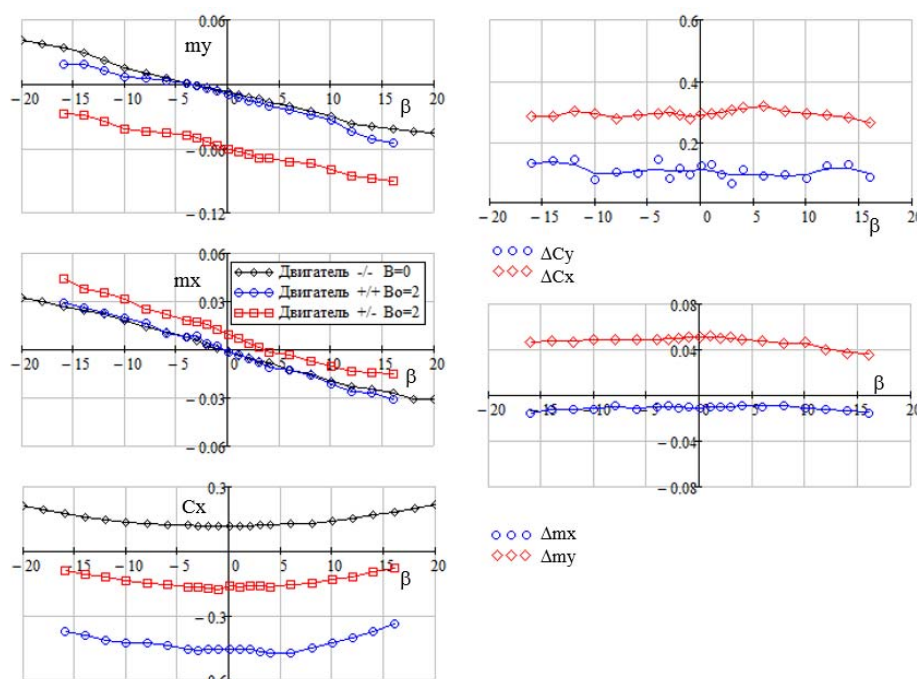


Рис. 7. Влияние отказа о двигателя на боковые характеристики модели ( $\delta_3 = 20^\circ$ ,  $\alpha_T = 5^\circ$ )  
Fig. 7. Effect of engine failure on the model lateral performance ( $\delta_3 = 20^\circ$ ,  $\alpha_T = 5^\circ$ )

двигателя, возможно некоторое их снижение при полете с небольшими углами скольжения и крена.

### Взлетная конфигурация ( $\delta_3 = 20^\circ$ )

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента  $V_0 = 2$  и геометрическом угле атаки  $\alpha_T = 5^\circ$  приводит к следующему изменению боковых характеристик модели при нулевом угле скольжения (рис. 7):

- снижению несущих свойств модели на  $\Delta C_y = 0,11$  (или на 10 %);

- снижению располагаемой тяги на  $\approx 50\%$  (оценка по приращению  $C_{x\beta=0}$ ), а также к появлению момента рыскания ( $m_y = -0,051$ ), величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели при отклонении руля направления на угол  $-25^\circ$ , и небольшого момента крена ( $m_x = 0,011$ ). Изменение приращений коэффициентов сил и моментов характеризуется в целом монотонностью их поведения по углам скольжения в рассмотренном диапазоне углов  $\beta = \pm 16^\circ$ .

Полет с углом скольжения  $\beta = -5^\circ$  позволяет снизить значение путевого момента



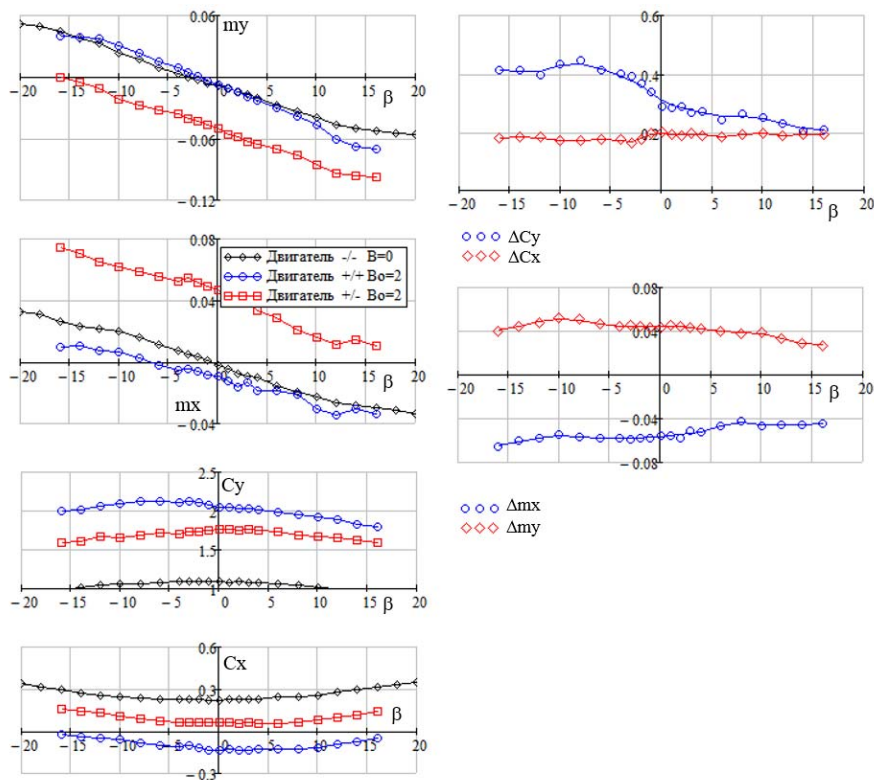


Рис. 8. Влияние отказа о двигателя на боковые характеристики модели в посадочной конфигурации ( $\alpha_r = 5^\circ$ )

Fig. 8. Effect of engine failure on the model lateral performance in the landing configuration ( $\alpha_r = 5^\circ$ )

от отказа двигателя на  $|\Delta m_y| = 0,011$  (или на 19 %), увеличив момент крена с 0,01 до 0,02 (или на 50 %) при управляющем значении  $|\Delta m_{x_0}| = 0,055$  ( $\delta_3 = -30/20^\circ$ ;  $\alpha = 0$ ) и незначительно повысив сопротивление  $\Delta C_x = 0,004$  (или на 1,5 %). Снижение путевого момента потребует меньшего отклонение руля направления для его компенсации, что приведет к уменьшению сопротивления модели.

### Посадочная конфигурация ( $\delta_3 = 50^\circ$ )

Отказ двигателя в посадочной конфигурации ( $\delta_3 = 50^\circ$ ;  $\alpha_r = 5^\circ$ ;  $B_0 = 2$ ), как и в испытаниях по углам атаки, приводит к большему изменению АДХ модели (рис. 8) по сравнению с взлетной конфигурацией, характеризующемуся:

- снижением несущих свойств модели на  $\Delta C_y = 0,38$  (или на 19 %);

- потерей тяги на  $\approx 55\%$  (оценка по приращению  $C_{x_{\beta=0}}$ ), а также появлению значительных моментов рыскания ( $m_y = -0,051$ ) и крена ( $m_x = 0,049$ ) при нулевом угле скольжения, величины которых близки к располагаемым моментам органов управления модели.

Монотонность изменения приращений коэффициентов сил и моментов нарушается на положительных углах скольжения в результате отрыва потока с верхней поверхности правой консоли крыла с неработающим двигателем вследствие увеличения эффективных углов атаки правой консоли на положительных значениях угла скольжения.

Проблема с балансировкой момента крена, отмеченная ранее в анализе продольных характеристик модели в посадочной конфигурации с отказом правого двигателя (рис. 5), осложняется высоким значением путевого момента при нулевом угле скольжения ( $m_y = -0,51$ ), близким к располагаемой вели-

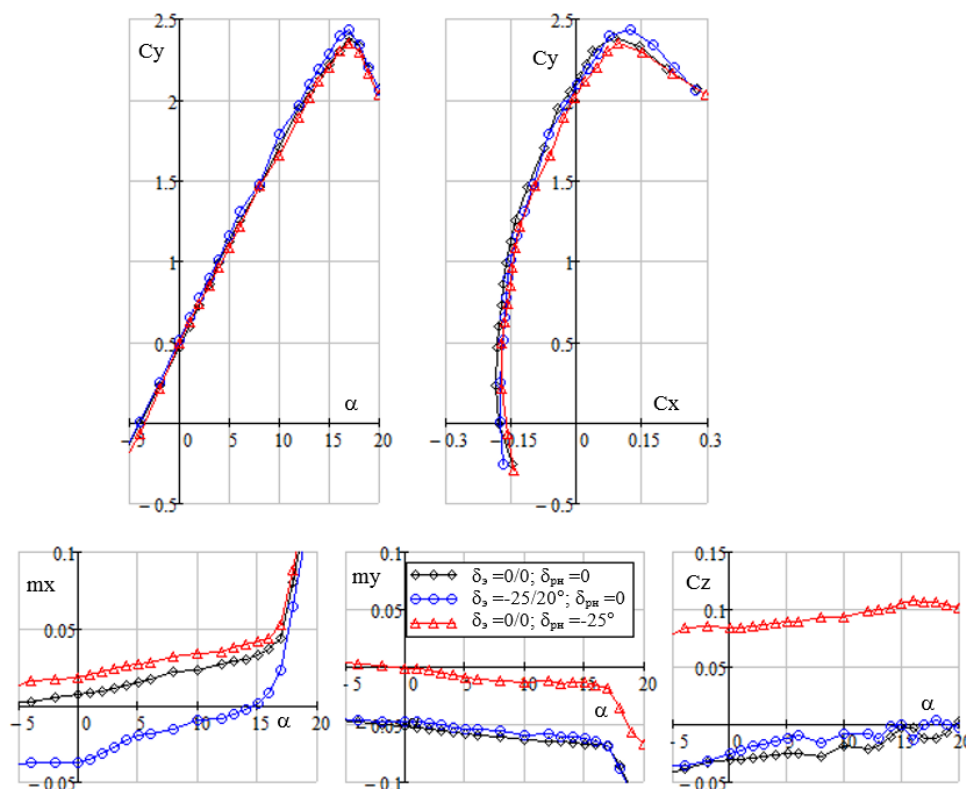


Рис. 9. Влияние отклонения руля направления и элеронов на парирование моментов рыскания и крена ( $\delta_s = 20^\circ$ )

Fig. 9. Effect of the rudder and ailerons deflection to dampen the yaw and roll moments ( $\delta_s = 20^\circ$ )

чине руля направления. В этой ситуации рассмотрение возможности полета с малыми углами скольжения без отклонения руля направления, по-видимому, нецелесообразно.

## Парирование отказа двигателя во взлетной конфигурации

Возможности статического парирования моментов крена и рыскания, возникающих при отказе двигателя, в результате целенаправленного отклонения элеронов и руля направления рассмотрены для значения коэффициента  $B_0 = 2$ . Для реализации на модели наибольших значений управляющих моментов элероны и руль направления отклонены на максимальные углы:  $\delta_s = -25/20^\circ$  и  $\delta_{рн} = -25^\circ$ . В отсутствие прямого влияния струи от ВВ на обтекание элеронов и руля направления их эффективность изменятся незначительно при работающих ИСУ и поэтому не учтена в данном анализе. В компо-

новках самолетов с двухкилевым хвостовым оперением эффективность рулей направления, расположенных в струе от винтов, увеличивается в 1,5...2 раза на взлетном режиме работы двигателей [15].

На рис. 9 показано раздельное влияние отклонения элеронов и руля направления на продольные АДХ модели, включая изменение коэффициента боковой силы. Парирование отказа за счет отклонения органов управления приводит к незначительному снижению несущих свойств ( $\Delta C_{y_0} \approx 0,02...0,04$ ;  $\Delta C_{y_{max}} \approx 0,02...0,03$ ) и несколько большему приращению сопротивления ( $\Delta C_{x_0} \approx 0,012...0,014$ , или на 6,7...7,9 %) по отношению к значениям аналогичных коэффициентов, полученных в испытаниях модели с одним неработающим двигателем. В то же время изменение моментов рыскания и крена, полученное при парировании отказа, хотя и является заметным, но оно явно недостаточно для статического парирования момента рыскания. При использовании одного руля

направления статическое парирование момента рыскания возможно в ограниченном диапазоне углов атаки  $\alpha_{\text{пар}} \approx -6 \dots -2^\circ$  (рис. 9). Следует отметить, что испытания модели с ИСУ проводились при малой скорости потока ( $V_\infty = 19,2$  м/с;  $Re = 0,4 \cdot 10^6$ ), что привело к некоторому снижению эффективности органов управления, исследованных ранее при скорости потока  $V_\infty = 50$  м/с ( $Re = 1,04 \cdot 10^6$ ) [12].

Существующая интерференция между элеронами и рулем направления, определяющая их совместное применение для управления самолетом в боковом канале [13], при парировании моментов, вызванных отказом двигателя, оказывает разнонаправленное влияние на изменение их значений. Отклонение элеронов приводит к некоторому положительному вкладу в снижение момента рыскания, в то время как отклонение руля направления оказывает негативное влияние на увеличение момента крена (рис. 9). Тем не менее управляющий момент от отклонения элеронов достаточен для парирования моментов крена в диапазоне углов атаки  $\alpha_{\text{пар}} \approx -6 \dots 10^\circ$ , определенных с учетом негативного влияния отклонения руля направления.

Для выдерживания прямолинейного полета (без скольжения) в АП 23 разрешен угол крена не более  $5^\circ$  в направлении работающего двигателя, позволяющий компенсировать боковую силу вертикального оперения от отклонения руля за счет составляющей веса ( $G \cdot \sin \gamma$ ), а также снизить сопротивление самолета. Расчетное значение угла крена для рассматриваемого ЛТС с взлетным весом  $G_{\text{взл}} = 5670$  кг, необходимое для компенсации боковой силы вертикального оперения с коэффициентом  $C_z = 0,093$  ( $\delta_{\text{рн}} = -25^\circ$ ), составляет  $\gamma = 3,3^\circ$ . Обнуление боковой силы вертикального оперения потребует корректировки угла атаки для компенсации небольшой потери подъемной силы крыла.

Дополнительные возможности повышения эффективности органов управления на  $27 \dots 50\%$  с использованием положительных эффектов от формирования профилированной щели между смежными поверхностями носка органов управления и хвостовых частей соответствующих элементов компонов-

ки, а также от установки поворотных мини-щитков на задней кромке поверхностей управления рассмотрены в работах [12, 16].

## Заключение

1. Анализ влияния отказа правого критического двигателя на продольные характеристики модели ЛТС во взлетной и посадочной конфигурациях, проведенный при значении коэффициента нагрузки на работающий воздушный винт  $V_0 = 2$ , показал:

- снижение значений производной  $C_y^\alpha$  на  $\approx 12\%$ , коэффициента  $C_{y_{\text{max}}}$  на  $18 \dots 21\%$  и располагаемой тяги ИСУ на  $\approx 51 \dots 54\%$ ,
- приращение момента тангажа на пикирование с увеличением продольной статической устойчивости в посадочной конфигурации на  $|\Delta m_z^{Cy}| \approx 0,13$ ,
- значительное приращение момента рыскания на величину, близкую к располагаемому путевому моменту модели от отклонения руля направления на угол  $-25^\circ$ , и крена в посадочной конфигурации на величину, превышающую располагаемые возможности элеронов ( $\delta_\epsilon = -30/20^\circ$ ) для статического парирования в рабочем диапазоне углов атаки.

2. Значительная потеря тяги силовой установки в посадочной конфигурации крыла делает невозможным горизонтальный полет с отказавшим двигателем и тем более уход на второй круг с набором высоты.

3. Наличие угла скольжения оказывает разнонаправленное влияние на приращение моментов рыскания и крена модели. Полет с отрицательными углами скольжения способствует снижению значений момента рыскания от тяги работающего двигателя и вызывает дополнительное приращение момента крена от боковой силы вертикального оперения.

4. Обратный характер влияния на моменты рыскания и крена наблюдается на положительных углах скольжения.

5. Снижение значения момента рыскания на величину  $|\Delta m_{y\beta=0}| \approx 0,011$  (или на  $\approx 19\%$ ) при умеренном приращении момента крена и

сопротивления может быть обеспечено на режиме взлета с углом скольжения  $\beta = -5^\circ$ .

6. Прямолинейный полет (без скольжения) с отказавшим двигателем, обеспечивающий наименьшее сопротивление и расход руля направления только на балансировку путевого момента, возможен при обнулении боковой силы вертикального оперения в результате создания противоположно направленной силы от веса самолета при полете с углом крена  $\gamma = 3,3^\circ$  на работающий двигатель.

## Список литературы

1. **Horling H.** Airplane control after engine failure [Электронный ресурс] // AvioConsult. 2005. 26 p. URL: <https://dokumen.tips/documents/airplane-control-after-engine-failure.html> (дата обращения: 26.10.2021).

2. **Horling H.** Control and performance during asymmetrical powered flight [Электронный ресурс] // AvioConsult. 2012. 28 p. URL: <https://www.avioconsult.com/downloads/Control%20and%20Performance%20During%20Asymmetrical%20Powered%20Flight.pdf> (дата обращения: 26.10.2021).

3. **Preston R.** Aerodynamics for professional pilots. 4th ed., 2010. 213 p.

4. **Torenbeek E.** Synthesis of subsonic airplane design. Springer Dordrecht, 1982. 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4

5. **Swatton P.J.** Principles of flight for pilots [Электронный ресурс]. John Wiley & Sons Ltd, 2011. 507 p. DOI: 10.1002/9780470710944 (дата обращения: 26.10.2021).

6. **Young A.D.** Lateral control with high lift devices // R&M. 1951. № 2853. 38 p.

7. **Sadraey M.H.** Aircraft design: a systems engineering approach. John Wiley & Sons, Ltd, 2013. 808 p.

8. **Jacobson S.R.** Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Canada, Toronto, Ontario, 02–05 August 2010. 18 p. DOI: 10.2514/6.2010-8007

9. **Lambregts A.A.** Airplane upsets: old problem, new issues / A.A. Lambregts, G. Nese-meier, J.E. Wilborn, R.L. Newman // AIAA

Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Hawaii, Honolulu, 18–21 August 2008. 10 p. DOI: 10.2514/6.2008-6867

10. **Петров А.В.** Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.

11. **Agatha Y.V., Nirbito W.** Study of tail rudder deflection angles for stabilizing the twin turboprop small passenger aircraft in critical flight due to one engine failed condition [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 926. ID: 012022. 7 p. DOI: 10.1088/1757-899X/926/1/012022 (дата обращения: 26.10.2021).

12. **Михайлов Ю.С.** Увеличение эффективности органов управления дозвуковых самолетов короткого взлета и посадки // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 75–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-75-85

13. **Михайлов Ю.С.** Анализ взаимодействия воздушных винтов с планером легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 5. С. 76–88.

14. **Pope A., Barlow J.B., Rae W.H.** Low-speed wind tunnel testing. 3rd ed. John Wiley & Sons, Inc., 1999. 728 p.

15. **Petrov A.V., Stepanov Yu.G., Shmakov M.V.** Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel // Acta Polytechnica. 2004. Vol. 44, no. 2. Pp. 27–31.

16. **Михайлов Ю.С., Петров А.В., Потапчик А.В.** Руль направления самолета. Патент ПМ RU № 142174 U1, 08.11.2013. 8 с.

## References

1. **Horling, H.** (2005). *Airplane control after engine failure*. AvioConsult, 26 p. Available at: <https://dokumen.tips/documents/airplane-control-after-engine-failure.html> (accessed: 26.10.2021).

2. **Horling, H.** (2012). *Control and performance during asymmetrical powered flight*. AvioConsult, 28 p. Available at:

<https://www.avioconsult.com/downloads/Control%20and%20Performance%20During%20Asymmetrical%20Powered%20Flight.pdf> (accessed: 26.10.2021).

3. **Preston, R.** (2010). *Aerodynamics for professional pilots*. 4th ed., 213 p.

4. **Torenbeek, E.** (1982). *Synthesis of subsonic airplane design*. Springer Dordrecht, 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4

5. **Swatton, P.J.** (2011). *Principles of flight for pilots*. John Wiley & Sons Ltd, 507 p. DOI: 10.1002/97804707110944 (accessed: 26.10.2021).

6. **Young, A.D.** (1951). *Lateral control with high lift devices*. R&M, no. 2853, 38 p.

7. **Sadraey, M.H.** (2013). *Aircraft design: a systems engineering approach*. John Wiley & Sons, Ltd, 808 p.

8. **Jacobson, S.R.** (2010). *Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Canada, Toronto, Ontario, 02–05 August, 18 p. DOI: 10.2514/6.2010-8007

9. **Lambregts, A.A., Nesemeier, G., Wilborn, J.E. & Newman, R.L.** (2008). *Airplane upsets: old problem, new issues*. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii, 18–21 August, 10 p. DOI: 10.2514/6.2008-6867

10. **Petrov, A.V.** (2018). [*Aerodynamics of short take-off and landing transport aircraft with power systems for increasing lift*]. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 736 p. (in Russian)

11. **Agatha, Y.V. & Nirbito, W.** (2020). *Study of tail rudder deflection angles for stabilizing the twin turboprop small passenger aircraft in critical flight due to one engine failed condition*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 926, ID: 012022, 7 p. DOI: 10.1088/1757-899X/926/1/012022 (accessed: 26.10.2021).

12. **Mikhailov, Yu.S.** (2019). *Increase of control surfaces efficiency of a subsonic aircraft of short take-off and landing*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, pp. 75–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-75-85 (in Russian)

13. **Mikhailov, Yu.S.** (2021). *Analysis of the propellers-airframe interaction of the light transport aircraft*. Civil Aviation High Technologies, vol. 24, no. 5, pp. 76–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88 (in Russian)

14. **Pope, A., Barlow, J.B. & Rae, W.H.** (1999). *Low-speed wind tunnel testing*. 3rd ed. John Wiley & Sons, Inc., 728 p.

15. **Petrov, A.V., Stepanov, Yu.G. & Shmakov, M.V.** (2004). *Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel*. Acta Polytechnica, vol. 44, no. 2, pp. 27–31.

16. **Mikhailov, Yu.S., Petrov, A.V. & Potapchik, A.V.** (2013). [*Aircraft rudder*]. Patent PM RU, no. 142174 U1, November 08, 8 p. (in Russian)

## Сведения об авторе

**Михайлов Юрий Степанович**, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, mikh47@yandex.ru.

## Information about the author

**Yuri S. Mikhailov**, Candidate of Technical Sciences, Chief Researcher of Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), mikh47@yandex.ru.

Поступила в редакцию 26.12.2021  
Принята в печать 25.07.2022

Received 26.12.2021  
Accepted for publication 25.07.2022

УДК 629.7.024

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82

## Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой

А.А. Склезнев<sup>1</sup>, А.А. Червяков<sup>1</sup>, И.Г. Агапов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский авиационный институт (НИИ), г. Москва, Россия

**Аннотация:** В последние годы продолжает возрастать актуальность задачи оптимального проектирования силовых элементов ракет-носителей. Одной из распространенных конструктивно-силовых схем является анизогридная сетчатая конструкция, выполненная из полимерных композиционных материалов. Такие конструкции серийно изготавливаются и используются в качестве силовых корпусов космических аппаратов или отсеков фюзеляжей атмосферных летательных аппаратов перспективных конструктивно-силовых схем. До настоящего момента вес и параметры применяемых в изделиях ракетно-космической техники обшивок не учитывались при решении задач оптимального проектирования, а задача проектирования сводилась к оптимизации сетчатых структур, лишенных обшивки. Вместе с этим само применение обшивок как для атмосферных летательных аппаратов, так и для силовых элементов космического назначения является довольно распространенной практикой. Однако неучитывание наличия обшивки при проектировании сетчатой силовой оболочки может приводить к значительному увеличению массы конструкции с обшивкой при необходимости ее использования. В работе приведена методика оптимального проектирования сетчатых конструкций без кольцевых ребер, но с наличием металлической обшивки, что позволяет значительно снизить вес таких конструкций, увеличивая массовую эффективность изделий из полимерных композиционных материалов, применяемых в летательных аппаратах. Приводится подтверждение результатов, полученных при помощи аналитического решения, и результатов численного эксперимента, моделированием методом конечных элементов. Ожидается, что использование предлагаемого подхода за счет учета вклада работы обшивки может привести к экономии массы оболочечной конструкции до 30 % по сравнению с методиками оптимального проектирования сетчатых анизогридных структур, используемыми в настоящее время и не учитывающими наличие обшивки при проектировании изделия.

**Ключевые слова:** КМ, ПКМ, оптимальное проектирование, сетчатая структура, анизогрид, обшивка, оболочка.

**Для цитирования:** Склезнев А.А., Червяков А.А., Агапов И.Г. Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 70–82. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82

## Solution of the optimization problem for the purpose of designing a lattice polymer composite structure with the outer skin

A.A. Skleznev<sup>1</sup>, A.A. Chervyakov<sup>1</sup>, I.G. Agapov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

**Abstract:** In recent years, the urgency of the problem of launch vehicles load-bearing elements optimal design has continued to grow. One of the widespread structural designs is an anisogrid lattice structure made of polymer composite materials. Such structures are mass-produced and used as load-bearing bodies of space vehicles or fuselage compartments of atmospheric aircraft of advanced structural design. Until now, the weight and parameters of the skins used in products of rocket and space equipment have not been considered when solving optimal design problems, and the design problem has been reduced to optimizing lattice structures without skin. At the same time, the very use of skins for both atmospheric aircraft and load-bearing elements for space applications is a fairly common practice. However, not considering the availability of skin when designing a lattice load-bearing shell can lead to a significant increase in the mass of the structure with skin when applicable. The paper presents a method for the optimal design of lattice structures without ring ribs, but with the metal skin available, which can significantly reduce the weight of such structures, increasing the mass efficiency of products made of polymer composite materials used in aircraft. A confirmation of the results obtained with the help of an analytical solution and the results of a numerical experiment, obtained by modeling using

the finite element method, is given. It is expected that the use of the proposed approach by considering the contribution of the skin response can lead to mass saving of the shell anisogrid structure up to 30% compared with the methods of optimal design of lattice anisogrid structures currently used without considering the availability of skin in the design of the product.

**Key words:** CM, PCM, optimal design, lattice structure, anisogrid, skin, shell.

**For citation:** Skleznev, A.A., Chervyakov, A.A. & Agapov, I.G. (2022). Solution of the optimization problem for the purpose of designing a lattice polymer composite structure with the outer skin. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 70–82. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82

## Введение

Как правило, для работы конструкции вида тонкостенной оболочки, основанной на сетчатых структурах, не требуется наличие обшивки – все внешние нагрузки с успехом воспринимаются и передаются ребрами сетчатой структуры [1–8]. Однако большинство сетчатых конструкций, особенно предназначенных для работы в качестве составных частей ракет-носителей (РН), все же имеют внутренние или внешние обшивки, преимущественно выполненные из полимерных композиционных материалов (ПКМ), применение которых обусловлено либо необходимостью создания внешней поверхности летательного аппарата для восприятия аэродинамических сил набегающего потока, либо технологическими особенностями процесса их изготовления.

В настоящий момент вес и параметры применяемых в изделиях ракетно-космической техники обшивок не учитываются при решении задач их оптимального проектирования [9–17], а задача проектирования сводится к оптимизации сетчатых структур, лишенных обшивки, с последующим добавлением обшивки уже исходя из технических или технологических требований. Такое решение вопроса приносит значительный прирост избыточной массы конструкции, а вклад обшивки в запасы прочности и надежности [18–19] и вовсе не учитывается.

Вопросы, посвященные решению задачи оптимального проектирования сетчатых анизогридных конструкций без обшивки, достаточно широко обсуждаются в работах [1, 11, 13].

## Методы исследования

Рассмотрим задачу проектирования сетчатой тонкостенной конструкции с металлической обшивкой, которая может значительно повысить живучесть или тактико-технические характеристики ракетной техники, принося в конструкцию ракеты стойкость к локальным ударным воздействиям и возможность эксплуатации изделия при повышенных температурах [20].

Основные параметры такой металлокомпозитной сетчатой структуры представлены на рис. 1.

Здесь введены следующие обозначения:  $l$  – направление вдоль образующей;  $2$  – направление в кольцевом направлении (перпендикулярно оси  $l$  в случае плоской панели),  $a$  – расстояние между соседними спиральными ребрами в кольцевом направлении,  $a_\varphi$  – кратчайшее расстояние между спиральными ребрами,  $\varphi$  – угол наклона спирального ребра относительно образующей,  $a_{90}$  – расстояние между кольцевыми ребрами сетчатой структуры,  $\delta_r$  – толщина ребра,  $h$  – высота ребер сетчатой структуры,  $h_m$  – толщина металлической обшивки.

Согласно [1, 11] коэффициенты жесткости для слоев металлокомпозитной сетчатой структуры могут быть записаны следующим образом:

- для сетчатого слоя

$$A_{11}^r = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi c^4, \quad A_{12}^r = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi s^2 c^2 = A_{33}^r,$$
$$A_{12}^r = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi s^4 + E_{90} \bar{\delta}_{90}, \quad \bar{\delta}_\varphi = \frac{\delta_\varphi}{a_\varphi}, \quad \bar{\delta}_{90} = \frac{\delta_{90}}{a_{90}},$$
$$c = \cos \varphi, \quad s = \sin \varphi,$$

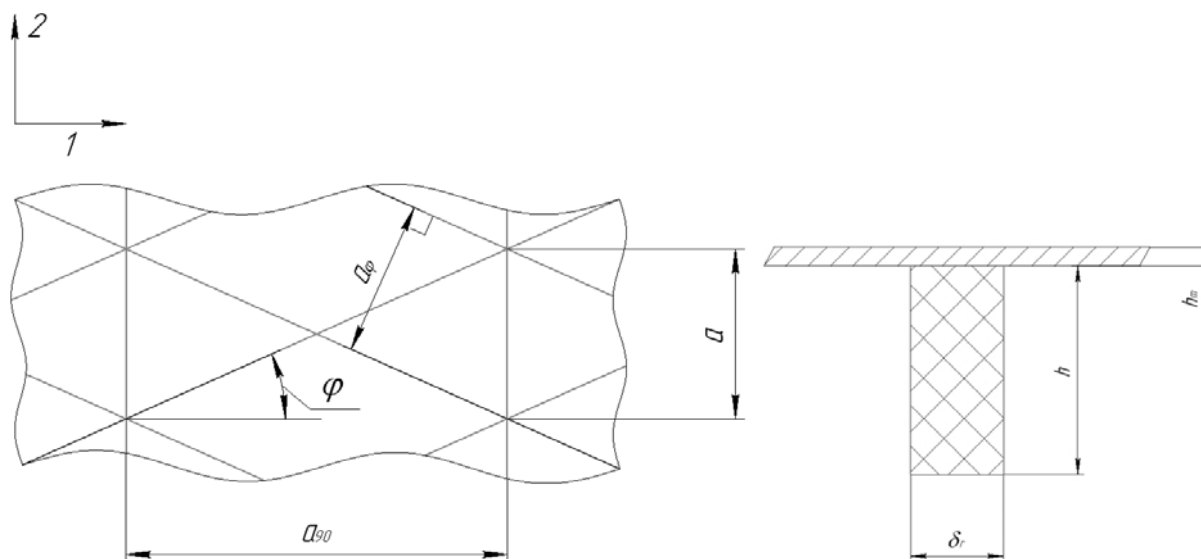


Рис. 1. Параметры металлокомпозитной сетчатой структуры  
Fig. 1. Metal-composite lattice structure parameters

где  $\delta_\varphi$  – ширина спиральных,  $\delta_{90}$  – ширина кольцевых ребер,  $E_\varphi$  – модуль упругости спирального ребра вдоль направления армирования,  $E_{90}$  – модуль упругости кольцевого ребра вдоль направления армирования;

- для металлического слоя

$$A_{11}^m = A_{22}^m = \bar{E}, \quad A_{12}^m = \nu \bar{E},$$

$$A_{33}^m = \frac{E}{2(1+\nu)}, \quad \bar{E} = \frac{E}{1-\nu^2},$$

где  $E$  – модуль упругости металлического сплава, а  $\nu$  – коэффициент Пуассона.

Тогда для всей конструкции коэффициенты жесткости могут быть определены следующим образом:

$$B_{ij} = A_{ij}^r h + A_{ij}^m h_m,$$

$$C_{ij} = \frac{1}{2} [A_{ij}^r h^2 + A_{ij}^m h_m (2h + h_m)],$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} [A_{ij}^r h^3 + A_{ij}^m h_m (3h(h + h_m) + h_m^2)].$$

В выражениях жесткостей (мембранных  $B$ , изгибных  $D$ , обобщенных  $C$ ) металлокомпозитной сетчатой конструкции нулевая координата отсчитывается от нижней грани ре-

бра сетчатой структуры (внутренняя поверхность тонкостенной оболочки), см. рис. 2.

Для решения задачи оптимального проектирования примем толщину обшивки значительно меньшей по сравнению с высотой ребер сетчатой структуры:  $h_m \ll h$ . Тогда уравнения для выражения жесткостей упростятся следующим образом:

$$B_{ij} = A_{ij}^r h + A_{ij}^m h_m,$$

$$C_{ij} = \frac{1}{2} (A_{ij}^r h^2 + 2A_{ij}^m h h_m), \quad (1)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} (A_{ij}^r h^3 + 3A_{ij}^m h^2 h_m).$$

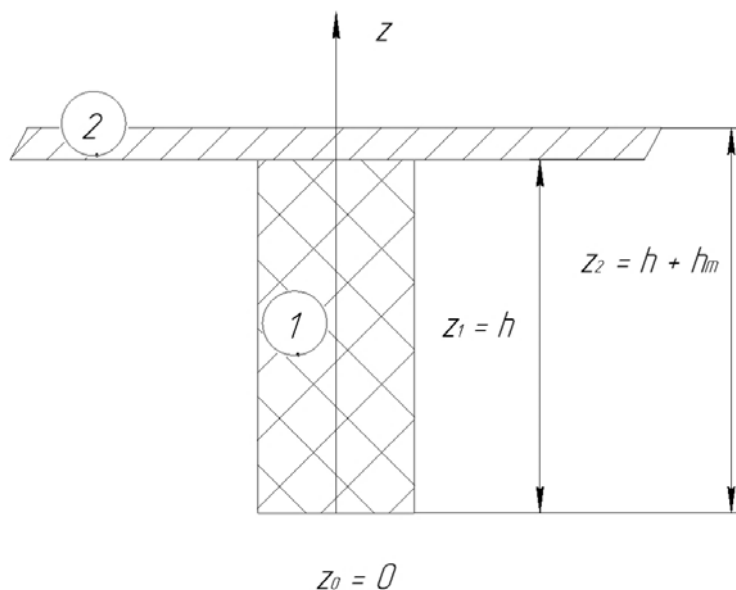
Основным видом нагружения цилиндрических отсеков ракетной техники является осевая эквивалентная сжимающая сила  $P$ , к которой можно привести различные комбинации внешних нагрузок и силовых факторов, прикладываемых к изделию, как показано на рис. 3.

Таким образом, в конструкции действуют следующие усилия:

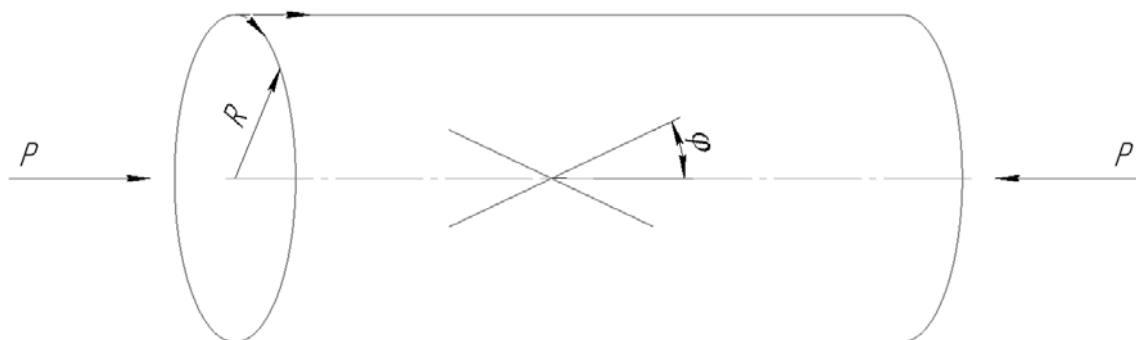
$$N_x = B_{11} \varepsilon_x + B_{12} \varepsilon_y = -\frac{P}{2\pi R},$$

$$N_y = B_{21} \varepsilon_x + B_{22} \varepsilon_y = 0.$$





**Рис. 2.** Координаты отсчета для вычисления жесткостей. Обозначения 1 и 2 на рисунке означают порядковый номер элемента/слоя/координаты  
**Fig. 2.** Reference coordinates for stiffness calculations. Designations 1 and 2 in the figure denote the sequential number of the element/layer/coordinate



**Рис. 3.** Нагружение металлокомпозитной конструкции  
**Fig. 3.** Metal-composite structure loading

Отсюда определим деформации и жесткость:

$$\varepsilon_x = \frac{B_{22}P}{2\pi RB}, \quad \varepsilon_y = \frac{B_{12}P}{2\pi RB},$$

$$B = B_{11}B_{22} - B_{12}^2.$$

Напряжения в ребрах сетчатой структуры могут быть выражены как

$$\sigma_\varphi = E_\varphi (\varepsilon_x c^2 + \varepsilon_y s^2) = -\frac{E_\varphi P}{2\pi RB} (B_{22}c^2 - B_{12}s^2),$$

а напряжения в металлической обшивке соответственно

$$\sigma_x^m = \bar{E} (\varepsilon_x + \nu \varepsilon_y) = -\frac{\bar{E}P}{2\pi RB} (B_{22} - \nu B_{12}),$$

$$\sigma_y^m = \bar{E} (\varepsilon_y + \nu \varepsilon_x) = -\frac{\bar{E}P}{2\pi RB} (-B_{12} + \nu B_{22}).$$

В качестве ограничений пространства проектирования выступают: общая устойчивость оболочки, местная устойчивость тонкостенной оболочки, ограничение по прочности спирального ребра, ограничение по местной

устойчивости ребра сетчатой структуры. Приведем соответствующие ограничения в виде неравенств.

Общая устойчивость:

$$P_{cr} \leq 4\pi \sqrt{\frac{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}{B_{11}}} D_{11} = Pn_0.$$

В данном выражении  $n_0$  является коэффициентом безопасности по общей устойчивости, коэффициенты мембранных и изгибной жесткостей  $B_{11}$ ,  $B_{12}$ ,  $B_{22}$  и  $D_{11}$  имеют вид

$$\begin{aligned} B_{11} &= 2E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi c^4 + \bar{E}h_m, \\ B_{12} &= 2E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi s^2 c^2 + \nu \bar{E}h_m, \\ B_{22} &= 2E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi s^4 + E_{90} h \bar{\delta}_{90} + \bar{E}h_m, \\ D_{11} &= \frac{2}{3} E_\varphi \bar{\delta}_\varphi h^3 c^4 + \bar{E}h^2 h_m. \end{aligned}$$

Местная устойчивость. Выражение для оценки предельного напряжения, допускающегося в ребре без потери устойчивости, выглядит следующим образом:

$$\sigma_\varphi \leq \sigma_{cr}^m \text{ или } n_m \sigma_\varphi = \sigma_{cr}^m, \quad (2)$$

где  $\sigma_{cr}^m = \frac{k\pi^2}{3} E_\varphi \bar{\delta}_\varphi^2 s^2 c^2,$

а  $\sigma_\varphi = -\frac{E_\varphi P}{2\pi RB} (B_{22}c^2 - B_{12}s^2).$

В данных выражениях  $n_m$  является коэффициентом безопасности по местной устойчивости,  $k$  – параметр [1, 11], имеющий значение 1,2.

Ограничение по прочности спиральных ребер записывается как

$$\sigma_\varphi \leq \bar{\sigma}, \text{ или } n_r \sigma_\varphi = \bar{\sigma}, \text{ или } \frac{n_r \sigma_\varphi}{\bar{\sigma}} = 1,$$

где  $n_r$  является коэффициентом безопасности по прочности спиральных ребер. Имеем

$$\frac{n_r}{\bar{\sigma}} \frac{E_\varphi P}{2\pi RB} (B_{22}c^2 - B_{12}s^2) = 1. \quad (3)$$

Если разделить (3) на (2), получим выражение для определения относительной ширины спиральных ребер

$$\bar{\delta}_\varphi = \frac{1}{\pi cs} \sqrt{\frac{3\bar{\sigma}n_m}{n_r E_\varphi k}}. \quad (4)$$

Так как ограничения по прочности и местной устойчивости после подстановки в них всех необходимых коэффициентов становятся излишне громоздкими и не позволяют получить аналитического решения, введем некоторые допущения. В частности, примем коэффициент Пуассона металлической обшивки  $\nu = 0$ , а также примем гипотезу о том, что тонкая металлическая обшивка принимает на себя роль кольцевых ребер в анизотридной структуре и позволяет снизить вес конструкции, отказавшись от кольцевых ребер и оставив только спиральные ребра, что не приведет к ухудшению прочностных или жесткостных свойств конструкции. Математически отказ от кольцевых ребер может быть реализован путем принятия их нулевой толщины:  $\bar{\delta}_{90} = 0$ . Тогда выражения (2), (3) и (4) переписываются следующим образом:

$$\bar{\delta}_\varphi = \frac{1}{\pi cs} \sqrt{\frac{3\bar{\sigma}n_m}{n_r E_\varphi k}}, \quad (5)$$

$$\frac{8\pi E_\varphi n_r h^2 c^2 \bar{E}h_m}{PR\bar{\sigma}n_0} \cdot \frac{\frac{2}{3} E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi c^4 + \bar{E}h_m}{2E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi c^4 + \bar{E}h_m} = 1, \quad (6)$$

$$\frac{Pn_r c^2}{4\pi R\bar{\sigma}h\bar{\delta}_\varphi (1 - 2c^2s^2)} = 1. \quad (7)$$

Из выражения (7) и (5) получим высоту ребра, или высоту сетчатой структуры:

$$h = \frac{Pn_r c^3 s}{4R\bar{\sigma}(1 - 2c^2s^2)} \sqrt{\frac{n_r E_\varphi k}{3\bar{\sigma}n_m}}.$$

Возводя правую и левую части данного уравнения в квадрат, можно получить

$$h^2 = \frac{P^2 n_r^3 c^6 s^2 E_\phi k}{48 R^2 \bar{\sigma}^3 (1 - 2c^2 s^2)^2 n_m}. \quad (8)$$

Из выражений (6) и (8) путем несложных математических преобразований, приводя подобные и сокращая, получим

$$\begin{aligned} (\bar{E}h_m)^2 + \bar{E}h_m \left( \frac{P^2 c^{15} s^3 E_\phi^3 \bar{\delta}_\phi \pi n_r^5 k \sqrt{n_r E_\phi k} - 36\sqrt{3} R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_o n_m \sqrt{\bar{\sigma} n_m}}{6\sqrt{3} PR \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) \pi n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k \sqrt{\bar{\sigma} n_m}} \right) - \\ - \frac{\bar{\delta}_\phi R^2 \bar{\sigma}^3 (1 - 2c^2 s^2) n_o n_m \sqrt{3 n_r E_\phi k}}{\pi n_r^3 c s E_\phi k \sqrt{\bar{\sigma} n_m}} = 0. \end{aligned}$$

Решая вышеприведенное квадратное уравнение относительно  $\langle \bar{E}h_m \rangle$ , получим

$$\begin{aligned} \bar{E}h_m = \frac{1}{2} \left( \frac{P^2 c^{14} s^2 E_\phi^3 n_r^5 k - 36 R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_o n_m}{6\pi PR \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k} \right) + \\ + \sqrt{\frac{1}{4} \left( \frac{P^2 c^{14} s^2 E_\phi^3 n_r^5 k - 36 R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_o n_m}{6\pi PR \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k} \right)^2 + \frac{3 R^2 \bar{\sigma}^3 (1 - 2c^2 s^2) n_o n_m}{\pi^2 n_r^3 c^2 s^2 E_\phi k}}. \end{aligned} \quad (9)$$

Выражение для определения массы сетчатой структуры без кольцевых ребер, но с металлической обшивкой запишем следующим образом:

$$M = 2\pi Rl (2\rho_\phi h \bar{\delta}_\phi + \rho_m h_m). \quad (10)$$

В уравнении (10)  $M$  – масса оболочки с обшивкой,  $l$  – длина оболочки,  $\rho_\phi$  и  $\rho_m$  – плотности материалов спиральных ребер и металлической обшивки соответственно.

Анализируя уравнения (10), (5) и (8), можно сделать вывод, что для получения минимального веса конструкции необходимо обеспечить минимальные запасы по общей и местной устойчивости, или записать  $n_o = 1$ ,  $n_m = 1$ , тогда и  $n_o n_m = 1$ .

Таким образом, для обеспечения минимального веса сетчатой структуры с металлической обшивкой останется обеспечить минимальное значение толщины металлической обшивки ( $h_m \rightarrow \min$ ), для чего необходимо обеспечить равенство нулю выражения в скобке уравнения (9):

$$\frac{P^2 c^{15} s^3 E_\phi^3 \bar{\delta}_\phi \pi n_r^5 k \sqrt{n_r E_\phi k} - 36\sqrt{3} R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_m n_o \sqrt{\bar{\sigma} n_m}}{6\sqrt{3} PR \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) \pi n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k \sqrt{\bar{\sigma} n_m}} = 0. \quad (11)$$

Согласно рис. 4 соотношение  $(1 - 2c^2s^2)c^8s^2$  равняется нулю только при углах, равных 0 или 90 градусов, что не реализуется в сетчатых структурах, в связи с этим уравнение (11) преобразуется следующим образом:

$$n_r^5 = \frac{36R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2s^2)^3}{P^2 k E_\phi^3 c^{14} s^2}. \quad (12)$$

Уравнение (12) является заключительным в группе выведенных соотношений и позволяет определить по исходным требованиям и характеристикам применяемых материалов запас прочности спирального ребра сетчатой структуры и окончательно, совместно с выражениями (5), (8) и (9), полностью определить геометрические параметры сетчатой структуры с обшивкой и ее проектировочную массу при помощи уравнения (10).

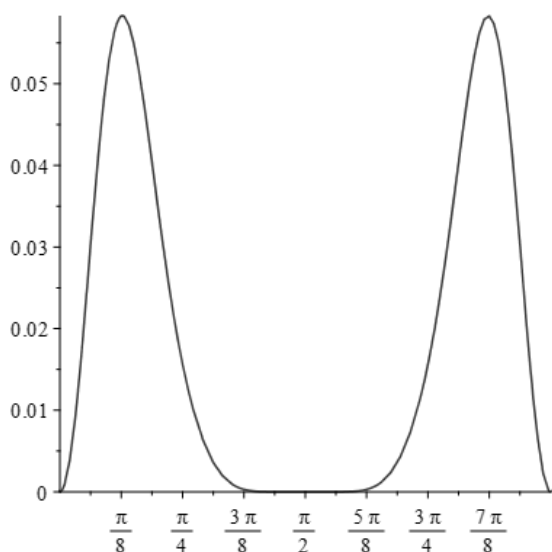


Рис. 4. График функции  $(1 - 2c^2s^2)c^8s^2$

Fig. 4. Graph of a function  $(1 - 2c^2s^2)c^8s^2$

## Результаты расчетов

Для проверки проведенных математических преобразований и полученных соотношений проведем численный эксперимент при помощи метода конечных элементов.

Рассмотрим задачу определения оптимальных параметров сетчатой структуры с металлической обшивкой диаметром 2 м и длиной 4 м. Количество пар спиральных ребер – 96, материал сетчатой структуры – углекомпозит на основе углеродного жгута Umatex UMT49S и эпоксидного связующего ЭХД-МД, материал обшивки – алюминиевый сплав АМг6. Проектирование осуществляется на осевую сжимающую нагрузку величиной 4МН.

В расчетах принимались следующие физико-механические характеристики (ФМХ) углекомпозита:  $E_\phi = 90$  ГПа,  $\mu_{21} = 0,19$ ,  $\rho_\phi = 1550$  кг/м<sup>3</sup>. Характеристики для металлической обшивки:  $E = 71,2$  ГПа,  $\nu = 0,3$ ,  $\rho_m = 2780$  кг/м<sup>3</sup>.

Уравнения (5), (8), (9)–(12) в результате вычислений позволяют построить графики, представленные на рис. 5.

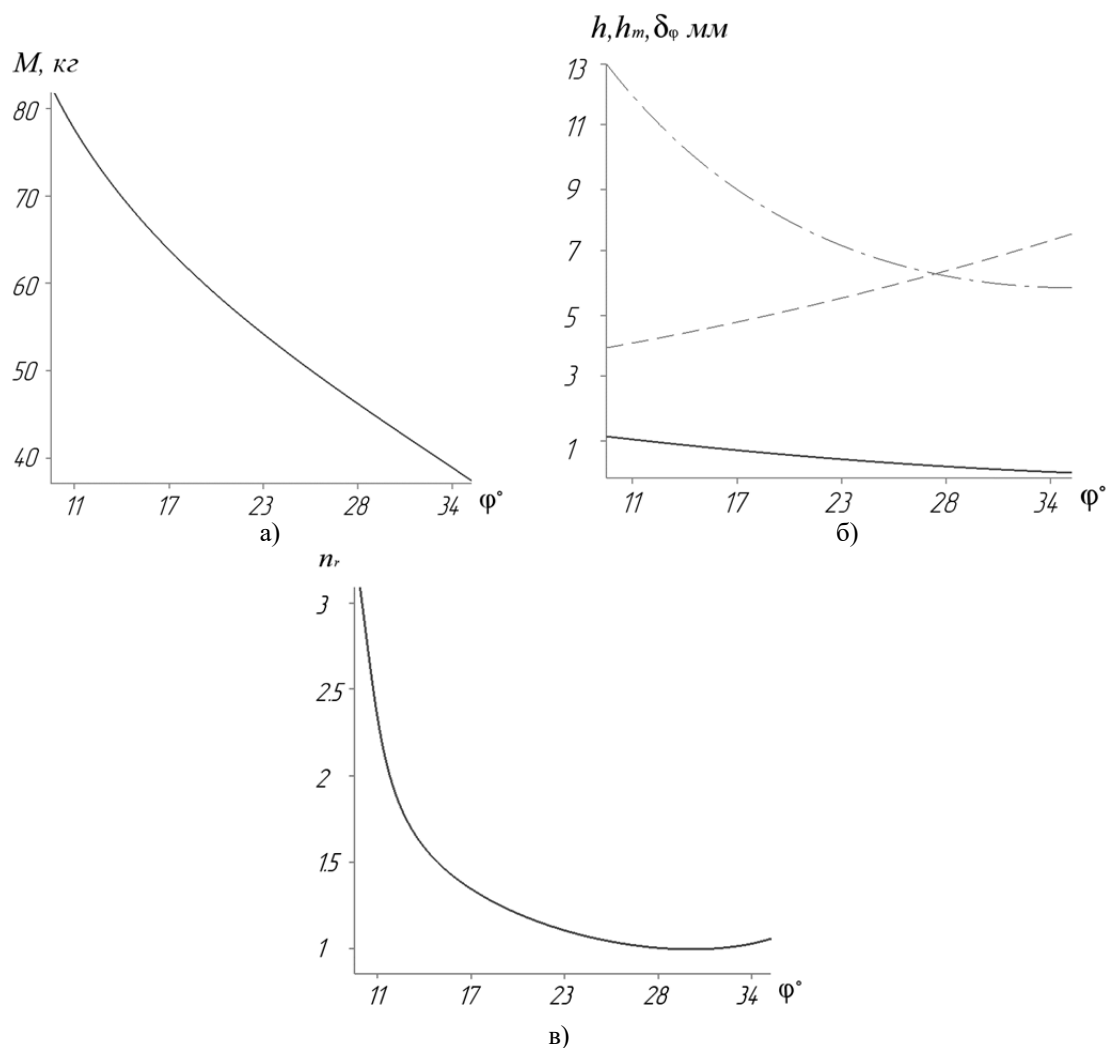
Модель сетчатой структуры, состоящая из спиральных ребер и тонкой металлической обшивки, соединенных между собой в ограниченном количестве локальных точек (около 2,5 тыс. креплений), представлена на рис. 6. Для наглядности ребра и обшивка представлены с добавлением эффекта прозрачности.

В данной модели ребра моделируются при помощи одномерных балочных элементов, а обшивка при помощи элементов типа пластина. Количество элементов в модели составляет 364 033, количество узлов – 359 137.

## Обсуждение полученных результатов

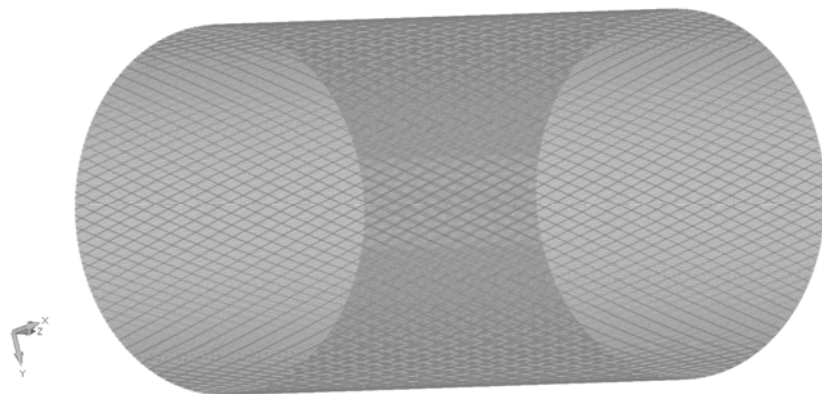
Анализ внешнего вида деформированного состояния (рис. 7) показывает, что металлическая обшивка с дискретными элементами крепления ведет себя внешне очень похоже на поведение кольцевых ребер.

Из рис. 5, б была выбрана структура с углом наклона спиральных ребер 16,875°. Для этой структуры, согласно рисунку, толщина металлической обшивки составляет 0,8 мм, высота спиральных ребер сетчатой структуры – 9 мм, ширина спиральных ребер – 5 мм. Результаты расчетов приведены в табл. 1.

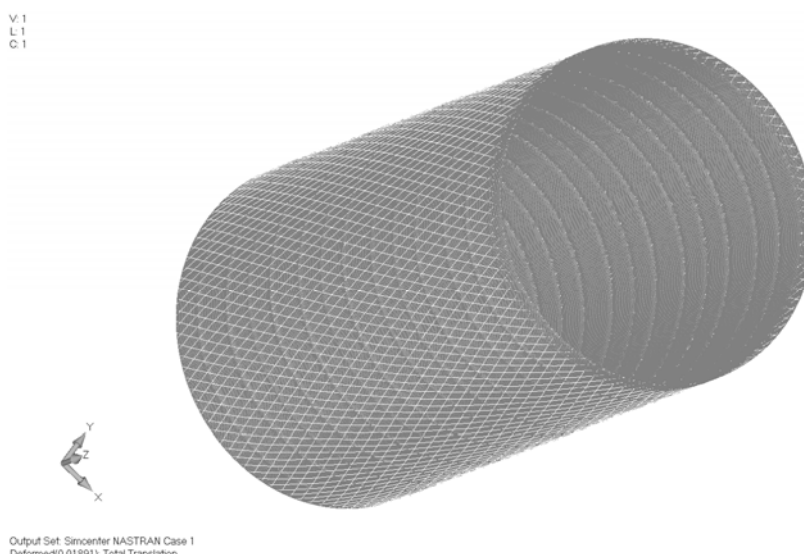


**Рис. 5.** Зависимости массы (а), геометрических параметров сетчатой структуры (б) (штрих-пунктирная линия – высота спирального ребра  $h$ , штриховая линия – ширина ребра  $\delta_\varphi$ , сплошная линия – толщина металлической обшивки  $h_m$ ) и коэффициента запаса прочности (в) от угла наклона спиральных ребер (от 10 до 35 градусов)

**Fig. 5.** Dependences of the mass (а), the geometric parameters of the lattice structure (б) (dashed-dotted line is the height of the spiral rib  $h$ , the dashed line is the width of the rib  $\delta_\varphi$ , the solid line is the thickness of the metal skin  $h_m$ ) and the load factor (в) on the inclination angle of spiral ribs (from 10 to 35 degrees)



**Рис. 6.** Конечнoэлементная модель сетчатой структуры с металлической обшивкой и без кольцевых ребер  
**Fig. 6.** FEM of the lattice structure with metal skin and without ring ribs



**Рис. 7.** Картина деформирования структуры из спиральных ребер и металлической обшивки, скрепленных дискретными крепежными элементами, при нагружении осевой сжимающей силой  
**Fig. 7.** Deformation pattern of the structure made of spiral ribs and metal skin, fastened with discrete fasteners, when loaded with an axial compressive force

**Таблица 1**  
**Table 1**

Результаты расчетов и численного эксперимента  
Calculations and numerical experiment results

	Масса конструкции, кг	Запас прочности спирального ребра
Оптимальное проектирование	114,25*	1,21
КЭ-модель	111,75	1,24
Относительная погрешность, Δ	2,19 %	2,48 %
*Примечание. В случае традиционного проектирования без учета металлической обшивки вес аналогичной сетчатой структуры составит 112,6 кг, а дополнительный вес металлической алюминиевой обшивки 55,8 кг.		

Анализируя результаты, представленные в табл. 1, можно сделать вывод о том, что значения, полученные по формулам, представленным в настоящей статье, отличаются от результатов численного эксперимента не более чем на 2,5 %, что вполне достаточно для целей проектировочного расчета, при этом оценка массы происходит с небольшим превышением (2,19 %), что позволяет рассчитывать на более точное соответствие полученных проектировочных значений реальной конструкции в связи с некоторым неизбежным увеличением массы итогового изделия из-за технологических особенностей производства – наличия наплывов связующего, финишной шпатлевки и т. п. В то же время

оценка запаса прочности получается с некоторым занижением коэффициента безопасности (около 2,5 %), что идет в запас реальной изготовленной конструкции.

Если же сравнивать предлагаемый подход с традиционным, используемым в настоящее время [1, 11–13], то экономия массы за счет учета работы обшивки может составить 32 %.

## Заключение

В заключение можно сказать о том, что в работе предложен новый метод оптимального проектирования сетчатых конструкций, име-

ющих внешние обшивки, позволяющий привести к существенной экономии массы конструкции по сравнению с существующими проектировочными методиками.

## Список литературы

1. **Vasiliev V.V., Morozov E.V.** Advanced mechanics of composite materials and structures. 4th ed. USA: Elsevier, 2018. 856 p. DOI: 10.1016/C2016-0-04497-2
2. **Giusto G., Totaro G., Spena P. и др.** Composite grid structure technology for space applications // *Materialstoday: proceedings*. 2021. Vol. 31, part 1. Pp. 332–340. DOI: 10.1016/j.matpr.2020.05.754
3. **Васильев В.В., Разин А.Ф.** Перспективы применения сетчатых композитных конструкций в гражданской авиации // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2016. № 11–12. С. 3–12.
4. **Бокучава П.Н., Евстафьев В.А., Бабук В.А.** Численное исследование влияния расположения кольцевых ребер на массу композитной сетчатой цилиндрической оболочки // *Конструкции из композиционных материалов*. 2020. № 1 (157). С. 3–5.
5. **Разин А.Ф., Слитков М.Н., Гарашенко А.Н.** Метод моделирования теплового состояния отсеков из сетчатых композитных оболочек для изделий ракетно-космической техники // *Вопросы оборонной техники. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении*. 2018. № 2 (189). С. 28–34.
6. **Коробейников А.Г., Барынин А.В., Жгутов А.В.** Оптимизация технологии намотки сетчатых оболочек с использованием многоленточных раскладывающих устройств // *Вопросы оборонной техники. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении*. 2018. № 2 (189). С. 17–21.
7. **Sorrentino L.** Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results / L. Sorrentino, M. Marchetti, C. Bellini, A. Delfini, M. Albano // *Composite Structures*. 2016. Vol. 143. Pp. 189–201. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.02.043
8. **Toh W., Yap Y.L., Koneru R. и др.** An investigation on internal lightweight load bearing structures [Электронный ресурс] // *International Journal of Computational Materials Science and Engineering (IJCMSE)*. 2018. Vol. 07, no. 04. ID: 1850025. 11 p. DOI: 10.1142/S2047684118500252 (дата обращения: 28.11.2021).
9. **Ding B.** Axial force identification of space grid structural members using particle swarm optimization method / B. Ding, J. Liu, Z. Huang, X. Li, X. Wu, L. Cai [Электронный ресурс] // *Journal of Building Engineering*. 2020. Vol. 32. ID: 101674. DOI: 10.1016/j.job.2020.101674 (дата обращения: 28.11.2021).
10. **Krivoshapko S.N.** Optimal shells of revolution and main optimizations // *Structural Mechanics of Engineering Constructions and Buildings*. 2019. Vol. 15, no. 3. Pp. 201–209. DOI: 10.22363/1815-5235-2019-15-3-201-209
11. **Азаров А.В., Разин А.Ф.** Континуальная модель сетчатой композитной структуры // *Механика композитных материалов и конструкций*. 2020. Т. 26, № 2. С. 269–281. DOI: 10.33113/mkmk.ras.2020.26.02.269\_281.09
12. **Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А.** Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1977. 144 с.
13. **Бунаков В.А.** Оптимальное проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек // *Механика конструкций из композиционных материалов: сборник научных статей*, 1992. Вып. 1. С. 101–125.
14. **Liu F.** Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity / F. Liu, R. Feng, K.D. Tsavdaridis, G. Yan [Электронный ресурс] // *Engineering Structures*. 2020. Vol. 204. ID: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910 (дата обращения: 28.11.2021).
15. **Yadzi M.S., Rostami S.L.L., Kohlahdooz A.** Optimization of geometric parameters in a specific composite lattice structure using neural networks and ABC algorithm // *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2016. Vol. 30, no. 4. Pp. 1763–1771. DOI: 10.1007/s12206-016-0332-1

16. **Li Zi-ying, Gan H.** Optimal design of space grid structure // International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (ICACHE 2015), 2015. Pp. 41–45.

17. **Francisco M.B.** Multiobjective design optimization of CFRP isogrid tubes using sunflower optimization based on metamodel / M.B. Francisco, J.L.J. Pereira, G.A. Oliver, F.H.S. da Silva, S.S. da Cunha Jr. G.F. Gomes [Электронный ресурс] // Computers & Structures. 2021. Vol. 249. ID: 106508. DOI: 10.1016/j.compstruc.2021.106508 (дата обращения: 28.11.2021).

18. **Беззаметнов О.Н.** Оценка влияния ударных повреждений на прочность интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии / О.Н. Беззаметнов, В.И. Митрайкин, В.И. Халиулин, В.А. Марковцев, А.Н. Шаныгин // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 4. С. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2 021-4-78-91

19. **Маскайкин В.А., Махров В.П.** Исследование теплопроводности многослойной теплоизоляционной обшивки летательных аппаратов в условии полета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 4. С. 118–130. DOI: 10.34759/vst-2021-4-118-130

20. **Склезнев А.А.** Несущая сетчатая оболочка из композиционных материалов с металлической обшивкой и способ ее изготовления / А.А. Склезнев, В.В. Васильев, А.Ф. Разин, В.А. Салов. Патент RU № 2765630 С1 / В64С 1/12, 01.02.2022.

## References

1. **Vasiliev, V.V. & Morozov, E.V.** (2018). *Advanced mechanics of composite materials and structures*. 4th ed. Elsevier, 856 p. DOI: 10.1016/C2016-0-04497-2

2. **Giusto G., Totaro G., Spina P. et al.** (2021). *Composite grid structure technology for space applications*. Materialstoday: proceedings, vol. 31, part 1, pp. 332–340. DOI: 10.1016/j.matpr.2020.05.754

3. **Vasiliev, V.V. & Razin, A.F.** (2016). *The outlook for the application of composite lattice structures to commercial aircraft frames*. All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”), no. 11–12, pp. 3–12. (in Russian)

4. **Bokuchava, P.N., Evstafyev, V.A. & Babuk, V.A.** (2020). *Numerical analysis of the influence of the circular ribs location on lattice cylindrical shells composite mass*. Composite Materials Constructions, no. 1 (157), pp. 3–5. (in Russian)

5. **Razin, A.F., Slitkov, M.N. & Gara-shchenko, A.N.** (2018). [Method for modeling the thermal state of compartments made of grid composite shells for rocket and space technology products]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Kompozitsionnyye nemetallicheskiye materialy v mashinostroyenii*, no. 2 (189), pp. 28–34. (in Russian)

6. **Korobejnikov, A.G., Barynin, A.V. & Zhgutov, A.V.** (2018). [Optimization of mesh winding technology using multi-tape unfolding devices]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Kompozitsionnyye nemetallicheskiye materialy v mashinostroyenii*, no. 2 (189), pp. 17–21. (in Russian)

7. **Sorrentino, L., Marchetti, M., Bellini, C., Delfini, A. & Albano, M.** (2016). *Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results*. Composite Structures, vol. 143, pp. 189–201. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.02.043

8. **Toh, W., Yap, Y.L., Koneru, R. et al.** (2018). *An investigation on internal lightweight load bearing structures*. International Journal of Computational Materials Science and Engineering (IJCMSE), vol. 07, no. 04. ID: 1850025. 11 p. HYPERLINK "https://doi.org/10.1142/S2047684118500252" DOI: 10.1142/S2047684118500252 (accessed: 28.11.2021).

9. **Ding, B., Liu, J., Huang, Z., Li, X., Wu, X. & Cai, L.** (2020). *Axial force identification of space grid structural members using particle swarm optimization method*. Journal of Building Engineering, vol. 32, ID: 101674. DOI: 10.1016/j.job.2020.101674 (accessed: 28.11.2021).

10. **Krivoshapko, S.N.** (2019). *Optimal shells of revolution and main optimizations*. Structural Mechanics of Engineering Construc-



tions and Buildings, vol. 15, no. 3, pp. 201–209. DOI: 10.22363/1815-5235-2019-15-3-201-209

**11. Azarov, A.V. & Razin, A.F.** (2020). *Continuum model of the lattice composite structure*. Mekhanika kompozitnykh materialov i konstruktsiy, vol. 26, no. 2, pp. 269–281. DOI: 10.33113/mkmmk.ras.2020.26.02.269\_281.09 (in Russian)

**12. Obratstov, I.F., Vasilev, V.V. & Bunakov, V.A.** (1977). [*Optimal reinforcement of rotary shell made of composite materials*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 144 p. (in Russian)

**13. Bunakov, V.A.** (1992). [*Optimal design of the lattice composite cylindrical shells*]. Mekhanika konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov: sbornik nauchnykh statey, pp. 101–125. (in Russian)

**14. Liu, F., Feng, R., Tsavdaridis, K.D. & Yan, G.** (2020). *Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity*. Engineering Structures, vol. 204, ID: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910 (accessed: 28.11.2021).

**15. Yadzi, M.S., Rostami, S.L.L. & Kohaldooz, A.** (2016). *Optimization of geometric parameters in a specific composite lattice structure using neural networks and ABC algorithm*. Journal of Mechanical Science and Technology, vol. 30, no. 4, pp. 1763–1771. DOI: 10.1007/s12206-016-0332-1

**16. Li, Zi-ying & Gan, H.** (2015). *Optimal design of space grid structure*. International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (ICACHE 2015), pp. 41–45.

**17. Francisco, M.B., Pereira, J.L.J., Oliver, G.A., da Silva, F.H.S., da Cunha Jr., S.S. & Gomes, G.F.** (2021). *Multiobjective design optimization of CFRP isogrid tubes using sunflower optimization based on metamodel*. Computers & Structures, vol. 249, ID: 106508. DOI: 10.1016/j.compstruc.2021.106508 (accessed: 28.11.2021).

**18. Bezzametnov, O.N., Mitryaikin, V.I., Khaliulin, V.I., Markovtsev, V.A. & Shanygin, A.N.** (2021). *Impact damages effect assessment on compressive strength of integral panels from polymer composite materials*. Aerospace MAI Journal, vol. 28, no. 4, pp. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2 021-4-78-91 (in Russian)

**19. Maskajkin, V.A. & Mahrov, V.P.** (2021). *Thermal conductivity research of the aircraft heat-insulating skin under flight conditions*. Aerospace MAI Journal, vol. 28, no. 4, pp. 118–130. DOI: 10.34759/vst-2021-4-118-130 (in Russian)

**20. Skleznev, A.A., Vasiliev, V.V., Razin, A.F. & Salov, V.A.** (2022). *Structural mesh shell made of composite materials with metal skin and method for manufacture thereof*. Patent RU, no. 2765630 C1 / B64C 1/12, February 01, 2022. (in Russian)

## Сведения об авторах

**Склезнев Андрей Анатольевич**, кандидат технических наук, доцент МАИ (НИУ), Институт 11, кафедра технологии композиционных материалов, конструкций и микросистем, andrey@skleznev.ru.

**Червяков Александр Анатольевич**, кандидат технических наук, доцент МАИ (НИУ), Институт 11, кафедра технологии композиционных материалов, конструкций и микросистем, matinamylo@yandex.ru.

**Агапов Илья Георгиевич**, кандидат технических наук, доцент МАИ (НИУ), Институт 11, кафедра технологии композиционных материалов, конструкций и микросистем, i.agapov54@inbox.ru.

### Information about the authors

**Andrey A. Skleznev**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), Institute 11, Technology of the Composite Materials, Constructions and Microsystems Chair, andrey@skleznev.ru.

**Alexander A. Chervyakov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), Institute 11, Technology of the Composite Materials, Constructions and Microsystems Chair, matinamylo@yandex.ru.

**Илья G. Агапов**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), Institute 11, Technology of the Composite Materials, Constructions and Microsystems Chair, i.agapov54@inbox.ru.

Поступила в редакцию 30.03.2022  
Принята в печать 25.07.2022

Received 30.03.2022  
Accepted for publication 25.07.2022

УДК 533.69  
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-83-95

## The use of vortex generators to improve the take-off and landing characteristics of transport category aircraft

V.G. Tsipenko<sup>1</sup>, M.V. Sagaydak<sup>2</sup>, V.I. Shevyakov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

<sup>2</sup>*IRKUT Corporation Regional Aircraft Branch, Moscow, Russia*

**Abstract:** The issue of using vortex generators to improve the take-off and landing characteristics of a transport category aircraft has been considered. Three directions have been analyzed. The first: the installation of vortex generators on the nacelles of the main engines to increase the maximum value of the lift coefficient in landing modes. The second: the installation of vortex generators on the upper surface of the flap to increase the lifting characteristics of the wing by improving the flow around the flap. The third: the installation of vortex generators in the tail unit to increase the efficiency of control surfaces and reducing handling speeds. Examples of the use of vortex generators in each of the directions are given. It is shown that the improvement of the aerodynamic characteristics of the aircraft is possible in the presence of wing separation boundaries on the lifting surfaces in flight operating modes and the elimination of these zones by installing vortex generators. The results of computational studies, experiments in wind tunnels, as well as data from flight tests of an experimental aircraft confirming the effectiveness of using vortex generators are presented. The concept of increasing their stability by installing vortex generators in places with maximum flow velocity is proposed. Considering this concept, new locations for installing vortex generators on the upper surface of the flap, as well as on the fin of an experimental aircraft for repeated flight tests have been selected. The installation of vortex generators on the fin involves increasing the efficiency of the rudder to reduce the handling speeds. The possibilities of optimizing the parameters of the installation of vortex generators are considered. Recommendations are given on the choice of shape, size, and angles of their installation, depending on the tasks solved with the help of vortex generators and considering the possible increase in drag from their installation.

**Key words:** aircraft, local aerodynamics, local flow separation, vortex generator, vortex harness, bearing surfaces, controls, harmful resistance, installation parameters.

**For citation:** Tsipenko, V.G., Sagaydak, M.V. & Shevyakov, V.I. (2022). The use of vortex generators to improve the take-off and landing characteristics of transport category aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 83–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-83-95

## Использование вихрегенераторов для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов транспортной категории

В.Г. Ципенко<sup>1</sup>, М.В. Сагайдак<sup>2</sup>, В.И. Шевяков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия*

<sup>2</sup>*ПАО «Корпорация "Иркут"» филиал «Региональные самолеты»,  
г. Москва, Россия*

**Аннотация:** Рассмотрен вопрос использования вихрегенераторов для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета транспортной категории. Проанализированы три направления. Первое – установка вихрегенераторов на мотогондолах маршевых двигателей для повышения максимального значения коэффициента подъемной силы на посадочных режимах. Второе – установка вихрегенераторов на верхней поверхности закрылка для повышения несущих свойств крыла за счет улучшения обтекания закрылка. Третье – установка вихрегенераторов на хвостовом оперении для повышения эффективности органов управления и снижения эволютивных скоростей. Приведены примеры использования вихрегенераторов по каждому из направлений. Показано, что улучшение аэродинамических

характеристик самолета возможно при наличии отрывных зон на несущих поверхностях на рабочих режимах полета и ликвидации этих зон путем установки вихрегенераторов. Представлены результаты расчетных исследований, экспериментов в аэродинамических трубах, а также данные летных испытаний опытного самолета, подтверждающие эффективность использования вихрегенераторов. Проанализирована физика образования вихревых жгутов. Предложена концепция повышения их устойчивости путем установки вихрегенераторов в местах с максимальной скоростью потока. С учетом этой концепции выбраны новые места установки вихрегенераторов на верхней поверхности закрылка, а также на киле опытного самолета для проведения повторных летных испытаний. Установка вихрегенераторов на киле предполагает повышение эффективности руля направления для снижения эволютивных скоростей. Рассмотрены возможности оптимизации параметров установки вихрегенераторов. Приведены рекомендации по выбору формы, размерам, углам их установки в зависимости от решаемых при помощи вихрегенераторов задач и с учетом возможного увеличения лобового сопротивления от их установки.

**Ключевые слова:** самолет, местная аэродинамика, локальный отрыв потока, вихрегенератор, вихревой жгут, несущие поверхности, органы управления, вредное сопротивление, параметры установки.

**Для цитирования:** Ципенко В.Г., Сагайдак М.В., Шевяков В.И. Использование вихрегенераторов для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов транспортной категории // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 83–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-83-95

## Introduction

At a certain point the flow separation sections appear on a wing upper surface while increasing the aircraft angle of attack. This leads to the decrease of wing lifting characteristics and the aircraft flight characteristics deterioration. There are similar phenomena on the upper surfaces of high lift devices and flight controls at high deflection angles – the flow separation decreases their efficiency. Using the stable vortex harnesses for flow stabilization is one of the ways to “postpone” the emergence of separation phenomena on the aircraft upper surface. Such harnesses may be made using special devices – vortex generators (VG). The simple VG constructions in the form of flat plates set on the upper surface at some angle towards the ram (incoming) flow are those used in aviation more frequently. They may be set on the upper surfaces of the wing, flap, on the engine nacelles, on the tail. The VGs in the form of rectangle, triangle or trapezoid are the most widespread ones, sometimes the VGs are paired up (fig. 1). Their geometry is diverse, but the work principle is the same – making the longitudinal vortices.

The use of VG, as a passive flow management technology element, was initially proposed in 1947 [1] by Tailor. Since then, there has been a lot of calculation and experimental studies (for example, [2–6]), dedicated to re-

search of vortices, made by VGs, nevertheless, the general theory of the phenomenon is not elaborated profoundly enough and the clear recommendations on VG parameters recognition and their setting to get the required effect have not been developed so far.

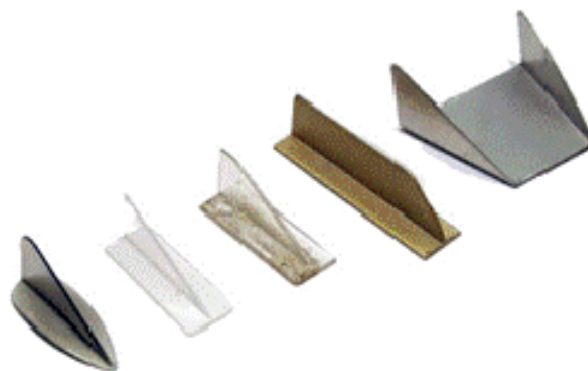
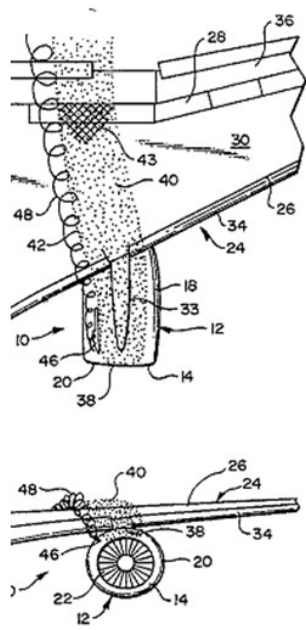


Fig. 1. Various types of vortex generators

The practical questions of VG use with an aim to enhance the aircraft field performance are discussed in the following work.

## VG use experience in aviation

VG use in aviation can be relatively divided into several areas: setting of the VGs on the engine nacelles, on the upper surfaces of the wing, on HLDs, in the tail unit.



Патент «Боинг»



Fig. 2. Vortex generator on the engine nacelle

The use of VGs on the main engine nacelles is one of the most known and widespread way of their implementation. The idea of using the vortex harness sustainability as the separation limiter on the wing upper surface due to negative impact of the engine nacelle while increasing the aircraft angle of attack is shown, for instance, in Boeing *US Patent № 4540143, 1985*. The VGs are usually set on the inner engine nacelles (fig. 2) for these purposes. Sometimes they also use the extra VGs, which are set on the outer side of engine nacelle.

Such VGs allow us to decrease lift losses. On some planes the separation area is due to the flow from the gap between the pylon and the deflected slat (fig. 3). The number of the VGs being set on the engine nacelles depends on physics of the process and the direction of flow separation area, nevertheless, in this case the main purpose of VG use remains unchanged – the increase of the aircraft max lifting capacity.

Nevertheless, it should be mentioned, that the effect from setting the one VG, as well as the two, occurs only whether the vortices hit the upper wing surface.

It is necessary to increase the wing lifting characteristics and/or to enhance the aerodynamic features while take-off to improve the field performance. VGs will help us do that only whether there are the separation areas on the wings in operational modes. Closing of the separation area will allow us to improve the wing flow and increase the lifting capacity. It is a challenge to decrease the flow resistance while using the VGs.

There are a lot of papers, for example, [7–9], on the topic of high lift devices efficiency increase. There are some cases of researching the diverse VG setting on power airfoil. Setting of converging VG on the lower surface of the inner wing in front of the deflected flap (fig. 4, on the left) is surveyed in the work [10]. The interesting place for VG setting is suggested in paper [11], where

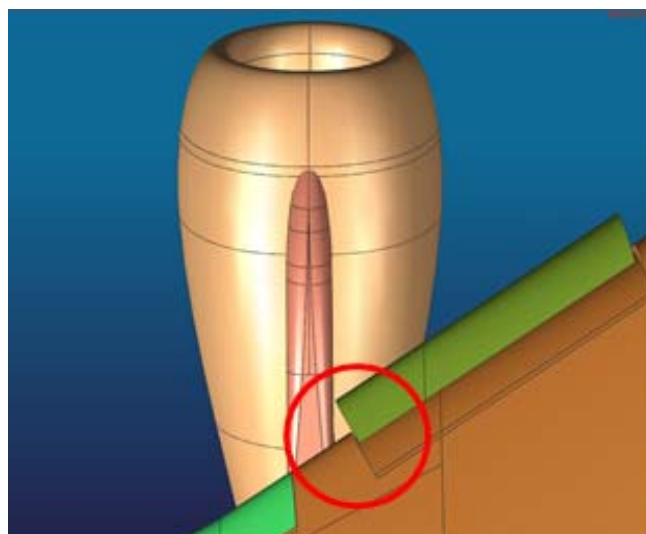


Fig. 3. The gap between the pylon and the slat



Fig. 4. Various options for installing vortex generators

the VGs are set on the surface of the inner wing in the gap between the wing and the flap (fig. 4, on the right).

The negative aspects should be mentioned, without estimating the effect of VG use in these cases: additional drag due to VG constantly being in the flow at an angle to it in the first case, and the impossibility of flap proper fairing to the wing core due to the flap and VG interference, in the second one. Both variants are not appropriate for the high-velocity aircraft, as they lead to aircraft performance deterioration.

Nowadays VGs are installed on the flap upper surface on some aircraft. Boeing 777 (fig. 5) may serve as an example.

In general, VG setting to “postpone” the separation on the flap is a rather efficient way of increasing the aircraft lift performance while take-off and landing in case there is a flow separation in this area. That is why the issue of VG setting should be resolved strictly for the certain aircraft type.

Increasing of the wing lift performance leads to the decrease of landing and take-off speeds, however, there are also limits at this very point – in terms of handling velocities, related to the controls efficiency. The demand for the high controls efficiency at low velocities forces us to use maximum angle of attacks of the controls surfaces, which leads to the separations occurring on them. The possible ways





Fig. 5. Installation of vortex generators on the flap

of “postponing” the separation phenomena on the controls – is using of stable vortex structures or single-slotted controls.

The use of VGs for purpose of controls efficiency increasing – is not the new approach, already implemented in practical aviation. VGs are set on both horizontal and vertical tail units of small aircraft, ones, to facilitate the elevators and rudder respectively ([www.blackmaxbraks.com](http://www.blackmaxbraks.com)).

It should be mentioned, that the lower surface of the horizontal part of the tail unit is the crucial area due to negative lift generation, that is why VGs are set exactly on it.

### The physics of the process. VG efficiency

It is necessary to understand the physics of the phenomenon, in order to apply VG properly. According to the widespread theory of preventing the friction boundary layer from separation with the VG, going beyond the friction boundary layer edge, the effect occurs due to the energy shift into the friction boundary layer from the outer flow and velocity profile change in it [12] (fig. 6).

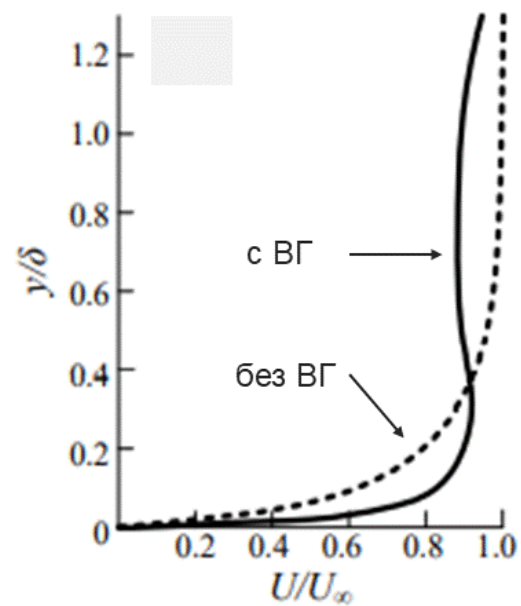


Fig. 6. Effect of the vortex generator on the velocity profile in the boundary layer

However, another approach is also possible. It can be said that the intensity and stability of the resulting vortex from the VG is the most important aspect in terms of influencing the outer flow. It is not that crucial whether the friction boundary layer gets extra energy

in purpose of gaining the effect, nevertheless, it is important to “postpone” the separation of the friction boundary layer. The effect of “postponing” the friction boundary layer separation can be presented schematically as a result of its “covering” upwards with the vortex harnesses from the VG. According to this, the system of stable vortices above the friction boundary layer should be organized in purpose of “postponing” its separation.

In fact, VG – is a mini wing and by analogy with a big one it can be said, that its tip vortex will dismount while generating the “lifting” force – transverse one in this very case. VG should have a “gliding angle” to the approach flow in this purpose. The direction of vortex spinning is set depending on the VG set angle and the force act direction.

VG may become an ordinary extra harmful resistance source and even provoke the local flow separation without the effect of transverse force generation. Perhaps, that is why they failed to get the effect of extra lifting force generation while aircraft model test activity in wind channel [13] – the VG sizes turned out to

be so small while scaling up, that they were not forming the stable vortex, but became the small local flow separation sources, changing the flow direction on the flap without the effect. This effect may be got whether the VG geometry is modelled properly and the model scale is large enough. For example, the effect of VG use on the flap is shown while testing a half-model of the A340 aircraft in wind channel (fig. 7).

It is shown that the separation area, almost on the two thirds of the flap surface, has almost disappeared after VG setting (fig. 8). And, consequently, the half-model aerodynamic features have improved, and the stalling angle has expanded significantly [9].

Efficiency of VG use depends on their setting parameters. The VG form and height, their being set chordwise, the angle of setting towards the flow, distance between the VGs refer to such parameters.

The main VG aim – is making a stable vortex in a right place. It is necessary to provide circumstances, which this vortex will be made in. There is a sufficient number of pa-

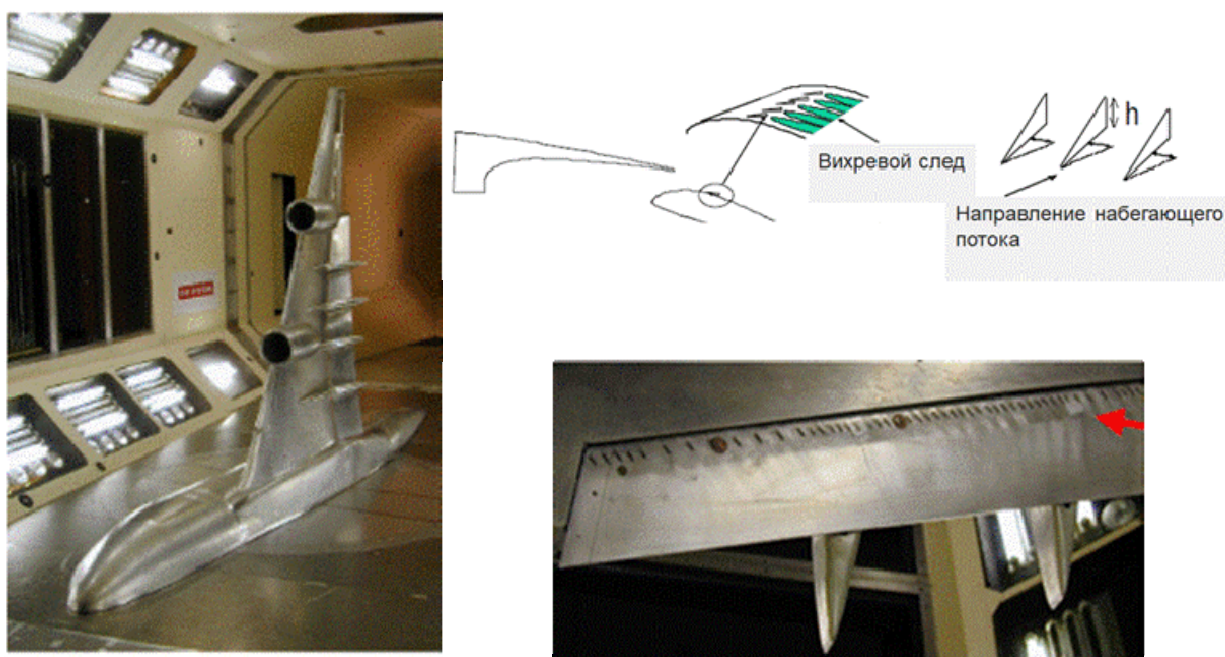


Fig. 7. A half-model of the A340 aircraft with vortex generators on the flap



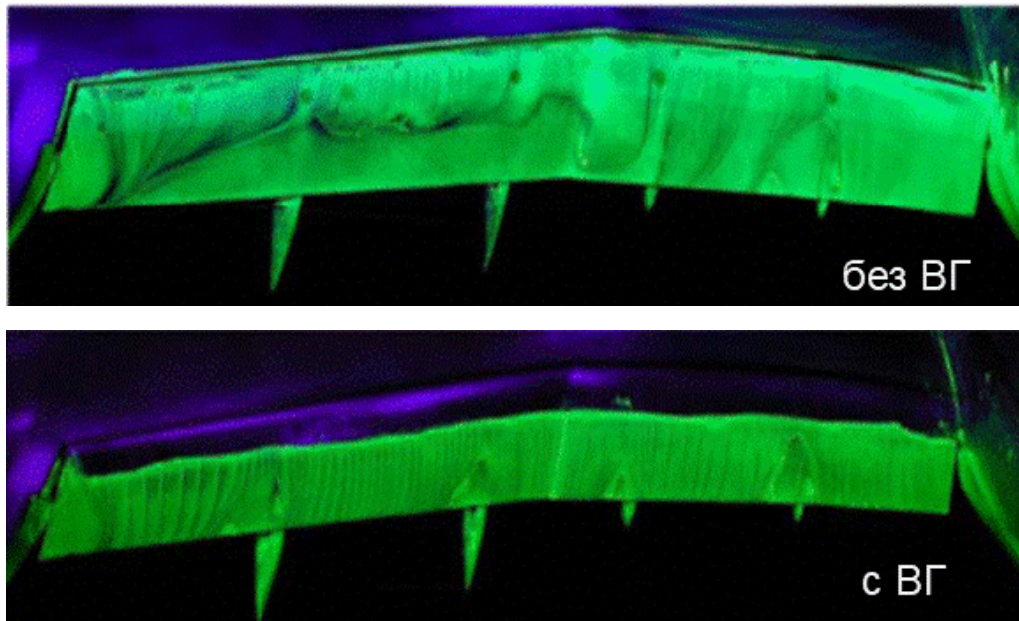


Fig. 8. Visualization of the flow around the flap of the A-340 half-model aircraft

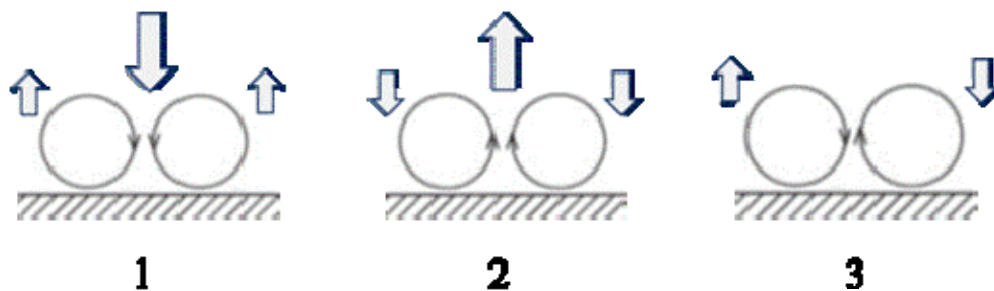


Fig. 9. Vortex rotation schemes

pers on the topic of vortex making process, both computational and experimental ones. Nevertheless, the general enough theory of the phenomenon is not elaborated profoundly enough and the clear recommendations on VG parameters recognition and their setting in order to get the demanded effect have not been developed so far.

The big number of works is dedicated to the search of the optimal VG location on the aircraft and the VG setting relating to the flow in purpose of getting the maximum effect and VG use analysis depending on their types. Setting the VGs parallel to each other is the simplest way. The diffuser VGs [14, 15] are also

used. Vortices of various direction (fig. 9) will be used depending on VG setting. The directions and intensity of the local speeds stimulated by vortices are shown with arrows. There the diffuser VG vortices on scheme 1, converging – on scheme 2, vortices of the two VGs, set at the same angle towards the flow – on scheme 3.

The data on one or another VG type efficiency is diverse. For example, in work [16] it is shown, that the efficiency of simple VGs, parallel to each other, and of diffuser ones is the same for rectangular wings, and of the converging ones – is significantly less. In work [17] it is described, that the diffuser VGs

are two times more efficient, than the simple ones, parallel to each other. The theoretical justification of such a conclusion – is that the various vortex spinning direction allows us to make a more stable vortex system, which provides the VG use efficiency. The question is controversial and should be scrupulously researched. However the conclusion of the schemes in Figure 9 is that the intensive component of speed, directed upwards, does not contribute to frictional boundary layer stability in VG setting area.

Vortex intensity depends on VG side force, as well as vortex intensity behind the wing depends on its lift. This power is in proportion to the VG flow squared velocity. According to this suggestion, VG height should, firstly, be more, than its depth, as the speed rate inside VG is small; secondly, it is desirable to find an area for VG setting with the highest flow speed rates and outside the frictional boundary layer. The area for VG setting can be established with the calculation methods according to the demands of the maximum speed close to the surface. It is possible to implement the approximate methods in purpose of frictional boundary layer depth detection.

The angle of VG setting should be enough for generating a side force, which stimulates spinning, and making a stable vortex due to VG and flow interference. The angle of setting should not, certainly, be large due to the extra harmful resistance occurrence, nevertheless, it cannot be small either, as there will not be a stable vortex. The value of  $15\div 17^\circ$  is frequently enough in relation to the local flow direction in VG setting area.

The issue of the optimal distance between the VGs is equally important – as the effect of VG use may be low in case of their infrequent setting, and it may disappear in case of a too frequent one due to vortex interference with each other and the loss of their stability. It should be considered that the number of VGs, as well as the harmful resistance, depends on distance between them. The distance is usually from 1 to 3% for wing devices and from 5 to 10% for the maximum tail chord

([www.blackmaxbraks.com](http://www.blackmaxbraks.com)) in low-speed aircraft. The VGs are usually set at the equal distance from one another.

## The peculiarities of practical VG use in aircraft

In practice the issue of improving the aircraft take-off and landing characteristics is divided into two directions: increasing the wing lifting and controls efficiency.

For example, in work [13] they have found out the presence of separation area on the flap upper surface in aircraft landing configuration in operational mode. That has allowed us to look forward to the opportunity of separation elimination with the help of VGs and for increase of wing lifting characteristics, respectively. It is noted in work [13], that the previous calculation studies showed us the presence of separation phenomena on the flap. Then the data of the aircraft flight testing while visualizing the flap flow by “tufting technique” have confirmed that. The opportunity of VG use on the upper flap surface is also considered in purpose of “postponing” the separation phenomena.

The forms of VG – triangle and trapezoid one – are researched with calculation methods. VGs were set ratably by the flap span, at the same angle to symmetry axis with the nose outside. Their height has been limited by the gap value to the wing structure elements. VG setting by the flap chord was established by the maximum flow acceleration area (minimum pressure coefficient value  $C_p$ ) on upper surface in the respectful flap section, which should provide vortex intensity and stability (fig. 10).

As a result of calculation studies there was no VG influence on lifting power maximum coefficient while various Reynolds numbers stated, although the pattern of flap flow while VG setting was changing. Experimental studies on the aircraft aerodynamic model in wind channel have not stated VG influence on total aerodynamic characteristics, which can be explained by the difficulty of VG modelling

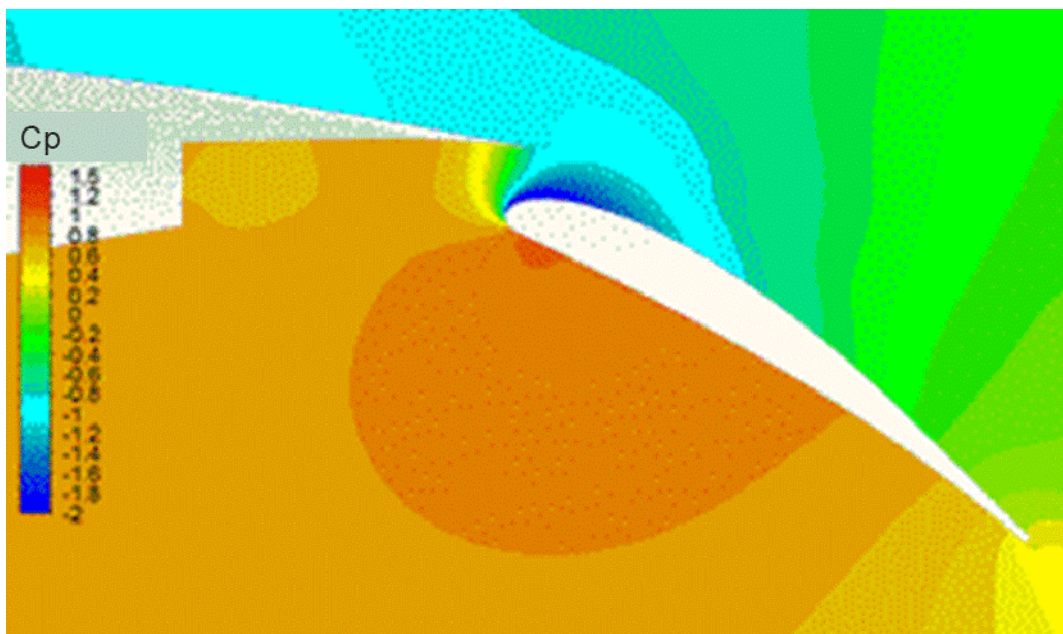


Fig. 10. Calculated distribution of the pressure coefficient in the flap area

while the scale of the model is relatively small (VG height was  $1.0\div 1.4$  mm). The character of the flap upper surface flow has a little bit changed.

The aircraft flight testing was conducted for the analysis of VG setting influence on aerodynamic characteristics. The trapezoid VGs were set on the flap upper surface with pitch of 200 mm along the flap slap at the angle of  $15^\circ$  to the aircraft centerline with the nose outside.

Flights on the large angle of attack showed us, that there is an effect of VG setting. Particularly, proceeding of flight-testing results with the use of regressive analysis methods allowed us to state the influence of VG on the maximum lifting power coefficient value for the landing configuration. That allows us to enhance the aircraft take-off and landing characteristics and expand its expected operation circumstances. Possible extra decrease in take-off and landing speeds may demand a decrease in handling speed.

To facilitate this, VGs are set on in the tail unit. The development of the stable vortices with the help of VGs allows us to look forward to increase in flight control surface effi-

ciency. Particularly, there are plans to run the aircraft flight testing with the aim of studying the possible increase in flight control surface efficiency. The optimal variant – is to set VGs on the forward part of the flight control surface, and appearance of VGs in the flow was only in case of large deviation angles of the flight control surface. VGs are inside the fin in cruising modes and do not develop additional harmful drag in this very case. Nevertheless, it is not always possible due to the small distance between the fin and elevator surfaces. VG height may not be enough for making a stable vortex in this case. VG setting on the fin in front of the flight control surface is less beneficial from the point of view of local speeds, nevertheless, it is, certainly, easier to be implemented. Besides that, such a setting will lead to the undesirable increase in drag in cruising mode, as it is necessary to set VGs at some angle to the flow in purpose of making a stable downward vortex. Although, according to the aircraft flow calculation, flow lines on the fin in cruising mode have some gradient (fig. 11), which decreases the local VG angle of attack.

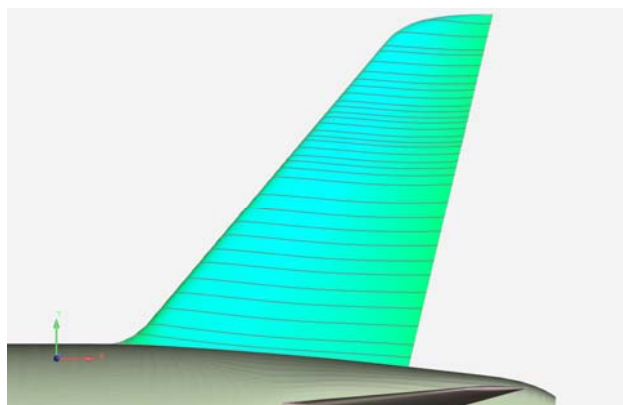


Fig. 11. Current lines on the fin in cruising mode

All mentioned above shows us the opportunity of local aerodynamic defect rectifying with VGs. Nevertheless, prevention of these defects at the stage of aerodynamic design is the best solution. It is not always possible, and the presence of VGs on the aircraft tells us, that the constructor knows that there are issues in local aerodynamics and takes an active approach towards them.

## Conclusion

Thus, the following should be noted. The use of VGs to facilitate the aircraft take-off and landing characteristics is appropriate in case of separation area presence on the surfaces in flight operation modes. The effect from VG use on aircraft may appear in case of them being set on the engine nacelle, upper flap surface, in the tail unit. Types of VGs, their geometrical and setting parameters should provide emergence of stable vortex harnesses, leading to “postponing” the friction boundary layer separation on the lifting surfaces.

## References

1. Taylor, H.D. (1947). *The Elimination of diffuser separation by vortex generators*. Research Department Report No. R-4012-3. United Aircraft Corporation, East Hartford, Connecticut, June, 32 p.
2. Westphal, R.W., Eaton, J.K. & Pauley, W.R. (1985). *Interaction between a vortex and a turbulent boundary layer in a streamwise pressure gradient*. *Turbulent Shear Flows* 5, in Durst, F., Launder, B.E., Lumley, J.L., Schmidt, F.W., Whitelaw, J.H. (eds.). Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 266–277. DOI: 10.1007/978-3-642-71435-1\_22
3. Pauley, W.R. & Eaton, J.K. (1988). *Experimental study of the development of longitudinal vortex pairs embedded in a turbulent boundary layer*. *Aeronautics i Astronautics Journal (AIAA J)*, vol. 26, no. 7, pp. 816–823. DOI: 10.2514/3.9974 (accessed: 23.10.2021).
4. Kim, W.J. & Patel, V.C. (1994). *Influence of streamwise curvature on longitudinal vortices imbedded in turbulent boundary layers*. *Computers and Fluids*, vol. 23, issue 5, pp. 647–673. DOI: 10.1016/0045-7930(94)90008-6
5. Garbaruk, A.V., Spalart, P.R., Strelets, M.Kh., Travin, A.K. & Shur, M.L. (2006). *Numerical modeling of separation control by mechanical and jet vortex generators*. *Mathematical Models and Computer Simulations*, vol. 18, no. 3, pp. 55–68. (in Russian)
6. Forster, K.J. & White, T.R. (2014). *Numerical investigation into vortex generators on heavily cambered wings*. *Aeronautics i Astronautics Journal (AIAA J)*, vol. 52, no. 5, pp. 1059–1071. DOI: 10.2514/1.J052529 (accessed: 23.10.2021).
7. Ghoddoussi, A. (1998). *A conceptual study of airfoil performance enhancements using CFD: A thesis bachelor of science*. Sojo University, 72 p.
8. Mahmood, A.F., Babenko, V.V. & Ishenko, S.A. (2012). [The effect of vortex generators on the aerodynamic characteristics of the AEROPRAKT A-20 aircraft model]. *Prikladnaya gidromekhanika*, vol. 14, no. 4, pp. 47–58. (in Russian)
9. Konig, J., Hansen, H., Coustols, E. & Dobrzyński, W. (2004). *New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR*. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2004. Jyväskylä, 24–28 July, p. 953.



10. **Jansen, D.P.** (2012). *Passive flow separation control on an airfoil-flap model the effect of cylinders and vortex generators: A thesis master of science*. Delft University of Technology, 92 p.

11. **Veldhuis, L.L.M. & van der Steen, M.** (2010). *Flow separation control by off surface elements*. 28th AIAA 2010 Applied Aerodynamics Conference. Chicago, Illinois 28 June – 1 July, 13 p. DOI: 10.2514/6.2010-4684 (accessed: 23.10.2021).

12. **Sun, Z.** (2015). *Micro vortex generators for boundary layer control: principles and applications*. International Journal of Flow Control, vol. 7, no. 1–2, pp. 67–86. DOI: 10.1260/1756-8250.7.1-2.67

13. **Dolotovskiy, A.V., Terekhin, V.A., Shevyakov, V.I., Babulin, A.A. & Chernov, Yu.P.** (2020). [Methods of increasing the maximum lifting force of an aircraft wing during take-off and landing using special devices]. Materialy XXXI nauchno-tehnicheskoy konferentsii po aerodinamike. TsAGI im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, pp. 92–93. (in Russian)

14. **Meunier, M. & Brunet, V.** (2008). *High-lift devices performance enhancement using mechanical and air-jet vortex generators*. Journal of Aircraft, vol. 45, no. 6, pp. 2049–2061. DOI: 10.2514/1.36836

15. **Souckova, N., Kuklova, J., Popelka, L. & Matejka, M.** (2012). *Visualization of flow separation and control by vortex generators on a single flap in landing configuration*. EPJ Web of Conferences, vol. 25, ID: 02026, 12 p. DOI: 10.1051/epjconf/20122502026 (accessed: 23.10.2021).

16. **Pearcey, H.** (1961). *Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control*. In book: Boundary layer and flow control. Vol. 2, in Lachmann G. (Ed.). Pergamon Press, Oxford, pp. 1167–1334. DOI: 10.1016/B978-1-4832-1323-1.50021-X

17. **Godard, G. & Stanislas, M.** (2006). *Control of a decelerating boundary layer. Part. 1: Optimizatin of passive vortex generators*. Aerospace Science and Technology, vol. 10, issue 3, pp. 181–191. DOI: 10.1016/j.ast.2005.11.007

## Список литературы

1. **Taylor H.D.** The Elimination of dif-fuser separation by vortex generators // Research Department Report No. R-4012-3. United Aircraft Corporation, East Hartford, Connecticut, June 1947. 32 p.

2. **Westphal R.W., Eaton J.K., Pauley W.R.** Interaction between a vortex and a turbulent boundary layer in a streamwise pressure gradient. Turbulent Shear Flows 5 / F. Durst, B.E. Launder, J.L. Lumley, F.W. Schmidt, J.H. Whitelaw (eds.). Springer, Berlin, Heidelberg, 1985. Pp. 266–277. DOI: 10.1007/978-3-642-71435-1\_22

3. **Pauley W.R., Eaton J.K.** Experimental study of the development of longitudinal vortex pairs embedded in a turbulent boundary layer [Электронный ресурс] // Aeronautics i Astronautics Journal (AIAA J). 1988. Vol. 26, no. 7. Pp. 816–823. DOI: 10.2514/3.9974 (дата обращения: 23.10.2021).

4. **Kim W.J., Patel V.C.** Influence of streamwise curvature on longitudinal vortices imbedded in turbulent boundary layers // Computers and Fluids. 1994. Vol. 23, iss. 5. Pp. 647–673. DOI: 10.1016/0045-7930(94)90008-6

5. **Гарбарук А.В.** Численное моделирование управления отрывом с помощью механических и струйных вихрегенераторов / А.В. Гарбарук, Ф.Р. Спаларт, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур // Математическое моделирование. 2006. Т. 18, № 3. С. 55–68.

6. **Forster K.J., White T.R.** Numerical investigation into vortex generators on heavily cambered wings [Электронный ресурс] // Aeronautics i Astronautics Journal (AIAA J). 2014. Vol. 52, no. 5. Pp. 1059–1071. DOI: 10.2514/1.J052529 (дата обращения: 23.10.2021).

7. **Ghoddoussi A.** A conceptual study of airfoil performance enhancements using CFD: A thesis bachelor of science. Sojo University, 2011. 72 p.

8. **Mahmood A.F., Бабенко В.В., Ищенко С.А.** Влияние генераторов вихрей на аэродинамические характеристики модели самолета «АЭРОПРАКТ А-20» // Прикладна гідромеханіка. 2012. Т. 14, № 4. С. 47–58.

9. **Konig J.** New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR / J. Konig, H. Hansen, E. Coustols, W. Dobrzyinski // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2004. Jyvaskyla, 24–28 July 2004. P. 953.

10. **Jansen D.P.** Passive flow separation control on an airfoil-flap model the effect of cylinders and vortex generators: A thesis master of science. Delft University of Technology, 2012. 92 p.

11. **Veldhuis L.L.M., van der Steen M.** Flow separation control by off surface elements [Электронный ресурс] // 28th AIAA 2010 Applied Aerodynamics Conference. Chicago, 28 June –1 July 2010. Chicago, Illinois, 2010. 13 p. DOI: 10.2514/6.2010-4684 (дата обращения: 23.10.2021).

12. **Sun Z.** Micro vortex generators for boundary layer control: principles and applications // International Journal of Flow Control. 2015. Vol. 7, no. 1–2. Pp. 67–86. DOI: 10.1260/1756- 8250.7.1-2.67

13. **Долотовский А.В.** Методы увеличения максимальной подъемной силы крыла самолета на взлетно-посадочных режимах

при помощи специальных устройств / А.В. Долотовский, В.А. Терехин, В.И. Шевяков, А.А. Бабулин, Ю.П. Чернов // Материалы XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, 29–30 октября 2020 г. ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2020. С. 91–92.

14. **Meunier M., Brunet V.** High-lift devices performance enhancement using mechanical and air-jet vortex generators // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45, no. 6. Pp. 2049–2061. DOI: 10.2514/1.36836

15. **Souckova N.** Visualization of flow separation and control by vortex generators on a single flap in landing configuration / N. Souckova, J. Kuklova, L. Popelka, M. Matejka [Электронный ресурс] // EPJ Web of Conferences, 2012. Vol. 25. ID: 02026. 12 p. DOI: 10.1051/epjconf/20122502026 (дата обращения: 23.10.2021).

16. **Pearcey H.** Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control // Boundary layer and flow control. Vol. 2 / In G. Lachmann (Ed.). Oxford: Pergamon Press, 1961. Pp. 1167–1334. DOI: 10.1016/B978-1-4832-1323-1.50021-X

17. **Godard G., Stanislas M.** Control of a decelerating boundary layer. Part. 1: Optimization of passive vortex generators // Aerospace Science and Technology. 2006. Vol. 10, iss. 3. Pp. 181–191. DOI: 10.1016/j.ast.2005.11.007

### Information about the authors

**Vladimir G. Tsipenko**, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aerodynamics, Airframe and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, avas38@yandex.ru.

**Mikhail V. Sagaydak**, IRKUT Corporation Regional Aircraft Branch, mikhaelvs@mail.ru.

**Vladimir I. Shevyakov**, Doctor of Technical Sciences, the Head of the Aerodynamics Performance Department, IRKUT Corporation Regional Aircraft Branch, shevvi@mail.ru.

### Сведения об авторах

**Ципенко Владимир Григорьевич**, доктор технических наук, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, avas38@yandex.ru.

**Сагайдак Михаил Вадимович**, старший специалист департамента аэродинамических характеристик ПАО «Корпорация "Иркут"», филиал «Региональные самолеты», mi-khaelvs@mail.ru.

**Шевяков Владимир Иванович**, доктор технических наук, начальник департамента аэродинамических характеристик ПАО «Корпорация "Иркут"», филиал «Региональные самолеты», shevvi@mail.ru.

Поступила в редакцию 22.04.2022  
Принята в печать 25.07.2022

Received 22.04.2022  
Accepted for publication 25.07.2022

ББК 05  
Н 34  
Св. план 2022

Научный Вестник МГТУ ГА  
Том 25, № 04, 2022  
Civil Aviation High TECHNOLOGIES  
Vol. 25, No. 04, 2022

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Оформить подписку на печатную версию журнала можно на сайте Объединенного каталога «Пресса России» [www.pressa-rf.ru](http://www.pressa-rf.ru). Подписной индекс 84254.

---

Подписано в печать 25.07.2022.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

12,0 усл. печ. л.

Заказ № 927/130

Тираж 50 экз.

---

Московский государственный технический университет ГА  
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20  
Изготовлено в ИД Академии имени Н. Е. Жуковского  
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А  
Тел.: (495) 973-45-68  
E-mail: [artpress@mail.ru](mailto:artpress@mail.ru)