

Том 24, № 06, 2021

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

# Научный Вестник МГТУ ГА



## Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 24, No. 06, 2021

Издается с 1998 г.

Москва  
2021

*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., доцент кафедры 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, Хуан, 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 авиационной техники, Технический университет в Кошице, Кошице, Словацкая Республика.

Сайт: <http://avia.mstuca.ru>

E-mail: [vestnik@mstuca.aero](mailto:vestnik@mstuca.aero)

Тел.: +7 (499) 459-07-16

*Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается*

## Chief Editorial Board

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

## Members of the 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;

*Vacily 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 автоматики и процессов управления Дальневосточного отделения РАН, Владивосток, Россия;

**Акиншин Р.Н.**, проф., д. т. н., в. н. с., секция оборонных проблем МО РФ при президенте 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;

**Бышинский 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;

**Кубланов М.С.**, проф., д. т. н., профессор МГТУ ГА, 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;

**Нечаев Е.Е.**, проф., д. т. н., зав. каф. МАИ (национального исследовательского университета), 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., проф. МГТУ ГА, 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, 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;

**Michael S. Kublanov**, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 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;

**Evgeniy E. Nechaev**, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia;

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

**Alexander 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;

**Viktor 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**, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 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>Gryadunov K.I., Timoshenko A.N., Balishin K.E., Ermolaeva U.V.</b> The jet fuels anti-wear properties indicator .....	8
<b>Гаспарян Г.А., Кулаков М.В.</b> Применение конструктора зональной навигации для оптимизации стандартных маршрутов прибытия в аэропорт Шереметьево .....	17

### *АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА*

<b>Вышинский В.В., Зоан К.Т.</b> Обтекание горного ландшафта в окрестности аэропорта Дананг атмосферным ветром и вопросы безопасности полета .....	27
<b>Князев А.С.</b> Использование авиасимулятора X-Plane и среды моделирования SimInTech в учебном процессе при проведении практического занятия «Обработка полетной информации» .....	42
<b>Ovchinnikov V.V., Petrov Yu.V., Ganiev Sh.F.</b> Effect of paragliding wing dome shape on its aerodynamic characteristics .....	54
<b>Стрижиус В.Е.</b> Расчетная оценка усталостной долговечности углепластика в образцах двухсрезного болтового соединения .....	66

## CONTENTS

### *TRANSPORT*

<b>Gryadunov K.I., Timoshenko A.N., Balishin K.E., Ermolaeva U.V.</b> The jet fuels anti-wear properties indicator .....	8
<b>Gasparyan G.A., Kulakov M.V.</b> Optimization of standard arrival procedures at Sheremetyevo airport using rnav path terminators ....	17

### *AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY*

<b>Vyshinsky V.V., Zoan Kong Tin</b> Atmospheric wind flow around the mountain landscape in the vicinity of Danang airport and flight safety issues .....	27
<b>Knyazev A.S.</b> The use of the X-Plane flight simulator and SimInTech environment in the educational process during the practical lesson "Flight data processing" .....	42
<b>Ovchinnikov V.V., Petrov Yu.V., Ganiev Sh.F.</b> Effect of paragliding wing dome shape on its aerodynamic characteristics .....	54
<b>Strizhius V.E.</b> Fatigue life predictions of carbon fiber reinforced plastic in specimens of double-shear bolted joint .....	66

**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 621.45.04

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-8-16

**THE JET FUELS ANTI-WEAR PROPERTIES INDICATOR**

**K.I. GRYADUNOV<sup>1</sup>, A.N. TIMOSHENKO<sup>1</sup>, K.E. BALISHIN<sup>1</sup>, U.V. ERMOLAEVA<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup> Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

There are three main fuel brands for jet engines of civil aviation used: domestic TS-1 and RT and foreign, produced in relatively small volumes in Russia, JET A-1 (JET A-1). Since the end of the 2000s, foreign manufacturers have made claims to the quality of the mass-used domestic fuel brand TS-1, and these claims have not been specified. However, the service life of a number of foreign engines operating on TS-1 fuel has been reduced by 50%. This circumstance can be caused by both subjective reasons – commercial and political interests of equipment manufacturers, and the objective ones. The main objective reason may be that recently several Russian plants producing TS-1 fuel have begun to produce composite propellant under the same name, where products of secondary oil refining processes are added to the straight-run fractions. These fuels meet the requirements of the standard (GOST 10227-86), which does not contain an indicator that characterizes the anti-wear properties of jet fuels. In the standard for JET A-1 fuel, anti-wear properties are normalized, and they are also normalized in the standard for domestic fuels for supersonic aviation. The article presents comparative tests of anti-wear properties of samples of jet fuels used in the civil aviation. The article substantiates the relevance of the anti-wear properties indicator in the standard for domestic brands of jet fuels for subsonic aircraft introduction, as well as the comparative analysis of the anti-wear properties of fuels produced by various Russian oil refineries. Indicators and methods for assessing the anti-wear properties of aviation fuels can be different. As such an indicator, it is proposed to use the anti-wear properties indicator calculated after testing fuel samples on a four-ball friction machine.

**Key words:** aviation, jet fuel, aviation fuel, anti-wear properties of aviation fuels, four-ball friction machine, anti-wear properties indicator.

**INTRODUCTION**

Jet fuels are used in all the jet engines, providing us with a set of functions, one of which is lubrication [1–7] on which the operational reliability of fuel system friction pairs depends on. The friction pair of the high-priced plunger-lift equipment (inner cylinder – wobble plate; inner cylinder – shroud) is the one to be the most runover susceptible. Meanwhile the friction pair inner cylinder – wobble plate is the indicative one [2, 5–7].

The jet fuels of the TS-1, RT domestic brands by the GOST 10227-86<sup>1</sup> and of the foreign one JET A-1 by the GOST 32595–2013<sup>2</sup> are now produced for the civil aviation on the Russian petroleum processing plants. Nevertheless, there is the indicator of the lubricating ability in the standard for JET A-1, and there is no such an indicator in the standards for TS-1 and RT. It should also be noted, that the lubricating ability is normalized in the standard for the Russian supersonic aircraft fuel brands (GOST 12308-2013<sup>3</sup>).

<sup>1</sup> GOST 10227-86. (1986). Jet fuels. Moscow: Standartinform. 18 p.

<sup>2</sup> GOST 32595-2013. (2014). Aviation Turbine Fuel Jet A-1. Specifications. Moscow: Standartinform. 39 p. At the same there is also a national GOST R 52050-2006 (2014). for the given product. Moscow: Standartinform. 39 p.

<sup>3</sup> GOST 12308-2013. (2013). Thermostable Fuels T-6 and T-8B for Jet Engines. Specifications. Moscow: Standartinform. 22 p.

I.e., the lubrication ability of TS-1 and RT fuel brands was being estimated only by the classificatory methods of clearance while bringing them into service – decades ago. Nowadays the latter basic materials and formulation of these fuel brands differ from the former.

There are the claims to the quality of TS-1 in the Airworthiness Directives of the ASA – European Aviation Safety Agency (EU) of the administrative and executive aims relating to flight operating safety, and primarily, to the anti-wear properties of aviation fuels: EASA AD No.: 2017-0065<sup>4</sup>, EASA PAD No.: 17-023<sup>5</sup>, EASA CRD of PAD No. 17-023<sup>6</sup>. Thus, the durability of the range of foreign engines, run on TS-1, has been reduced by 50%<sup>7</sup> [8, 9, 10]. These claims are not specified; therefore, the given circumstance can be caused by both subjective, and objective reasons. The introduction of the indicator, which characterizes the fuel anti-wear properties, to the standards for jet fuels could serve to the solution of the problem. The choice of such an indicator is a topical issue.

Let us review the probable objective reason.

The anti-wear properties of aviation fuels depend on many factors: carbonic speciation, the presence of heteroatomic compounds, total purity, the presence of SAS, etc. The straight distillation and hydrogenolysis respectively have been the processes of TS-1 and RT jet fuel generation by the moment of estimating the lubrication ability by the classificatory methods of clearance. The range of agents, including the anti-wear ones, which have also changed nowadays [7, 11], is to be implied obligatory in the fuels, submitted to hydrotreating, deprived of natural components, which increase the lubricating ability.

The range of the Russian petroleum plants – in fact those streamlined plants, which widely implemented oil treatment secondary processes – produce, the so-called, composite propellant TS-1, which contains the products, generated by both the straight oil distillation and by means of the secondary oil treatment processes [12]. These factors, obviously, affect the fuel lubricating ability, which is not controlled.

It should also be noted, that there is no data on directly and indirectly distilled components formula in the mixed TS-1 fuel, as well as data on implying any agents into such a fuel. It seems impossible to distinguish the composite propellant from the un-mixed one – as they are produced according to the same standard under the same designation.

Nowadays the problem is widespread in Russia and affects all the petrol, oil, and lubricants – the same brand can be produced according to the various technologies out of the different raw materials [7].

It is also known [5], that conducting the full range of qual tests was obligatory while changing the raw material and making any modifications of the jet fuel production technology until the 1990s.

## FRAMEWORK

There is a wide variety of estimation methods of petrol, oil and lubricants lubricating characteristics, many of these methods may be used for estimating the lubricating characteristics of the aviation fuel. The foreign (American) method BOCLE (GOST 333906-2016<sup>8</sup>, ASTM D 5001-10<sup>9</sup>) is allowed

<sup>4</sup> EASA AD No.: 2017-0065. (2017). EASA Airworthiness Directive. ATA 73 – Engine Fuel and Control – Hydro-Mechanical Units – Operational Limitations. 3 p.

<sup>5</sup> EASA PAD No.: 17-023. (2017). EASA Notification of a Proposal to Issue an Airworthiness Directive – ATA 73 – Engine Fuel and Control – Hydro-Mechanical Units – Operational Limitations. 1 p.

<sup>6</sup> EASA CRD of PAD No. 17-023. (2017). EASA Comment Response Document– Notification of a Proposal to Issue an Airworthiness Directive – ATA 73 – Engine Fuel and Control – Hydro-Mechanical Units – Operational Limitations. 7 p.

<sup>7</sup> Kovba L.S. (2019). The Evaluation of the Fuel Quality Impact on Aircraft Sustainability Based on Maintenance Best Practices // InfoTech 2019.

<sup>8</sup> GOST 33906-2016. (2019). Aviation Turbine Fuels. Determination of Lubricity by the Ball-on-cylinder Lubricity Evaluator (BOCLE). Moscow: Standartinform. 37 p.

under the standards for estimating the lubricating features of the domestic jet fuels for the supersonic aircraft and JET A-1 fuel along with many other foreign fuels [13–17]. The appropriate apparatus is produced by the only international manufacturer.

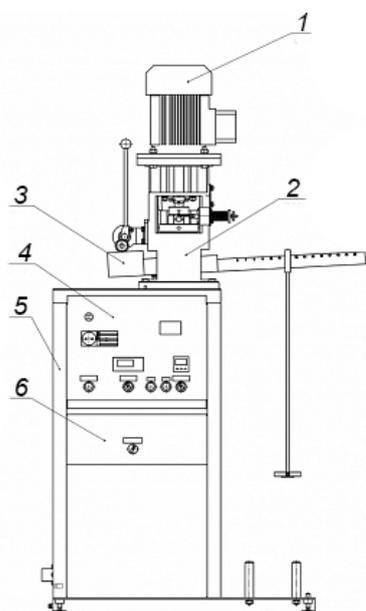
However, it does not have any advantages over many other methods [5, 18]. It does not emulate the work of the aircraft gas-turbine engines friction pairs, as demonstrated by the phrase in the given standard: "The BOCLE clearance method is not the direct reflection of the operating environment of the engine parts operation". There is also a remark: "The range of fuels rich in some sulphur compounds may indicate the abnormal results of the test". Therefore, the given method is not preferential for the TS-1 and JET A-1 sulphide fuels.

The simple and reliable four-ball friction machine (FFM – 1) (fig. 1 and fig. 2) can be used for comparative evaluation of aviation fuel lubricating characteristics.

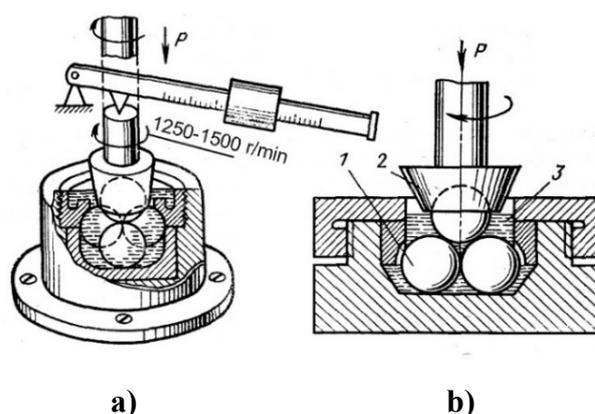
The essence of the method is in the calculation of the critical load – such a load, which leads to the loss of the fuel lubricating characteristics, – by the results of consequent loading by the abrupt increase in diameters of the wear scars, left by the upper shiftable ball 2 on the numb balls 1 (fig. 2) stuck in the securing clamp.

It is important to mention, that the given apparatus allows us to obtain the results, correlating well with the fuel control unit inner cylinders wear [5].

There are also such advantages of the method as: its simplicity and the low price of the technical equipment and expendable products, relatively high speed of the performance of the experiment (the loading is carried out in 10 seconds), the technical equipment is completely domestic, the short subject fuel consumption (up to 15 ml), relatively small size of the apparatus, etc. The covered method has the same advantages over the ones for the classificatory evaluation of the aviation fuel anti-wear characteristics, made for slightly different tasks.



**Fig. 1.** The four-ball friction machine block diagram:  
1 – braking motor with the hand-held arrester; 2 – molded case; 3 – the lever arm for axle loadings in friction joint; 4, 6 – operation panel; 5 – body frame



**Fig. 2.** The four-ball friction machine operation principle:  
a) the friction joint loading chart; b) the machine friction joint;  
1 – the fixed balls; 2 – the rotative ball; 3 – test fuel

<sup>9</sup> ASTM D 5001–10. (2014). Standard Test Method for Measurement of Lubricity of Aviation Turbine Fuels by the Ball-on-cylinder Lubricity Evaluator (BOCLE). 14 p.

### EXPERIMENTAL SET UP

The comparative evaluation was made for the three articles of aviation fuels of different brands and for the article of the composite propellant (TS-1 + RT), sampled from the aircraft tanks, according to the standardized test (GOST 9490-75<sup>10</sup>).

There are the results of the experiment in Figure 3. It can be seen, that the given articles of the fuel have the similar values of critical loads. Meanwhile the article of RT fuel has shown us the best anti-wear properties in the given test environment, the article of JET-A1 – the worst ones.

The different criterion may be used as an indicator of aviation fuel lubricating ability: the critical load, the diameter of the wear scars, the wear criteria, etc. The specified rate of the anti-wear properties in percentage terms, proposed by A.F. Aksenov [4]:

$$K = \frac{P_{кр}^И}{P_{кр}^Э} \cdot \frac{И_Э}{И_И} \cdot 100,$$

where  $K$  – the anti-wear properties indicator, %;

$P_{кр}^И$  – the critical load of metal friction shift from the fluid to the boundary in the subject fuel, kgf;

$P_{кр}^Э$  – the critical load of metal friction shift from the fluid to the boundary in the canonical fluid, kgf;

$И_Э$  – the metal wear in the canonical fuel, mm;

$И_И$  – the metal wear in the subject fuel, mm.

The metal wear is the average diameter of the wear scars in this very case.

On the basis of the experimental data, the indicators of the anti-wear properties of the aviation fuel articles under review are reflected in Table 1. The RT fuel brand, which has the best anti-wear properties among the given articles, is taken as a gold standard (100%) in this very example. The composite propellant has demonstrated the stronger performance, but is not a fuel brand, so that is why the indicator has not been calculated of anti-wear properties for it.

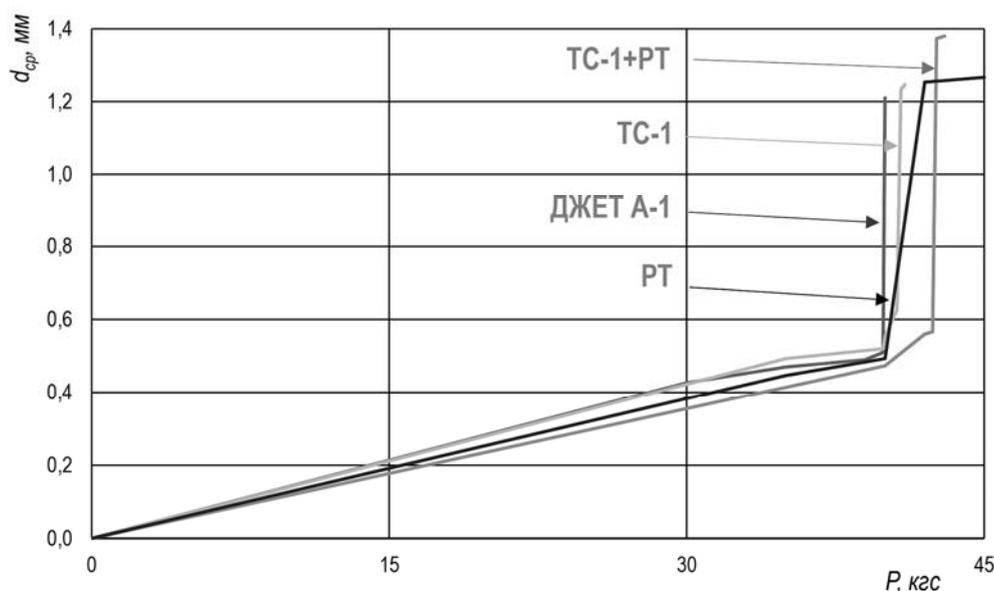


Fig. 3. The critical load of different fuel brands determining

<sup>10</sup> GOST 9490-75. (1975). Liquid Lubricating and Plastic Materials. Method of Test for Lubricating Properties on Four Ball Machine. Moscow: Standartinform, 40 p.

**Table 1**

Antiwear properties indicator of Aviation fuels

<b>The aviation fuel brand</b>	<b>Antiwear properties indicator K, %</b>
RT (PT)	100
TS-1 (TC-1)	98
JET A-1 (ДЖЕТ А-1)	96

## **DISCUSSION OF THE EXPERIMENTAL RESULTS**

The experiment is the introductory one. It shows us the opportunity of the domestic four-ball friction machine use for the jet fuel anti-wear properties evaluation, which is extremely relevant nowadays. The specified rate by A.F. Aksenov is proposed as the rate of the anti-wear properties.

The RT brand has the best anti-wear properties among the provided commercial fuel articles. The TS-1 of the straight-run distillation and JET A-1 proceed by the anti-wear properties reduction. Nevertheless, all the brands have the similar valuations of the anti-wear properties in the conditions of the performance of the experiment. The composite propellant – the fuel, which was collected from the aircraft tankage – has shown us the better anti-wear properties, than the fresh RT fuel. This can be explained by the effect of many factors, one of which is the following: the fuel in the aircraft tankage oxygenates in operation, as a result, the highly molecular oxidation products (methacrylate resins) afford in it, increasing the fuel lubricating ability.

The further development of the study is the solution of the following problems: comparison of the anti-wear properties of the commercial fuel, which is produced at the different Russian oil-processing plants using different technologies; determination of the relevant indicator, characterizing the jet fuel anti-wear properties; determination of the indicator permissible limits for the civil aviation fuel; display of the initiative for the implementation of the indicator in the standard for the jet fuel.

## **CONCLUSION**

1. The aviation fuel anti-wear properties depend on many factors and represent the operational reliability of fuel system friction pairs in the aviation engines. The anti-wear properties of the TS-1 fuel may reduce as it is laced with products of the secondary oil treatment processes and must be controlled, due to the widespread production of this fuel brand.

2. The aviation fuel anti-wear properties may be evaluated by the different indicator using the different methods. Including the anti-wear properties indicator, resulted with the four-ball friction machine.

3. The experiments showed us, that the selected aviation fuel articles have the similar anti-wear properties. The RT article has the best ones, and the JET A-1 – the worst ones. Comparative estimate of the anti-wear properties of the aviation fuel, which is produced at the different Russian oil-processing plants is relevant.

4. Control of the anti-wear properties of the civil aviation jet fuel of domestic brands is relevant, thus it is necessary to implement the lubrication ability indicator in the standard for the jet fuel.

## REFERENCES

1. **Seregin, E.P.** (2018). *Razvitiye khimmotologii* [Development of chemmotology]. Moscow: Pervyy tom, 880 p. (in Russian)
2. **Piskunov, V.A. and Zrelov, V.N.** (1978). *Vliyaniye topliv na nadezhnost reaktivnykh dvigateley samoletov: khimmotologicheskaya nadezhnost* [The fuel influence on the aircraft jet engines reliability: chemmotological reliability]. Moscow: Mashinostroyeniye, 270 p. (in Russian)
3. **Bratkov, A.A., Seregin, E.P., Gorenkov, A.F. and others.** (1978). *Himmotologiya raketnykh i reaktivnykh topliv* [Chemmotology of rocket and jet fuels]. Moscow: Khimiya, 304 p. (in Russian)
4. **Aksenov, A.F.** (1970). *Aviatsionnyye topliva, smazochnyye materialy i spetsialnyye zhidkosti* [Aviation fuels, lubricants and special liquids]. Moscow: Transport, 256 p. (in Russian)
5. **Gureev, A.A., Seregin, E.P. and Azev, V.S.** (1984). *Kvalifikatsionnyye metody ispytaniy neftyanykh topliv* [Qualification testing methods for petroleum fuels]. Moscow: Khimiya, 200 p. (in Russian)
6. **Bratkov, A.A. (Ed.)**. (1985). *Teoreticheskiye osnovy khimmotologii* [Theoretical foundations of chemmotology]. Moscow: Khimiya, 320 p. (in Russian)
7. **Gryadunov, K.I.** (2021). *Khimmotologiya aviatsionnykh goryuche-smazochnykh materialov* [Chemmotology of aviation fuels and lubricants]. Moscow: Izdatelskiy Dom Akademii Zhukovskogo, 184 p. (in Russian)
8. **Timoshenko, A.N.** (2009). *Chastnyye pretenzii k TS-1 ostayutsya bez razresheniya* [Private claims to the TS-1 remain without resolution]. *Aviaglobus*, no. 2 (118), p. 12–13. (in Russian)
9. **Uryavin, S.P. and Timoshenko, A.N.** (2010). *O rabote po otmene ogranicheniy na primeneniye aviatopliva TS-1 so storony zarubezhnykh dvigatelestroitelnykh korporatsiy* [On the work on lifting restrictions on the TS-1 jet fuel usage by foreign engine-building corporations]. *Assotsiatsiya OATO GA*, no. 5, p. 32–33. (in Russian)
10. **Gryadunov, K.I., Timoshenko, A.N., Melnikova, I.S. and Ermolaeva, U.V.** (2020). *Relevance of introduction of an indicator characterizing antiwearing properties of aircraft kerosenes into the Russian standard*. *Novyye materialy i perspektivnyye tekhnologii: sbornik materialov Shestogo mezhdistsiplinarnogo nauchnogo foruma s mezhdunarodnym uchastiyem* [New materials and promising technologies: a collection of materials of the Sixth Interdisciplinary Scientific Forum with International Participation]. Moscow: Avtonomnaya nekommercheskaya organizatsiya sodeystviya razvitiyu innovatsionnoy deyatel'nosti "Tsentr nauchno-tekhnicheskikh resheniy", p. 180–183. (in Russian)
11. **Litvinov, A.A.** (1987). *Osnovy primeneniya goryuche-smazochnykh materialov v grazhdanskoy aviatsii. Uchebnik dlya VUZov* [Bases of fuels and lubricants application in civil aviation: Textbook for Universities]. Moscow: Transport, 308 p. (in Russian)
12. **Likhterova, N.M., Shatalov, K.V., Kondratenko, V.V. and Baevskiy, D.F.** (2014). *The problem of evaluating the anti-wear properties of modern domestic jet fuels*. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 206, p. 37–42. (in Russian)
13. **Liberio, P.D. and Garver, J.M.** (1995). *Lubricity of military jet fuels*. *Lubrication Engineering*, vol. 51, p. 27–32.
14. **Blizard, N.C. and Bennett, P.A.** (1996). *A Comparison of modified elevated temperature HFRR test data with scuffing BOCLE results*. *SAE Transactions*, vol. 105, p. 1401–1411.
15. **van Leeuwen, H.J.** (2017). *Diesel fuel lubricity testing revisited: Tests von Dieselmotorschmierfähigkeit erneut betrachtet*. In book: 12. *Arnold Tross Kolloquium*. Germany: Shaker-Verlag, p. 212–240.
16. **Delgado, J., Gadea, M., Esarte, C. and Peláez, A.** (2020). *HFRR and SL-BOCLE lubricity of paraffinic diesel fuels considering different origins and final formulations with biodiesels and additives*. *Energy Fuels*, vol. 34, issue 3, p. 2654–2664. DOI: 10.1021/acs.energyfuels.9b03169

17. Lapuerta, M., García-Contreras, R. and Agudelo, J. (2010). *Lubricity of ethanol-biodiesel-diesel fuel blends*. Energy Fuels, vol. 24, issue 2, p. 1374–1379. DOI: 10.1021/ef901082k

18. Kondratenko, V.V., Suzikov, V.V. and Nikitin, I.M. (2019). *Optimizatsiya rezhima ispytaniya metoda otsenki protivoznosnykh svoystv reaktivnykh topliv na ustanovke PST-3* [Testing mode optimization of the method for evaluating the anti-wear jet fuels properties at the PST-3 installation]. "55 let khimmotologii – osnovnyye itogi i napravleniya razvitiya": sbornik tezisov dokladov Mezhdovedomstvennoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii ["55 years of chemotology – the main results and directions of development": Interdepartmental Scientific and Technical Conference: collection of abstracts]. Moscow: 25 GOSNII khimmotologii MO RF, p. 97–100. (in Russian)

### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Konstantin I. Gryadunov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, the Aircraft Fuel Supply and Repair Chair, k.gryadunov@mstuca.aero.

**Andrei N. Timoshenko**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, the Aircraft Fuel Supply and Repair Chair, a.timoshenko@mstuca.aero.

**Kirill E. Balishin**, Lead Engineer of Moscow State Technical University of Civil Aviation, the Aircraft Fuel Supply and Repair Chair, knpnlll@ya.ru.

**Uliyana V. Ermolaeva**, Master's Degree Student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, ulyana13m@me.com.

## ПОКАЗАТЕЛЬ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ

**К.И. Грядун<sup>1</sup>, А.Н. Тимошенко<sup>1</sup>, К.Э. Балышин<sup>1</sup>, У.В. Ермолаева<sup>1</sup>**  
<sup>1</sup>Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия

Для реактивных двигателей гражданской авиации используются три основные марки топлива: отечественные ТС-1 и РТ и иностранная, вырабатываемая в относительно небольших объемах в России, ДЖЕТ А-1 (JET A-1). С конца 2000-х гг. производители иностранной техники выдвигают претензии к качеству массово применяемой отечественной марки топлива ТС-1, причем эти претензии не конкретизируются. Однако ресурс ряда зарубежных двигателей, эксплуатирующихся на топливе ТС-1, сокращен на 50 %. Данное обстоятельство может быть вызвано как субъективными причинами – коммерческими и политическими интересами производителей техники, так и объективными. Основная объективная причина может состоять в том, что с недавнего времени ряд российских заводов, производящих топливо ТС-1, начали выпускать смесевое топливо под тем же наименованием, где в прягонные фракции добавляются продукты вторичных процессов переработки нефти. Данные топлива отвечают требованиям стандарта (ГОСТ 10227-86), в котором отсутствует показатель, характеризующий противоизносные свойства реактивных топлив. В стандарте на топливо ДЖЕТ А-1 противоизносные свойства нормируются, также они нормируются и в стандарте на отечественные топлива для сверхзвуковой авиации. В статье приведены сравнительные испытания противоизносных свойств образцов применяемых в ГА реактивных топлив. Обоснована актуальность введения показателя противоизносных свойств в стандарт для отечественных марок реактивных топлив для дозвуковых воздушных судов, а также проведения сравнительных анализов противоизносных свойств топлив, произведенных различными российскими нефтеперерабатывающими заводами. Показатели и методы оценки противоизносных свойств авиационных топлив могут быть различными. В качестве такого показателя предложено использовать показатель противоизносных свойств, рассчитываемый после проведения испытаний образцов топлив на четырехшариковой машине трения.

**Ключевые слова:** авиация, реактивное топливо, авиационное топливо, противоизносные свойства авиационных топлив, четырехшариковая машина трения, показатель противоизносных свойств.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Серегин Е.П.** Развитие химмотологии. М.: Первый том, 2018. 880 с.
2. **Пискунов В.А., Зрелов В.Н.** Влияние топлив на надежность реактивных двигателей самолетов: химмотологическая надежность. М.: Машиностроение, 1978. 270 с.
3. **Братков А.А., Серегин Е.П., Горенков А.Ф. и др.** Химмотология ракетных и реактивных топлив. М.: Химия, 1987. 304 с.
4. **Аксенов А.Ф.** Авиационные топлива, смазочные материалы и специальные жидкости. М.: Транспорт, 1970. 256 с.
5. **Гуреев А.А., Серегин Е.П., Азев В.С.** Квалификационные методы испытаний нефтяных топлив. М.: Химия, 1984. 200 с.
6. Теоретические основы химмотологии / Под. ред. А.А. Браткова. М.: Химия, 1985. 320 с.
7. **Грядунов К.И.** Химмотология авиационных горюче-смазочных материалов. М.: ИД Академии Жуковского, 2021. 184 с.
8. **Тимошенко А.Н.** Частные претензии к ТС-1 остаются без разрешения // *Авиаглобус*. 2009. № 2 (118). С. 12–13.
9. **Урявин С.П., Тимошенко А.Н.** О работе по отмене ограничений на применение авиатоплива ТС-1 со стороны зарубежных двигателестроительных корпораций // Ассоциация ОАТО ГА. 2010. № 5. С. 32–33.
10. **Грядунов К.И.** Актуальность введения показателя, характеризующего противоизносные свойства авиационных керосинов, в российский стандарт / К.И. Грядунов, А.Н. Тимошенко, И.С. Мельникова, У.В. Ермолаева // Новые материалы и перспективные технологии: сборник материалов Шестого междисциплинарного научного форума с международным участием. Москва, 23–27 ноября 2020 г. Москва: Автономная некоммерческая организация содействия развитию инновационной деятельности «Центр научно-технических решений», 2020. С. 180–183.
11. **Литвинов А.А.** Основы применения горюче-смазочных материалов в гражданской авиации: учебник для вузов. М.: Транспорт, 1987. 308 с.
12. **Лихтерова Н.М.** Проблема оценки противоизносных свойств современных отечественных реактивных топлив / Н.М. Лихтерова, К.В. Шаталов, В.В. Кондратенко, Д.Ф. Баевский // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2014. № 206. С. 37–42.
13. **Liberio P.D., Garver J.M.** Lubricity of military jet fuels // *Lubrication Engineering*. 1995. Vol. 51. P. 27–32.
14. **Blizard N.C., Bennett P.A.** A Comparison of modified elevated temperature HFRR test data with scuffing BOCLE results // *SAE Transactions*. 1996. Vol. 105. P. 1401–1411.
15. **van Leeuwen H.J.** Diesel fuel lubricity testing revisited: Tests von Dieselkraftstoffschmierfähigkeit erneut betrachtet. In book: 12. Arnold Tross Kolloquium. Germany: Shaker-Verlag, 2017. P. 212–240.
16. **Delgado J.** HFRR and SL-BOCLE lubricity of paraffinic diesel fuels considering different origins and final formulations with biodiesels and additives / J. Delgado, M. Gadea, C. Esarte, A. Peláez // *Energy Fuels*. 2020. Vol. 34, iss. 3. P. 2654–2664. DOI: 10.1021/acs.energyfuels.9b03169
17. **Lapuerta M., García-Contreras R., Agudelo J.** Lubricity of ethanol-biodiesel-diesel fuel blends // *Energy Fuels*. 2010. Vol. 24, iss. 2. P. 1374–1379. DOI: 10.1021/ef901082k
18. **Кондратенко В.В., Сузиков В.В., Никитин И.М.** Оптимизация режима испытания метода оценки противоизносных свойств реактивных топлив на установке ПСТ-3 // 55 лет химмотологии – основные итоги и направления развития: сборник тезисов докладов Межведом-

ственной научно-технической конференции. Москва, 27 ноября 2019 г. М.: 25 ГОСНИИ химмотологии МО РФ, 2019. С. 97–100.

### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Грядунев Константин Игоревич**, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, k.gryadunov@mstuca.aero.

**Тимошенко Андрей Николаевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, a.timoshenko@mstuca.aero.

**Балышин Кирилл Эдуардович**, старший техник кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, kpnlll@ya.ru.

**Ермолаева Ульяна Владимировна**, обучающаяся магистратуры МГТУ ГА, ulyana13m@me.com.

Поступила в редакцию 10.03.2021  
Принята в печать 25.11.2021

Received 10.03.2021  
Accepted for publication 25.11.2021

УДК № 629.7.067

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-17-26

## ПРИМЕНЕНИЕ КОНСТРУКТОРА ЗОНАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ СТАНДАРТНЫХ МАРШРУТОВ ПРИБЫТИЯ В АЭРОПОРТ ШЕРЕМЕТЬЕВО

Г.А. ГАСПАРЯН<sup>1</sup>, М.В. КУЛАКОВ<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия

Для упорядочения движения прибывающих воздушных судов органами обслуживания воздушного движения устанавливаются зоны ожидания. Одной из основных целей применения зон ожидания является увеличение длины маршрута полета ВС, что позволяет более эффективно организовать очередность на маршрутах прибытия. В статье рассматриваются текущие способы и предлагаются новые идеи повышения эффективности организации прибывающего потока путем применения конструктора зональной навигации с использованием типов участков маршрута вида Holding to Altitude (НА) для стандартных маршрутов прибытия в аэропорт Шереметьево. В качестве основного предложения по оптимизации организации воздушного движения на данном этапе и снижения нагрузки на диспетчера предлагается создание маршрутов в дополнение к текущим с включением в них зон ожидания, которые будут использоваться при необходимости для создания упорядоченного потока. Вероятностным методом рассчитана предельная пропускная способность существующих и предложенных маршрутов прибытия с использованием зон ожидания. Приведены предложенные варианты реструктуризации воздушного пространства Московского узлового диспетчерского района с сохранением точек начала стандартных маршрутов прибытия.

**Ключевые слова:** организация воздушного движения, зоны ожидания, ИКАО, воздушное пространство, навигация, зональная навигация, точность.

### ВВЕДЕНИЕ

В секторах Московского аэроузлового диспетчерского центра можно допустить возникновение возмущения потока прибытия, которое выражается в высокой интенсивности воздушного движения (ИВД), что существенно загружает диспетчерский состав. Особую сложность при УВД в секторах подхода представляет интенсивность прилетающих воздушных судов (ВС), т. к. они находятся в снижении, и существует вероятность конфликта с другими прибывающими судами. Это видно на примере организации прибытия в аэропорт Шереметьево. В статье будут предложены варианты повышения эффективности применения зон ожидания на случай превышения пропускной способности с использованием различных участков пути Path Terminators<sup>1,2,3</sup> [1, 2].

### ИЗМЕНЕНИЕ МАРШРУТОВ ПРИБЫТИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УЧАСТКОВ НА

Маршруты вылета и прибытия зональной навигации формируются из точек пути WP и участков пути между ними. Для перевода текстового описания схем в кодовую форму, приемлемую для навигационных систем, применяется концепция Path and Terminator (траектория и указатель ее окончания). Для целей RNP следует использовать поднабор из шести указателей окончания траекторий: IF, TF, RF, NM, NF и NA, который будет рассмотрен в данной статье [3].

<sup>1</sup> Федеральные авиационные правила «Организация воздушного движения в Российской Федерации», приказ МИНТРАНСА от 25.11.2011, № 293, 2011. 139 с.

<sup>2</sup> Doc. ICAO 9613-AN/937: Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). 3-е изд. // ИКАО, 2008. 304 с.

<sup>3</sup> Doc. ICAO 8168: Производство полетов воздушных судов. Т. II. Построение схем визуальных полетов и полетов по приборам. 4-е изд. // ИКАО, 2006. 386 с.

На подавляющем большинстве маршрутов используются только участки track-to-fix (TF). Они просты для выполнения и не требуют дополнительных расчетов при составлении маршрутов. Остальные указатели окончания траектории пока не получили широкого распространения вследствие трудностей их программирования в FMS воздушных судов разных производителей и получения соответствующих допусков [4].

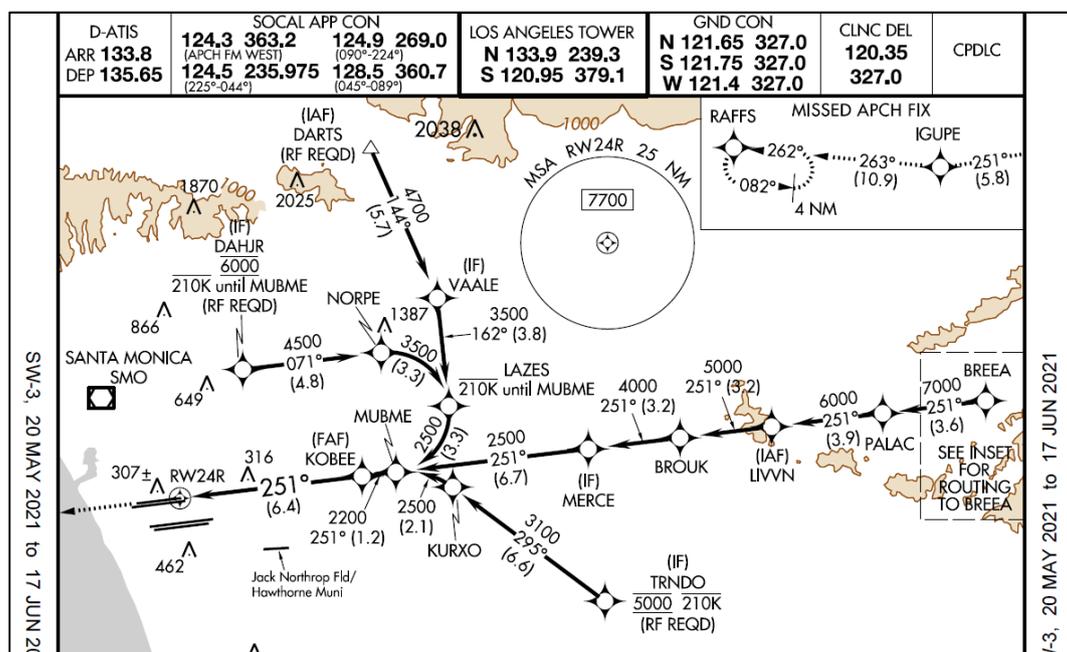


Рис. 1. Маршрут с использованием участка RF  
Fig. 1. RF leg route

В настоящее время указанные недостатки постепенно устраняются, следовательно, появляются возможности для внедрения остальных типов участков маршрута. Например, в Новой Зеландии и США уже применяются участки типа radius-to-fix (полет по дуге к точке) на схемах начального этапа захода на посадку (рис. 1, от точки NORPE)<sup>4</sup>. Тем не менее общая доля применения указанных процедур во всем мире остается незначительной<sup>5</sup>.

Предложение заключается в альтернативном удлинении маршрутов прибытия путем использования конструктора зональной навигации и внедрения зон ожидания, выполненных по типу HA – Holding to Altitude, т. е. процедура ожидания отменяется при достижении установленной высоты (эшелона полета). В этом случае маршрут будет довольно компактно располагаться в горизонтальной плоскости, но его технологическая вместимость будет относительно высока. Располагаться зоны ожидания будут в отдельных точках и использоваться лишь в случае внезапной перегрузки конечного участка STAR. После зоны ожидания следует участок Direct flight на точку WP, т. к. судно может достичь установленной высоты в любом месте зоны ожидания<sup>6,7</sup> [5, 6–9].

<sup>4</sup> Los Angeles International Airport [Электронный ресурс] // SkyVector. 2021. URL: <https://skyvector.com/airport/LAX/Los-Angeles-International-Airport> (дата обращения: 16.10.2021).

<sup>5</sup> New Zealand AIP [Электронный ресурс] // AIP New Zealand. 2021. URL: <https://www.aip.net.nz/> (дата обращения: 16.10.2021).

<sup>6</sup> Performance-based Navigation (PBN) Implementation and Usage [Электронный ресурс] // Federal Aviation Administration. 2021. URL: [https://www.faa.gov/air\\_traffic/community\\_involvement/dashboard/](https://www.faa.gov/air_traffic/community_involvement/dashboard/) (дата обращения: 12.08.2021).

<sup>7</sup> Распределение Пуассона дискретной случайной величины [Электронный ресурс] // FUNCTION (x). 2018. URL: [https://function-x.ru/probabilities\\_distribution\\_poisson.html](https://function-x.ru/probabilities_distribution_poisson.html) (дата обращения: 12.08.2021).

Для эффективного использования зон ожидания с НА необходимо учитывать ряд особенностей. Нормальная работа таких зон ожидания предусматривает постоянное снижение (CDO) с одинаковой вертикальной скоростью для всех ВС. Поступательная скорость судов может отличаться ( $W_1 \neq W_2$ ), и это надо учитывать при построении (рис. 2). Воздушные суда завершат выполнять зону ожидания в разных точках, поэтому на выходе из нее должна быть возможность занятия судами минимум двух эшелонов для их бесконфликтного полета по участку Direct Flight [10, 11].

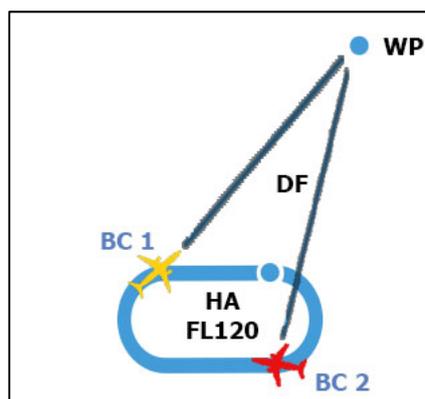


Рис. 2. Зона ожидания вида Holding to Altitude  
Fig. 2. Holding to Altitude holding area

На рис. 3 и 4 представлены зоны ожидания, которые предлагается использовать для стандартных маршрутов посадки на оба посадочных курса. Направления входа в Московский аэроузловой диспетчерский центр (МАДЦ) оставлены согласно основным маршрутам прибытия, однако ставить на каждый из них свою зону ожидания нецелесообразно – зоны ожидания имеют большую дискретность (минимум 2 мин, за это время ВС проходит примерно 13 км), и необходимый минимальный интервал на посадку (менее 10 км) обеспечить будет крайне сложно. Для прибытия на взлетно-посадочную полосу (ВПП) 06 предлагается реализация двух зон ожидания вида Holding to Altitude:

- а) западная – в 85 км юго-западнее Шереметьево для маршрутов из точки DIPOP, точка входа FK001, направления прибытия – запад;
- б) восточная – 65 км восточнее Шереметьево, маршруты из OLOPI и DIMGI, точка входа MF001, направления прибытия – восток и юго-восток.

Предельная интенсивность для существующих и предложенных маршрутов рассчитывается по закону Пуассона (1), (2). Определяется маловероятное событие: попадание на элементарный участок  $l$  (не менее 10 км) одновременно  $m$  воздушных судов. Вероятность наступления маловероятного события не должна превышать 5 %. Расчетные формулы:

$$P_k(t) = \frac{(\lambda t)^k}{k!} e^{-\lambda t}, \quad (1)$$

$$\lambda t = a = (\text{ИВД}_{\text{час}} \cdot l) / W_{\text{ср}}, \quad (2)$$

где  $m$  – количество воздушных судов на участке  $l$ ;  $a$  – параметр закона Пуассона,  $W_{\text{ср}}$  – средняя скорость на участке маршрута (исходя из сборников AIP).

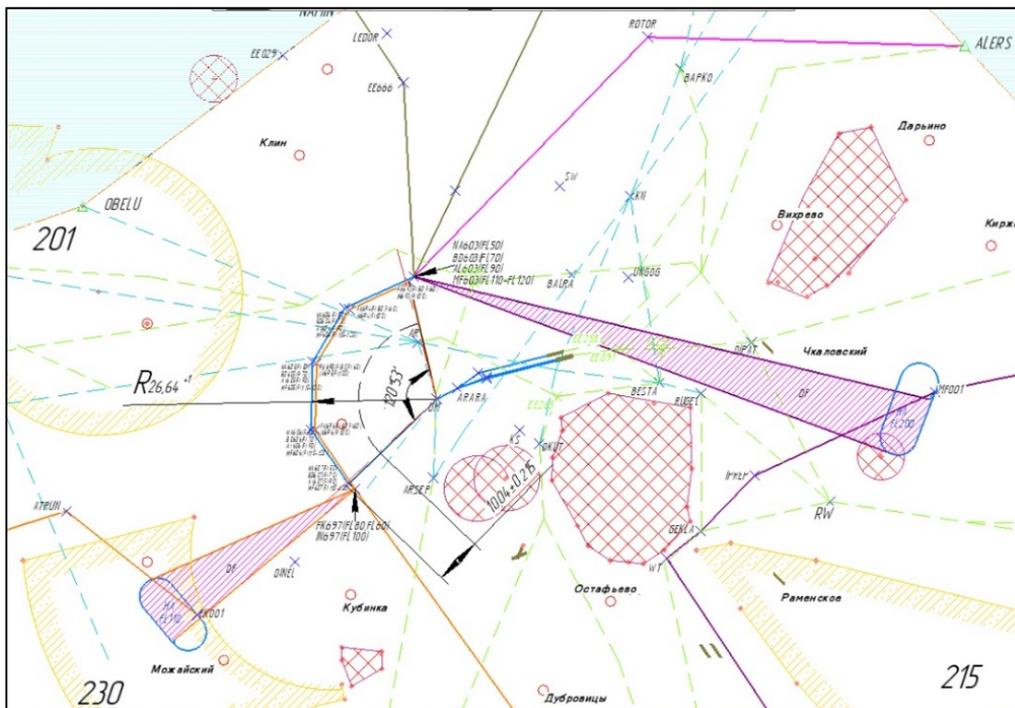


Рис. 3. Предложения для организации прибытия на ВПП 06  
Fig. 3. Proposals for arrival arranging on RWY 06

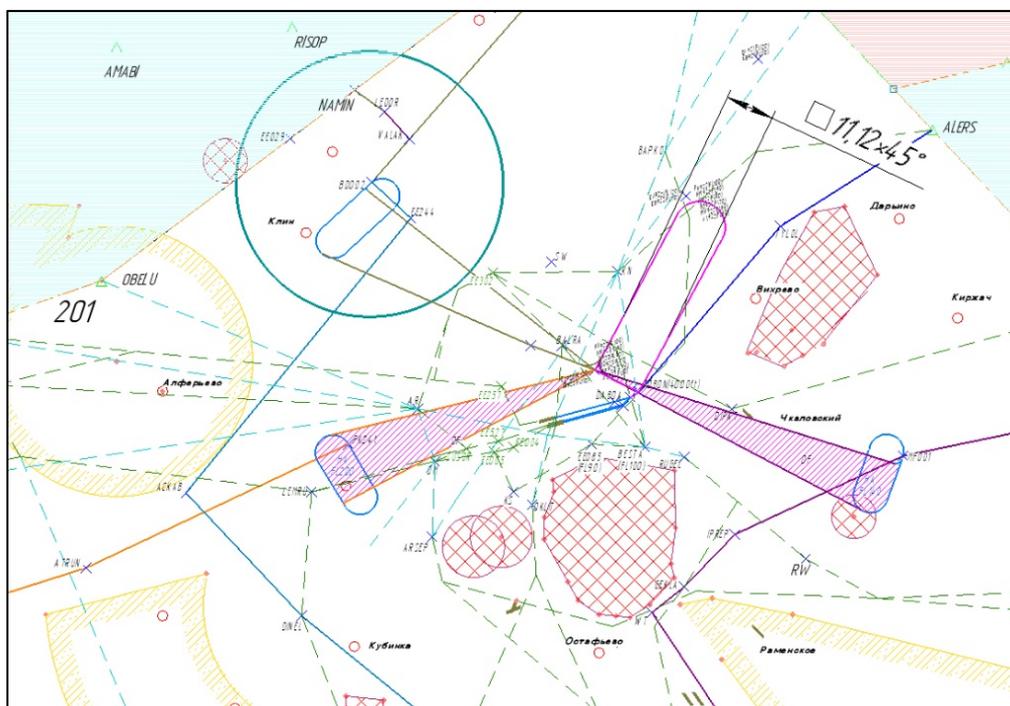


Рис. 4. Предложения для организации прибытия на ВПП 24  
Fig. 4. Proposals for arrival arranging on RWY 24

Далее определяются вероятности попадания на  $l_i$  поочередно 0, 1, 2, ... ВС. Итерационным путем определяется количество ВС, которые могут с вероятностью, близкой к  $P = 0,05$ , попасть на следующий элементарный участок. Таким образом, с вероятностью 95 % не сможет

возникнуть возмущение потока хуже расчетного. Рассматривается обратная задача, так как длины существующих и предложенных маршрутов известны. Исходя из этого, определяется интенсивность при заданной вероятности<sup>8</sup> [4, 12, 13, 14].

### Пример расчета пропускной способности

В качестве примера произведем вероятностный расчет пропускной способности существующего маршрута НСВП ДИРОР 1F. Рассчитывается предельная часовая интенсивность ( $\lambda_{час}$ ), при которой маршрут не будет перегружен с вероятностью не более 5 % ( $P_{k max}$ ).

Поток поступающих на обслуживание воздушных судов принимается пуассоновским. Рассчитывается критическая интенсивность с момента входа ВС на начало маршрута до достижения контрольной точки начального этапа захода на посадку, используя (1). Длина STAR по сумме расстояний между точками S:

FK – LASRA – RUBET – EE500 – DUFAR

S = 67 км

Рассчитывается средняя истинная скорость (переводим из приборной) и среднее время нахождения на маршруте:

$$V_{cp} = 558 \text{ км/ч} = 9,3 \text{ км/мин},$$

$$t = \frac{67}{9,3} = 7,2 \text{ мин.}$$

При расчетах учитывается время в часах, то есть найденное  $t$  потребуется разделить на 60.

Определяется количество ВС, которые одновременно могут находиться на маршруте. Для этого делим длину маршрута S на минимальный интервал  $l$  и вычитаем единицу. Полученное значение округляем до целого:

$$k = \frac{67}{10} - 1 = 5 \text{ ВС.}$$

Все исходные данные рассчитаны. Часовая ИВД  $\lambda$  рассчитывается таким образом, чтобы независимо от расположения внутри интервала 31,58 мин в него не могли попасть 29 ВС. При этом вероятность  $P_{max}$  не должна превышать 0,05:

$$P_k(t) = \frac{(\lambda t)^k}{k!} e^{-\lambda t}.$$

Согласно расчетам  $a = \lambda t / 60 = 12,5$  (время в минутах, требуется перевод в часы). Из этого часовая ИВД по маршруту:

$$\lambda = 24 \text{ ВС/ч};$$

при этом вероятности:

$$P_{18} = 0,0781,$$

$$P_{19} = 0,0641,$$

$$P_{20} = \mathbf{0,0499}.$$

<sup>8</sup> Распределение Пуассона дискретной случайной величины [Электронный ресурс] // FUNCTION (x). 2018. URL: [https://function-x.ru/probabilities\\_distribution\\_poisson.html](https://function-x.ru/probabilities_distribution_poisson.html) (дата обращения: 12.08.2021).

Таким образом, при часовой интенсивности 46 ВС в час на данном отрезке маршрута не возникнет технологическая перегрузка.

Аналогичным образом производятся расчеты для предложенных маршрутов с зонами ожидания НА (обозначены как -3S и -3P соответственно, изображены на рис. 3–4). Полученные результаты сведены в табл. 1–2.

Таблица 1  
Table 1

Предельная ИВД для предложенных STAR в Шереметьево для ВПП 06  
Maximum air traffic intensity for the proposed STAR at Sheremetyevo for runway 06

STAR	Длина, км	Предельная ИВД, ВС/ч
DIPOP 3S	195,8	42
NAMIN 3S	154,8	33
ROMTA 3S	208,54	35
DIMGI 3S	263,79	42
OLOPI 3S	381,6	52
BUKUB 3S	230,6	42

Таблица 2  
Table 2

Предельная ИВД для предложенных STAR в Шереметьево для ВПП 24  
Maximum air traffic intensity for the proposed STAR at Sheremetyevo for runway 24

STAR	Длина, км	Предельная ИВД, ВС/ч
DIPOP 3P	259,98	57
NAMIN 3P	174,53	39
ROMTA 3P	215	40
DIMGI 3P	224,84	39
OLOPI 3P	330,83	51
BUKUB 3P	367,31	50

Для подтверждения эффективности такого метода организации воздушного пространства рассматриваются аналогичные маршруты без использования зон ожидания. Существуют следующие варианты: создание «короткого» прямого маршрута сразу к КТ начального этапа захода или достижение полученной пропускной способности путем увеличения длины маршрута в горизонтальной плоскости.

Указанные маршруты представлены на рис. 5. Пропускная способность прямого маршрута (оранжевый цвет) составила 23 ВС/ч, следовательно, основная задача по организации потока прибытия возложена на диспетчеров РЦ, что при интенсивном движении может быть проблематично.

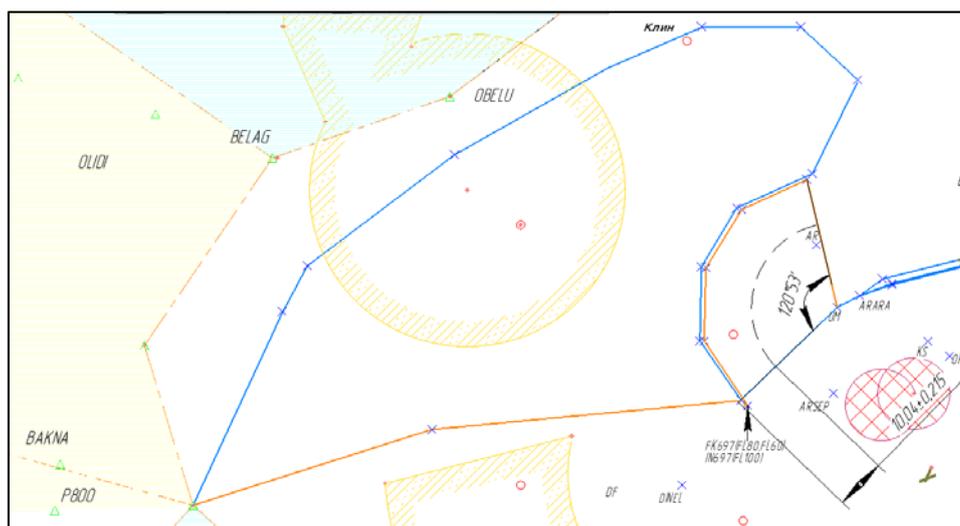


Рис. 5. Альтернативные варианты организации прибытия  
Fig. 5. Alternative arrival arrangements variants

Пропускная способность удлиненного маршрута без зоны ожидания (синий) составила 44 ВС/ч, что близко к предельной интенсивности маршрута с зонами ожидания. Однако данный маршрут существенно «растянут» по всей зоне МАДЦ, что создаст дополнительные конфликтные точки с маршрутами вылета, в то же время расход топлива останется без существенных изменений [15, 16, 17].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение зон ожидания, выполненных по стандартному участку пути зональной навигации вида Holding to Altitude, показало положительные результаты при моделировании и расчетах. Повышение эффективности использования воздушного пространства осуществляется за счет ожидания и снижения над одной точкой вместо построения протяженной схемы прибытия. Выигрыш в пропускной способности путем удлинения маршрута прибытия получился невелик – порядка 1–2 ВС/ч, например, маршруты NAMIN 1F (существующий STAR, опубликован в сборнике AIP) и NAMIN 3S при схожей длине имеют одинаковую предельную интенсивность, однако снизилось число потенциальных конфликтных мест (с 4 до 2) с маршрутами вылета.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Малыгин В.Б. Методика поддержания целостности потока прибытия на основе характеристик режима постоянного снижения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 5. С. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-5-33-42
2. Липин А.В., Ключников Ю.И. Применение зональной навигации при обслуживании воздушного движения: учеб. пособие. СПб.: Университет ГА, 2008. 78 с.
3. Бочкарев В.В., Кравцов В.Ф., Крыжановский Г.А. и др. Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации / Под ред. Г.А. Крыжановского. М.: Академкнига, 2003. 414 с.
4. Севастьянов Б.А. Предельный закон Пуассона в схеме сумм зависимых случайных величин // Теория вероятностей и ее применения. 1972. Т. 17, вып. 4. С. 733–738.
5. Борсоев В.А. Принятие решения в задачах управления воздушным движением. Методы и алгоритмы / В.А. Борсоев, Г.Н. Лебедев, В.Б. Малыгин, Е.Е. Нечаев, А.О. Никулин, Тин Пхон Чжо / Под ред. Е.Е. Нечаева. М.: Радиотехника, 2018. 432 с.

6. Стулов А.В., Кириков Ю.Н., Карасев К.В. Проблемы внедрения и использования спутниковых навигационных технологий в гражданской авиации России // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 30. С. 158–165.

7. Корчагин В.А., Кушельман В.Я., Стулов А.В. Опыт применения глобальных спутниковых навигационных систем в гражданской авиации. Спутниковые технологии и бизнес // Connect! Мир информационных технологий. 2013. № 12. С. 20–23.

8. Кушельман В.Я., Стулов А.В. Реализация концепции PBN ИКАО в гражданской авиации России // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 7 (318). С. 74–80.

9. Малыгин В.Б., Нечаев Е.Е. Метод снижения конфликтности на стандартных маршрутах вылета и прибытия // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 209. С. 124–128.

10. Herndon A.A., Cramer M., Sprong K. Analysis of advanced Flight Management Systems (FMS), Flight Management Computer (FMC) field observations trials, Radius-to-Fix path terminators // IEEE/AIAA 27th Digital Avionics Systems Conference, 2008. P. 2.A.5-1–2.A.5-15. DOI: 10.1109/DASC.2008.4702775

11. Grewall M., Weill L.R., Andrews A.P. Global navigation satellite systems, inertial navigation, and integration. 3rd ed. Wiley-Interscience, 2013. 608 p.

12. Артеменко И.А. Основные количественные характеристики воздушного движения: метод. указания по выполнению лабораторной работы. Ульяновск: УВАУ ГА, 2005. 17 с.

13. Турков А.Н., Чехов И.А., Нечаев Е.Е. Вероятностный метод определения пропускной способности в системе УВД // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221 (11). С. 148–152.

14. Кумков С.И., Пятко С.Г., Спиридонов А.А. Исследование стандартной и веерной схем задержки воздушных судов в зоне подхода // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 20 (331). С. 63–73.

15. Пятко С.Г. Повышение эффективности управления воздушным движением в Московской зоне ЕС ОрВД [Электронный ресурс] // Aviation Explorer. Содружество авиационных экспертов. URL: <https://www.aex.ru/docs/4/2017/12/22/2701> (дата обращения: 12.08.2021).

16. Дивак Н.И., Нечаев Е.Е. Анализ структуры воздушного пространства МВЗ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221 (11). С. 13–17.

17. Стулов А.В., Корчагин В.А., Иовенко Ю.А. Состояние внедрения спутниковых навигационных технологий в гражданской авиации России // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 15 (326). С. 14–20.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Гаспарян Григорий Арменович, студент магистратуры МГТУ ГА, [grigory.rw@gmail.com](mailto:grigory.rw@gmail.com).

Кулаков Михаил Викторович, аспирант МГТУ ГА, Диспетчер УВД, ЛИИ им. М.М. Громова, [mihail-sev@mail.ru](mailto:mihail-sev@mail.ru).

## OPTIMIZATION OF STANDARD ARRIVAL PROCEDURES AT SHEREMETYEVO AIRPORT USING RNAV PATH TERMINATORS

Grigory A. Gasparyan<sup>1</sup>, Mikhail V. Kulakov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Holding patterns are established at international airports to make the arriving traffic flow smooth and efficient. One of the main aims of holding patterns is to extend the aircraft arrival route, which allows ATC units to arrange the sequence on the arrival routes more effectively. The article considers the current methods and offers new ideas to improve the efficiency of

the inbound traffic flow management using Paths and Terminators concept with HA holding patterns for standard arrival routes at Sheremetyevo Airport. As the main idea for optimizing air traffic management on this stage and reducing the workload on the controller, it is proposed to create extra routes in addition to the existing ones which include holding patterns, that will be used when needed to ensure a well-ordered traffic. The probabilistic method is used to calculate the maximum capacity of existing and proposed arrival routes with holding patterns. The proposed options for restructuring the airspace of the Moscow Terminal Control Area with preserving waypoints of starting standard arrival routes are presented.

**Key words:** air traffic management, holding patterns, ICAO, air space, navigation, area navigation, accuracy.

## REFERENCES

1. **Malygin, V.B.** (2018). *Methodology of maintenance of arrival flow integrity based on the characteristics of the permanent reduction mode*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 5, p. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-5-33-42 (in Russian)
2. **Lipin, A.V. and Klyuchnikov, Yu.I.** (2008). *Primeneniye zonalnoy navigatsii pri obsluzhivaniy vozdušnogo dvizheniya: uchebnoye posobiye* [The use of area navigation in air traffic services: Tutorial]. St.Petersburg: Universitet GA, 78 p. (in Russian)
3. **Bochkarev, V.V., Kravtsov V.F., Kryzhanovskiy G.A. and others.** (2003). *Kontseptsiya i sistemy CNS/ATM v grazhdanskoy aviatsii* [Civil Aviation CNS / ATM Concept and Systems], in Kryzhanovskiy G.A. (Ed.). Moscow: Akademkniga, 414 p. (in Russian)
4. **Sevast'yanov, B.A.** (1972). *Poisson limit law for a scheme of sums of dependent random variables*. Translated from Russian by S.M. Rudolfer (Ed.). Theory of Probability and its Applications, vol. 17, no. 4, p. 695–699. DOI: 10.1137/1117082
5. **Borsoyev, V.A., Lebedev, G.N., Malygin, V.B., Nechayev, E.E., Nikulin, A.O. and Tin Pkhon Chzho.** (2018). *Prinyatiye resheniya v zadachakh upravleniya vozdušnym dvizheniyem. Metody i algoritmy* [Decision making in tasks of the air traffic control. Methods and algorithms], in Nechaev E.E. (Ed.). Moscow: Radiotekhnika, 432 p. (in Russian)
6. **Stulov, A.V., Kirikov, Yu.N. and Karasev, K.V.** (2020). *Issues of implementation and use of satellite navigation technologies in Russian civil aviation*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 30, p. 158–165. (in Russian)
7. **Korchagin, V.A., Kushelman, V.Ya. and Stulov, A.V.** (2013). *Opyt primeneniya globalnykh sputnikovykh navigatsionnykh sistem v grazhdanskoy aviatsii. Sputnikovyte tekhnologii i biznes* [Experience of global satellite navigation systems usage in civil aviation. Satellite technology and business]. Connect! Mir informatsionnykh tekhnologiy, no. 12, p. 20–23. (in Russian)
8. **Kushelman, V.Ya. and Stulov, A.V.** (2015). *The implementation of the concept icao pbn in the Russian civil aviation*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 7 (318), p. 74–80. (in Russian)
9. **Malygin, V.B. and Nechaev, E.E.** (2014). *Method of reducing conflicts on standart departure and arrival routes*. Nauchny Vestnik MGTU GA, no. 209, p. 124–129. (in Russian)
10. **Herndon, A.A., Cramer, M. and Sprong, K.** (2008). *Analysis of advanced Flight Management Systems (FMS), Flight Management Computer (FMC) field observations trials, Radius-to-Fix path terminators*. IEEE/AIAA 27th Digital Avionics Systems Conference, p. 2.A.5-1–2.A.5-15, DOI: 10.1109/DASC.2008.4702775
11. **Grewall, M., Weill, L.R. and Andrews, A.P.** (2013). *Global navigation satellite systems, inertial navigation, and integration*. 3rd ed. Wiley-Interscience, 608 p.
12. **Artemenko, I.A.** (2005). *Osnovnyye kolichestvennyye kharakteristiki vozdušnogo dvizheniya: metod. ukazaniya po vypolneniyu laboratornoy raboty* [Basic quantitative characteristics of air traffic: method. instructions for performing laboratory work]. Ulyanovsk: UVAU GA, 17 p. (in Russian)

**13. Turkov, A.N., Chekhov, I.A. and Nechaev, E.E.** (2015). *Probabilistic method determine the capacity of the ATC system*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 221 (11), p. 148–152. (in Russian)

**14. Kumkov, S.I., Pyatko, S.G. and Spiridonov, A.A.** (2018). *Investigation of standard and point-merge schemes of aircraft delay in approach zone*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 20 (331), p. 63–73. (in Russian)

**15. Pyatko, S.G.** (2017). *Povysheniye effektivnosti upravleniya vozdushnym dvizheniyem v Moskovskoy zone YeS OrVD* [Improving the efficiency of air traffic management in Moscow zone of the ATM]. Aviation Explorer. Available at: <https://www.aex.ru/docs/4/2017/12/22/2701> (accessed: 12.08.2021). (in Russian)

**16. Divak, N.I. and Nechaev, E.E.** (2015). *Analysis of the proposed airspace structure of Moscow ATM*. Nauchnyy Vestnik MGTU G, no. 221 (11), p. 13–16. (in Russian)

**17. Stulov, A.V., Korchagin, V.A. and Iovenko, Yu.A.** (2016). *Implementation status of satellite navigation technologies in civil aviation of the Russian Federation*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 15 (326), p. 14–20. (in Russian)

### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Grigory A. Gasparyan**, Master's Degree Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, [grigory.rw@gmail.com](mailto:grigory.rw@gmail.com).

**Mikhail V. Kulakov**, Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Air Traffic Controller, Gromov Flight Research Institute, [mihail-sev@mail.ru](mailto:mihail-sev@mail.ru).

Поступила в редакцию 18.07.2021  
Принята в печать 25.11.2021

Received 18.07.2021  
Accepted for publication 25.11.2021

**АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**

- 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;**
- 05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;**
- 05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;**
- 05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;**
- 05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;**
- 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;**
- 05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности**

УДК 533; 656.7.08

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-27-41

**ОБТЕКАНИЕ ГОРНОГО ЛАНДШАФТА В ОКРЕСТНОСТИ  
АЭРОПОРТА ДАНАНГ АТМОСФЕРНЫМ ВЕТРОМ  
И ВОПРОСЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА**

**В.В. ВЫШИНСКИЙ<sup>1</sup>, К.Т. ЗОАН<sup>2</sup>**

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

<sup>2</sup>*Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет),  
г. Долгопрудный, Россия*

Обтекание горного ландшафта и крупных сооружений, расположенных вблизи взлетно-посадочных полос (ВПП), ветровым пограничным слоем создает когерентные вихревые структуры (КВС), которые могут пересекать посадочную глиссаду и область воздушного пространства вблизи аэропорта. Самолет, попавший в вихревую структуру, испытывает существенные изменения аэродинамических сил и моментов, что особенно опасно у земли. С математической точки зрения решение данной задачи представляет большие трудности в силу чрезвычайно больших пространственно-временных масштабов явления, отсутствия адекватных моделей атмосферы, а также исчерпывающих начально-краевых условий при численном моделировании. В данной работе строится композитное решение: область генерации когерентных вихревых структур рассчитывается достаточно подробно в рамках сеточного метода. По полученным данным в приближении аналитических функций формируется начальная вихревая структура, эволюция и стохастика которой моделируются в рамках потенциального приближения с помощью вихрей Рэнкина. Оценка приращения сил и моментов от воздействия вихревых структур на самолет выполнена с помощью панельного метода в рамках инженерного подхода. В качестве примера рассмотрены когерентные вихревые структуры, возникающие при ветровом обтекании горного массива полуострова Шонча, расположенного вблизи ВПП 35R-17L и 35L-17R аэропорта Дананг. Для улучшения качества расчетных сеток и верификации метода решения краевой задачи для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса использованы критерии, основанные на принципе максимума давления, требующие положительности Q-параметра в ядрах вихрей и областях отрыва потока. Рассмотрена ситуация попадания пассажирского самолета типа МС-21, взлетевшего с полосы 35R-17L, после выхода на курс, близкий по направлению оси вихревой ветровой структуры от полуострова Шонча, в КВС от горного массива.

**Ключевые слова:** когерентные вихревые структуры в атмосфере, роторная турбулентность, безопасность полетов, краевые задачи, осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса, метод граничного элемента, метод дискретных вихрей, панельные методы.

**ВВЕДЕНИЕ**

При определенных направлениях ветра когерентные вихревые структуры, возникающие при ветровом обтекании рельефа, могут пересекать посадочную глиссаду или траекторию взлета. Источником орографической турбулентности является неравномерность нагревания склонов гор, расположенных под разными углами к лучам солнца, имеющих различный растительный

покров, и ряд других причин [1–3]. Попадание в мощные вихревые структуры на режиме взлета и посадки может привести к тяжелым последствиям из-за больших динамических нагрузок на самолет и возмущения траектории, что наиболее опасно вблизи земли [4]. Ошибки экипажа и авиационных диспетчеров могут усугубить ситуацию.

Так, например, 3 мая 2006 г. в 9:26 в районе Сочи произошла катастрофа самолета А-320 «Армянских авиалиний», выполнявшего рейс 967 по маршруту Ереван – Сочи. Потерпевший катастрофу самолет был в идеальном техническом состоянии и управлялся опытным экипажем. Из-за неблагоприятных погодных условий первоначально экипаж принял решение вернуться в Ереван, но после того как диспетчер аэропорта Сочи (Адлер) сообщил об улучшении метеоситуации, экипаж принял решение садиться в Адлере. При подлете к аэропорту погода вновь ухудшилась, и самолет вынужден был пойти на второй круг.

Для приморского аэропорта существенную роль могут играть прибрежные ветры, поведение которых осложняется наличием горного рельефа [5]. В работе [6] рассмотрена модель пограничного слоя атмосферы над сложной поверхностью при наличии бризовой циркуляции. Расположение горного аэродрома вблизи моря или океана также приводит к большой влажности воздуха. Обтекание горного хребта, сопровождающееся быстрым изменением давления и температуры, приводит к конденсации пара [7]. Это ухудшает видимость, а также приводит к увеличению турбулентности атмосферы вследствие выделения энергии. В летных условиях было обнаружено [8], что пресыщение водяных паров в предгрозовом фронте может достигать значительной величины; при этом в течение некоторого времени атмосфера остается в метастабильном состоянии. В случае внезапной конденсации выделяется теплота фазового перехода, что существенно изменит ветровую обстановку [9].

В данной работе для моделирования КВС над горным ландшафтом решается краевая задача (КЗ) для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS). Из полученного поля скоростей извлекается начальная вихревая структура, эволюция и стохастика которой моделируются в потенциальном двумерном приближении дискретными вихрями с ядром вихря Рэнкина. В ходе методических расчетов получена инженерная оценка скорости спадания циркуляции при разных уровнях атмосферы турбулентности [10–11], что учитывается при моделировании КВС.

Рассмотрены случаи взлета самолета с взлетно-посадочной полосы (ВПП) 35R-17L международного аэропорта города Дананга (Вьетнам). Аэропорт имеет две параллельные полосы 35R-17L и 35L-17R (расстояние между осями ВПП 214 м) и используется для взлета и посадки не только гражданских, но и военных самолетов. Вблизи аэропорта расположен полуостров Шонча – источник КВС. Моделируется их воздействие на самолет после взлета.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На рис. 1 приведена схема аэропорта. Аэропорт имеет две параллельные взлетно-посадочные полосы, ориентированные под углом  $350^\circ$  и  $170^\circ$  соответственно. Самолет взлетает с полосы 35R-17L в сторону моря и выходит на курсовой угол  $90^\circ$ . Рассмотрен случай, когда ветер имеет тот же курсовой угол.

На рис. 2 приведена постановка задачи. Выделена зона, где решается КЗ для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Схематично изображен профиль скорости ветра на входной границе расчетной области. Реальный профиль скорости ветра по высоте, использованный в расчете, приведен на рис. 3. На выходе получают поля распределенных параметров. В качестве примера приведено поле вертикальной компоненты скорости.

Границы области моделирования по осям  $X$ :  $-8\ 000 \div 20\ 000$  м,  $Y$ :  $-8\ 800 \div 17\ 600$  м и  $Z$ :  $0 \div 2\ 000$  м изображены на рис. 2. Для проведения расчета использована расчетная сетка, по-

строенная в среде ANSYS Fluent Meshing. Количество узлов сетки 8 581 416. Ось  $z$  направлена вверх, ось  $x$  – по направлению ветра, ось  $y$  ортогональна двум остальным осям и образует правую тройку. На рис. 4 приведены фрагменты расчетных сеток.

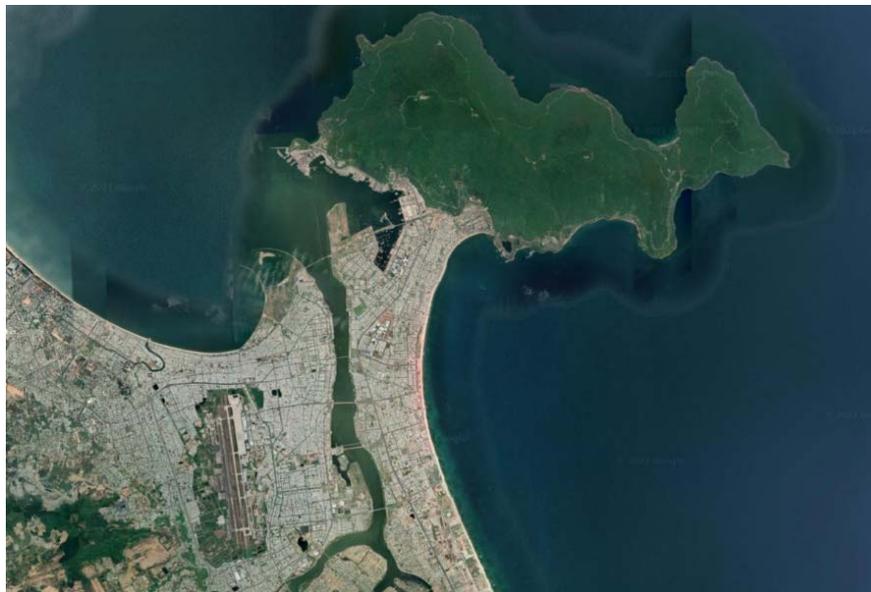


Рис. 1. Схема аэропорта  
Fig. 1. The airport layout

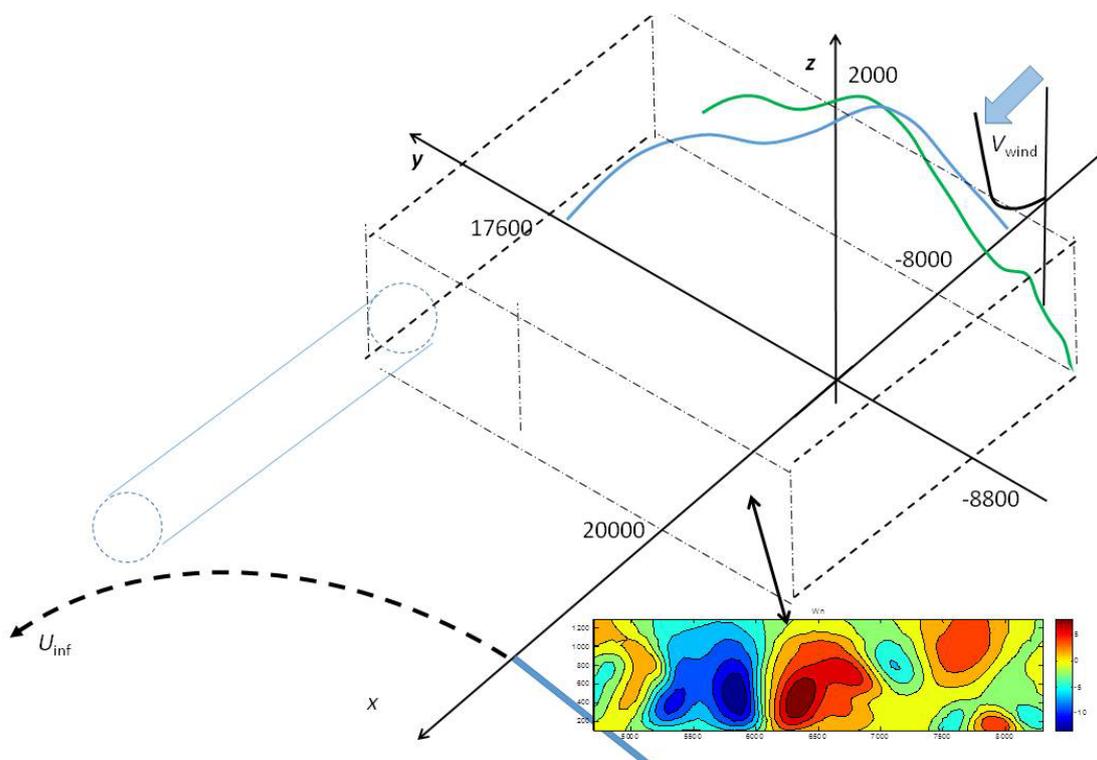


Рис. 2. Постановка задачи  
Fig. 2. Statement of the problem

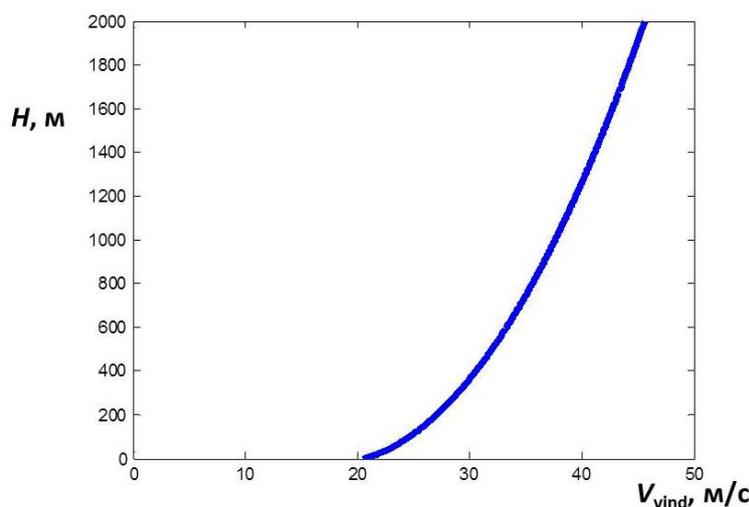


Рис. 3. Профиль скорости ветра по высоте  
Fig. 3. Height wind profile

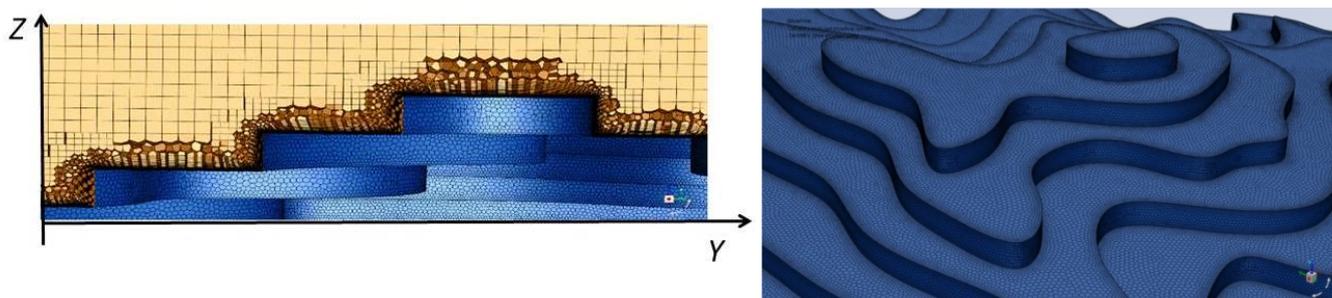


Рис. 4. Фрагменты расчетных сеток  
Fig. 4. Fragments of computational grids

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ КОГЕРЕНТНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР ПРИ ВЕТРОВОМ ОБТЕКАНИИ РЕЛЬЕФА И ВЕРИФИКАЦИЯ РЕШЕНИЙ

Решается КЗ для RANS с двухпараметрической  $k-\omega$  SST моделью замыкания [12]<sup>1</sup>. Атмосферное давление 100 000 Па, плотность воздуха 1,18 кг/м<sup>3</sup>. Расчет ведется при среднем уровне турбулентности с шагом по времени  $dt = 0,001$  с. На выходе расчетной области задано среднее статическое давление, равное атмосферному; на подстилающей поверхности и сооружениях – условия прилипания; на верхней и боковых границах заданы условия непротекания.

Для аппроксимации профиля ветра использована параболическая аппроксимация профиля, заданного на входной границе (рис. 3)

$$U(H) = \left( -b + \sqrt{b^2 - 4ac} \right) / (2a),$$

где  $a = 2,64$ ;  $b = -94,8$ ;  $c = 833 - H$ . Пример решения приведен на рис. 5.

Методы вычислительной аэрогидромеханики реализуют решение начально-краевых задач для нелинейных уравнений в частных производных, корректность которых не доказа-

<sup>1</sup> ANSYS FLUENT 12.0 User's Guide [Электронный ресурс] // ANSYS. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node1.htm> (дата обращения: 28.08.2021).

на [13] на вычислительной технике, как правило, недостаточной мощности для их полноценной верификации. Для верификации методов расчета стационарных течений в работе [14] предложены два критерия, основанных на принципе максимума давления, согласно которому поверхности  $Q = 0.5(\overline{\Omega}_{ij}\overline{\Omega}_{ij} - \overline{S}_{ij}\overline{S}_{ij}) = 0$  разделяют область течения на подобласти, где  $Q > 0$ , в которых не может быть локального максимума давления, и  $Q < 0$ , где не может быть локального минимума. Здесь  $\overline{\Omega}_{ij} = 0.5(\partial u_i/\partial x_j - \partial u_j/\partial x_i)$  – тензор завихренности,  $\overline{S}_{ij} = 0.5(\partial u_i/\partial x_j + \partial u_j/\partial x_i)$  – симметричный тензор скоростей деформации.

Так как в ядре вихря имеется разрежение, иначе бы вихрь не существовал, и область отрыва характеризуется пониженным давлением, то  $Q < 0$  свидетельствует о нарушении принципа максимума давления. На основании этого предложены критерии 1 и 2, требующие положительности  $Q$  в ядрах вихрей и областях отрыва потока. Наличие областей, содержащих множество фрагментов  $Q < 0$ , в зоне формирования вихревых структур свидетельствует о нарушении локальной изотропности течения и, как следствие, некорректности линейных моделей градиентной диффузии, что снижает точность (линейных, изотропных, буссинесковых) моделей замыкания. На основании этого предложены критерий 3, требующий отсутствия резких осцилляций  $Q$  в области течения, и критерий 4, согласно которому поле течения не должно иметь замкнутых поверхностей  $Q = 0$ , охватывающих обтекаемое тело или его фрагменты (кольцевые структуры на рис. б), так как они необходимым образом пересекают за телом след, содержащий области минимума давления отрывных зон и вихревых структур. При этом независимо от того, где области  $Q > 0$  и  $Q < 0$ , во внутренней или внешней по отношению к поверхности  $Q = 0$  областях, происходит нарушение принципа максимума давления.

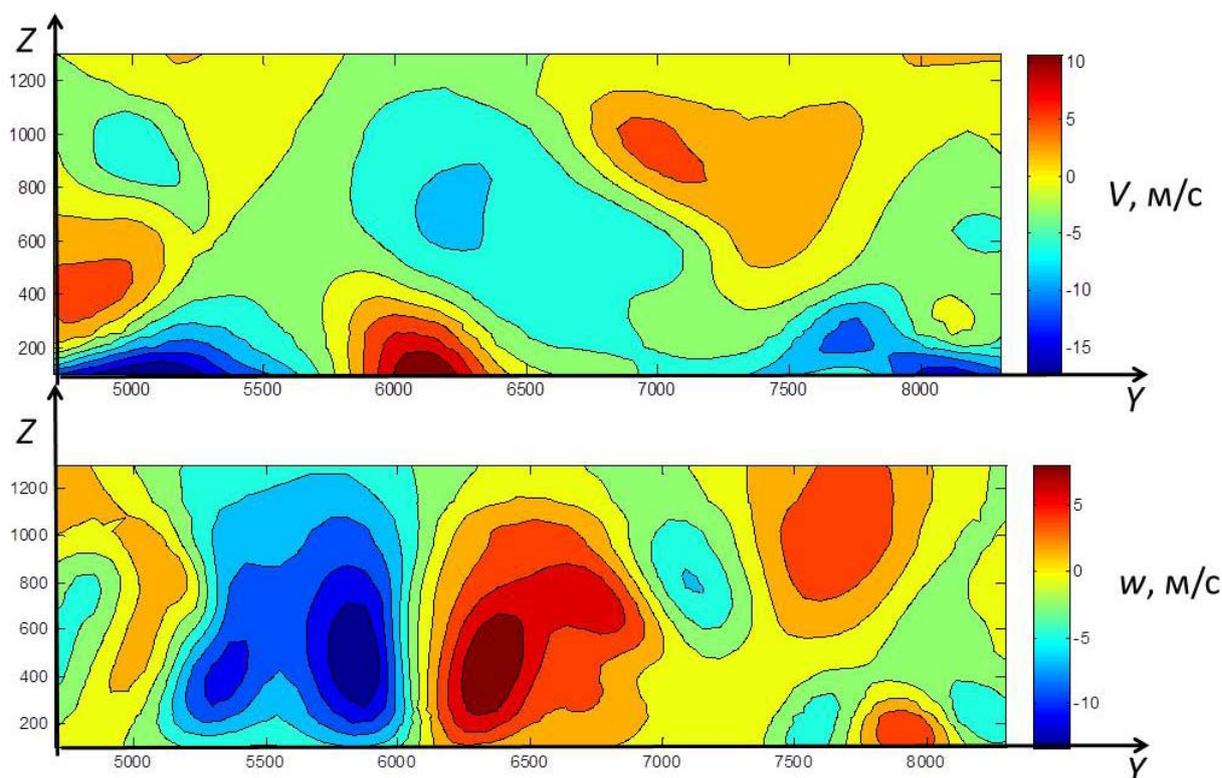


Рис. 5. Поля поперечных компонент скорости на выходной границе  
Fig. 5. Transverse velocity components fields at the output boundary

Применение этих критериев в данной работе для оценки качества расчета позволило оптимизировать недостаточно подробные расчетные сетки. На рис. 6 приведены поверхности  $Q = 0,00001$ , соответствующие расчетам на разных сетках. Расчеты на сетках невысокого качества приводят к возникновению петель в следе за островом и нарушению критерия 4. На рис. 7 приведено окончательное решение в виде полей скоростей в горизонтальных сечениях  $z = 150, 250$  и  $350$  м, полученное при расчете на улучшенной сетке.

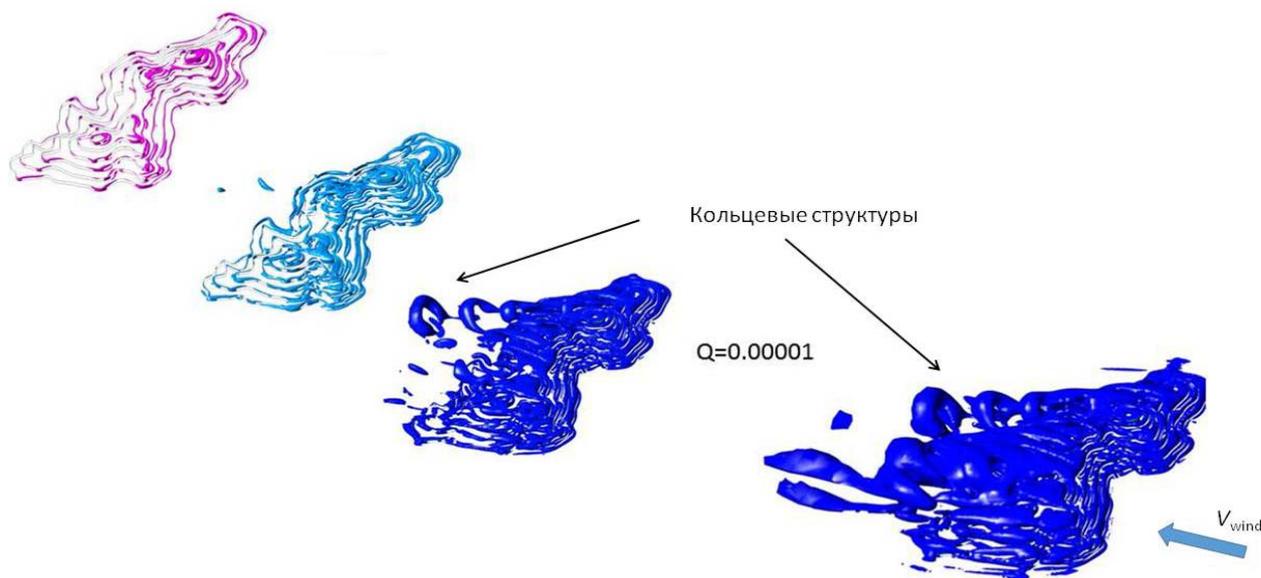


Рис. 6. К вопросу верификации решения (поля  $Q$ -параметра для разных сеток)  
Fig. 6. To the problem of solution verification ( $Q$ -parameter field for different grids)

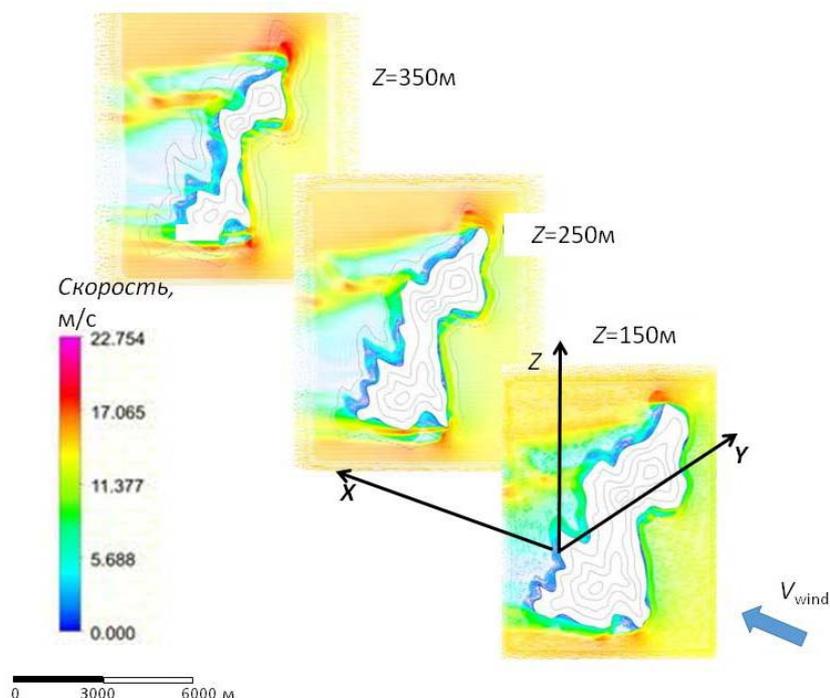


Рис. 7. Поля модуля скорости на высотах 150, 250, 350 м  
Fig. 7. Velocity module fields at the heights 150, 250, 350 m

## ЭВОЛЮЦИЯ КОГЕРЕНТНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР В АТМОСФЕРЕ

Для моделирования эволюции КВС выполнено формирование начальной двумерной вихревой структуры в потенциальном приближении дискретными вихрями с ядром вихря Рэнкина. Предложен и реализован следующий алгоритм аппроксимации начального поля дискретными вихрями. Задается некоторое (приобретается с опытом) число максимумов  $\Omega_{\max}$  и минимумов  $\Omega_{\min}$  (в рассмотренном ниже примере два максимума и два минимума). В окрестности экстремумов в итерационной процедуре  $R_v^{n+1} = R_v^n + h$ , где  $h$  – локальный шаг расчетной сетки,  $R_v$  – радиус окружности с центром в экстремуме, на каждом шаге суммируется поток завихренности внутри круга радиуса  $R_v^n$ , и по теореме Стокса

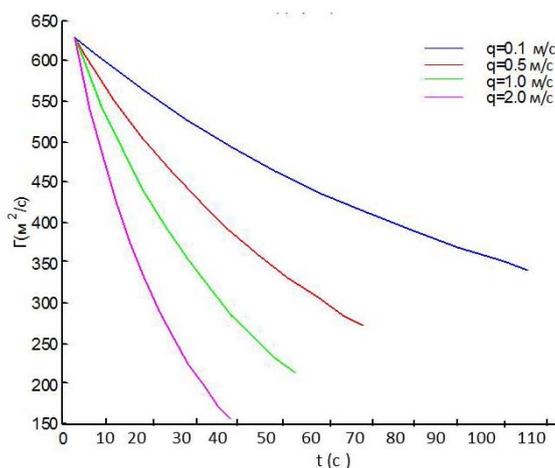
$$\Gamma = 2\pi R_v V_\tau = \iint_{C_v} \omega_z dx dy$$

определяется величина скорости  $V_\tau$  касательной к контуру  $C_v$  границы области интегрирования (окружности радиуса  $R_v^n$ ). Достижение максимума позволяет определить радиус данного ядра  $R_v$ .

При моделировании эволюции сформированной КВС учитывается уменьшение циркуляции (рис. 8). Для аппроксимации представленной зависимости использована следующая формула:

$$\Gamma(t) = \Gamma_0 K(t), \quad K(t) = A + B / t^m,$$

где константы  $A = 200$ ,  $B = 1\,400$ ,  $m = 0,9$  найдены из аппроксимации графика рис. 8 при  $q = 1$  м/с.



**Рис. 8.** Циркуляция вихря в зависимости от времени при разных уровнях атмосферной турбулентности  $q$  [15–17]  
**Fig. 8.** Vortex circulation as a function of time at different levels of atmospheric turbulence  $q$  [15–17]

Для учета условия непротекания на подстилающей поверхности вводятся зеркально отраженные «подземные» вихри. Таким образом, полученная система состоит из восьми вихрей. На рис. 9 приведен фрагмент эволюции КВС, состоящей из четырех пар вихрей на плоскости

$x = \text{const}$  в течение 20 с. Отдельно приведены траектории первого и антисимметричного ему пятого вихрей. Эволюционируя, система вихрей транспортируется ветром. Полученный результат представлен на рис. 10.

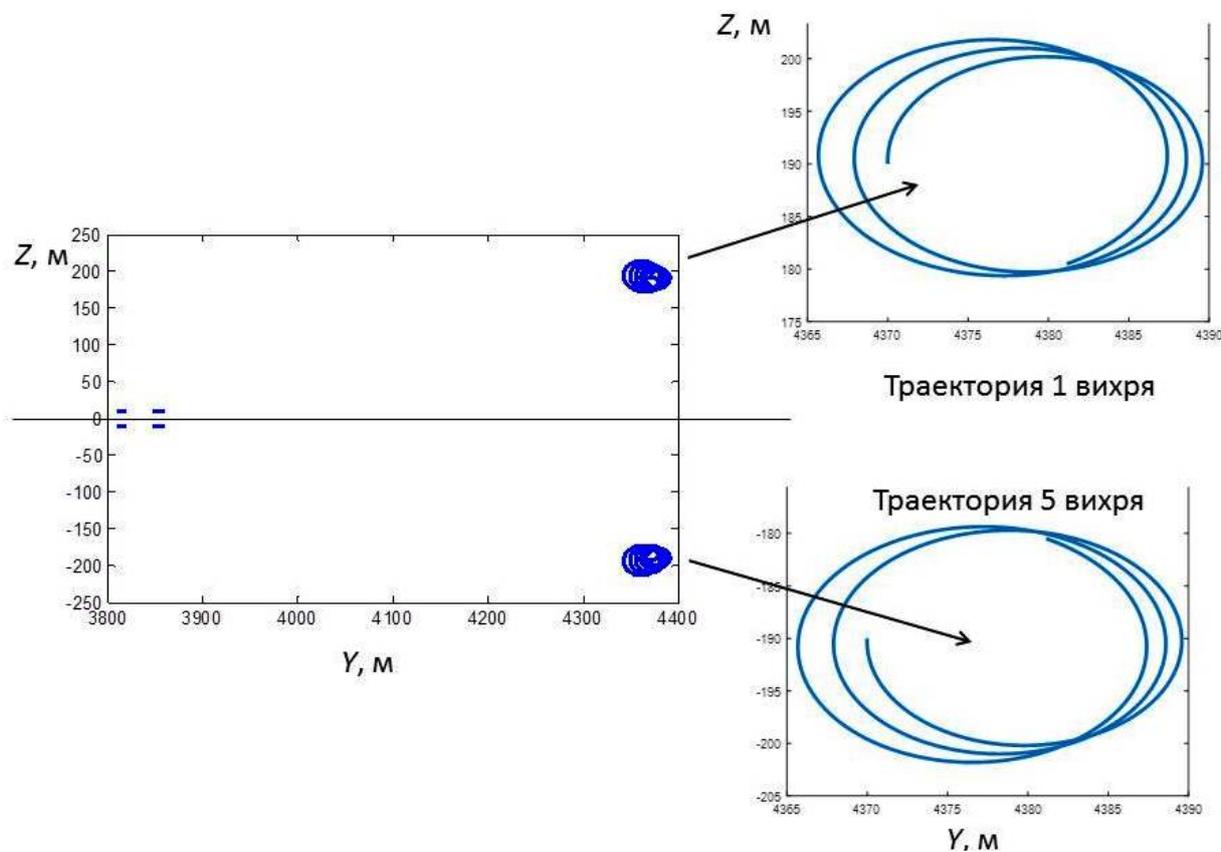


Рис. 9. Эволюция КВС из 4 + 4 вихрей в течение 20 с на плоскости  $x = \text{const}$

Fig. 9. Evolution of the coherent vortex structures from 4 + 4 vortices within 20 seconds on the plane  $x = \text{const}$

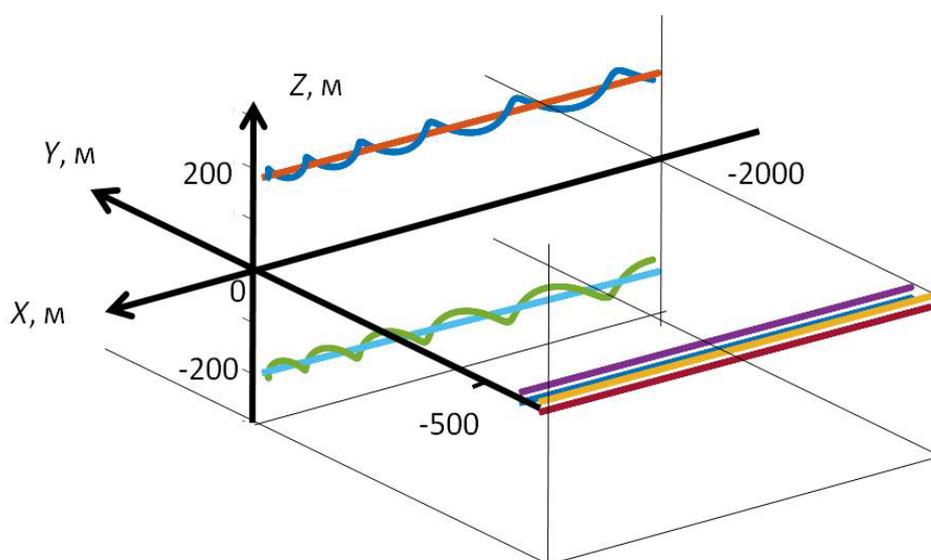


Рис. 10. Эволюция КВС из 4 + 4 вихрей в течение 20 с в пространстве

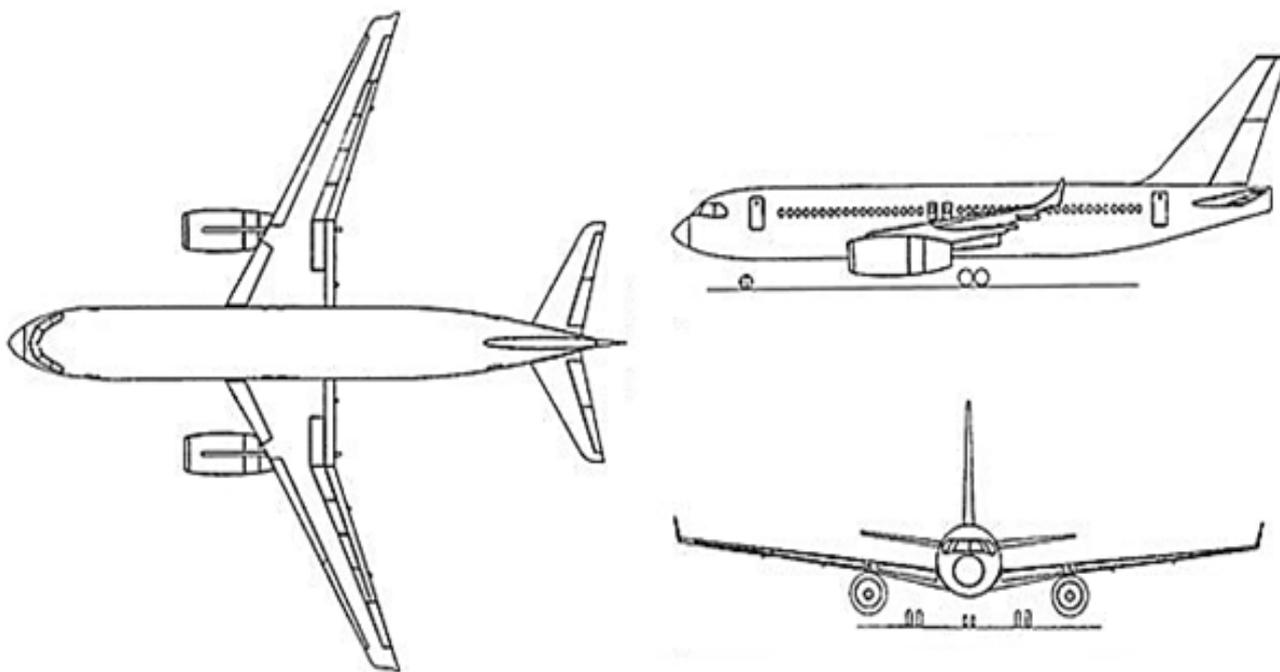
Fig. 10. Evolution of the coherent vortex structures from 4 + 4 vortices within 20 seconds in 3D

## ОЦЕНКА ПРИРАЩЕНИЯ СИЛ И МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ ПРИ ПОПАДАНИИ В ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ

После взлета самолет попадает в КВС, возникшую при ветровом обтекании полуострова Шонча. Для вычисления приращения сил и моментов, возникающих на самолете от воздействия КВС, написан компьютерный код на базе метода граничного элемента [18], который опирается на теорему о том, что всякую функцию, гармоническую в односвязной области, можно представить в виде суммы потенциалов простого и двойного слоя, распределенных по границе. Поверхность тела разбивается на панели, в пределах которых интенсивность двойного слоя постоянна.

Возмущенное поле скоростей моделируется конечной суммой вихрей Рэнкина. Ищется скорость, наведенная этими вихрями в центре каждой панели, и, исходя из условия непротекания, находится циркуляция вихря по периметру панели, эквивалентного двойному слою источников на панели. Валидация этого метода выполнена на базе экспериментов в аэродинамических трубах [19–21].

Рассматривается самолет типа МС-21 [22] (рис. 11). В данном случае поверхность разбивается на 876 панелей.



**Рис. 11.** Схематический вид самолета МС-21  
**Fig. 11.** A schematic view of the aircraft MS-21

На рис. 12 даны результаты расчета приращения аэродинамических сил и моментов для различных высот (от 100 до 500 м) вхождения самолета в КВС. На оси абсцисс отложено боковое отклонение по оси  $y$  в пределах от  $-500$  до  $1500$  м. Верв кривых соответствует разным высотам полета самолета.

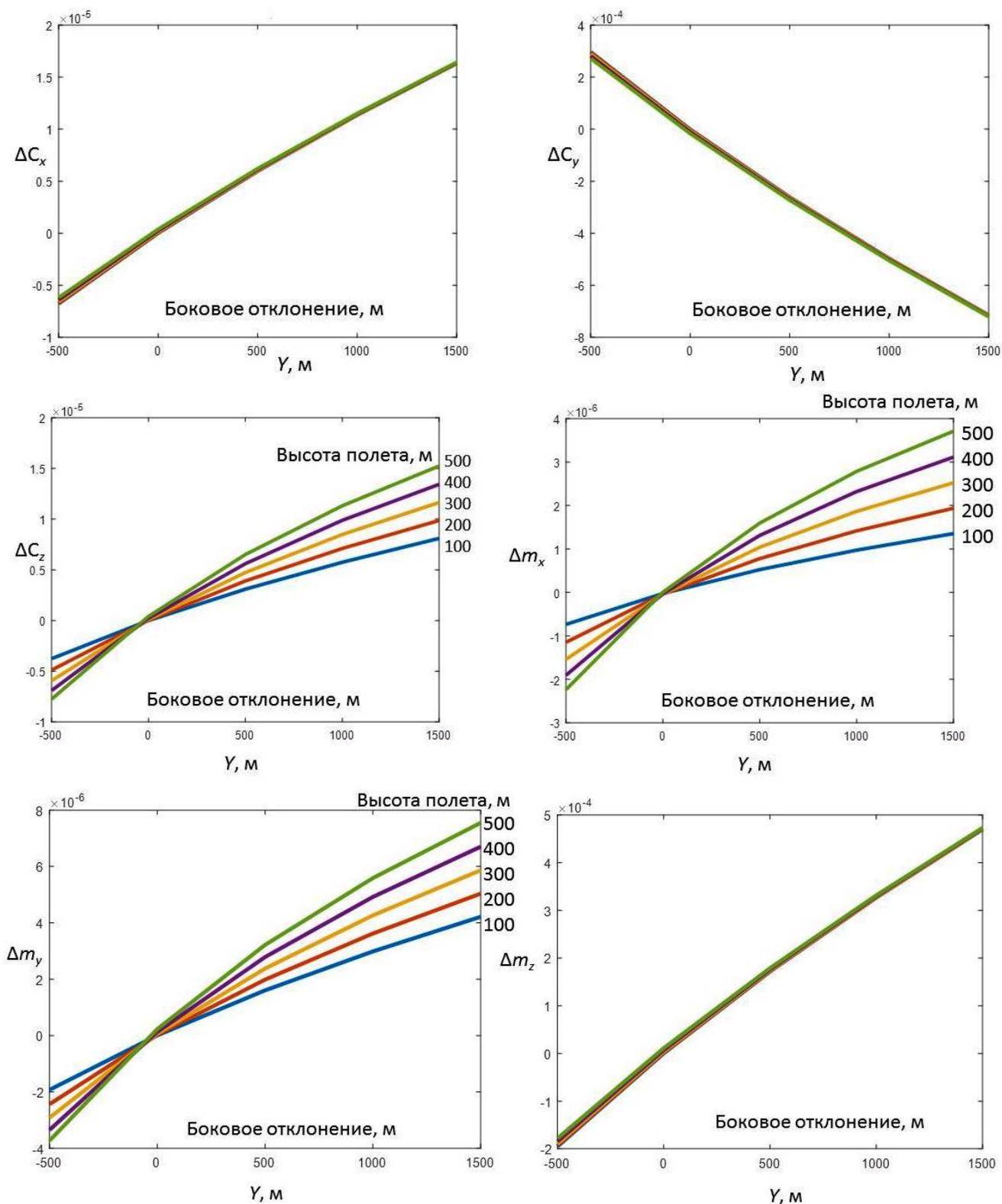


Рис. 12. Приращения аэродинамических сил и моментов в зависимости от высоты полета и бокового отклонения самолета

Fig. 12. Increments of the aerodynamic forces and moments as a function of the flight height and aircraft lateral divergence

Максимальный располагаемый коэффициент момента крена при полном отклонении элеронов составляет  $|\Delta m_{x\_эл.расп}| = 0,05$ . Располагаемое значение коэффициента момента рыскания при отклонении руля направления на угол  $25^\circ$   $|\Delta m_{y\_рн.расп}| = 0,04$ . Как видно, наведенные моменты крена и рыскания не превышают располагаемые управляющие моменты.

## ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ВЫВОДЫ

В строгой постановке решение данной задачи состоит в моделировании состояния атмосферы вдоль траектории полета самолета с последующим расчетом его обтекания непотенциальным потоком возмущенной атмосферы и по найденному распределению давления на поверхности определению приращения сил и моментов. При этом нельзя пренебрегать обратным влиянием самолета на КВС. Решение задачи в такой постановке требует не только колоссальных ресурсов компьютера, но и непригодно для работы в диалоговом режиме. При этом также встает вопрос об исчерпывающем наполнении граничных условий решаемой начально-краевой задачи, чтобы сохранить строгость постановки.

Созданный приближенный метод свободен от этих недостатков и может быть использован для моделирования опасных ситуаций, связанных с попаданием самолета в когерентные вихревые структуры возмущенной атмосферы, а также для поиска аэродинамических средств повышения безопасности полета при организации движения в зоне аэропорта, в частности на режимах взлета и посадки в условиях возмущенной атмосферы. Метод будет полезен при поиске мер по повышению безопасности полета и расширению возможностей авиации при выполнении полетов в горной местности, а также при моделировании сложных ситуаций при эксплуатации авиации корабельного базирования [23, 24] и беспилотной авиации.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Барри Г. Погода и климат в горах. Л.: Гидрометеиздат, 1984. 310 с.
2. Зилитинкевич С.С. Динамика пограничного слоя атмосферы. Л.: Гидрометеорологическое издательство, 1970. 292 с.
3. Лайхтман Д.Л. Физика пограничного слоя атмосферы. Л.: Гидрометеорологическое издательство, 1970. 340 с.
4. Bobylev A.V. Aircraft vortex wake and flight safety problems / A.V. Bobylev, V.V. Vyshinsky, G.G. Soudakov, V.A. Yaroshevsky // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47, no. 2. P. 663–674.
5. Ананьин И.В. Вихри в земной коре и их влияние на поверхностные явления на земле // Труды ХХХ академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН, 2006. С. 191–192.
6. Быков Л.П. Применение модели пограничного слоя атмосферы над сложной поверхностью к изучению бризовой циркуляции // Труды главной геофизической обсерватории им. А.И. Воейкова. 1981. Вып. 454. С. 97–108.
7. Матвеев Л.Т. Динамика облаков. Л.: Гидрометеиздат, 1981. 321 с.
8. Hilsenrath E. High altitude aircraft water vapor measurements // AIAA/AMS International Conference on the Environmental Impact of Aerospace Operations in the High Atmosphere. USA, Colorado, Denver, 11–13 June 1973. 7 p. DOI: 10.2514/6.1973-511
9. Жигулев В.Н. Динамика неустойчивостей. М.: Изд-во МФТИ, 1996. 344 с.
10. Босняков И.С., Судаков Г.Г. Расчет разрушения вихревого следа за пассажирским самолетом с помощью метода моделирования больших вихрей второго порядка аппроксимации // Труды МФТИ. 2014. Т. 6, № 3. С. 3–12.

11. **Босняков И.С., Судаков Г.Г.** Верификация инженерной модели разрушения вихревого следа за самолетом с помощью метода моделирования больших вихрей // Труды МФТИ. 2015. Т. 7, № 2. С. 83–98.

12. **Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.** Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4: 4th international symposium on turbulence, heat and mass transfer. Turkey, Antalya, 12–17 October 2003. 8 p.

13. **Роуч П.** Вычислительная гидродинамика. М.: Мир, 1980. 616 с.

14. **Вышинский В.В., Сизых Г.Б.** О верификации расчетов стационарных дозвуковых течений и о форме представления результатов // Математическое моделирование. 2018. Т. 30, № 6. С. 21–38.

15. **Воеводин А.В.** Эволюция струйно-вихревого следа за пассажирским самолетом / А.В. Воеводин, В.В. Вышинский, А.М. Гайфуллин, Ю.Н. Свириденко // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 4. С. 23–31.

16. **Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** Математическая модель эволюции вихревого следа за самолетом в турбулентной атмосфере // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 3. С. 46–55.

17. **Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере (физические и математические модели). М.: Издательство ЦАГИ, 2005. 155 с.

18. **Свириденко Ю.Н., Инешин Ю.Л.** Применение панельного метода с симметризацией особенностей к расчету обтекания самолета с учетом влияния струй двигателей // Труды ЦАГИ. 1996. № 2622. С. 41–53.

19. **Михайлов Ю.С.** Моделирование воздействия вихревого следа на модель самолета в аэродинамической трубе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 62–69.

20. **Mikhailov Yu.S.** Vortex wake simulation in a wind tunnel // Trudy TsAGI. 1999. Vol. 2641. P. 197–203.

21. **Matveev A.V., Nazarov V.V., Osminin R.I.** Experimental study into three-dimensional displacements of a flexible aircraft model under the action of gusts in wind-tunnel flow // Trudy TsAGI. 1999. Vol. 2641. P. 274–282.

22. **Kraft M.** Template – Irkut MS-21 [Электронный ресурс] // 3D Warehouse. URL: <https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (дата обращения: 25.01.2021).

23. **Аубакиров Т.О.** Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ / Т.О. Аубакиров, А.И. Желанников, П.Е. Иванов, М.И. Ништ. Алматы, 1999. 230 с.

24. **Weishäupl C., Laschka B.** Euler solutions for airfoils in inhomogeneous atmospheric flows // Journal of Aircraft. 2001. Vol. 38, no. 2. P. 257–265. DOI: 10.2514/2.2783

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Вышинский Виктор Викторович**, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник отделения аэродинамики самолетов и ракет НИО-2 ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, [viktor.vyshinskiy@tsagi.ru](mailto:viktor.vyshinskiy@tsagi.ru).

**Зоан Конг Тьинь**, аспирант кафедры прикладной механики и информатики Московского физико-технического института, [doancongchinh@phystech.edu](mailto:doancongchinh@phystech.edu).

## ATMOSPHERIC WIND FLOW AROUND THE MOUNTAIN LANDSCAPE IN THE VICINITY OF DA NANG AIRPORT AND FLIGHT SAFETY ISSUES

Victor V. Vyshinsky<sup>1</sup>, Zoan Kong Tin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia

<sup>2</sup>Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Dolgoprudny, Russia

### ABSTRACT

Wind boundary layer flow over the mountain landscape and large structures located around runways (RWs) creates coherent vortex structures (CVSs) that can cross a glideslope and airspace in the vicinity of an airport. The aircraft, encountering a vortex structure, experiences significant changes of the aerodynamic forces and moments, what is especially hazardous due to proximity to terrain. From a mathematical point of view, the solution of this problem presents a challenge due to extremely large space – time scale of the phenomenon, the lack of relevant atmospheric models, as well as comprehensive initial – boundary conditions in numerical modeling. In this paper, a composite solution is constructed: the CVSs area generation is computed in sufficient details within the framework of the grid method. Based on the data obtained in the approximation of analytical functions, an initial vortex structure is formed, the evolution and stochastics of which are modeled within the potential approximation by means of Rankine vortices. The evaluation of the forces and moments increment from the impact of vortex structures on the aircraft was carried out by the panel method using the engineering approach. As an example, the CVSs, resulting from wind flow around the mountainous area of the Son Tra Peninsula, that is located short of RWs 35R-17L and 35L-17R of Da Nang airport, are investigated. To improve the computational grids quality and verify the method of solving the boundary value problem for the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, we used the criteria based on the principle of maximum pressure, requiring  $Q$ -parameter positivity property in the vortices cores and flow separation regions. A CVS related aviation event, involving a passenger aircraft MC-21, is studied. The aircraft, after takeoff from RW 35R-17L setting the course close to the direction of the vortex wind structure axis from the Son Tra Peninsula, encountered the mountainous area CVS.

**Key words:** coherent vortices structures in the atmosphere, rotor turbulence, flight safety, boundary value problems, Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, boundary element method, method of discrete vortices, panel methods.

### REFERENCES

1. Barry, G.R. (1984). *Pogoda i klimat v gorakh* [Weather and climate in mountains]. Leningrad: Gidrometeoizdat, 310 p. (in Russian)
2. Zilitinkevich, S.S. (1970). *Dinamika pograničnogo sloya atmosfery* [The dynamics of the atmospheric boundary layer]. Leningrad: Gidrometeorologicheskoye izdatelstvo, 292 p. (in Russian)
3. Laikhtman, D.L. (1970). *Fizika pograničnogo sloya atmosfery* [The physics of the atmospheric boundary layer]. Leningrad: Gidrometeorologicheskoye izdatelstvo, p. 340. (in Russian)
4. Bobylev, A.V., Vyshinsky, V.V., Soudakov, G.G. and Yaroshevsky, V.A. (2010). *Aircraft vortex wake and flight safety problems*. Journal of Aircraft, vol. 47, no. 2, p. 663–674.
5. Ananin, I.V. (2006). *Vikhri v zemnoy kore i ikh vliyaniye na poverkhnostnyye yavleniya na zemle* [Vortices in the earth's crust and their influence on surface phenomena on the earth]. Trudy XXX akademicheskikh chteniy po kosmonavtike [Proceedings of XXX Academic Readings on Astronautics]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Nauk, p. 191–192. (in Russian)
6. Bykov, L.P. (1981). *Primeneniye modeli pograničnogo sloya atmosfery nad slozhnoy poverkhnostyu k izucheniyu brizovoy tsirkulyatsii* [Application of the atmospheric boundary layer above a complex surface model to the study of breeze circulation]. Trudy glavnoy geofizicheskoy observatorii, issue 454, p. 97–108. (in Russian)
7. Matveev, L.T. (1981). *Dinamika oblakov* [The dynamics of clouds]. Leningrad: Gidrometeoizdat, 312 p. (in Russian)

8. **Hilsenrath, E.** (1973). *High altitude aircraft water vapor measurements*. AIAA/AMS International Conference on the Environmental Impact of Aerospace Operations in the High Atmosphere. USA, Colorado, Denver, 7 p. DOI: 10.2514/6.1973-511
9. **Zhigulev, V.N.** (1996). *Dinamika neustoychivostey* [Dynamics of instabilities]. Moscow: Izdatelstvo MFTI, 344 p. (in Russian)
10. **Bosnyakov, I.S. and Soudakov, G.G.** (2014). *Raschet razrusheniya vikhrevoogo sleda za passazhirskim samoletom s pomoshchyu metoda modelirovaniya bolshikh vikhrey vtorogo poryadka approksimatsii* [Destruction calculation of a vortex trail behind a passenger aircraft using the method of large vortices of the second approximation order modeling]. Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology, vol. 6, no. 3, p. 3–12. (in Russian)
11. **Bosnyakov, I.S. and Soudakov, G.G.** (2015). *Verifikatsiya inzhenernoy modeli razrusheniya vikhrevoogo sleda za samoletom s pomoshchyu metoda modelirovaniya bolshikh vikhrey* [Engineering model of vortex trail destruction verification using the method of modeling large aircraft]. Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology, vol. 7, no. 2, p. 83–98. (in Russian)
12. **Menter, F.R., Kuntz, M. and Langtry, R.** (2003). *Ten years of industrial experience with the SST turbulence model*. Turbulence, Heat and Mass Transfer 4: 4th international symposium on turbulence, heat and mass transfer. Turkey, Antalya, 8 p.
13. **Roache, P.** (1980). *Vychislitel'naya gidrodinamika* [Computational Fluid Dynamics]. Moscow: Mir, 616 p. (in Russian)
14. **Vyshinsky, V.V. and Sizykh, G.B.** (2018). *The verification of the calculation of stationary subsonic flows and the presentation of results*. Matematicheskoye modelirovaniye, vol. 30, no. 6, p. 21–38. (in Russian)
15. **Voyevodin, A.V., Vyshinsky, V.V., Gaifullin, A.M. and Sviridenko, Yu.N.** (2003). *Evolutsiya struyno-vikhrevoogo sleda passazhirskogo samolyota* [Jet-vortex trail evolution behind passenger aircraft]. Aeromekhanika i gazovaya dinamika, no. 4, p. 23–31. (in Russian)
16. **Vyshinsky, V.V. and Soudakov, G.G.** (2003). *Matematicheskaya model evolyutsii vikhrevoogo sleda za samoletom v turbulentnoy atmosfere* [Mathematical model of the aircraft vortex trail evolution in turbulent atmosphere]. Aeromekhanika i gazovaya dinamika, no. 3, p. 46–55. (in Russian)
17. **Vyshinsky, V.V. and Soudakov, G.G.** (2005). *Vikhrevooy sled samoleta v turbulentnoy atmosfere (fizicheskiye i matematicheskiye modeli)* [The vortex trail of an aircraft in a turbulent atmosphere (physical and mathematical models)]. Moscow: Izdatelstvo TsAGI, 155 p. (in Russian)
18. **Sviridenko, Yu.N. and Ineshin, Yu.L.** (1996). *Primeneniye panelnogo metoda s simmetrizatsiyey osobennostey k raschetu obtekaniya samoleta s uchetom vliyaniya struyi dvigateley* [Application of the panel method with symmetrizing of singularities to the calculation of the flow around an aircraft taking into account the influence of engine jets]. Trudy TsAGI, vol. 2622, p. 41–53. (in Russian)
19. **Mikhailov, Yu.S.** (2012). *Simulation of the vortex wake effect on aircraft model in wind tunnel*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 175, p. 62–69. (in Russian)
20. **Mikhailov, Yu.S.** (1999). *Vortex wake simulation in a wind tunnel*. Trudy TsAGI, vol. 2641, p. 197–203.
21. **Matveev, A.V., Nazarov, V.V. and Osminin, R.I.** (1999). *Experimental study into three-dimensional displacements of a flexible aircraft model under the action of gusts in wind-tunnel flow*. Trudy TsAGI, vol. 2641, p. 274–282.
22. **Kraft, M.** *Template – Irkut MS-21*. 3D Warehouse. Available at: <https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (accessed: 25.01.2021).

**23. Aubakirov, T.O., Zhelannikov, A.I., Ivanov, P.E. and Nisht, M.I.** (1999). *Sputnyye sledy i ikh vozdeystviye na letatelnyye apparaty. Modelirovaniye na EVM* [Coflowing trails and their influence on aircraft. Computer simulation]. Almaty, 230 p. (in Russian)

**24. Weishäupl, C. and Laschka, B.** (2001). *Euler solutions for airfoils in inhomogeneous atmospheric flows*. Journal of Aircraft, vol. 38, no. 2, p. 257–265. DOI: 10.2514/2.2783

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Victor V. Vyshinsky**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher, Department of Aerodynamics of Airplanes and Rockets, Research Department-2, Central Aerohydrodynamic Institute, viktor.vyshinskiy@tsagi.ru.

**Zoan Kong Tin**, Postgraduate Student, Applied Mechanics and Computing Science Chair, MIPT, doancongchinh@phystech.edu.

Поступила в редакцию 15.08.2021  
Принята в печать 25.11.2021

Received 15.08.2021  
Accepted for publication 25.11.2021

УДК 004.94

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-42-53

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АВИАСИМУЛЯТОРА X-PLANE И СРЕДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ SIMINTECH В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПРАКТИЧЕСКОГО ЗАНЯТИЯ «ОБРАБОТКА ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ»

А.С. КНЯЗЕВ<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков,  
г. Краснодар, Россия*

При проведении учебных занятий в авиационном вузе целесообразно демонстрировать образцы авиационной техники, отдельные элементы систем и агрегатов или использовать специализированные стенды и плакаты. Однако при проведении занятий дистанционно не все эти материалы могут быть использованы, так как не всегда есть возможность показать их в динамике и обеспечить тем самым формирование полного представления обучающихся об изучаемом объекте. В статье рассматривается пример использования авиасимулятора в учебном процессе в качестве средства визуализации авиационной техники при проведении практического занятия «Обработка полетной информации». Визуальное восприятие материалов объективного контроля не дает полного представления о динамике полета воздушного судна, его пространственном положении при выполнении различных элементов пилотажа, поэтому необходима демонстрация выполнения элементов полета с одновременным отображением параметров полета в графическом виде. С этой целью используется авиасимулятор X-Plane, для взаимодействия с которым в среде SimInTech разработан проект, реализующий обмен данными для управления полетом модели воздушного судна и регистрацию параметрической информации с целью ее дальнейшего анализа. Описаны схемы имитации работы бортовых устройств регистрации. Описаны пути решения поставленных задач. Указана возможность использования разработанных проектов при дистанционном обучении авиационных специалистов, а также внедрения полученных результатов в учебный процесс авиационных вузов.

**Ключевые слова:** авиасимулятор, X-Plane, SimInTech, бортовое устройство регистрации, параметрическая полетная информация.

### ВВЕДЕНИЕ

Во время проведения учебных занятий в вузе часто возникает необходимость показа рассматриваемого объекта. В случае невозможности демонстрации самого объекта для этого могут быть использованы современные мультимедийные средства визуализации – изображения, видеофрагменты, компьютерные модели, макеты. Любой способ визуализации позволяет сформировать у обучающихся представление о рассматриваемом объекте, даже если сам объект физически недоступен для восприятия и изучения. Одним из средств визуализации воздушного судна (ВС) является авиасимулятор, однако в каждом случае необходимо оценивать целесообразность его использования при проведении конкретного занятия.

Авиасимулятор X-Plane имеет большой потенциал для использования в качестве средства визуализации ВС в авиационном вузе [1], так как позволяет использовать множество готовых моделей ВС и создавать свои собственные, управлять полетом модели как вручную, так и автоматически, задавать различные погодные условия, время суток, а также предоставляет пользователю возможность обмена данными через протокол UDP, что позволяет принимать и отправлять в симулятор большое количество различных данных (параметров полета, положения органов управления и др.) для создания необходимой ситуации [2, 3].

Одним из возможных применений авиасимулятора X-Plane является отображение в графическом виде параметров полета, которые регистрируются бортовыми устройствами регистрации (БУР) в реальных ВС.

## МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

В настоящее время на ВС используются различные БУР с разным принципом записи, например, система «Тест-1» с твердотельным накопителем устанавливается взамен системы «САРПП-12» с фотопленкой, а также используются магнитные и твердотельные регистраторы (например, одна и та же система «Тестер-УЗ» может иметь магнитный накопитель «Тестер-УЗ сер. 3» и твердотельный «Тестер-УЗ сер. 3А»).

В оптических БУР информация записывается световым лучом на фоточувствительную пленку. При этом количество параметров ограничивается шириной пленки и количеством световых лучей (каналов записи). Поэтому на самолете Л-39 количество регистрируемых параметров было ограничено. При установке более современного твердотельного БУР «Тест-1» взамен устаревшего оптического «САРПП-12» количество регистрируемых параметров не изменяется, так как используются те же датчики информации. В связи с этим в накопителе БУР «Тест-1» записываются всего 6 аналоговых параметров (АП) и 13 разовых команд (РК) (рис. 1). К АП относятся: относительная барометрическая высота полета  $H$ , приборная скорость  $V$ , вертикальная перегрузка  $n_y$ , частота вращения ротора высокого давления  $N_{РВД}$ , угол перемещения РУД  $\alpha_{РУД}$ , угол отклонения руля высоты  $\varphi$ . К РК относятся: минимальное давление топлива (РК № 1), положение шасси (РК № 2), опасная вибрация двигателя (РК № 3), высокая температура выходящих газов (РК № 4), пожар двигателя (РК № 5), опасное давление в кабине команда (РК № 6), минимальное давление в гидросистеме (РК № 7), минимальное давление масла (РК № 8), отказ запасного генератора (РК № 9), фонарь не закрыт (РК № 10), катапультирование переднего сиденья (РК № 11), закрытие пожарного крана (РК № 12), катапультирование заднего сиденья (РК № 13).

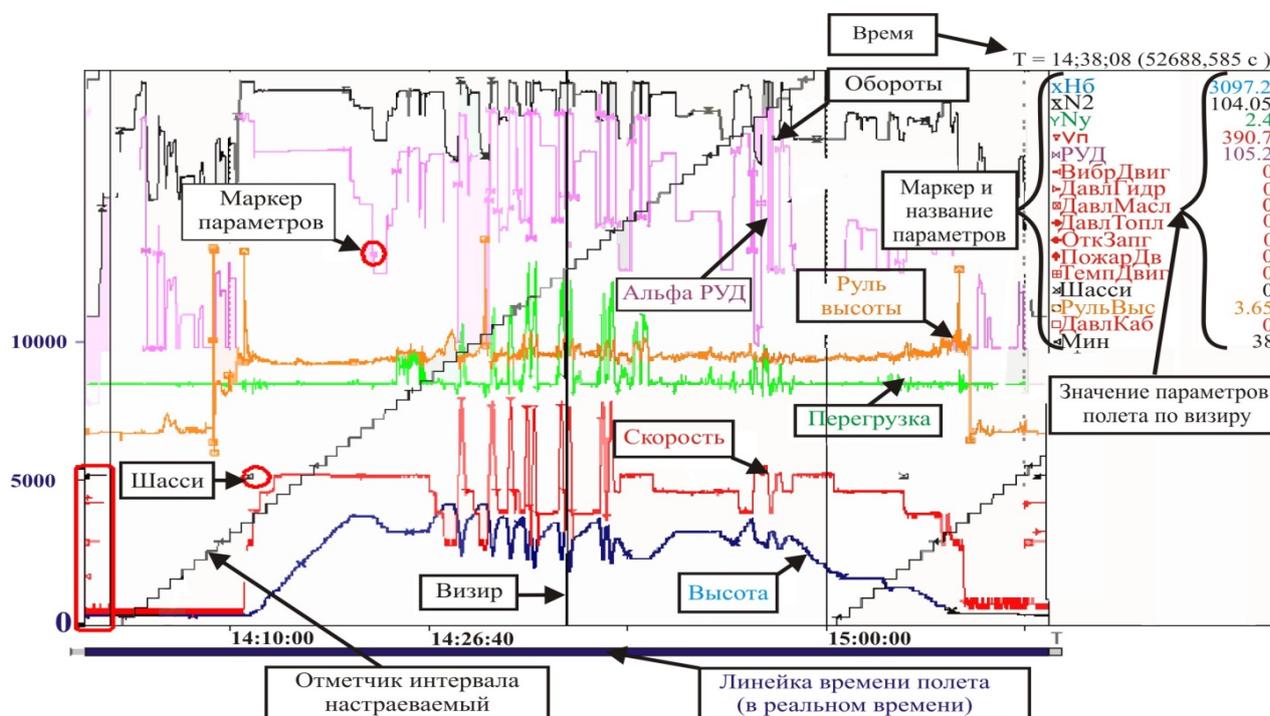


Рис. 1. Графики аналоговых параметров и разовых команд, регистрируемых бортовым устройством регистрации (БУР) «Тест-1» (Л-39)

Fig. 1. Graphs of analog parameters and discrete commands recorded by "Test-1" flight data recorder (FDR) (L-39)

В системе «Тестер-УЗ» регистрируются 60 АП и 101 РК, полный перечень которых здесь представлять нецелесообразно. Запись полетной информации на накопитель осуществляется в виде двоичного кода на магнитную пленку или твердотельный модуль памяти.

После перезаписи зарегистрированной информации с бортового накопителя на наземное устройство обработки производится декодирование и дешифрирование, в результате чего для анализа выводятся необходимые наборы параметров полета, по которым осуществляется оценка исправности бортовых систем и правильности действий летчика.

Доступ к материалам объективного контроля реальных полетов строго ограничен, к тому же не в каждом полете возникают ситуации, обязательные для рассмотрения на занятии со студентами или курсантами авиационных вузов. В этом случае авиасимулятор может быть использован в качестве источника необходимой параметрической и визуальной информации. Целесообразность использования авиасимулятора в учебном процессе в уместных для этого случаях подтверждается положительным опытом преподавателей не только отечественных, но и зарубежных вузов [1, 4, 5, 6]. В одних случаях использование симулятора для достижения учебных целей является более дешевой альтернативой, в других – единственной возможностью.

Среди известных на сегодняшний день авиасимуляторов для реализации поставленной задачи был выбран X-Plane по причине наличия возможности и опыта получения от него необходимой информации. Способы получения данных от X-Plane широко описаны в открытых источниках, а их реализация облегчается наличием доступных примеров<sup>1,2</sup> [7, 8, 9–14].

Для демонстрации процесса записи параметрической информации, регистрируемой БУР «Тест-1» на самолете Л-39 в полете, была разработана программа, взаимодействующая с авиасимулятором X-Plane. Схема имитации работы оптического БУР «Тест-1» разработана в среде динамического моделирования технических систем SimInTech<sup>1,3</sup> [15, 7, 16].

Выбор программной среды моделирования SimInTech обусловлен тем, что она имеет русскоязычный интерфейс, содержит все необходимые инструменты для решения задач моделирования, ничем не уступающие зарубежным аналогам, и содержит множество готовых к использованию примеров для совместной работы с авиасимулятором X-Plane<sup>1</sup>. SimInTech широко используется отечественными предприятиями авиационной промышленности и вузами в связи с тем, что является отечественным программным продуктом и не подлежит импортозамещению. Кроме того, наличие лицензии на данную программу (которая в отдельных случаях может быть предоставлена бесплатно) дает возможность открыто публиковать полученные результаты исследований.

На разработанной схеме (рис. 2) присутствуют группы элементов, выполняющих следующие функции:

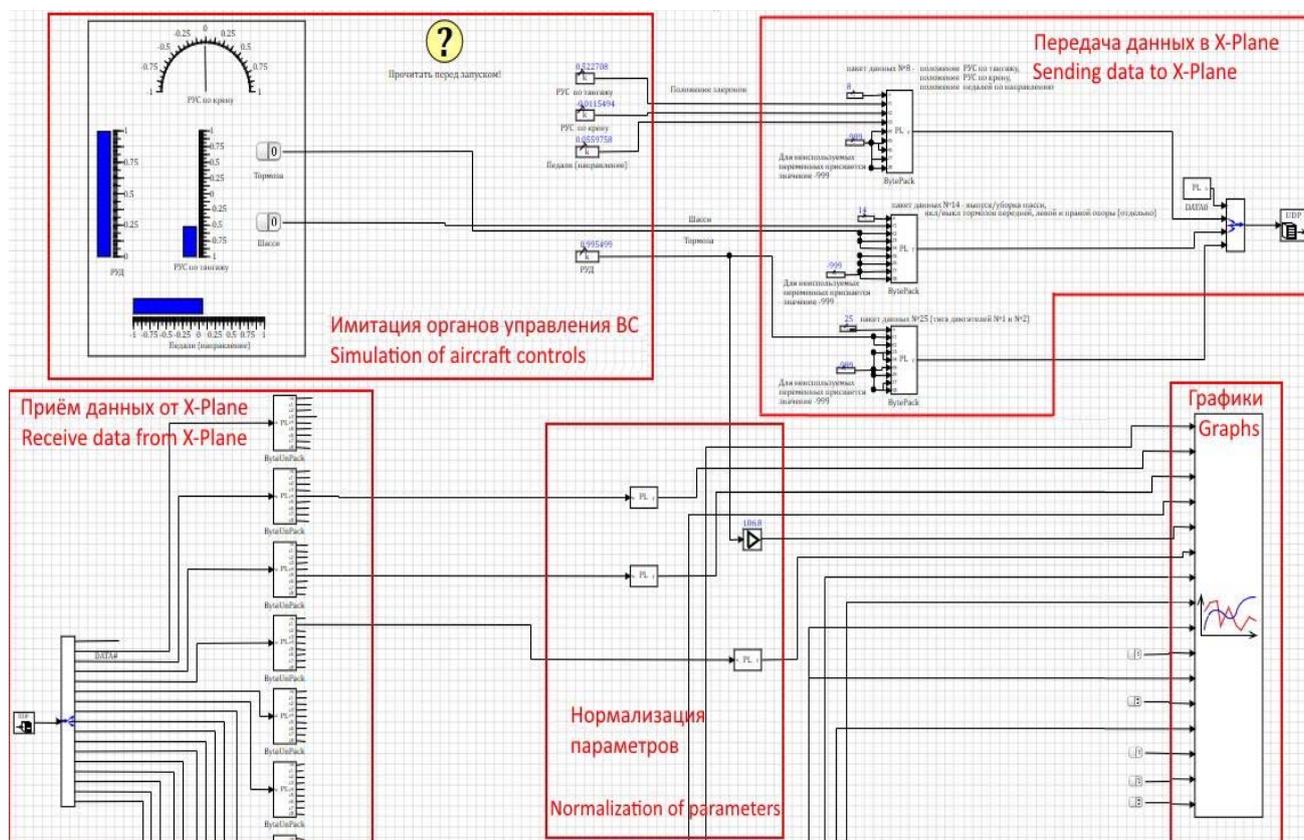
- прием и разделение данных, принимаемых от X-Plane;
- нормализацию параметров, принимаемых от X-Plane;
- вывод необходимых данных на графики;
- имитацию органов управления (с помощью специальных блоков на схеме или джойстика);
- передачу в X-Plane управляющих сигналов (положение РУС, педалей, РУД, положение тормозов, выпуск/уборка шасси).

<sup>1</sup> Настройка совместной работы SimInTech и X-Plane [Электронный ресурс] // SimInTech. URL: [https://help.simintech.ru/index.html#priemy\\_raboty/nastroika\\_sovmestnoi\\_raboty\\_SimInTech\\_i\\_X-Plane.html](https://help.simintech.ru/index.html#priemy_raboty/nastroika_sovmestnoi_raboty_SimInTech_i_X-Plane.html) (дата обращения: 31.01.2021).

<sup>2</sup> Simulink-Xplane10 Communication Via UDP [Электронный ресурс] // MathWorks. URL: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/47144-simulink-xplane10-communication-via-udp> (дата обращения: 31.01.2021).

<sup>3</sup> Демонстрационная версия SimInTech [Электронный ресурс] // SimInTech. URL: <https://project797652.turbo.site/> (дата обращения: 31.01.2021).

Для обеспечения работоспособности схемы она должна быть настроена на совместную работу SimInTech и X-Plane<sup>1</sup> [7].



**Рис. 2.** Разработанная схема имитации работы БУР «Тест-1» (Л-39)  
**Fig. 2.** Developed scheme of FDR operation simulation "Test-1" (L-39)

Некоторые регистрируемые параметры, получаемые от симулятора X-Plane, измеряются не в международных единицах измерения (высота – в футах, скорость – в милях в час), поэтому для их использования принимаемые значения должны быть нормализованы (рис. 2).

Графики параметров, зарегистрированных БУР «Тест-1», отображаются разными цветами и имеют маркеры (рис. 1). Графики параметров, полученных при имитации работы БУР «Тест-1» в среде SimInTech, также могут отображаться разными цветами и помечаться маркерами, что делает анализ наглядным и удобным, как и в реальной программе обработки полетной информации (рис. 3).

Авиасимулятор X-Plane позволяет принимать большое количество параметрической информации, регистрируемой разными типами БУР, что делает возможным разработку аналогичных схем для имитации их работы при изучении БУР, установленных на различных типах ВС.

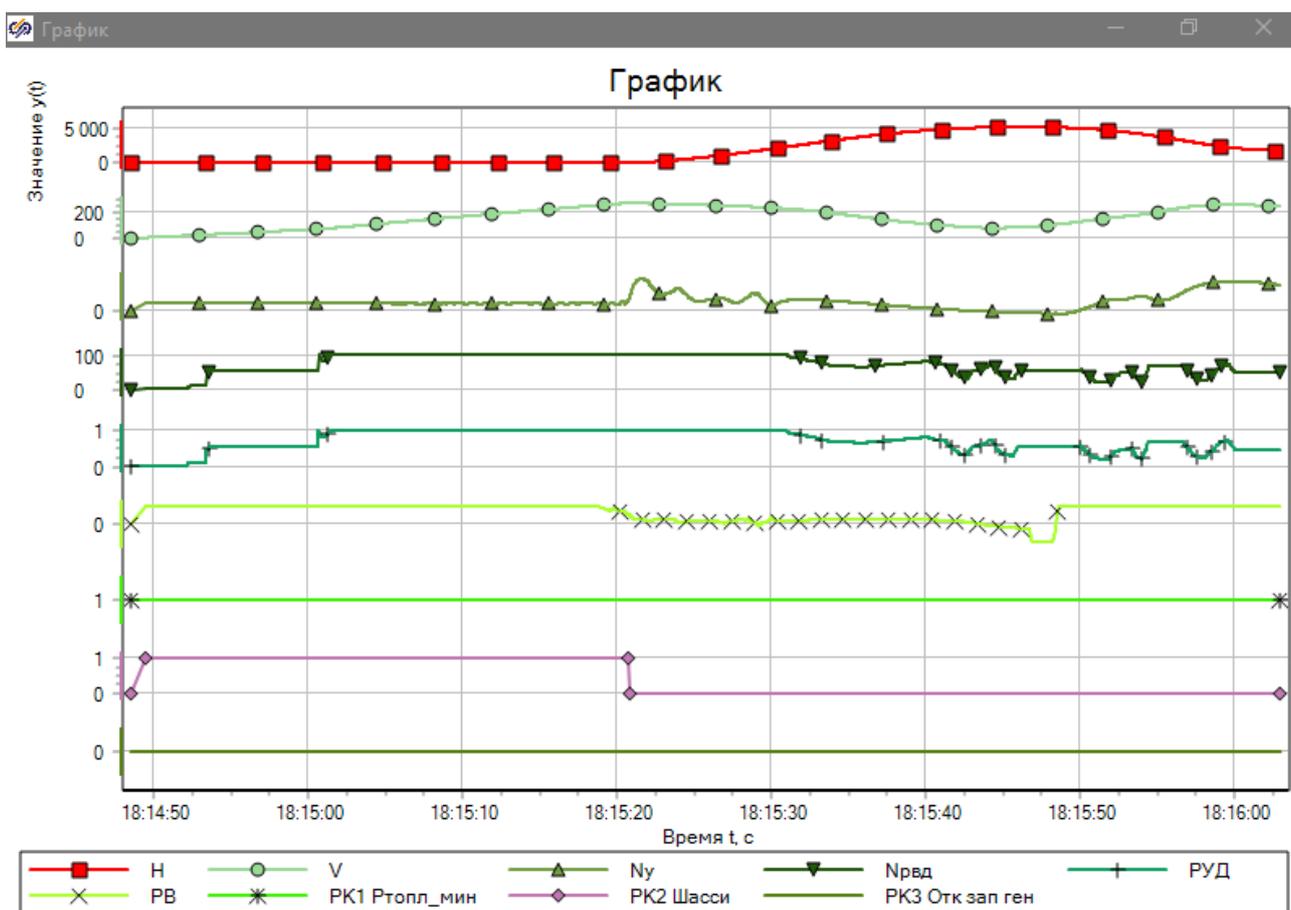


Рис. 3. Графики аналоговых параметров, полученных от авиасимулятора X-Plane  
Fig. 3. Graphs of analog parameters received from the X-Plane flight simulator

Более современные БУР (магнитные и твердотельные) регистрируют большее количество данных (аналоговых параметров, параметров в цифровом виде, разовых команд). Для имитации работы БУР «Тестер-УЗ» (на самолете Су-27) в среде SimInTech была разработана соответствующая схема.

На разработанной схеме (рис. 4) присутствуют группы элементов, выполняющих следующие функции:

- прием и разделение данных, принимаемых от X-Plane;
- вывод необходимых данных на графики;
- имитацию органов управления (с помощью специальных блоков на схеме или джойстика);
- передачу в X-Plane управляющих сигналов (положение РУС, педалей, РУД, положение тормозов, выпуск/уборка шасси).

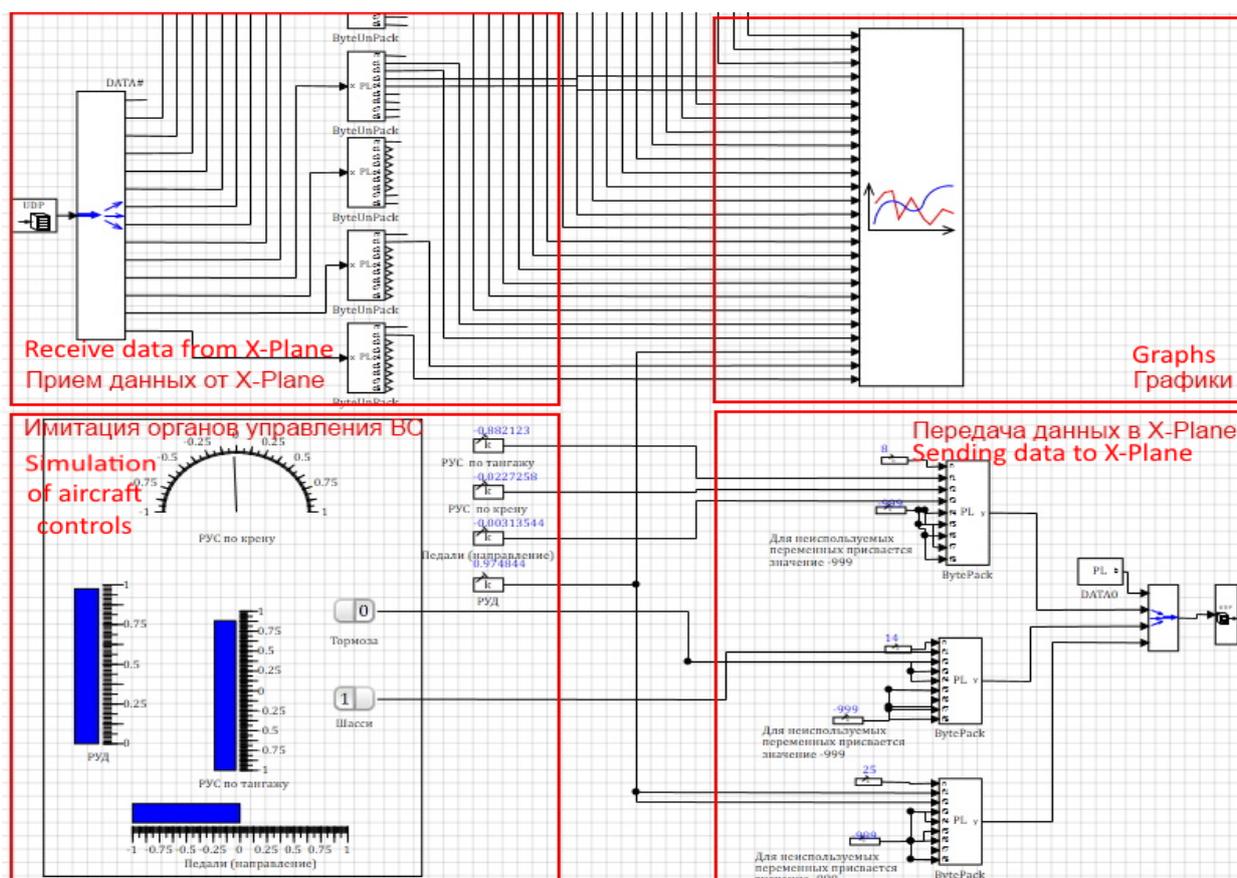


Рис. 4. Разработанная схема имитации работы БУР «Тестер-У3» (Су-27)  
Fig. 4. Developed scheme of FDR operation simulation "Tester-U3" (Sukhoi Su-27)

Для демонстрации работы БУР «Тестер-У3» в разработанной схеме реализован прием и вывод на графики некоторых аналоговых параметров, таких как приборная скорость  $V_{пр}$ , истинная скорость  $V_{ист}$ , число  $M$ , барометрическая высота  $H_{бар}$ , истинная высота  $H_{геом}$ , вертикальная перегрузка  $N_y$ , отклонение РУС по тангажу  $X_{рв}$  и по крену  $X_{эл}$ , отклонение педалей  $X_{рп}$ , угловые скорости  $\omega_z, \omega_x, \omega_y$ , угол тангажа  $\nu$ , угол крена  $\gamma$ , курс истинный  $\psi_{ист}$ , угол атаки  $\alpha$  и др., а также разовых команд – положение крана шасси, минимальное давление топлива и др.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для расшифровки полетной информации, регистрируемой БУР «Тест-1» и «Тестер-У3», используется программа «СКАТ», работающая в составе наземного устройства обработки «Топаз-М» на базе персонального компьютера<sup>4</sup>. В программе «СКАТ» аналоговые параметры выводятся на монитор в виде цветных графиков (что повышает наглядность и исключает путаницу между несколькими графиками), при этом могут отображаться не все, а только необходимые для анализа данные (рис. 5). В проекте, разработанном в среде SimInTech, также есть возможность отображения только необходимых для анализа данных (рис. 6).

На основе полученных данных возможна разработка алгоритма автоматического распознавания выполнения фигур высшего пилотажа, определения момента взлета, посадки, опреде-

<sup>4</sup> Программное обеспечение «СКАТ» [Электронный ресурс] // АО «НПП «ТОПАЗ». URL: <https://topazlab.ru/products/ckat-system/#> (дата обращения: 31.01.2021).

ления максимальной и минимальной перегрузки, а также проведение экспресс-анализа, как в реальном наземном устройстве обработки «Топаз-М», однако такая задача для проведения учебного занятия не ставилась.

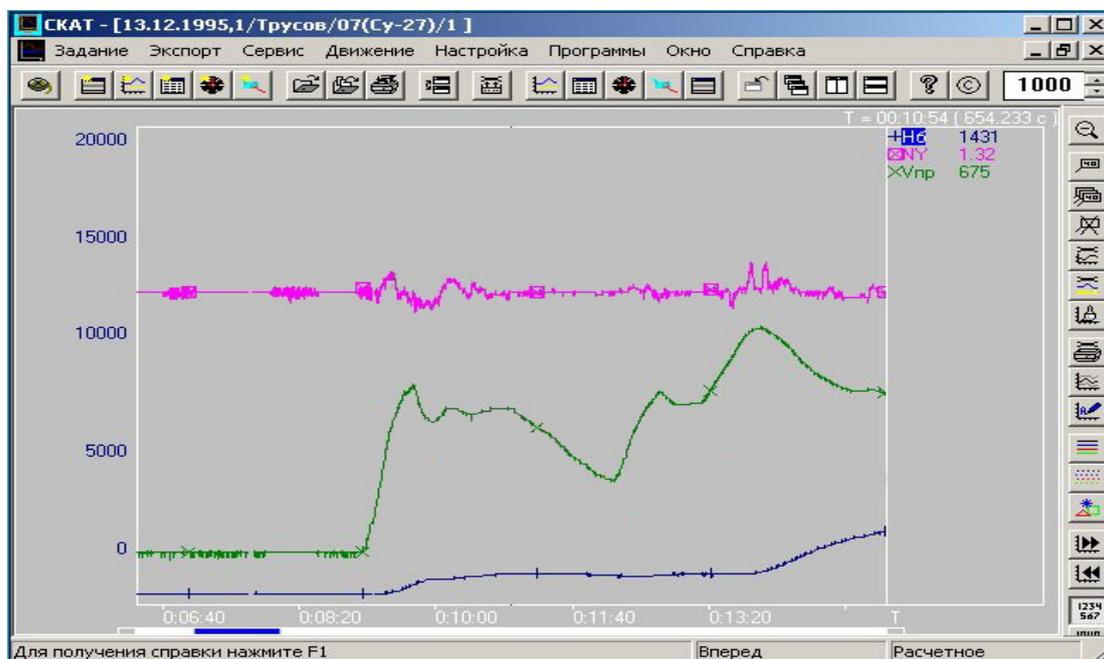


Рис. 5. Графики аналоговых параметров, регистрируемых БУР «Тестер-У3» (Су-27)  
Fig. 5. Graphs of analog parameters recorded by FDR "Tester-U3" (Sukhoi Su-27)

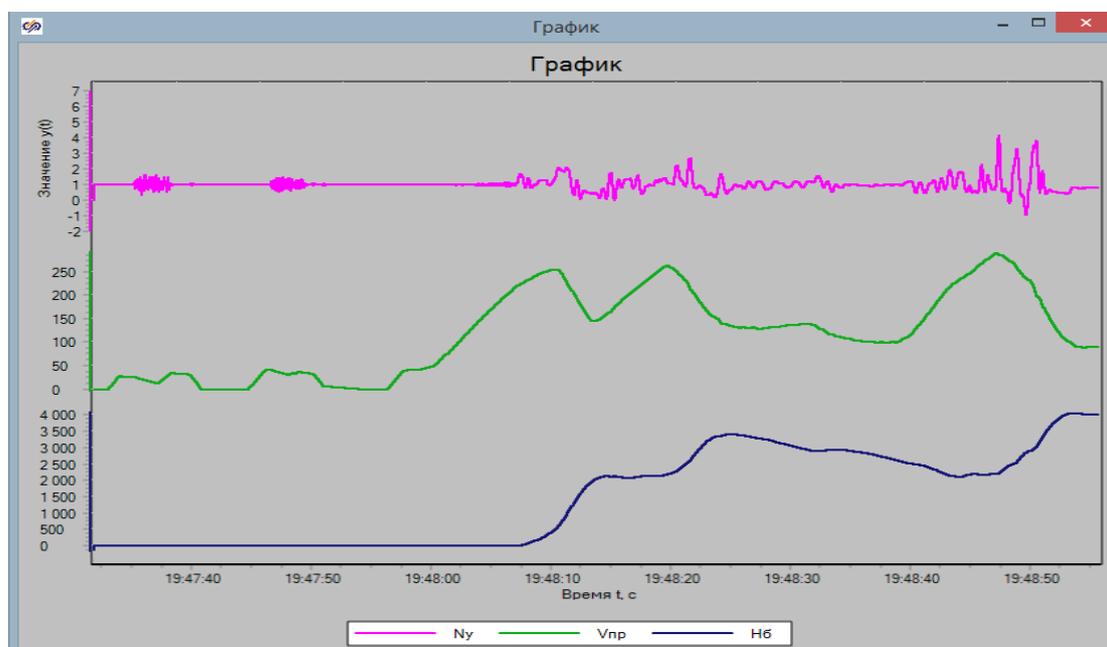


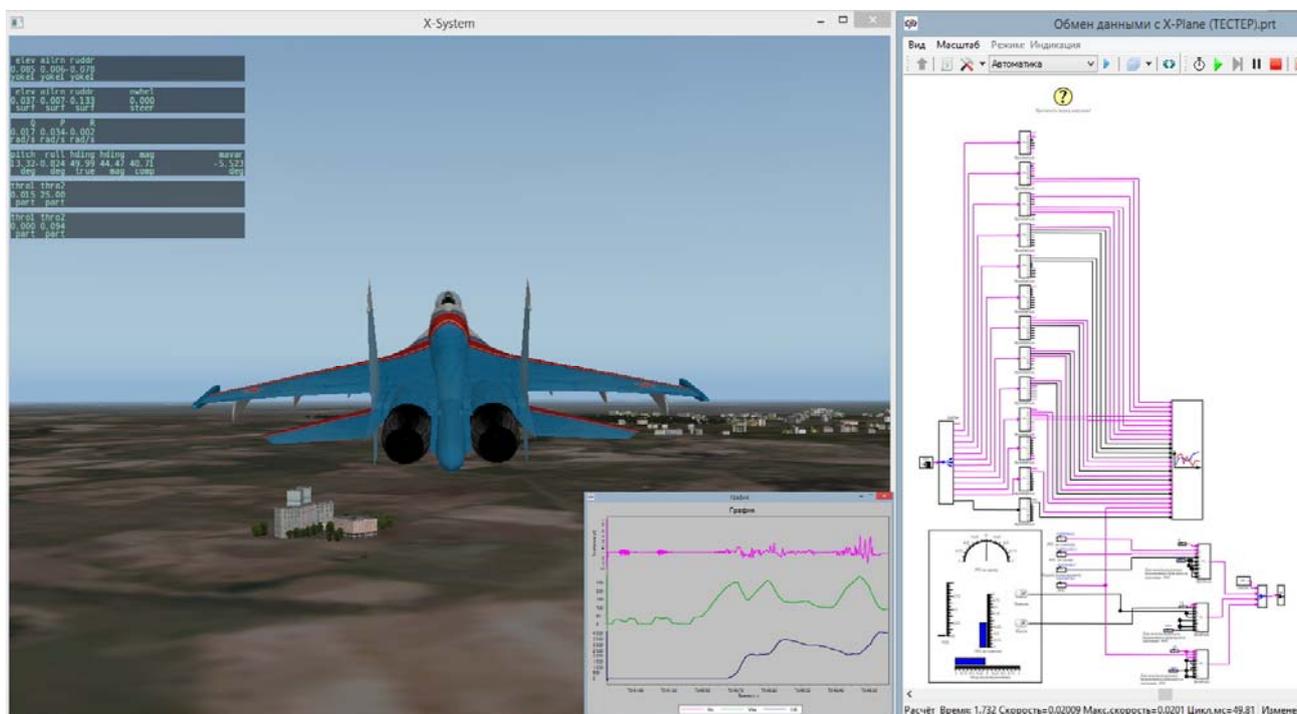
Рис. 6. Графики в SimInTech параметров, полученных от авиасимулятора X-Plane  
Fig. 6. Graphs of SimInTech parameters obtained from the X-Plane flight simulator

## ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Достоинством использования авиасимулятора при проведении учебных занятий является наглядность представления анализируемых данных в динамике, так как при отклонении органов управления (джойстика или имитирующих его блоков на схеме) меняется угловое положение модели ВС, скорость, высота полета и другие параметры. При этом видно как строятся графики этих параметров, что дает более полное представление о работе БУР и улучшает понимание логики обработки полетной информации.

Однако использование авиасимулятора в учебном процессе ограничивается навыками работы с ним и с программами, позволяющими принимать и обрабатывать полученные данные. Владение инструментами среды моделирования SimInTech предоставляет большие возможности проектирования, моделирования и обработки информации, что позволяет составлять (воспроизводить) схемы реальных авиационных систем различного принципа действия (электрических, гидравлических и др.) для проведения исследований или других целей.

Знание заложенных в авиасимулятор возможностей, владение ими и уместное их использование на конкретном занятии требует определенного опыта и времени для подготовки [2, 3, 4, 17]. В отдельных случаях достаточно использования статичного изображения ВС при заданном угловом положении или на рассматриваемом этапе полета, в других случаях необходима видеозапись с экрана, например при выполнении элементов пилотажа, как с ошибками пилотирования, так и без них. В рассматриваемом случае для достижения учебных целей положительный результат дает использование авиасимулятора в режиме реального времени, когда от взлета до посадки обучающиеся видят динамику полета, изменение углового положения ВС и получают наглядное представление об этих изменениях в графическом виде (рис. 7).



**Рис. 7.** Совместная работа X-Plane с проектом, имитирующим работу БУР «Тестер-У3» в среде SimInTech  
**Fig. 7.** X-Plane collaborates with a project that simulates the operation of the "Tester-U3" FDR in the SimInTech environment

Разработка представленных схем имитации работы БУР стала возможной благодаря наличию готовых проектов, реализующих взаимодействие SimInTech и X-Plane, которые подробно описаны<sup>5</sup> [7] и размещены в папке с демо-примерами «C:\SimInTech64\Demo\Интеграция со сторонним ПО\X-Plane» и доступны пользователю сразу после установки среды моделирования SimInTech.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исходя из результатов проведенной работы, можно сделать вывод о том, что совместное использование авиасимулятора X-Plane и среды динамического моделирования технических систем SimInTech дает возможность создавать схемы различных авиационных систем, позволяя демонстрировать алгоритм их работы при проведении учебных занятий в авиационных вузах. Такой подход оправдывает себя при отсутствии возможности демонстрации реальных образцов изучаемых систем и агрегатов во время их работы, а также при проведении занятий в рамках дистанционного обучения.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Козин Н.А., Епанчин М.И., Кахановский Д.В.** Авиационный симулятор как достойная альтернатива тренажной подготовки летного состава // Научные чтения им. проф. Н.Е. Жуковского: сборник научных статей VII Международной научно-практической конференции. Краснодар, 20–22 декабря 2016 г. Министерство обороны Российской Федерации, КВВАУЛ им. Героя Советского Союза А.К. Серова. Краснодар: Издательский дом – Юг, 2017. С. 41–45.
2. **Князев А.С.** Совместное использование авиасимулятора X-Plane 9 и программной среды C++Builder 6 для разработки и исследования систем автоматического управления летательных аппаратов // II Всероссийская научно-практическая конференция «АВИАТОР»: сборник научных статей. Воронеж, 11–13 февраля 2015 г. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. Т. 2. С. 81–85.
3. **Князев А.С.** Использование авиасимулятора в учебном процессе при проведении группового занятия «Режимы работы САУ» // Межвузовский сборник научных трудов. Краснодар: КВВАУЛ им. Героя Советского Союза А.К. Серова, 2020. Вып. 24. С. 164–169.
4. **Князев А.С.** Использование авиасимулятора в качестве современного средства визуализации в учебном процессе авиационного вуза // Инновационные технологии в образовательном процессе: сборник материалов XXI Всероссийской заочной научно-практической конференции. Краснодар, 27–28 мая 2020 г. КВВАУЛ им. Героя Советского Союза А.К. Серова, 2020. С. 57–62.
5. **Nowakowski H., Makarewicz J.** Flight simulation devices in pilot air training // Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport. 2018. No. 98. P. 111–118. DOI: 10.20858/sjsutst.2018.98.11
6. **Ruiz S., Aguado C., Moreno R.** A teaching experience using a flight simulator: educational simulation in practice // Journal of Technology and Science Education (JOTSE). 2014. Vol. 4, no. 3. P. 181–200. DOI: 10.3926/jotse.129
7. **Князев А.С.** Совместное использование авиасимулятора X-Plane и среды SimInTech для исследования работы авиационных систем [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2021. № 117. 19 с. DOI: 10.34759/trd-2021-117-15 (дата обращения: 12.02.2021).

<sup>5</sup> Настройка совместной работы SimInTech и X-Plane [Электронный ресурс] // SimInTech. URL: [https://help.simintech.ru/index.html#priemy\\_raboty/nastroika\\_sovmestnoi\\_raboty\\_SimInTech\\_i\\_X-Plane.html](https://help.simintech.ru/index.html#priemy_raboty/nastroika_sovmestnoi_raboty_SimInTech_i_X-Plane.html) (дата обращения: 31.01.2021).

**8. de Castro D.F.** Simulation scheme for quadricopter control with LabView and X-Plane / D.F. de Castro, I.A.A. Prado, P.F.S.M. Goncalves, D.A. dos Santos, L.C.S. Goes [Электронный ресурс] // Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics, 2013. Vol. 1, no. 1. DOI:10.5540/03.2013.001.01.0149 (дата обращения: 31.01.2021).

**9. Shin H.G.** Implementation of an integrated test bed for avionics system development / H.G. Shin, M.C. Park, J.S. Jun, Y.H. Moon, S.W. Ha, in Kim T. et al. (eds) // Software Engineering, Business Continuity, and Education. ASEA 2011. Communications in Computer and Information Science. Springer, Berlin, Heidelberg, 2011. Vol. 257. P. 416–423. DOI: 10.1007/978-3-642-27207-3\_46

**10. Staack I.** Towards a complete co-simulation model integration including HMI aspects / I. Staack, J. Schminder, O. Shahid, R. Braun // Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress. Stockholm, Sweden, 8–9 October 2019. P. 112–119. DOI: 10.3384/ecp19162012

**11. Mairaj A., Baba A.I., Javaid A.Y.** Application specific drone simulators: recent advances and challenges // Simulation Modelling Practice and Theory. 2019. Vol. 94. P. 100–117. DOI: 10.1016/j.simpat.2019.01.004

**12. Lombardo C., Miller I., Wallace J.** Studying the interaction of UAS and human pilots using the X-Plane flight simulator // International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2016. P. 557–561. DOI: 10.1109/ICUAS.2016.7502545

**13. Jalovecký R., Bystřický R.** On-line analysis of data from the simulator X-plane in MATLAB // International Conference on Military Technologies (ICMT). Czech Republic, Brno, 31 May – 2 June 2017. P. 592–597. DOI: 10.1109/MILTECHS.2017.7988826

**14. Cameron B.** Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies / B. Cameron, H. Rajaei, B. Jung, R.G. Langlois // Proceedings of the 3rd International Conference on Control, Dynamic Systems, and Robotics (CDSR'16). Canada, Ottawa, 9–10 May 2016. No. 126. P. 1–8. DOI: 10.11159/cdsr16.126

**15. Смагин Д.И.** Моделирование системы кондиционирования воздуха перспективного пассажирского самолета в программном комплексе SimInTech / Д.И. Смагин, К.И. Старостин, Р.С. Савельев, Т.А. Кобринец, А.А. Сатин, А.В. Суворов, Н.И. Молодушная, А.В. Цыплаков, П.И. Медведев // Computational nanotechnology. 2018. № 3. С. 24–31.

**16. Булгаков В.В., Каравашкина Е.О., Кулабухов В.С.** Стенд математического моделирования алгоритмов управления летательными аппаратами на основе авиасимулятора X-Plane // Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов: материалы докладов 4-й Международной научно-практической конференции. Жуковский, 20 июля 2017 г. Москва: ГОСНИИАС, 2017. С. 46–50.

**17. Пирогов П.Д.** Некоторые аспекты создания авиасимуляторов // Информационные технологии в управлении и экономике. 2016. № 2 (05). С. 30–42.

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Князев Алексей Сергеевич**, кандидат технических наук, старший преподаватель, Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков, knyazev.aleksei.87@gmail.com.

## THE USE OF THE X-PLANE FLIGHT SIMULATOR AND SIMINTECH ENVIRONMENT IN THE EDUCATIONAL PROCESS DURING THE PRACTICAL LESSON "FLIGHT DATA PROCESSING"

Alexey S. Knyazev<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Krasnodar Air Force Institute for Pilots, Krasnodar, Russia*

### ABSTRACT

During training sessions at an aviation university, it is advisable to demonstrate samples of aviation equipment, individual elements of systems and assemblies, or use specialized stands and posters. However, when conducting classes remotely, not all of these materials can be used, since it is not always possible to show them in dynamics and thus ensure the formation of a clear idea of students about the object being studied. The article considers an example of using a flight simulator in the educational process as a means of visualizing aviation equipment during a practical lesson "Flight data processing". Visual perception of the materials of objective control does not give a complete understanding of the dynamics of the aircraft flight, its attitude while executing pilotage and aerobatics elements, therefore, it is necessary to demonstrate the performance of flight elements with the simultaneous display of flight parameters in a graphical form. For this purpose, the X-Plane flight simulator is used, for interaction with which a project has been developed in the SimInTech environment that implements data exchange for flight control of an aircraft model and registration of parametric information for its further analysis. Schemes for simulating the operation of on-board recording devices are described. The ways of solving the tasks are described. The possibility of using the developed projects for remote training of aviation specialists, as well as the implementation of the results obtained in the educational process of aviation universities, is indicated.

**Key words:** flight simulator, X-Plane, SimInTech, FDR, flight data recorder, parametric flight information.

### REFERENCES

1. **Kozin, N.A., Epanchin, M.I. and Kaxanovskiy, D.V.** (2017). *Aviatsionnyy simulyator kak dostoyhnaya alternativa trenazhnoy podgotovki letnogo sostava* [Aviation simulator as a worthy alternative to flight crew training]. Nauchnyye chteniya im. prof. N.Ye. Zhukovskogo: sbornik nauchnykh statey VII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Proceedings of scientific readings to them. prof. NOT. Zhukovsky: VII International Scientific and Practical Conference]. Krasnodar: Izdatelskiy Dom – Yug, p. 41–45. (in Russian)
2. **Knyazev, A.S.** (2015). *Sovmestnoye ispolzovaniye aviasimulyatora X-Plane 9 i programmnoy sredy C++Builder 6 dlya razrabotki i issledovaniya sistem avtomaticheskogo upravleniya letatelnykh apparatov* [Joint use of the X-Plane 9 flight simulator and the C++ Builder 6 software environment for the development and research of automatic aircraft control systems]. II Vserossiyskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya «AVIATOR»: sbornik nauchnykh statey [Proceedings of the Second All-Russian scientific and practical conference "AVIATOR"]. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", vol. 2, p. 81–85. (in Russian)
3. **Knyazev, A.S.** (2020). *Using the flight simulator in the educational process during the group lesson «modes of acs operation»*. Mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov. Krasnodar: KVVAUL, issue 24, p. 164–169. (in Russian)
4. **Knyazev, A.S.** (2020). *Using a flight simulator as a modern visualization tool in the educational process of an aviation university*. Innovatsionnyye tekhnologii v obrazovatelnom protsesse: sbornik materialov XXI Vserossiyskoy zaochnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Innovative technologies in the educational process: proceedings of the XXI All-Russian correspondence scientific and practical conference]. Krasnodar: KVVAUL im. Geroya Sovetskogo Soyuza A.K. Serova, p. 57–62. (in Russian)
5. **Nowakowski, H. and Makarewicz, J.** (2018). *Flight simulation devices in pilot air training*. Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport, no. 98, p. 111–118. DOI: 10.20858/sjsutst.2018.98.11
6. **Ruiz, S., Aguado, C. and Moreno, R.** (2014). *A teaching experience using a flight simulator: educational simulation in practice*. Journal of Technology and Science Education (JOTSE), vol. 4, no. 3, p. 181–200. DOI: 10.3926/jotse.129

7. **Knyazev, A.S.** (2021). *Joint use of the X-Plane flight simulator and the SimInTech environment to study the operation of aviation systems*. Trudy MAI, no. 117, 19 p. DOI: 10.34759/trd-2021-117-15 (accessed: 12.02.2021). (in Russian)
8. **de Castro, D.F., Prado, I.A.A., Goncalves, P.F.S.M., dos Santos, D.A. and Goes, L.C.S.** (2013). *Simulation scheme for quadricopter control with LabView and X-Plane*. Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics, vol. 1, no. 1. DOI: 10.5540/03.2013.001.01.0149 (accessed: 31.01.2021).
9. **Shin, H.G., Park, M.C., Jun, J.S., Moon, Y.H. and Ha, S.W.** (2011). *Implementation of an integrated test bed for avionics system development*. In Kim T. et al. (eds) Software Engineering, Business Continuity, and Education. ASEA 2011. Communications in Computer and Information Science. Springer, Berlin, Heidelberg, vol. 257, p. 416–423. DOI: 10.1007/978-3-642-27207-3\_46
10. **Staack, I., Schminder, J., Shahid, O. and Braun, R.** (2019). *Towards a complete co-simulation model integration including HMI aspects*. Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress, p. 112–119. DOI: 10.3384/ecp19162012
11. **Mairaj, A., Baba, A.I. and Javaid, A.Y.** (2019). *Application specific drone simulators: recent advances and challenges*. Simulation Modelling Practice and Theory, vol. 94, p. 100–117. DOI: 10.1016/j.simpat.2019.01.004
12. **Lombardo, C., Miller, I. and Wallace, J.** (2016). *Studying the interaction of UAS and human pilots using the X-Plane flight simulator*. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), p. 557–561. DOI: 10.1109/ICUAS.2016.7502545
13. **Jalovecký, R. and Bystřický, R.** (2017). *On-line analysis of data from the simulator X-plane in MATLAB*. International Conference on Military Technologies (ICMT). Czech Republic, Brno, p. 592–597. DOI: 10.1109/MILTECHS.2017.7988826
14. **Cameron, B., Rajaei, H., Jung, B. and Langlois, R.G.** (2016). *Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies*. Proceedings of the 3rd International Conference on Control, Dynamic Systems, and Robotics (CDSR'16). Canada, Ottawa, no. 126, p. 1–8. DOI: 10.11159/cdsr16.126
15. **Smagin, D.I., Starostin, K.I., Savelyev, R.S., Kobrinets, T.A., Satin, A.A., Suvorov, A.V., Moloduchnaya, N.I., Tsyplov, A.V. and Medvedev, P.I.** (2018). *Simulation of air conditioning system perspective of a passenger plane in the software package simintech*. Computational nanotechnology, no. 3, p. 24–31. (in Russian)
16. **Bulgakov, V.V., Karavashkina, E.O. and Kulabuxov, V.S.** (2017). *Stend matematicheskogo modelirovaniya algoritmov upravleniya letatelnyimi apparatami na osnove aviasimulyatora X-Plane* [Stand for mathematical modeling of aircraft control algorithms based on the X-Plane flight simulator]. Perspektivnyye napravleniya razvitiya bortovogo oborudovaniya grazhdanskikh vozdukhnykh sudov: materialy dokladov 4-y Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Perspective directions of development of onboard equipment of civil aircraft: proceedings of the 4th International Scientific and Practical Conference]. Moscow: GOSNIAS, p. 46–50. (in Russian)
17. **Pirogov, P.D.** (2016). *Some aspects of the simulation*. Information technologies in management and economics, no. 2 (05), p. 30–42. (in Russian)

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Alexey S. Knyazev**, Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer, Krasnodar Air Force Institute for Pilots, knyazev.aleksei.87@gmail.com.

Поступила в редакцию  
Принята в печать

22.07.2021  
25.11.2021

Received  
Accepted for publication

22.07.2021  
25.11.2021

УДК 629.735.07

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-54-65

## EFFECT OF PARAGLIDING WING DOME SHAPE ON ITS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

V.V. OVCHINNIKOV<sup>1</sup>, YU.V. PETROV<sup>2</sup>, SH.F. GANIEV<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia*

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

Double-membrane gliding parachutes (DGP) obtain their wide variety of application, including the solution of cargo transportation problems. This parachute is a flexible canopy, which shape is maintained by ram air. In terms of the aerodynamic performance calculation and analysis when operating, DGP is the most complex aero elastic system. The computation of DPG aerodynamic performance is only possible, utilizing the methods of nonlinear aerodynamics and the nonlinear theory of elasticity methods.

This paper investigates the aerodynamic characteristics of stable geometric shapes for various gliding parachutes, taking into account their dome shape both chord-wise and span-wise. Notably, the volumetric parachute profile is modeled by its median surface. The research, conducted by the authors, showed that such an aero elastic model of DGP allows you to obtain results that reflect correctly the qualitative effects of detached and free streamline flow. To solve the problem about the airflow over a gliding parachute, considering its canopy curvature, the method of discrete vortices with closed frames is employed, which allows you to calculate the paragliding wing aerodynamic performance within a wide range of angles of attack. There is also a possibility of flow separation simulation. The ideal incompressible liquid flow over the median surface of a stable shape for a double-membrane gliding parachute is regarded. The parachute fabric porosity is not analyzed, since the upper and lower DGP panels are made of either the low permeable or non-porous fabric. In the separated flow past, the aerodynamic coefficients are identified by time averaging to its large values after computing. The DGP aerodynamic performance computation results are given at a different value of its dome shape, as in the free streamline flow as in the flow separation. The computed coefficients, that allow us to consider the influence of canopy dome shape on its aerodynamic characteristics, are obtained. The proposed technique can be used for operational estimates of aerodynamic forces while designing and planning a pipe experiment.

**Key words:** aerodynamics, parachute, double-membrane gliding parachute, discrete vortex method, dome-shaped paragliding parachute, aerodynamics coefficients.

### INTRODUCTION

Double-membrane gliding parachutes (DGP) obtain their wide practical application, including the cargo transportation issues solution. This parachute is a flex-wing, which shape is maintained by ram air. From the point of view of the aerodynamic characteristics calculation and analysis during operation, DGP is the most complex aero elastic system. The calculation of aerodynamic performance for a similar system is merely possible, using the methods of nonlinear aerodynamics and the nonlinear theory of elasticity.

A large number of experimental and theoretical researches, associated with the determination of the DGP dynamic and aerodynamic characteristics<sup>1</sup>, for example, [1–9] are known. At the same time, obtaining reliable analytical results of the aerodynamic characteristics calculation is significantly complicated by the fact that DGP is actually a flex-wing, which shape is supported by the dynamic air pressure, so it represents an aero elastic system of immense complexity.

In order to identify characteristics of the given system, it is necessary to employ the methods of nonlinear aerodynamics and the nonlinear theory of elasticity, which specifies a significant computational problem. In this sphere the major researches on the basis of vortex methods were carried out by the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), the Scientific Research Institute of Parachute Construction, the Moscow State University, Zhukovsky Air Force Engineering Academy (see, for example, [10–13]).

<sup>1</sup> The Study of a Parachute Wing in a Wind Tunnel T-101 TsAGI. (1976). Scientific and Technical Department TsAGI № 3415. Moscow: TsAGI, 76 p.

In this article, the aerodynamic characteristics of various paragliding parachute stable shapes, taking into account their curvature, are explored. In this respect, the volumetric parachute profile is modeled by means of its median surface [14, 15]. The calculations, carried out by authors, showed that this DGP model allows you to obtain results reflecting correctly the qualitative effects of separation flow and free streamline flow. The DGP aerodynamic performance computational results with a different degree of a canopy curvature, as in the free streamline flow as in the separation flow, are given. The design coefficients, that enable you to consider the influence of a canopy dome shape on its aerodynamic characteristics, are obtained. The proposed technique can be used for operational assessments of aerodynamic forces during the design phase and while planning a pipe experiment. The obtained results can be useful while designing the DGP, setting up and conducting the pipe experiments.

## METHODS AND METHODOLOGY OF STUDY

In this paper, in order to solve the problem of moving air current over a parachute, the method of discrete vortices with closed frames [12] is used, which permits us to calculate the aerodynamic performance of parachutes with a rather high practical accuracy. A principal assumption, demonstrated in [15], is used, according to which the DGP is modeled by a thin carrying surface. The given assumption allows you to conduct the research efficiently, both when solving the free streamline flow problems and considering the flow separation. A typical vortex diagram of the cutting out shape DGP for the closed-frame discrete vortex method is shown in Figure 1.

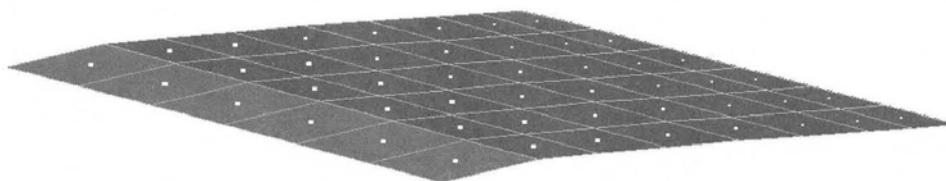


Fig. 1. Vortex diagram for the gliding parachute median surface

Replacing the DGP profile with its median surface makes it possible to obtain results, correctly reflecting the qualitative effects of separation flow and free streamline flow and can be applied when studying the major consistent patterns of airflow over parachute finite span wings. We will explore the flow by ideal incompressible liquid over the median surface of the double-membrane paragliding parachute of a stable shape. The parachute fabric permeability is not analyzed, since the DGP upper and lower panels are made of either low permeable or non-porous fabric, so that at the first stage of studies their permeability can be neglected (if necessary, it is taken into account by well-known modifications of the task boundary conditions [13]). In the separation flow, the aerodynamic coefficients are identified by time averaging to its large values after computing.

## RESEARCH RESULTS AND THEIR DISCUSSION

The cutting out shape of the double-membrane gliding parachute changes significantly in the air flow (fig. 2), its wing takes a stable dome shape of span  $l_n$  with the camber height  $f$ , which makes 10–20% of the initial span  $l$ . Obviously, the stated deformation influences the integral wing aerodynamic performance. This paper proposes a technique that allows you to assess the influence of the canopy dome shape on its aerodynamic characteristics and give formulae for a curved wing recalculation.

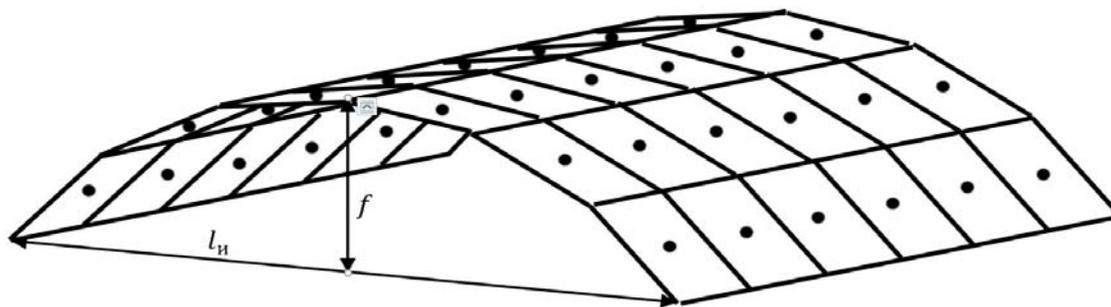


Fig. 2. The dome shape of the wing of the gliding parachute

As it has been shown in [15], the aerodynamic performance of the parachute cutting out shape is calculated with acceptable accuracy, applying the method of discrete vortices with closed frames as in the free streamline flow (small angles of attack) as in the separation flow.

Here we are going to illustrate how it will be possible to obtain the wing aerodynamic performance with the known camber height by a computational scheme for a cutting out shape.

First, let us explore the case where the parachute wing has a small extension  $\lambda$ . Generally speaking, for the most of practicable DGPs, the elongation does not exceed 2. (So, for a gliding parachute system of PO-9 series  $\lambda = 1.24$ , for PO-9-2 and PO-9-7  $\lambda = 1.7$ ). The sail-wings, which elongation value can reach 3÷4, are the exception. The following symbols are used for analytical studies in the given article. The dimensionless aerodynamic performance, assigned to the area in the design of the curved wing  $S_{\text{н}}$ , will be designated as  $\tilde{c}_y$ , and  $c_y$  as the symbol for the aerodynamic characteristics, assigned to the area in the design of the original wing  $S$  (cutting out shape). Then we have

$$\tilde{c}_y = \frac{Y}{qS_{\text{н}}}, c_y = \frac{Y}{qS} \quad (1)$$

where  $q$  is the air pressure,  $Y$  is the DGP normal force. When describing the parameters the subscript "н" indicates that one or another characteristic refers to a curved wing, for example,  $c_{y\text{н}} = \frac{Y_{\text{н}}}{qS}$  is the coefficient of normal force for a curved wing, attributed to the non-curved wing area.

It is known that for small extension wings, the slope of lift curve is expressed as [16]

$$c_{y\text{н}}^{\alpha} = \frac{\pi\lambda}{2} = k\lambda \quad (2)$$

In the area where the aerodynamic performance is linear, it is possible to write (hereinafter, to reduce the entry, the subscript "a" in the designations for the lift coefficient is omitted):

$$c_{y\text{н}} = \frac{S_{\text{н}}}{S} \tilde{c}_{y\text{н}} = \frac{S_{\text{н}}}{S} \tilde{c}_y^{\alpha} \alpha. \quad (3)$$

Substituting  $c_y^{\alpha}$  into (3) according to (2) and taking into account that  $\lambda_{\text{н}} = \frac{l_{\text{н}}^2}{S_{\text{н}}}$ , we get:

$$c_{y\text{н}} = \frac{S_{\text{н}}}{S} k \frac{l_{\text{н}}^2}{S_{\text{н}}} \alpha = k \frac{l_{\text{н}}^2}{S} \alpha. \quad (4)$$

For non-deformed wing

$$c_y = c_y^\alpha \alpha = k \frac{l^2}{S} \alpha. \quad (5)$$

Hence follows the following ratio

$$\frac{c_{yH}}{c_y} = \left(\frac{l_H}{l}\right)^2. \quad (6)$$

This formula is true for the wings of small elongation at small angles of attack.

In a similar way, for wings of very large elongation which curve slope of lift can be considered weakly dependent on  $\lambda$  value, we obtain:

$$\frac{c_{yH}}{c_y} = \frac{l_H}{l}. \quad (7)$$

Let us analyze the curvature effect on parachute wing drag. We will first make an analysis for small extension wings in the linear region. Taking into account the dependence for the drag coefficient (polar equation):

$$c_x = c_{x_0} + A c_y^2, \quad (8)$$

where  $c_{x_0}$  is the wing profile drag,  $A c_y^2$  is the drag dependent on lift. So, we have the following for a curved wing:

$$c_{xH} = (\tilde{c}_{x_{0H}} + \tilde{A}_H \tilde{c}_{yH}^2) \frac{S_H}{S} = c_{x_{0H}} + \tilde{A}_H \tilde{c}_{yH}^2 \left(\frac{S_H}{S}\right)^2 \frac{S}{S_H} = c_{x_{0H}} + \tilde{A}_H \frac{S}{S_H} c_{yH}^2. \quad (9)$$

Since at small angles of attack you can take  $c_y = c_y^\alpha \alpha$ , so,  $A = \frac{1}{c_y^\alpha}$ . Then, considering (2), we get:

$$c_{xH} = c_{x_{0H}} + \frac{1}{k\lambda} \frac{S}{S_H} c_{yH}^2 = c_{x_{0H}} + \frac{S}{k l_H^2} c_{yH}^2, \quad (10)$$

$$c_x = c_{x_0} + \frac{S}{k l^2} c_y^2. \quad (11)$$

Since the value of drag at zero lift depends only on the profile shape, so,  $c_{x_{0H}} = c_{x_0}$ . Then

$$\frac{c_{xH}}{c_x} = \frac{c_{x_0} + \frac{S}{k l_H^2} c_{yH}^2}{c_{x_0} + \frac{S}{k l^2} c_y^2} = \frac{c_{x_0} + \frac{S}{k l_H^2} c_{yH}^2 - \frac{S}{k l^2} c_y^2 + \frac{S}{k l^2} c_y^2}{c_{x_0} + \frac{S}{k l^2} c_y^2} = 1 + \frac{\left(\frac{l}{l_H}\right)^2 \left(\frac{c_{yH}}{c_y}\right)^2 - 1}{\frac{c_{x_0}}{\frac{S}{k l^2} c_y^2} + 1}.$$

To convert the denominator, we use (11), and consider (6) in the numerator, after that we finally have:

$$\frac{c_{xH}}{c_x} = 1 + \frac{\left(\frac{l_H}{l}\right)^2 - 1}{\frac{c_x}{c_x - c_{x_0}}} = \left(\frac{l_H}{l}\right)^2 + \frac{c_{x_0}}{c_x} \left(1 - \left(\frac{l_H}{l}\right)^2\right). \quad (12)$$

Formula (12) shows how the drag coefficient of the curved wing changes compared to the non-curved wing. The second addend appears when the wing has the drag equal to  $c_{x0}$  (for ideal liquid, it is observed when the wing curves along the chord). It is clear that the wing camber along the chord slightly attenuates the effect of curvature. If  $c_{x0} = 0$  (there is no chord curvature), then the dome-shaped wing drag coefficient changes in the same way as the coefficient of lift.

Conducting the similar argumentation for the wing of big elongation, we get:

$$\frac{c_{xи}}{c_x} = \frac{l_{и}}{l} + \frac{c_{x0}}{c_x} \left(1 - \frac{l_{и}}{l}\right). \tag{13}$$

The given formulae, obtained for small angles of attack, were later checked by numerical calculations under various flow conditions. A straight wing was taken as the initial carrying surface, coinciding in the shape and size with the lower surface of the parachute PO-9 ( $\lambda = 1.24$ ). The aerodynamic characteristics  $c_{xa}$ ,  $c_{ya}$  of this wing were calculated under its deformation over the cylindrical surface (fig. 2).

Figure 3 shows the dependences of  $c_{ya}$  coefficient of this wing from the angle of attack  $\alpha$  in the free streamline flow for various deformations. Figure 3 shows clearly the slope of the lift curve of the deformed wing decreases when its span varies from 100 to 70% from the initial value and with the increase of camber height  $\bar{f} = \frac{f}{l}$  from 0 to 20% of span  $l$  respectively. The wing drag coefficient without curvature along the chord depends on the canopy dome shape as well as the coefficient of lift.

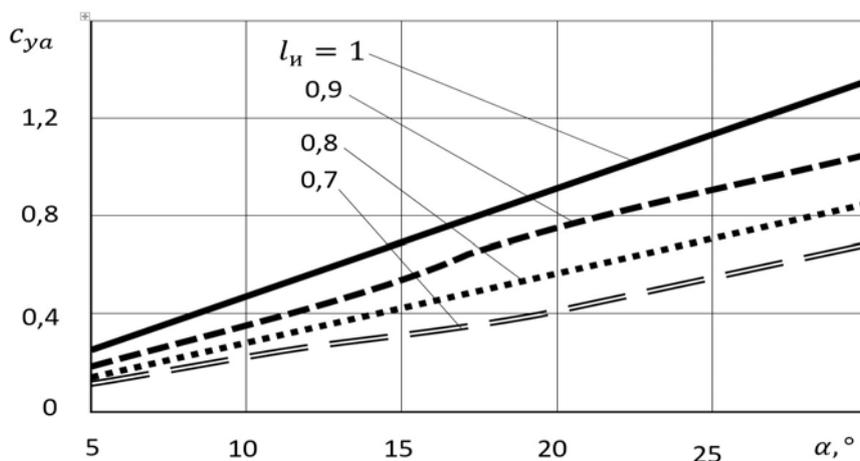


Fig. 3. Dependence of wing coefficient  $c_{ya}$  on the angle of attack  $\alpha$  in the free streamline flow for different values of span  $l_{и}$

Figure 4 shows the same dependencies, as Figure 2 does, after dividing them by  $\left(\frac{l_{и}}{l}\right)^2$  – the recalculation coefficient from formula (6). Now it is obvious that all the dependencies practically coincide, which indicates the possibility of recalculating the aerodynamic characteristics of the dome-shape canopy of small elongation according to formula (6) in the free streamline flow within the range of  $\alpha \leq 10^\circ$  angles of attack.

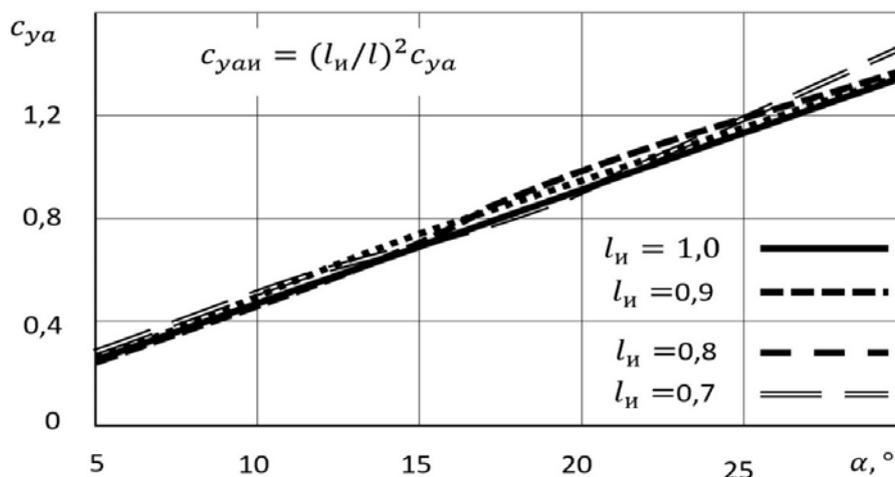


Fig. 4. Dependence of wing coefficient  $c_{y_a}$  on an angle of attack  $\alpha$  in the free streamline flow for different values of span  $l_n$  after recalculation, using formula (6)

In case the wing surface is additionally curved along the chord (Figure 5, where PO-9 parachute median surface, which is the surface of two curvatures, is shown), in the free streamline flow, it is possible to recalculate the aerodynamic characteristics in conformity with formulae (6), (13), as it is illustrated in Figures 6 and 7.

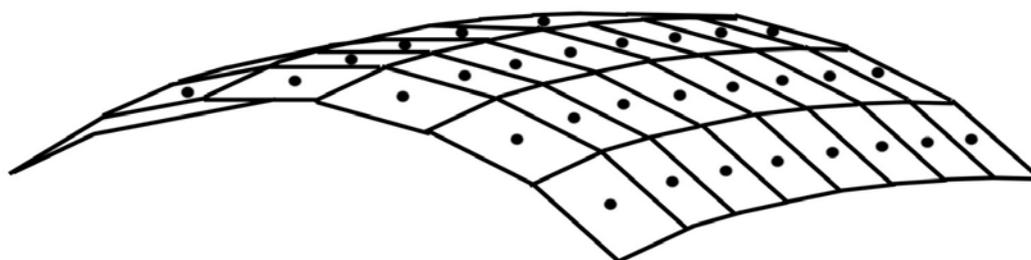


Fig. 5. Vortex diagram of the curved median surface of the gliding parachute with double curvature

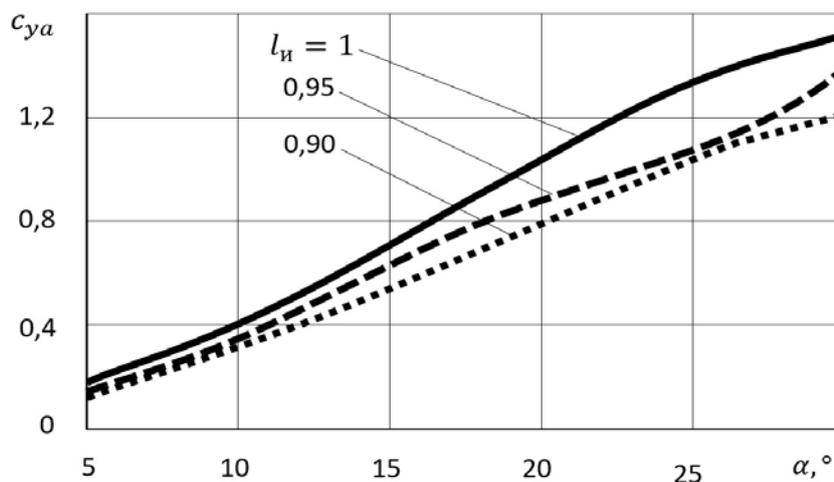


Fig. 6. Lift coefficient of PO-9 parachute median surface considering its dome shape (wing with double curvature)

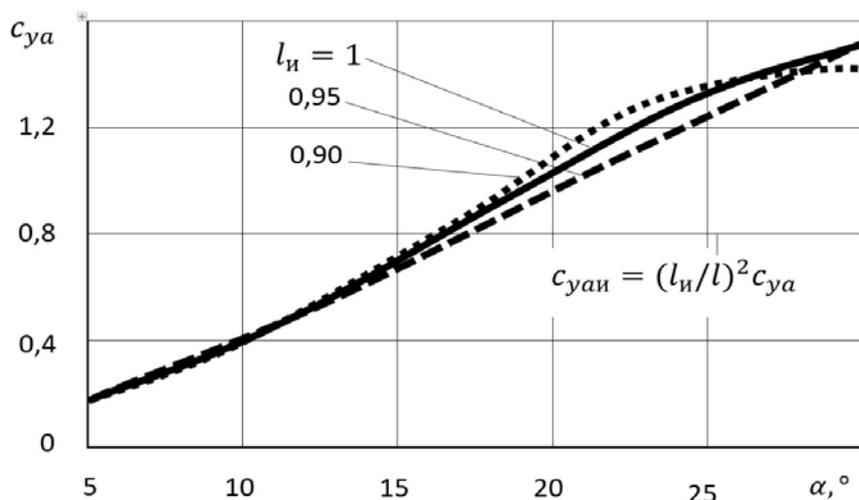


Fig. 7. To the possibility of recalculation of the lift coefficient for a dome-shaped wing with double curvature

In some cases, it is necessary to take into account the possibility of the flow separation from the surface of the parachute wings. Figure 8 shows the dependencies of  $c_{ya}$  coefficients in case of the separation flow of deformed wings when the span decreases from 100% to 85% from the original value due to their deformation. During the calculations, it was found out that the recalculation of coefficients, using formula (6), does not lead to positive results in the separation flow.

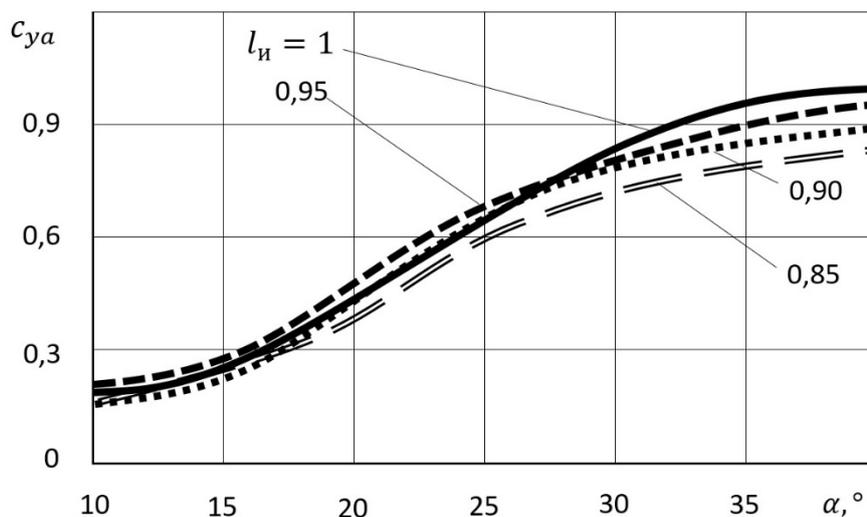


Fig. 8. Lift coefficient for the dome-shaped wing in the separation flow

Figure 9 represents the dependencies of aerodynamic performance of the deformed wings after dividing by  $\frac{l_n}{l}$  coefficient. You can see that the curves are almost congruent.

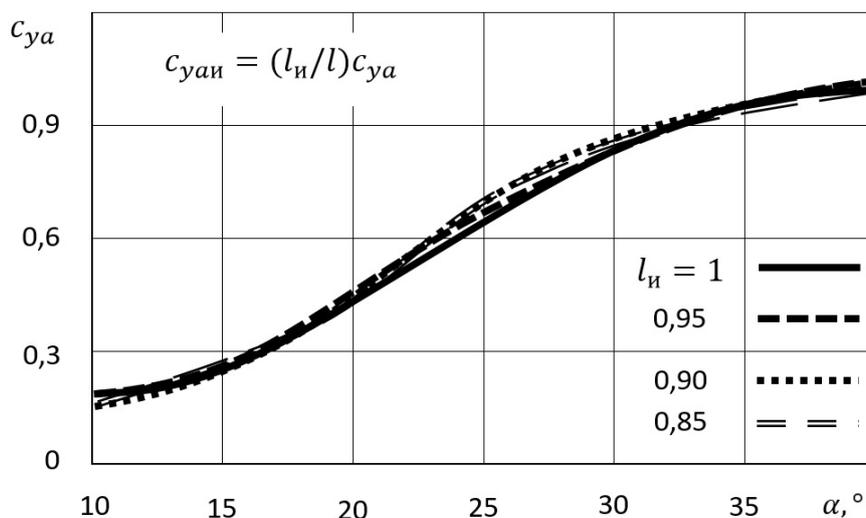


Fig. 9. To the possibility of recalculation of the lift coefficient of dome-shaped wings in the separation flow

It turns out that in the separation flow, the conversion calculation of the aerodynamic coefficients can be conducted, using formula (7) obtained for wings of large elongation. It can be explained by an insignificant influence of edges effects compared to the interaction effect of the vortex sheets in the separation flow over the parachute wing. Figure 10 and Figure 11 illustrate the formula application for the conversion calculation of the drag force coefficient (13), derived for a large elongation wing to recalculating the similar coefficient for a small elongation wing in the separation flow. It is clear that the use of this formula is quite justified.

Thus, the numerical simulation justifies the use of formulae (7) and (13) to recalculate the aerodynamic characteristics obtained for the parachute cutting shape on the dome-shaped wing in the flow separation.

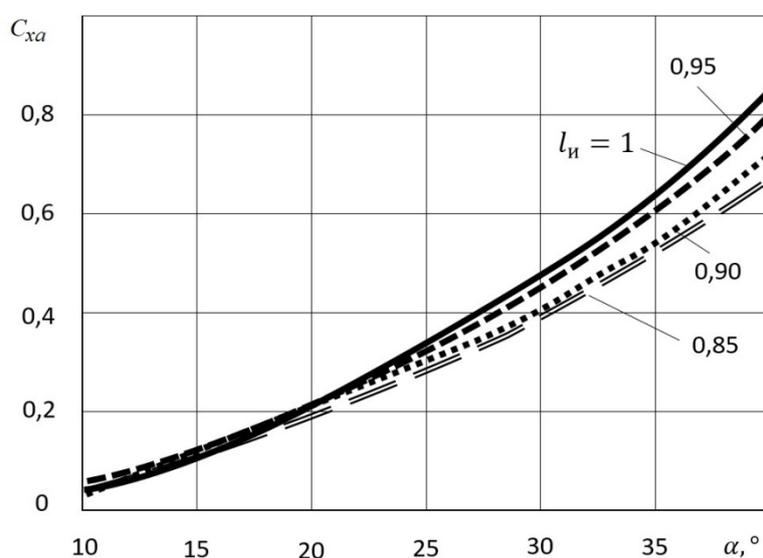


Fig. 10. Drag coefficient of a dome-shaped wing in the separation flow

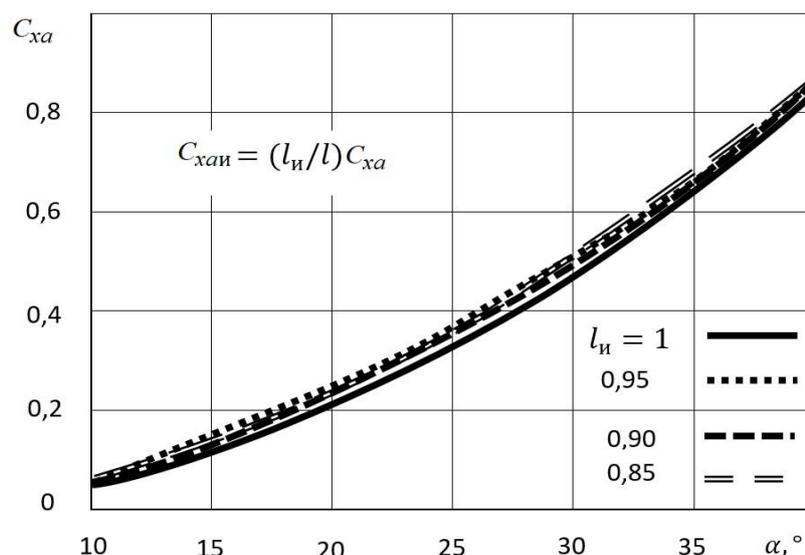


Fig. 11. To the possibility of recalculating the drag force coefficient of the dome-shaped wings in the separation flow

## CONCLUSION

This paper provides the investigation results of influence of the median surface curvature (dome shape) of a double-membrane gliding parachute on its basic aerodynamic performance (normal force coefficient  $c_{ya}$  and drag coefficient  $c_{xa}$ ) at various values of the parachute dome, its elongation and angles of attack. The results were obtained, using the DGP mathematical model that was developed by the authors, as in the free streamline flow as in the flow separations from the parachute surface.

It is shown that in the free streamline flow at the high angles of attack and the parachute significant curvature ( $l_n$  up to 0,7), the normal force coefficient decrease comes to up to 50%. When taking into account the flow separation, the flow pattern changes significantly and  $c_{ya}$  coefficient decrease does not exceed 10%.

As a result of the calculated data and the analytical studies processing, allowing us to estimate the aerodynamic performance value, taking into account parachute curvature, were obtained. Such an approach enables you to utilize the simplified conversion formulae while designing the DGP and avoid solving the non-linear problems of the elasticity theory, taking into account quite accurately (the error does not exceed 3–5%) the curvature of wing span-wise.

Thus, the authors proposed the solution algorithm for aerodynamic problems when conducting the investigation of parachute optimal shapes and sizes: at the first stage, aerodynamic performance for the flat median surface of the parachute, as in the free streamline flow as in the separation flow, are calculated. Then the parachute dome shape is taken into account by means of utilizing the proposed conversion calculation coefficients. It is obvious that the DGP design the final problems should be solved in a general setting, using complete mathematical models.

## REFERENCES

1. Nicolaidis, J.D. (1971). *Parafoil wind tunnel tests*. Technical Rept. AFFDL TR-70-146. University of Notre Dame, 206 p. DTIC\_AD0731564
2. Boffadossi, M. and Savorgnan, F. (2016). *Analysis on aerodynamic characteristics of a paraglider airfoil*. *Aerotecnica Missili & Spazio*, vol. 95, issue 4, p. 211–218. DOI: 10.1007/BF03404729

3. **Kulhanek, R.** (2019). *Identification of a degradation of aerodynamic characteristics of a paraglider due to its flexibility from flight test*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 91, no. 6, p. 873–879. DOI: 10.1108/AEAT-06-2018-0162
4. **Wannan, W., Qinglin, S., Shuzhen, L. and others.** (2018). *Accurate calculation of aerodynamic coefficients of parafoil airdrop system based on computational fluid dynamic*. International Journal of Advanced Robotic Systems, vol. 15, issue 2, p. 1–16. DOI: 10.1177/1729881418766190
5. **Uddin, M.N. and Mashud, M.** (2010). *Wind tunnel test of a paraglider (flexible) wing canopy*. International Journal of Mechatronics Engineering IJMME-IJENS, vol. 10, no. 3, p. 7–13.
6. **Mashud, M. and Umemura, A.** (2006). *Experimental investigation on aerodynamic characteristics of a paraglider wing*. The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 49, issue 163, p. 9–17. DOI: 10.2322/tjsass.49.9
7. **Belloc, H.** (2015). *Wind tunnel investigation of a rigid paraglider reference wing*. Journal of Aircraft, vol. 52, no. 2, p. 703–708. DOI: 10.2514/1.C032513
8. **Liang, W., Sun, Q., Tao, J. and others.** (2017). *Dynamic modeling of parafoil based on CFD simulation and least square*. Beijing Ligong Daxue Xuebao/Transaction Beijing Institute Technology, vol. 37, no. 2, p. 157–162. DOI: 10.15918/j.tbit1001-0645.2017.02.009
9. **Ortega, E., Flores, R. and Pons-Prats, J.** (2016). *Ram-air parachute simulation with panel methods and staggered coupling*. Journal of Aircraft, vol. 54, no. 2, p. 1–18. DOI: 10.2514/1.C033677
10. **Aparinov, A.A., Aparinov, V.A. and Setukha, A.V.** (2013). *Primeneniye vikhrevykh metodov k zadacham dinamiki parashyutov* [Vortex method application to problems of parachute dynamics]. Trudy XVI Mezhdunarodnogo simpoziuma MZDOZMF-2013 [Proceedings of the XVI International Symposium MZDOZMF-2013]. Kharkov: KhNU, p. 41–44. (in Russian)
11. **Rysev, O.V., Ponomarev, A.T., Vasil'yev, M.I., Vishnyak, A.A., Dneprov, I.V. and Moseev, Yu.V.** (1996). *Parashyutnyye sistemy* [Parachute systems]. Moscow: Nauka, 288 p. (in Russian)
12. **Lyalin, V. and Morozov, V.** (2005). *Comparative efficiency analyses of the parachute system for space vehicle return blocks*. 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. AIAA-2005-1682. Germany, Munich, 23–26 May. DOI: 10.2514/6.2005-1682
13. **Lyalin, V., Morozov, V. and Ponomarev, A.** (2005). *Mathematical modelling of parachute loading taking into account the canopy shape changes*. 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. AIAA-2005-1676. Germany: Munich, 23–26 May. DOI: 10.2514/6.2005-1676
14. **Pisarev, I.V. and Setukha, A.V.** (2014). *Transferring the boundary conditions to the middle surface for the numerical solution of a boundary value problem in the linear wing theory*. Numerical Methods and Programming, vol. 15, no. 1, p. 109–120. (in Russian)
15. **Ovchinnikov, V.V. and Petrov, Yu.V.** (2018). *The aerodynamic characteristics calculation methodology of two-shell paragliders*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 3, p. 91–100. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-91-100 (in Russian)
16. **Ovchinnikov, V.V. and Petrov, Yu.V.** (2017). *Chislennyye metody issledovaniya aerouprugosti letatelnykh apparatov: Monografiya* [Numerical methods for the study of aircraft aeroelasticity: a Monograph]. Moscow: Izdatelskiy dom Akademii imeni N.Ye. Zhukovskogo, 160 p. (in Russian)

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Valery V. Ovchinnikov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Fundamentals of Physics Chair (Specialized Educational and Scientific Center-2), Bauman Moscow State Technical University, vvovchinnikov@bk.ru.

**Yury V. Petrov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Engineering Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, [yu.petrov@mstuca.aero](mailto:yu.petrov@mstuca.aero).

**Shamil F. Ganiev**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Chair of Flight and Life Safety, Moscow State Technical University of Civil Aviation, [shamgan@mstuca.aero](mailto:shamgan@mstuca.aero).

## ВЛИЯНИЕ АРОЧНОСТИ ПАРАШЮТНОГО КРЫЛА НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

**В.В. Овчинников<sup>1</sup>, Ю.В. Петров<sup>2</sup>, Ш.Ф. Ганиев<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,  
г. Москва, Россия*

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

Двухоболочковые планирующие парашюты (ДПП) находят широкое практическое применение, в том числе для решения задач грузоперевозки. Данный парашют является мягким крылом, форма которого поддерживается набегающим потоком воздуха. С точки зрения расчета и анализа аэродинамических характеристик в процессе эксплуатации ДПП является сложнейшей аэроупругой системой. Вычисление аэродинамических характеристик такой системы возможно только с привлечением методов нелинейной аэродинамики и нелинейной теории упругости. В данной работе исследуются аэродинамические характеристики установившихся геометрических форм различных планирующих парашютов с учетом их арочности как по хорде, так и по размаху. При этом объемный профиль парашюта моделируется его средней поверхностью. Проведенные авторами исследования показали, что такая аэроупругая модель ДПП позволяет получать результаты, правильно отражающие качественные эффекты отрывного и безотрывного обтекания. Для решения задачи об обтекании планирующего парашюта потоком воздуха с учетом его арочности используется метод дискретных вихрей с замкнутыми рамками, который позволяет вычислять аэродинамические характеристики парашютов в широком диапазоне углов атаки, а также имеется возможность моделирования отрыва потока. Рассматривается обтекание срединной поверхности установившейся формы двухоболочкового планирующего парашюта потоком идеальной несжимаемой жидкости. Проницаемость ткани парашюта не учитывается, так как верхнее и нижнее полотнища ДПП выполняются либо из слабо проницаемой, либо из непроницаемой ткани. При отрывном обтекании аэродинамические коэффициенты определяются путем усреднения по времени после расчета до его больших значений. Приводятся результаты расчетов аэродинамических характеристик ДПП при различном значении его арочности как при безотрывном обтекании, так и при наличии отрывов. Получены расчетные коэффициенты, позволяющие учесть влияние арочности парашюта на его аэродинамические характеристики. Предлагаемая методика может использоваться для оперативных оценок аэродинамических сил на этапе проектирования и при планировании тубного эксперимента.

**Ключевые слова:** аэродинамика, парашют, двухоболочковый планирующий парашют, метод дискретных вихрей, арочность парашюта, аэродинамические коэффициенты.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Nicolaidis J.D.** Parafoil wind tunnel tests. Technical Rept. AFFDL TR-70-146. University of Notre Dame, June 1971. 206 p. DTIC\_AD0731564
2. **Boffadossi M., Savorgnan F.** Analysis on aerodynamic characteristics of a paraglider airfoil // *Aerotecnica Missili & Spazio*. 2016. Vol. 95, iss. 4. P. 211–218. DOI: 10.1007/BF03404729
3. **Kulhanek R.** Identification of a degradation of aerodynamic characteristics of a paraglider due to its flexibility from flight test // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2019. Vol. 91, no. 6. P. 873–879. DOI: 10.1108/AEAT-06-2018-0162
4. **Wannan W., Qinglin S., Shuzhen L. and others.** Accurate calculation of aerodynamic coefficients of parafoil airdrop system based on computational fluid dynamic // *International Journal of Advanced Robotic Systems*. 2018. Vol. 15, iss. 2. P. 1–16. DOI: 10.1177/1729881418766190

5. **Uddin M.N., Mashud M.** Wind tunnel test of a paraglider (flexible) wing canopy // International Journal of Mechatronics Engineering IJMME-IJENS. 2010. Vol. 10, no. 3. P. 7–13.
6. **Mashud M., Umemura A.** Experimental investigation on aerodynamic characteristics of a paraglider wing // The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2006. Vol. 49, iss. 163. P. 9–17. DOI: 10.2322/tjsass.49.9
7. **Belloc H.** Wind tunnel investigation of a rigid paraglider reference wing // Journal of Aircraft. 2015. Vol. 52, no. 2. P. 703–708. DOI: 10.2514/1.C032513
8. **Liang W., Sun Q., Tao J. and others.** Dynamic modeling of parafoil based on CFD simulation and least square // Beijing Ligong Daxue Xuebao/Transaction Beijing Institute Technology. 2017. Vol. 37, no. 2. P. 157–162. DOI: 10.15918/j.tbit1001-0645.2017.02.009
9. **Ortega E., Flores R., Pons-Prats J.** Ram-air parachute simulation with panel methods and staggered coupling // Journal of Aircraft. 2016. Vol. 54, no. 2. P. 1–18. DOI: 10.2514/1.C033677
10. **Апаринов А.А., Апаринов В.А., Сетуха А.В.** Применение вихревых методов к задачам динамики парашютов // Труды XVI Международного симпозиума МЗДОЗМФ-2013. Харьков: ХНУ, 2013. С. 41–44.
11. **Рысев О.В.** Парашютные системы / О.В. Рысев, А.Т. Пономарев, М.И. Васильев, А.А. Вишняк, И.В. Днепров, Ю.В. Мосеев. М.: Наука, 1996. 288 с.
12. **Lyalin V., Morozov V.** Comparative efficiency analyses of the parachute system for space vehicle return blocks // 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. AIAA-2005-1682. Germany: Munich, 23–26 May 2005. DOI: 10.2514/6.2005-1682
13. **Lyalin V., Morozov V., Ponomarev A.** Mathematical modelling of parachute loading taking into account the canopy shape changes // 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. AIAA-2005-1676. Germany: Munich, 23–26 May 2005. DOI: 10.2514/6.2005-1676
14. **Писарев И.В., Сетуха А.В.** Снесение граничного условия на срединную поверхность при численном решении краевой задачи линейной теории крыла // Вычислительные методы и программирование. 2014. Т. 15, № 1. С. 109–120.
15. **Овчинников В.В., Петров Ю.В.** Методика расчета аэродинамического нагружения двухболочковых планирующих парашютов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 3. С. 91–100. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-91-100
16. **Овчинников В.В., Петров Ю.В.** Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов: монография. М.: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Овчинников Валерий Валерьевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «основы физики» (СУНЦ-2) МГТУ им. Н.Э. Баумана, vvovchinnikov@bk.ru.

**Петров Юрий Владимирович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, yu.petrov@mstuca.aero.

**Ганиев Шамиль Фангалиевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, shamgan@mstuca.aero.

Поступила в редакцию  
Принята в печать

01.07.2021  
25.11.2021

Received  
Accepted for publication

01.07.2021  
25.11.2021

УДК 629.7.023

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-66-81

## РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ УГЛЕПЛАСТИКА В ОБРАЗЦАХ ДВУХСРЕЗНОГО БОЛТОВОГО СОЕДИНЕНИЯ

В.Е. СТРИЖИУС<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
г. Москва, Россия*

Отмечено, что в современных композитных авиаконструкциях присутствует значительное количество композитных и металлокомпозитных срезных болтовых соединений, усталостная долговечность которых является важным фактором обеспечения безопасности эксплуатации таких конструкций. Ввиду этого особое внимание при испытаниях и расчетных оценках элементов таких конструкций уделяется оценке усталостной долговечности слоистых композитов в подобных соединениях. Несмотря на значительное число публикаций и исследований по этой теме, можно отметить, что многие важные методические проблемы в этой области еще не решены. К таким проблемам можно отнести следующие: выбор основной моды усталостного повреждения слоистых композитов в срезных болтовых соединениях; неопределенность базовой кривой усталости; практическое отсутствие каких-либо моделей, представляющих диаграммы постоянной усталостной долговечности слоистых композитов в рассматриваемых соединениях; неопределенность правила суммирования усталостных повреждений в слоистых композитах в рассматриваемых соединениях. По результатам обзора и анализа данных ряда отечественных и зарубежных публикаций, а также по результатам специально проведенных исследований предложены решения отмеченных проблем. Проведена верификация предложенных решений на примере анализа расчетных и экспериментальных данных по усталостной долговечности ламинатов из углепластика НТА7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> в образцах двухсрезного болтового соединения.

**Ключевые слова:** слоистые полимерные композиционные материалы, срезные болтовые соединения, кривые усталости, асимметрия циклического нагружения, диаграммы постоянной усталостной долговечности, правила суммирования усталостных повреждений.

### ВВЕДЕНИЕ

Известно, что в современных композитных авиаконструкциях присутствует значительное количество композитных и металлокомпозитных срезных болтовых соединений, усталостная долговечность которых является важным фактором обеспечения безопасности эксплуатации таких конструкций. Ввиду этого особое внимание при испытаниях и расчетных оценках элементов таких конструкций уделяется оценке усталостной долговечности *слоистых композитов* в подобных соединениях.

В многочисленных публикациях рассматривается целый ряд факторов, оказывающих значительное влияние на усталостную долговечность таких композитов. К таким факторам можно отнести следующие.

1. Тип полимерного композиционного материала (ПКМ).
2. Параметры укладки слоев, толщину ламината.
3. Тип соединения (односрезное, двухсрезное), тип болтов (с выступающей головкой, с потайной головкой), осевую затяжку болтов, радиальную посадку болтов.
4. Асимметрию циклического нагружения.
5. Условия окружающей среды (прежде всего температура и влажность).
6. Качество отверстия под крепеж.

Исследованию влияния перечисленных факторов на усталостную долговечность композитов в рассматриваемых соединениях посвящены многие работы (в частности, [1–12]), однако следует отметить, что многие наиболее важные методические проблемы в этой области еще не

решены, таким образом, «цельная» методика расчетов на усталость композитов в рассматриваемых соединениях практически отсутствует.

К наиболее важным нерешенным методическим проблемам можно отнести:

1) выбор основной моды усталостного повреждения слоистых композитов в срезных болтовых соединениях;

2) неопределенность базовой (расчетной) кривой усталости рассматриваемых элементов;

3) практическое отсутствие каких-либо моделей, представляющих диаграммы постоянной усталостной долговечности (ДПУД), «связывающие» средние значения и амплитуды циклического напряжения при постоянной усталостной долговечности композитов в рассматриваемых соединениях;

4) неопределенность правила суммирования усталостных повреждений в слоистых композитах в рассматриваемых соединениях.

В настоящей статье по результатам обзора и анализа данных работ [1–12], а также по результатам специально проведенных исследований предложены решения отмеченных проблем.

## ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЕТНЫХ ОЦЕНОК УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ СЛОИСТЫХ КОМПОЗИТОВ В СРЕЗНЫХ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЯХ

### Моды повреждения слоистых композитов в срезных болтовых соединениях

На рис. 1 представлены виды (моды) *статического разрушения* слоистых композитов в срезных болтовых соединениях.

Что касается мод *усталостных повреждений*, то по результатам анализа данных, представленных в Справочнике по композиционным материалам<sup>1</sup>, можно сделать следующие выводы.

1. Для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях основной, наиболее часто встречаемой модой усталостного повреждения является *овализация крепежного отверстия* по контактной поверхности ламината. Именно из-за овализации происходит выкрашивание заполнителя или герметика в крепежных точках, что может привести к нарушению герметичности соединения, что особенно важно для авиационных конструкций.
2. *Основным повреждающим видом напряжений*, вызывающим овализацию крепежных отверстий при одноосном нагружении ламинатов из слоистых ПКМ в срезных болтовых соединениях, являются *напряжения смятия* в опорных поверхностях крепежных отверстий.
3. В качестве нормированного уровня овализации крепежного отверстия в указанном Справочнике рекомендуется принимать уровень, соответствующий овализации 2 %. Однако следует отметить, что во многих случаях авторы исследований устанавливают значения критического уровня овализации по своему усмотрению.

### Определение базовой (расчетной) кривой усталости слоистых композитов в срезных болтовых соединениях

По результатам обзора и анализа имеющихся в настоящее время данных по усталостной долговечности слоистых композитов в срезных болтовых соединениях можно заключить, что

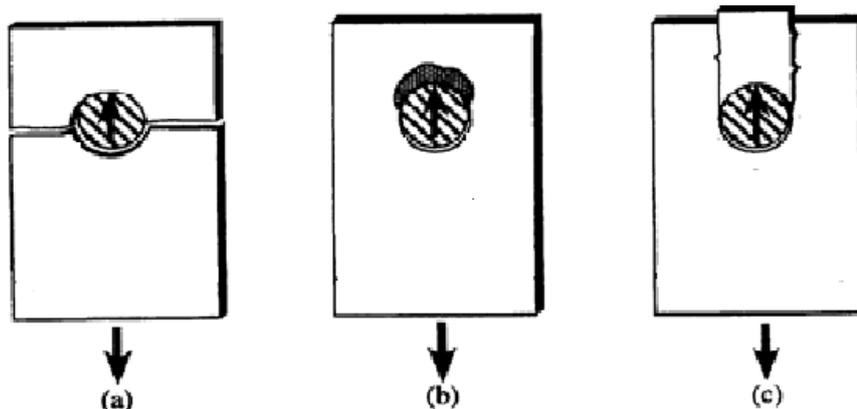
<sup>1</sup> Composite Materials, Military Handbook 17, Materials Usage Design and Analysis. Department of Defense, Philadelphia, PA, 2002. Vol. 3. 693 p.

наиболее часто для представления закономерностей усталостного разрушения таких элементов используется следующее уравнение:

$$\sigma = a + b \cdot \lg N, \quad (1)$$

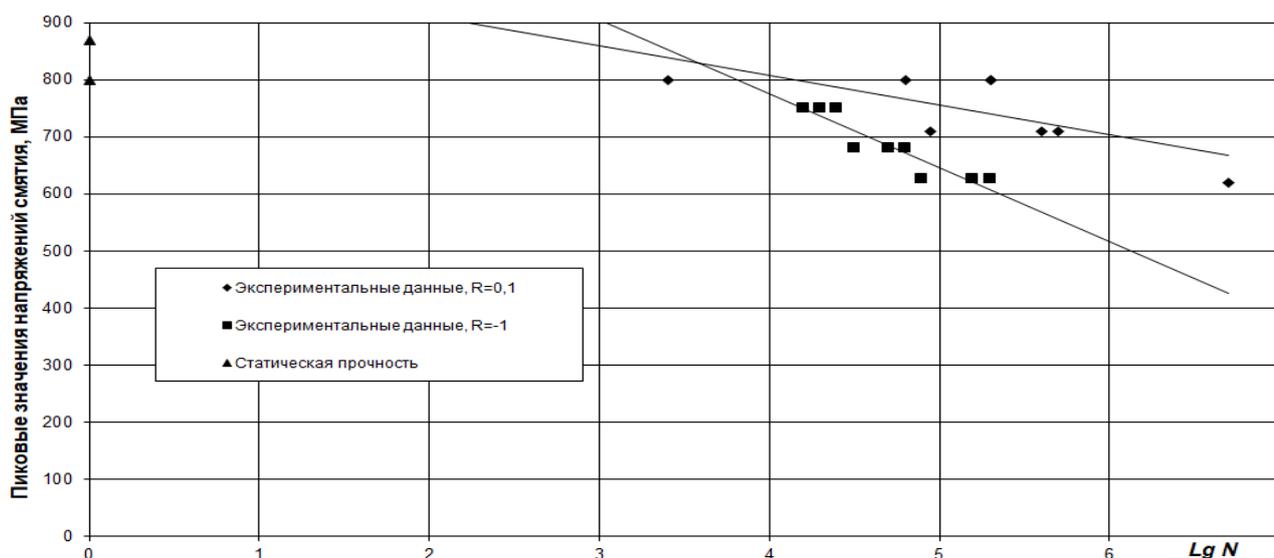
где  $N$  – усталостная долговечность слоистого композита в срезном болтовом соединении;  
 $\sigma$  – некое напряжение в слоистом композите;  
 $a$  и  $b$  – параметры уравнения.

Пример кривых усталости (1) представлен на рис. 2–3.



**Рис. 1.** Моды статического разрушения болтовых соединений:  
*a* – разрушение от растяжения в сечении «нетто», *b* – оваллизация отверстия от смятия контактной поверхности, *c* – разрушение от сдвига

**Fig. 1.** Modes of bolted joints static fracture: *a* – tension fracture in the net section, *b* – ovalisation of a hole from crumpling, *c* – shear fracture



**Рис. 2.** Кривые усталости ламината из углепластика AS/3501-6 в образцах двухсрезного болтового соединения (по данным работы [2])

**Fig. 2.** *S-N* curves of AS/3501-6 CFRP laminate fatigue in the specimens of a double-shear bolted joint (data from [2] were used)

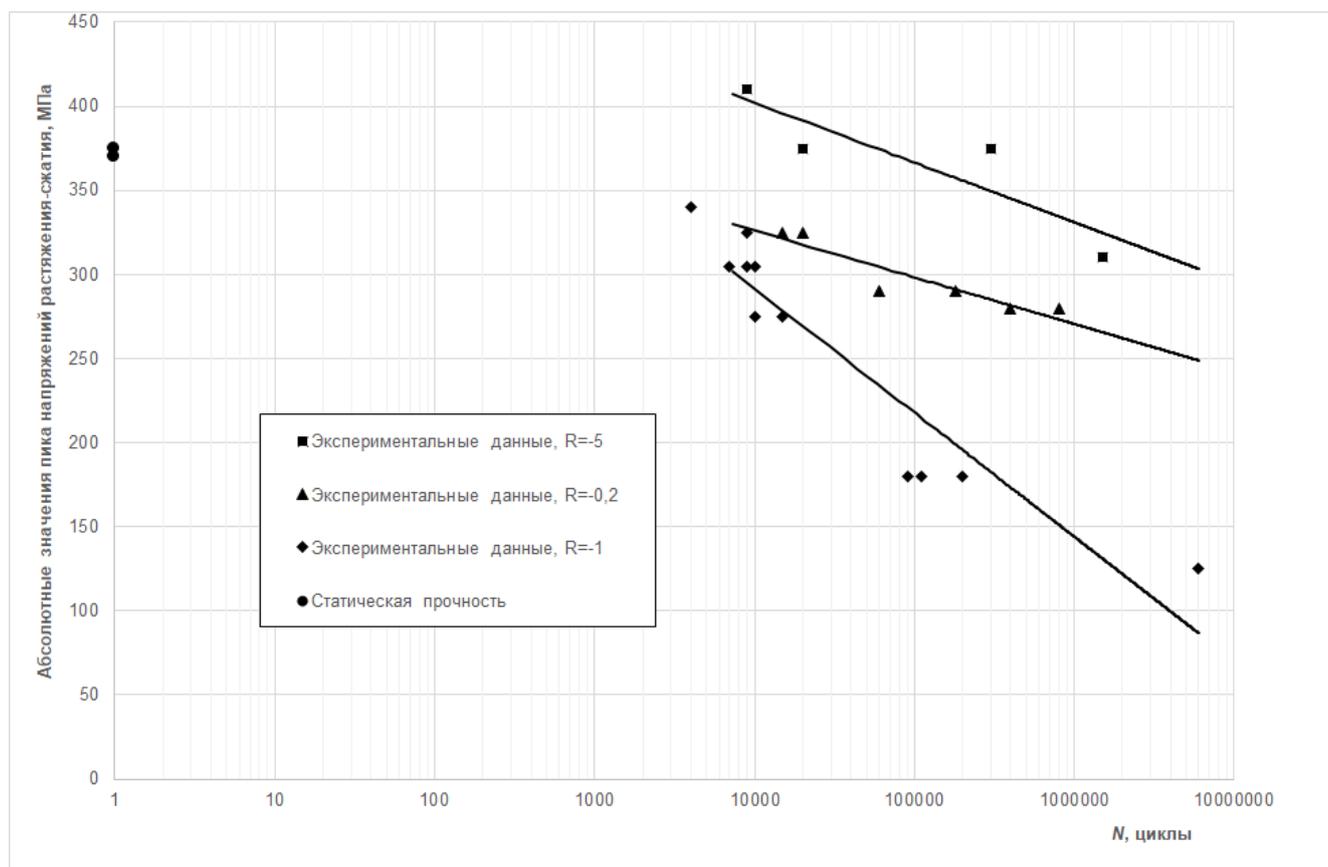
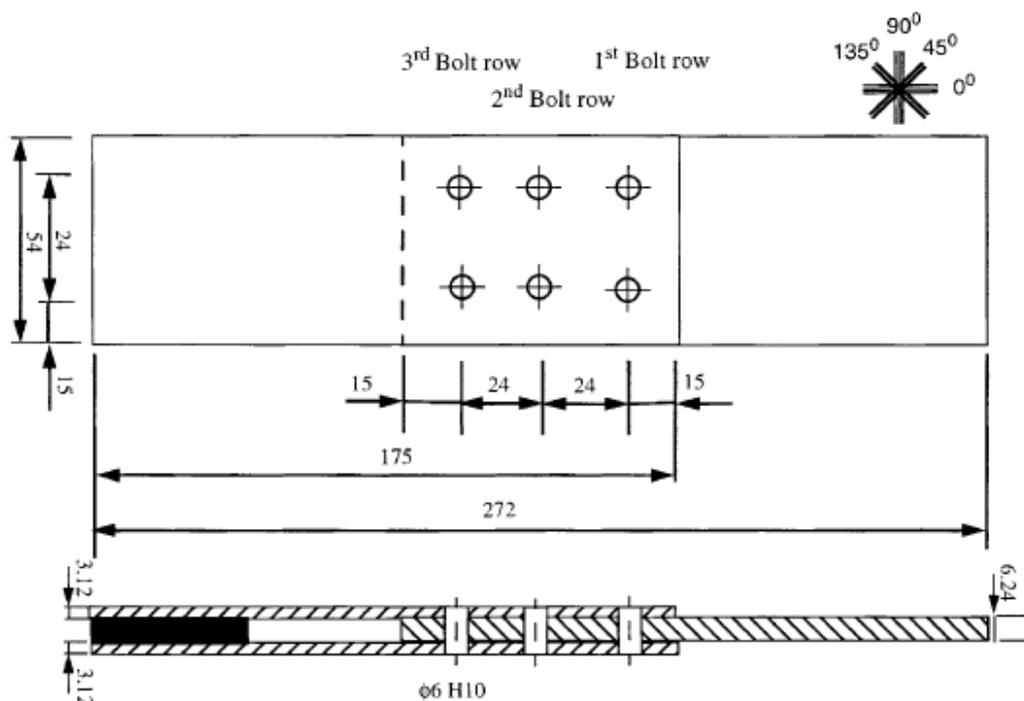


Рис. 3. Кривые усталости ламината из углепластика HTA7/6376 в образцах двухсрезного болтового соединения (по данным работы [3])

Fig. 3. *S-N* curves of HTA7/6376 CFRP laminate fatigue in the specimens of a double-shear bolted joint (data from [3] were used)

Комментарии к рис. 2–3.

1. На рис. 2 представлены кривые усталости ламината из углепластика AS/3501-6  $[0_5/\pm 45_2/90]_S$  в образцах двухсрезного болтового соединения. Кривые усталости получены с использованием циклического нагружения с асимметрией  $R = -1$  и  $R = 0,1$  и представлены в координатах « $\sigma_{peak\ br} - LgN$ », где  $\sigma_{peak\ br}$  – пиковое значение напряжений сжатия в опорной поверхности нагруженного крепежного отверстия,  $N$  – усталостная долговечность образцов до возникновения овализации крепежного отверстия 5,3 % [2].
2. На рис. 3 представлены кривые усталости квазиизотропного ламината из углепластика HTA7/6376  $[45/-45/0/90]_{3S}$  в образцах двухсрезного болтового соединения (рис. 4). Кривые усталости получены с использованием циклического нагружения с различной асимметрией ( $R = -1$ ,  $R = -0,2$  и  $R = -5$ ) и представлены в координатах « $\sigma_{peak} - N$ », где  $\sigma_{peak}$  – абсолютное значение пика напряжений растяжения-сжатия в номинальном сечении «брутто» при одноосном нагружении,  $N$  – усталостная долговечность образцов (в циклах) до возникновения повреждения [3]. Критерий повреждения – увеличение амплитуды смещения захвата от пика к пику на 0,8 мм от исходного значения в начале испытаний.



**Рис. 4.** Схема образцов двухсрезного болтового соединения из углепластика HTA7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> (по данным работы [3])  
**Fig. 4.** Scheme of the double-shear bolted joint specimens of HTA7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> CFRP laminate (data from [3] were used)

В качестве уравнения базовой (расчетной) кривой усталости рассматриваемых элементов наиболее часто используется уравнение (1) в виде

$$\sigma_{abr}^{R=-1} = a + b \cdot \lg N, \quad (1, a)$$

где  $N$  – усталостная долговечность слоистого композита в срезном болтовом соединении;  
 $\sigma_{abr}^{R=-1}$  – амплитуда симметричного цикла напряжений смятия;  
 $a$  и  $b$  – параметры уравнения.

Следует отметить, что практически во всех расчетных случаях напряжения смятия с помощью специального прочностного анализа можно связать с напряжениями растяжения-сжатия в номинальном сечении рассматриваемых образцов или элементов соединений.

В частности, в образцах двухсрезного болтового соединения из квазиизотропного ламината углепластика HTA7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> (рис. 4) номинальные напряжения растяжения-сжатия  $\sigma_{peak}$  могут быть связаны с абсолютными значениями напряжений смятия в опорной поверхности наиболее нагруженного крепежного отверстия соединения простым соотношением

$$\sigma_{peak br} = k \times \sigma_{peak}, \quad (2)$$

где  $\sigma_{peak br}$  – абсолютное значение пика напряжений смятия в опорной поверхности наиболее нагруженного крепежного отверстия соединения;

$k = 1,4$  – коэффициент перехода от номинальных напряжений растяжения-сжатия к напряжениям смятия, получен по результатам анализа схемы и нагруженности рассматриваемого образца, представленного на рис. 4, с использованием следующего соотношения:

$$k = \frac{\sigma_{peak\ br}}{\sigma_{peak}} = \frac{\left(\frac{R_1}{P}\right) \times \sigma_{peak} \times t \times \delta}{t \times d \times \sigma_{peak}} = \frac{0,35 \times 24 \times 6,24}{6,24 \times 6} = 1,4,$$

где  $R_1 / P = 0,35$  – доля нагрузки на 1-й ряд крепежа;  $t = 24$  мм – шаг крепежа;  $\delta = 6,24$  мм – толщина образца;  $d = 6$  мм – диаметр болта.

Уравнение кривой усталости типа (1, а) для рассматриваемых образцов может быть представлено в следующем виде:

$$\sigma_{a\ br}^{R=-1} = 821,62 - 103,20 \cdot \lg N.$$

Числовые значения параметров уравнения определены как значения параметров уравнения линии тренда при аппроксимации экспериментальных данных.

### Формирование ДПУД для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях

По результатам обзора данных работ [1–10], в которых представлены результаты исследований влияния самых различных факторов на усталостную долговечность слоистых композитов в срезных болтовых соединениях, можно утверждать, что по тематике ДПУД в подобных исследованиях *нет никаких сведений и предложений*.

Приходится констатировать, что необходим новый поиск подобных моделей. Такой поиск предлагается выполнять по двум направлениям.

1. На основе формирования модификаций известных и достаточно широко апробированных моделей ДПУД для *ламинатов без концентраторов напряжений и ламинатов со свободными отверстиями*. Принимается допущение, что подобные модели могут быть выбраны в качестве моделей-прототипов для формирования моделей ДПУД для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях.
2. На основе поиска новых моделей ДПУД по результатам обработки известных экспериментальных данных.

По результатам обзора и анализа данных работ [11–15] в качестве моделей-прототипов для формирования ДПУД для *слоистых композитов в срезных болтовых соединениях* выбраны следующие известные модели ДПУД.

1. Асимметричная диаграмма Гудмана [11–12].
2. Нелинейная асимметричная диаграмма Гербера [11].
3. Колоколообразная диаграмма Харриса [13–15].

**Асимметричная диаграмма Гудмана.** Асимметричная диаграмма Гудмана учитывает различие прочности слоистых ПКМ при растяжении и сжатии и, по данным работ [11–12], может быть выражена в следующей форме:

$$-\frac{\sigma_a - \sigma_a^{R=-1}}{\sigma_a^{R=-1}} = \begin{cases} \sigma_m / \sigma_{UTS}, & 0 \leq \sigma_m \leq \sigma_{UTS}; \\ \sigma_m / \sigma_{UCS}, & \sigma_{UCS} \leq \sigma_m \leq 0, \end{cases} \quad (3)$$

где  $\sigma_a$  – амплитуда циклических напряжений растяжения-сжатия;

$\sigma_a^{R=-1}$  – амплитуда симметричного цикла нагружения, соответствующая *определенной (фиксированной)* усталостной долговечности слоистого ПКМ;

$\sigma_m$  – среднее напряжение цикла нагружения;

$\sigma_{UTS}$  – предел прочности рассматриваемого ПКМ при растяжении;

$\sigma_{UCS}$  – предел прочности рассматриваемого ПКМ при сжатии.

В качестве основного метода формирования модификаций моделей-прототипов с целью использования этих модификаций в качестве ДПУД для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях предлагается использовать метод замены напряжений растяжения-сжатия в математических выражениях моделей-прототипов *напряжениями смятия в опорной поверхности крепежных отверстий в слоистых композитах*.

Таким образом, для ламинатов из слоистых композитов в срезных болтовых соединениях можно предложить следующую модификацию выражения (3):

$$-\frac{\sigma_{a\ br} - \sigma_{a\ br}^{R=-1}}{\sigma_{a\ br}^{R=-1}} = |\sigma_{m\ br}| / \sigma_{UBS}, \quad (4)$$

где  $\sigma_{a\ br}$  – амплитуда напряжений смятия в опорной поверхности рассматриваемого элемента соединения для цикла нагружения с коэффициентом асимметрии  $R$ ;

$\sigma_{m\ br}$  – среднее напряжение смятия для цикла нагружения с коэффициентом асимметрии  $R$ ;

$\sigma_{a\ br}^{R=-1}$  – амплитуда симметричного цикла напряжений смятия, соответствующая *определённой (фиксированной) усталостной долговечности слоистого композита*;

$\sigma_{UBS}$  – сопротивление смятию (напряжение смятия при нормированной относительной оваллизации отверстия в рассматриваемом элементе соединения).

**Нелинейная асимметричная диаграмма Гербера.** Нелинейная асимметричная диаграмма Гербера, по данным работы [11], может быть выражена в следующей форме:

$$-\frac{\sigma_a - \sigma_a^{R=-1}}{\sigma_a^{R=-1}} = \begin{cases} (\sigma_m / \sigma_{UTS})^2, & 0 \leq \sigma_m \leq \sigma_{UTS}; \\ (\sigma_m / \sigma_{UCS})^2, & \sigma_{UCS} \leq \sigma_m \leq 0. \end{cases} \quad (5)$$

Для рассматриваемых ламинатов можно предложить следующую модификацию выражения (5):

$$-\frac{\sigma_{a\ br} - \sigma_{a\ br}^{R=-1}}{\sigma_{a\ br}^{R=-1}} = (\sigma_{m\ br} / \sigma_{UBS})^2. \quad (6)$$

**Колоколообразная диаграмма Харриса.** В работе [13] Харрисом и соавторами была предложена так называемая колоколообразная диаграмма постоянной усталостной долговечности слоистых ПКМ. В работах [14–15] для использования этой диаграммы в практических расчетах на усталость предложена модификация диаграммы, которую можно представить следующим образом:

$$\sigma_a^{R=-1} = \frac{\sigma_{ai} \cdot \sigma_{UTS}^u \cdot |\sigma_{UCS}|^v}{(\sigma_{UTS} - \sigma_{mi})^u \cdot (|\sigma_{UCS}| + \sigma_{mi})^v}. \quad (7)$$

В качестве *средних значений* параметров  $u$  и  $\nu$  для диапазона «рабочих» долговечностей  $N = 10^3 \div 10^6$  в работах [14–15] рекомендовано использовать следующие значения:  $u = 2,18$ ;  $\nu = 2,40$ .

Для рассматриваемых ламинатов можно предложить следующую модификацию выражения (7):

$$\sigma_{a\ br}^{R=-1} = \frac{\sigma_{a\ br} \cdot \sigma_{UBS}^4}{(\sigma_{UBS}^2 - \sigma_{m\ br}^2)^2} \quad (8)$$

### Верификация предложенных модификаций ДПУД

Верификация предложенных модификаций ДПУД проведена на примере обработки экспериментальных данных и построения ДПУД для ламинатов из углепластика HTA7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> в образцах двухсрезных болтовых соединений. Используются экспериментальные данные работы [3].

На рис. 5–7 для рассматриваемых образцов представлены примеры графических зависимостей предлагаемых модификаций ДПУД для долговечностей  $N = 10^4, 10^5$  и  $10^6$  циклов и сравнение этих зависимостей с экспериментальными данными. ДПУД построены для напряжений смятия, полученных с использованием соотношения (2).

В качестве определенной альтернативы предложенным модификациям на рис. 5–7 представлены также результаты аппроксимации экспериментальных данных с использованием полиномов 2-й степени вида

$$\sigma_{a\ bri} = a_i + b_i \times \sigma_{m\ bri} + c_i \times \sigma_{m\ bri}^2 \quad (9)$$

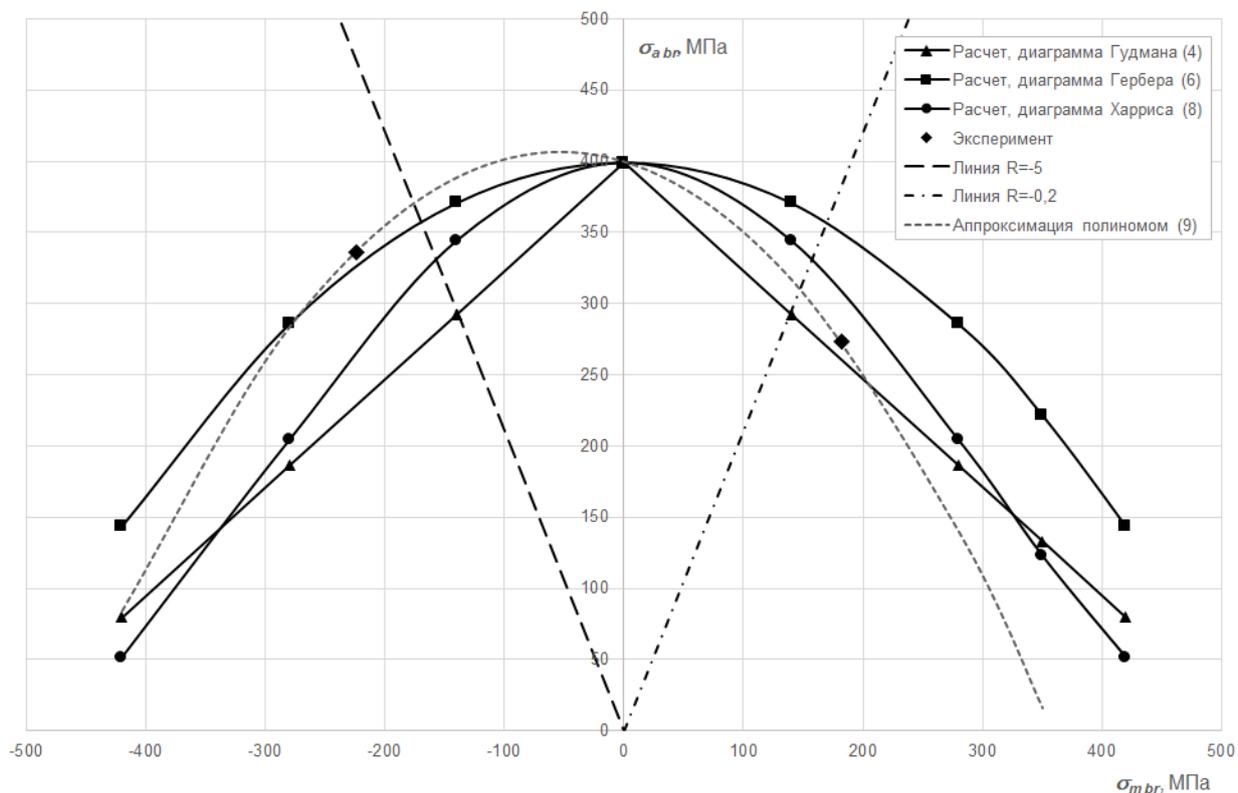
где  $a_i, b_i, c_i$  – параметры соотношения, значения которых зависят от целого ряда факторов (тип образца, тип ПКМ, рассматриваемая усталостная долговечность и т. д.). Предполагается, что эти значения будут определяться по результатам аппроксимации экспериментальных данных.

Соотношения (9) для рассматриваемых образцов и долговечностей представлены в табл. 1, графически эти соотношения представлены на рис. 8.

**Таблица 1**  
**Table 1**

Соотношения (9) для ламината из углепластика HTA7/6376  
в образцах двухсрезного болтового соединения  
Ratios (9) for HTA7/6376 CFRP laminate in the double-shear bolted joint specimens

<i>N, циклы</i>	<b>Соотношение (9)</b>
10 000	$\sigma_{a\ bri} = 399,88 - 0,2568 \times \sigma_{m\ bri} - 0,0024 \times \sigma_{m\ bri}^2$
100 000	$\sigma_{a\ bri} = 329,35 - 0,2025 \times \sigma_{m\ bri} - 0,0015 \times \sigma_{m\ bri}^2$
1 000 000	$\sigma_{a\ bri} = 337,21 - 0,3559 \times \sigma_{m\ bri} - 0,0025 \times \sigma_{m\ bri}^2$



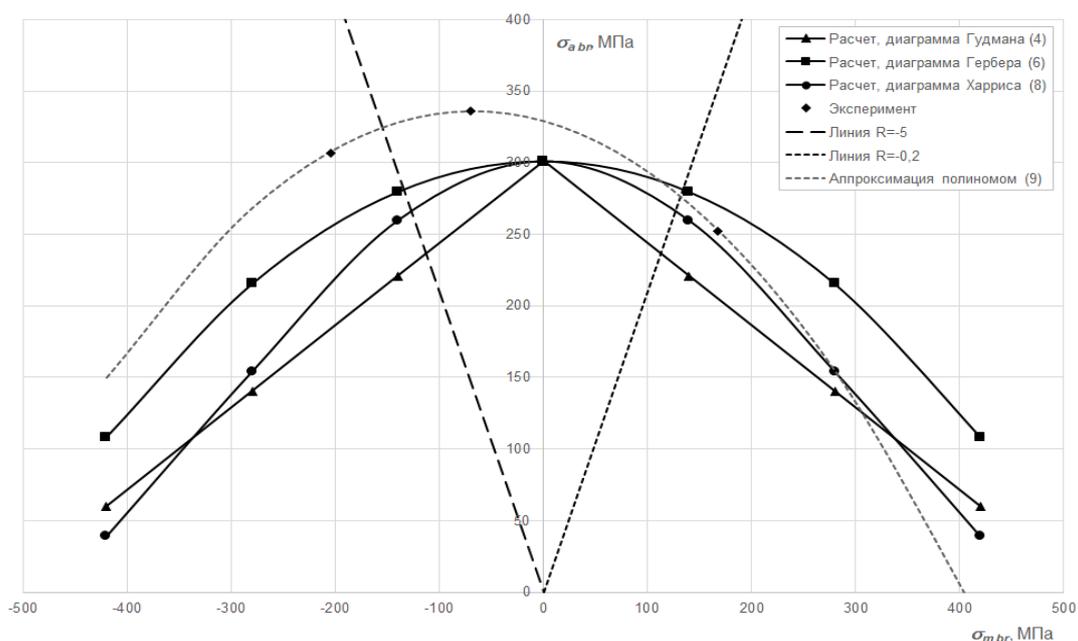
**Рис. 5.** Примеры графических зависимостей модификаций ДПУД для ламината из углепластика HTA7/6376 в образцах двухсрезного болтового соединения; усталостная долговечность  $N = 10000$  циклов

**Fig. 5.** Examples of the graphical dependencies of DCFL modifications for HTA7/6376 CFRP laminate in the double-shear bolted joint specimens; fatigue life  $N = 10000$  cycles

По результатам анализа данных, представленных на рис. 5–7, для рассматриваемых образцов и асимметрий циклического нагружения можно сделать следующие выводы.

1. Использование в качестве ДПУД для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях модифицированных диаграмм Гудмана (4), Гербера (6) и Харриса (8) показывает неудовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных.
2. Для рассматриваемых образцов и асимметрий циклического нагружения во всем диапазоне напряжений и долговечностей наилучшее совпадение расчетных и экспериментальных данных может быть достигнуто с использованием в качестве ДПУД полиномов 2-й степени (9).
3. В общем виде соотношение (9) в качестве соотношения ДПУД для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях может быть преобразовано к виду

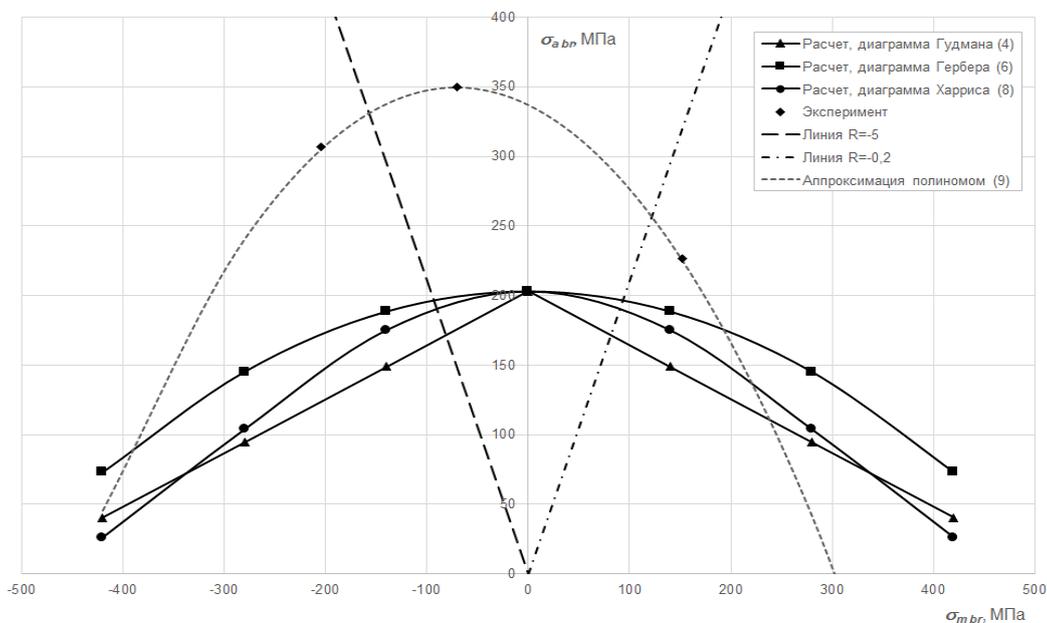
$$\sigma_{a br}^{R=-1} = \sigma_{a br} + b \times \sigma_{m br} + c \times \sigma_{m br}^2 \quad (10)$$



**Рис. 6.** Примеры графических зависимостей модификаций ДПУД для ламината из углепластика HTA7/6376 в образцах двухсрезного болтового соединения; усталостная долговечность  $N = 100000$  циклов

**Fig. 6.** Examples of the graphical dependencies of DCFL modifications for HTA7/6376 CFRP laminate in the double-shear bolted joint specimens; fatigue life  $N = 100000$  cycles

**Некоторые особенности правила суммирования усталостных повреждений для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях**



**Рис. 7.** Примеры графических зависимостей модификаций ДПУД для ламината из углепластика HTA7/6376 в образцах двухсрезного болтового соединения; усталостная долговечность  $N = 1000000$  циклов

**Fig. 7.** Examples of the graphical dependencies of DCFL modifications for HTA7/6376 CFRP laminate in the double-shear bolted joint specimens; fatigue life  $N = 1000000$  cycles

Известно, что правило суммирования усталостных повреждений является важной составляющей методик расчета усталостной долговечности как металлических, так и композитных элементов конструкций.

К сожалению, в настоящее время, по крайней мере в открытых публикациях, *практически отсутствуют какие-либо сведения и предложения* по части каких-либо специальных правил или гипотез суммирования усталостных повреждений для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях. Исключение составляет только работа [3], где представлены некоторые данные о результатах применения гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений (правило Пальмгрена – Майнера) при расчетных оценках усталостной долговечности рассмотренных ламинатов из углепластика HTA7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> при сложном программном нагружении образцов двухсрезных болтовых соединений.

По результатам анализа данных, представленных в работе [3], можно отметить следующее.

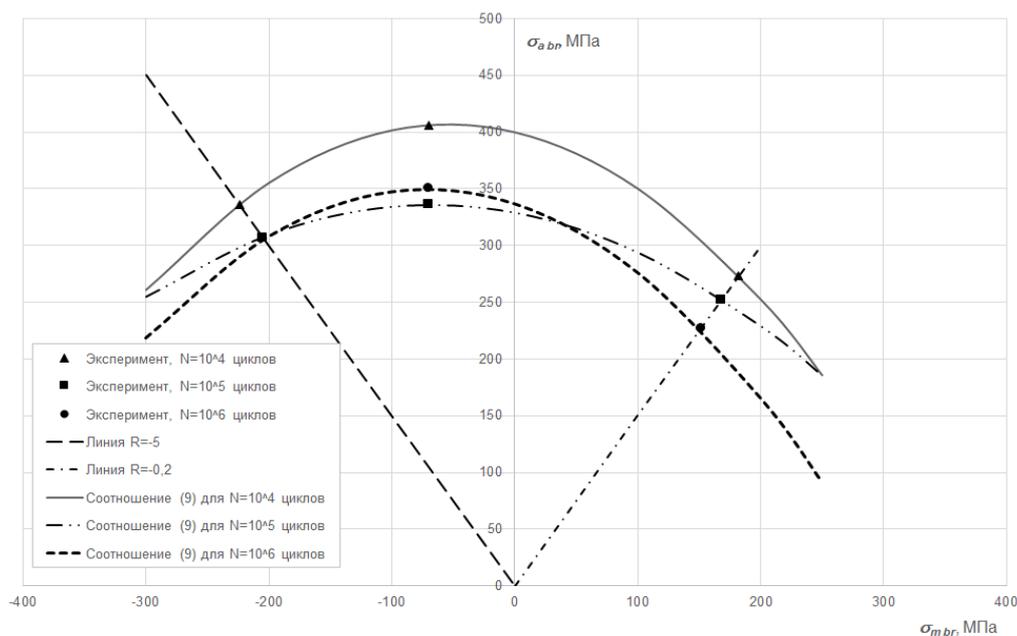
1. Использование в качестве правила суммирования гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений (правило Пальмгрена – Майнера)

$$\sum \frac{n_i}{N_i} = 1,0$$

может привести к неконсервативным оценкам расчетной усталостной долговечности рассматриваемых образцов. Так, при сложном программном нагружении реальная (определенная по экспериментальным данным) сумма при разрушении образцов

$$\sum \frac{n_i}{N_i} = A = 0,15 \div 0,30.$$

2. Для получения расчетных оценок приемлемой точности очевидна необходимость экспериментальной оценки суммы накопленного повреждения для каждого типа образца или элемента при нагружении конкретным спектром и уровнем нагружения.



**Рис. 8.** Примеры графических зависимостей (9) для ламината из углепластика HTA7/6376 в образцах двухсрезного болтового соединения

**Fig. 8.** Examples of the graphical dependencies (9) for HTA7/6376 CFPR laminate in the double-shear bolted joint specimens

## Процедура расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов в срезных болтовых соединениях

Процедуру расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов в срезных болтовых соединениях можно представить следующим образом.

1. По результатам обработки экспериментальных данных для рассматриваемого слоистого композита в рассматриваемом соединении определяются:
  - уравнение базовой кривой усталости (1, а);
  - соотношения (9) и (10) для построения ДПУД для базовых долговечностей  $N = 10^4, 10^5$  и  $10^6$  циклов.
2. Рассматривается циклическое нагружение соединения, после обработки методом «дождевого потока» или методом «полных циклов» нагружение представляется в виде последовательности полных циклов с параметрами  $\sigma_{a\ bri}$  и  $\sigma_{m\ bri}$ .
3. С использованием графических зависимостей (9) проводится грубая оценка долговечности слоистого композита при циклическом нагружении с параметрами  $\sigma_{a\ bri}$  и  $\sigma_{m\ bri}$ , выбирается зависимость (9), соответствующая оценке долговечности. Все полученные полные циклы с использованием соотношений (10) пересчитываются в эквивалентные симметричные циклы с амплитудой  $\sigma_{a\ bri}^{R=-1}$ .
4. С использованием уравнения базовой кривой усталости (1, а) определяются долговечности  $N_i$  и сумма  $\sum \frac{n_i}{N_i}$ .
5. По результатам анализа экспериментальных данных или по результатам принятых допущений решается вопрос о правиле суммирования усталостных повреждений  $\sum \frac{n_i}{N_i} = A$  для рассматриваемого слоистого композита и рассматриваемого типа циклического нагружения. При отсутствии экспериментальных данных в запас прочности рекомендуется принимать консервативное значение  $A = 0,15$ .
6. Определяется усталостная долговечность рассматриваемого слоистого композита с использованием соотношения

$$N = A / \sum (n_i / N_i).$$

## ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

На основе анализа и обобщения данных работ [1–15], а также по результатам специально проведенных исследований предложены решения ключевых методических проблем для выполнения расчетных оценок слоистых композитов в срезных болтовых соединениях.

1. В качестве основной моды усталостного повреждения слоистых композитов в срезных болтовых соединениях принята *овализация крепежного отверстия* по контактной поверхности ламината.
2. В качестве уравнения базовой (расчетной) кривой усталости рассматриваемых элементов принято уравнение типа (1, а) – уравнение кривой усталости в полулогарифмических координатах.
3. На основе результатов специально проведенных исследований для диаграммы постоянной усталостной долговечности (ДПУД) слоистых композитов в рассматриваемых соединениях предложены соотношения (9) и (10). На примере построения ДПУД образцов из ламината углепластика НТА7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> показано, что с использованием этих соотношений возможна наиболее точная связь средних значений и ам-

плитуд циклического напряжения различной асимметрии при постоянной усталостной долговечности рассматриваемых образцов. Учитывая потенциальные возможности аппроксимации экспериментальных данных с использованием полиномов 2-й степени можно предположить, что соотношения (9) и (10) будут справедливы для различных типов слоистых композитов.

4. Отмечены ключевые особенности правила суммирования усталостных повреждений для слоистых композитов в срезных болтовых соединениях при сложном циклическом нагружении.

В качестве рекомендации для дальнейших исследований можно отметить необходимость увеличения объема верификации предложенных соотношений для моделей ДПУД и правила суммирования усталостных повреждений для других образцов и видов циклического нагружения.

## ВЫВОДЫ

Отмечено, что особое внимание при испытаниях и расчетных оценках элементов композитных авиаконструкций уделяется оценке усталостной долговечности *слоистых композитов* в композитных и металлокомпозитных срезных болтовых соединениях.

Предложены основные положения методики и процедура, позволяющие выполнять расчетные оценки усталостной долговечности подобных элементов.

Проведена верификация предложенных решений на примере анализа расчетных и экспериментальных данных по усталостной долговечности ламинатов из углепластика HTA7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> в образцах двухсрезного болтового соединения.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Стрижиус Виталий Ефимович**, доктор технических наук, профессор кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национального исследовательского университета), [vitaly.strizhius@gmail.com](mailto:vitaly.strizhius@gmail.com).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Schön J., Starikov R.** Fatigue of joints in composite structures. In book: Fatigue in composites / Ed. by B. Harris. Woodhead Publishing, 2003. P. 621–643. DOI: 10.1533/9781855738577.5.621
2. **Lewandowski J.J., Singh P.M.** Fracture and fatigue of DRA composites // Metals Handbook. 1996. Vol. 19. P. 895–904.
3. **Schon J., Nyman T.** Spectrum fatigue of composite bolted joints // International Journal of Fatigue. 2002. Vol. 24, iss. 2–4. P. 273–279. DOI: 10.1016/S0142-1123(01)00082-2
4. **Galinska A.** Mechanical joining of fibre reinforced polymer composites to metals—a review. Part I: Bolted joining // Polymers. 2020. Vol. 12, no. 10. ID 2252. 48 p. DOI: 10.3390/polym12102252
5. **Galinska A., Galinski C.** Mechanical joining of fibre reinforced polymer composites to metals – A review. Part II: Riveting, clinching, non-adhesive form-locked joints, pin and loop joints // Polymers. 2020. Vol. 12, no. 8. ID 1681. 40 p. DOI: 10.3390/polym12081681
6. **Choi J.-I.** Failure load prediction of composite bolted joint with clamping force / J.-I. Choi, S.M. Hashemina, H.-J. Chun, J.-C. Park, H.S. Chang // Composite Structures. 2018. Vol. 189. P. 247–255. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.01.037

7. **Cheng X.** Effect of damage on failure mode of multi-bolt composite joints using failure envelope method / X. Cheng, S. Wang, J. Zhang, W. Huang, Y. Cheng, J. Zhang // *Composite Structures*. 2017. Vol. 160. P. 8–15. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.10.042

8. **Giannopoulos I.K.** Effects of bolt torque tightening on the strength and fatigue life of airframe FRP laminate bolted joints / I.K. Giannopoulos, D. Daroni-Dawes, K.I. Kourousis, M. Yasaei // *Composites Part B: Engineering*. 2017. Vol. 125. P. 19–26. DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.05.059

9. **Wu C., Bai Y., Mottram J.T.** Effect of elevated temperatures on the mechanical performance of pultruded FRP joints with a single ordinary or blind bolt [Электронный ресурс] // *Journal of Composites for Construction*. 2016. Vol. 20, iss. 2. ID 04015045. DOI: 10.1061/(ASCE)CC.1943-5614.0000608 (дата обращения: 23.08.2021).

10. **Zhang K.** Combined effects of seawater ageing and fatigue loading on the bearing performance and failure mechanism of CFRP/CFRP single-lap bolted joints / K. Zhang, H. Li, H. Cheng, B. Luo, P. Liu [Электронный ресурс] // *Composite Structures*. 2020. Vol. 234. ID 111677. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.111677 (дата обращения: 23.08.2021).

11. **Kawai M.** Fatigue life prediction of composite materials under constant amplitude loading, Fatigue life prediction of composites and composite structures. In book: *Fatigue Life Prediction of Composites and Composite Structures* / Ed. by A.P. Vassilopoulos. Woodhead Publishing, 2010. P. 177–219. DOI: 10.1533/9781845699796.2.177

12. **Vassilopoulos A.P., Keller T.** Fatigue of fiber-reinforced composites. Springer-Verlag London Limited, 2011. 238 p. DOI: 10.1007/978-1-84996-181-3

13. **Harris B.** A parametric constant-life model for prediction of the fatigue lives of fiber-reinforced plastics. In book: *Fatigue in composites* / Ed. by B. Harris. Woodhead Publishing, 2003. P. 546–568. DOI: 10.1533/9781855738577.4.546

14. **Стрижиус В.Е.** Особенности диаграмм постоянной усталостной долговечности слоистых композитов // *Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки*. 2019. Т. 25, № 3. С. 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309

15. **Strizhius V.** Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2–7 June 2019. P. 423–431.

## FATIGUE LIFE PREDICTIONS OF CARBON FIBER REINFORCED PLASTIC IN SPECIMENS OF DOUBLE-SHEAR BOLTED JOINT

Vitaly E. Strizhius<sup>1</sup>

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

### ABSTRACT

It is noted that in modern aircraft composite structures there is a significant number of composite and metal-composite shear bolted joints, the fatigue life of which is an important factor to ensure the operating safety of such constructions. Thus, special attention is given to the evaluation of the layered composites fatigue life in such joints during tests and calculations of the similar structures components. Despite a considerable number of publications and studies on this subject, it can be observed that many important methodological issues have not been solved yet in this field. These problems can deal with the choice of the main mode of layered composites fatigue damage in shear bolted joints; the uncertainty of the basic fatigue curve; the practical absence of some models, representing diagrams of constant life fatigue for the layered composites in the joints under consideration; the uncertainty of fatigue damage summation rule in the layered composites in the investigated joints. Based on the review results and the data analysis of domestic and foreign publications including the results of specially conducted studies, the solutions to these problems are proposed.

The proposed solutions were verified by analyzing the calculated and experimental data on the fatigue life of carbon fiber reinforced plastic laminates HTA7/6376 [45/-45/0/90]<sub>3S</sub> in the double-shear bolted joints specimens.

**Key words:** layered polymer composites, shear bolted joints, S-N curves, asymmetry of cyclic loading, constant fatigue life diagrams, rules of fatigue damage summation.

## REFERENCES

1. Schön, J. and Starikov, R. (2003). *Fatigue of joints in composite structures*. In book: *Fatigue in composites*, in Harris B. (Ed.). Woodhead Publishing, p. 621–643. DOI: 10.1533/9781855738577.5.621
2. Lewandowski, J.J. and Singh, P.M. (1996). *Fracture and fatigue of DRA composites*. Metals Handbook, vol. 19, p. 895–904.
3. Schon, J. and Nyman, T. (2002). *Spectrum fatigue of composite bolted joints*. International Journal of Fatigue, vol. 24, issue 2-4, p. 273–279. DOI: 10.1016/S0142-1123(01)00082-2
4. Galinska, A. (2020). *Mechanical joining of fibre reinforced polymer composites to metals – A review. Part I: Bolted joining*. Polymers, vol. 12, no. 10, ID 2252, 48 p. DOI: 10.3390/polym12102252
5. Galinska, A. and Galinski, C. (2020). *Mechanical joining of fibre reinforced polymer composites to metals – A review. Part II: Riveting, clinching, non-adhesive form-locked joints, pin and loop joints*. Polymers, vol. 12, no. 8, ID 1681, 40 p. DOI: 10.3390/polym12081681
6. Choi, J.-I., Hashemina, S.M., Chun, H.-J., Park, J.-C. and Chang, H.S. (2018). *Failure load prediction of composite bolted joint with clamping force*. Composite Structures, vol. 189, p. 247–255. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.01.037
7. Cheng, X., Wang, S., Zhang, J., Huang, W., Cheng, Y. and Zhang, J. (2017). *Effect of damage on failure mode of multi-bolt composite joints using failure envelope method*. Composite Structures, vol. 160, p. 8–15. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.10.042
8. Giannopoulos, I.K., Daroni-Dawes, D., Kourousis, K.I. and Yasaee, M. (2017). *Effects of bolt torque tightening on the strength and fatigue life of airframe FRP laminate bolted joints*. Composites Part B: Engineering, vol. 125, p. 19–26. DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.05.059
9. Wu, C., Bai, Y. and Mottram, J.T. (2016). *Effect of elevated temperatures on the mechanical performance of pultruded FRP joints with a single ordinary or blind bolt*. Journal of Composites for Construction, vol. 20, issue 2, ID 04015045. DOI: 10.1061/(ASCE)CC.1943-5614.0000608 (accessed: 23.08.2021).
10. Zhang, K., Li, H., Cheng, H., Luo, B. and Liu, P. (2020). *Combined effects of seawater ageing and fatigue loading on the bearing performance and failure mechanism of CFRP/CFRP single-lap bolted joints*. Composite Structures, vol. 234, ID 111677. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.111677 (accessed: 23.08.2021).
11. Kawai, M. (2010). *Fatigue life prediction of composite materials under constant amplitude loading, Fatigue life prediction of composites and composite structures*. In book: *Fatigue Life Prediction of Composites and Composite Structures*, in Vassilopoulos A.P. (Ed.). Woodhead Publishing, p. 177–219. DOI: 10.1533/9781845699796.2.177
12. Vassilopoulos, A.P. and Keller, T. (2011). *Fatigue of fiber-reinforced composites*. Springer-Verlag London Limited, 2011. 238 p. DOI: 10.1007/978-1-84996-181-3
13. Harris, B. (2003). *A parametric constant-life model for prediction of the fatigue lives of fiber-reinforced plastics*. In book: *Fatigue in composites*, in Harris B. (Ed.). Woodhead Publishing, p. 546–568. DOI: 10.1533/9781855738577.4.546
14. Strizhius, V.E. (2019). *Constant-life diagrams of layered composites*. St. Petersburg polytechnic university journal of engineering science and technology, vol. 25, no. 3, p. 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309 (in Russian)

**15. Strizhius, V.** (2019). *Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2–7 June 2019, p. 423–431.

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Vitaly E. Strizhius**, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft Engineering and Certification of Aeronautical Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), vitaly.strizhius@gmail.com.

Поступила в редакцию 29.09.2021  
Принята в печать 25.11.2021

Received 29.09.2021  
Accepted for publication 25.11.2021

ББК 05  
Н 34  
Св. план 2021

Научный Вестник МГТУ ГА  
Том 24, № 06, 2021  
Civil Aviation High TECHNOLOGIES  
Vol. 24, No. 06, 2021

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 25.11.2021.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

10,25 усл. печ. л.

Заказ № 880 / 244

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)

© Московский государственный  
технический университет ГА, 2021