

Том 23, № 02, 2020

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 23, No. 02, 2020

Издается с 1998 г.

Москва
2020

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, к. филос. н., доцент 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, Хиан, 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

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, Candidate 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 автоматизации и процессов управления Дальневосточного отделения РАН, Владивосток, Россия;

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

Пантелеев А.В., проф., д. ф-м. н., зав. каф. МАИ (национального исследовательского университета), 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 State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

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

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

Aleksey V. Samokhin, 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. Hodakovskiy, 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

Borisov E.G. Joint processing of measurements in a rangefinder-doppler multistatic radar system.....	8
Волков Ал.К., Волков Ан.К., Фролова Л.И. Исследование профиля уязвимостей авиационного персонала к социоинженерным атакам ...	20
Efimov V.V., Ivchin V.A., Chernigin O.E., Chernigin K.O. Experimental research of single - rotor helicopter unintentional yaw rotation	33
Starostin I.E., Khalyutin S.P. Identification of system models from potential-stream equations on the basis of deep learning on experimental data	47

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Стрижиус В.Е. Методика комплексной расчетной оценки усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций	59
Полешкина И.О., Васильева Н.В. Технология blockchain как инструмент управления цепями поставок с участием воздушного транспорта	72
Стрижиус В.Е. Расчет эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний элементов композитных авиаконструкций	87

CONTENTS

TRANSPORT

Borisov E.G. Joint processing of measurements in a rangefinder-doppler multistatic radar system	8
Volkov Al.K., Volkov An.K., Frolova L.I. Research of the aviation personnel vulnerability profile to social engineering attacks	20
Efimov V.V., Ivchin V.A., Chernigin O.E., Chernigin K.O. Experimental research of single - rotor helicopter unintentional yaw rotation	33
Starostin I.E., Khalyutin S.P. Identification of system models from potential-stream equations on the basis of deep learning on experimental data	47

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Strizhius V.E. Methodology of substantive fatigue life valuation of composite components of aero structure	59
Poleshkina I.O., Vasilyeva N.V. Use of blockchain technology as supply chain management system involving air transport	72
Strizhius V.E. Estimation of equivalent stresses and equivalents of the fatigue test programs of airframe composite elements	87

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

UDC 621.396.969.1

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-8-19

**JOINT PROCESSING OF MEASUREMENTS
IN A RANGEFINDER-DOPPLER MULTISTATIC RADAR SYSTEM**

E.G. BORISOV¹

*¹The Bonch-Bruевич Saint-Petersburg State University of Telecommunications,
¹St. Petersburg, Russia*

The article considers the option of organizing joint processing of radar information in a multistatic rangefinder - doppler radar system. The least-squares method is used to obtain analytical expressions for oblique ranges and radial velocities of targets during joint processing of range-finding measurements of various types. The obtained expressions for inclined ranges have some similarities with the secondary processing of radar information, with the only difference being that the weighting coefficients for the evaluated parameters are updated in the case of successive measurements as data are received, and in the case of joint processing, they depend on the number of positions and the number of measurements. It is shown that the joint processing of measurements of the inclined range, the sum of the distances, the radial velocity and the rate of change of the total range allows to increase the accuracy of measuring the location of an air object and the projections of its velocity vector on the axis of a rectangular coordinate system. The physical basis for increasing the accuracy of positioning is to use redundant measurements by processing the total ranges. The considered option of processing redundant measurements in a multistatic radar system does not require time to accumulate data, and the task of increasing accuracy is solved in one measurement cycle. The potential accuracy of determining the location of an air object for different values of the standard errors of the determination of rangefinding parameters in a multistatic radar system at various distances between positions has been calculated. For an arbitrary trajectory of an air object, simulation-statistical modeling was performed, which allows to obtain the mean square errors of determining the location and velocity vector of the air object. A gain is shown in the accuracy of determining the location and velocity vector of an air object in comparison with traditional algorithms for determining coordinates in long-range multistatic radar systems.

Key words: multistatic radar, rangefinding, sum of distances, radial speed, location, velocity vector, standard error.

INTRODUCTION

The topic of the coordinate measurement in the multistatic radar system (MRS) is covered in the remarkable amount of the Russian and foreign academic works. There are different variants of radar data (RD) processing in the radar and radionavigation systems described in them. The problem of the air-break object coordinates high-precision measurement is usually solved by increasing the radar system power potential (by increasing of the pilot signal power, high-speed aerial jet effect coefficient, radio set response, etc.), expanding of the pilot signal spectrum, using of the coherent integration. Nevertheless, the given approaches have a certain number of disadvantages. Increasing of the radar system power potential is problematic in certain cases for grounds of the structural system and operation. Involving the complex and spread spectrum signals allows to increase the range measuring accuracy, but while using of antenna systems with the measuring accuracy not high enough to measure the angular point the accuracy benefit is not considerable in some cases.

In the radio navigation tasks the required accuracy is achieved by the choice of the navigation space module algorithms advanced development and the best ground flight radio support facilities lo-

cation; the location of the test station aboard the air-break object at the land-based distance from the devices of the user, which allows us to compute the differential corrections by the precisely known base between the receiver units. The article [10] covers the procedure of signal acquisition and measurement in case of interference in the bistatic radar systems. The paper [11] considers in detail the variants of locating the radar and connection systems in the MRS which allow to maximize the connection between the signal and noise of every single channel; the geometric accuracy factor is contemporarily reduced to the minimum. The article [12] grounds the location accuracy tests increasing approaches in multilaterality systems; the works [13] and [14] cover the data reduction procedures in certain bistatic position couples of the radar system, [15] covers the location accuracy estimation in the conditions of the destabilizing factors, exposures, multiple-beam radiowave distribution, etc. The aircraft location accuracy involving differentially range-measurement and azimuthal measurements is researched in the work [16]. These approaches allow to increase the aircraft coordinates recognition accuracy in some cases, but the procedures of collaborative range and Doppler measurement reduction for coordinate measurement and object moving items are not covered in these works.

While the secondary radar information proceeding (SRIP) the optimum filtration procedures based on Kalman filter modifications, α , β filtration algorithms [19], spline procedures [20], etc. Trajectory data filtration procedures are limited by the object motion hypothesis and the considerable observation interval is required for measurement accumulation in the aim of the appropriate accuracy achievement while SRIP. The aircraft maneuver cycle performing cuts the filtration algorithms quality ratings down and requires some extra procedures in the aim of its sighting and filter beefing-up coefficients change.

While the ternary radar information proceeding (TRIP) arrangement the slope estimation accuracy is increased by blending of the different RS incentive index marks for one certain object with account for weight factors which are in inverse proportion to the relevant inadvertency dispersions [21].

The radar information complexation while TRIP by the incentive index marks blending based on the different RS measurement results requires a-priori knowledge of the object coordinates recognition inadvertency dispersions or undertaking of the reckoning procedure in the aim of their estimation.

The purpose of this article is to develop the cooperative measurement proceeding methods and algorithms in the range measurement doppler MRS in the aim of the aircraft location investigation and the definition of its speed vector projection to the rectangular coordinate system centreline.

THE AIRCRAFT POSITION FINDING INVOLVING THE RANGE MEASUREMENT

The works [1, 2] show that cooperative radar information processing in the MRS is the most valuable one as it allows to derive the potentially larger information content from the current awareness. The feature of such a data proceeding approach is that all the positions are able to receive the fended signals in the area of responsibility while being irradiated by any relaying position. The cooperative data proceeding allows to make the redundant measurements in the system; this is the physical basis of the coordinate recognition accuracy increasing. If the quantity of the range measurement items (inclined ranges and distance amounts) being estimated is more than the number of required values, there will be changes in the MRS which might be used for the line-of sight range recognition accuracy increasing as relating to every single coordinate.

The synergy of spacely spread-out RS with circularly disposed antenna arrays or multiple-beam active phased array antennas scanning the defined area in the azimuthal and elevation plane is the variant of MRS for the cooperative data proceeding. Involving the low directional antennas is also possible in case of non-requiring the considerable range according to the mission requirements.

Let us consider the summarily- range measurement radar system consisting of the send-receive positions N . The measurements of slant $R_1, R_2 \dots R_N$ and summarized ranges $R_{\Sigma 12}, R_{\Sigma 21}, R_{\Sigma N(N-1)}$ are conducted in this system.

There are N range measurements and $N(N - 1)$ distance amounts measurements possible in such a system, which provides us with $n = N^2$ measurements of the estimated parameter. Let us write the scalar algebraic coupled equations, according to the considered range measurements.

$$\left\{ \begin{array}{l} \hat{R}_1 = 1 \cdot \tilde{R}_1 + 0 \cdot \tilde{R}_2 + 0 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 0 \cdot \tilde{R}_N, \\ \hat{R}_2 = 0 \cdot \tilde{R}_1 + 1 \cdot \tilde{R}_2 + 0 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 0 \cdot \tilde{R}_N, \\ \vdots \\ \hat{R}_N = 0 \cdot \tilde{R}_1 + 0 \cdot \tilde{R}_2 + 0 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 1 \cdot \tilde{R}_{N(N-1)}, \\ \hat{R}_{\Sigma 12} = 1 \cdot \tilde{R}_1 + 1 \cdot \tilde{R}_2 + 0 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 0 \cdot \tilde{R}_{N(N-1)}, \\ \hat{R}_{\Sigma 21} = 1 \cdot \tilde{R}_1 + 1 \cdot \tilde{R}_2 + 0 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 0 \cdot \tilde{R}_{N(N-1)}, \\ \hat{R}_{\Sigma 13} = 1 \cdot \tilde{R}_1 + 0 \cdot \tilde{R}_2 + 1 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 0 \cdot \tilde{R}_{N(N-1)}, \\ \hat{R}_{\Sigma 31} = 1 \cdot \tilde{R}_1 + 0 \cdot \tilde{R}_2 + 1 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 0 \cdot \tilde{R}_{N(N-1)}, \\ \vdots \\ \hat{R}_{\Sigma N(N-1)} = 0 \cdot \tilde{R}_1 + 0 \cdot \tilde{R}_2 + 0 \cdot \tilde{R}_3 + \dots + 1 \cdot \tilde{R}_{N(N-1)}, \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} N \text{ измерений} \\ \\ \\ N(N-1) \text{ измерений} \end{array} \quad (1)$$

where $\hat{R}_i, i = \overline{1, N}$ are the slant ranges to the aircraft resp in relation to the i position, and $\hat{R}_{\Sigma ij}$ at $i, j = \overline{1, N}, i \neq j$ are the summarized ranges to the aircraft in relation to the i and j positions. In the matrix form the coupled equations will take the form of

$$\hat{z} = A\tilde{Z}, \quad (2)$$

where $\hat{z}^T = \|\hat{R}_1, \hat{R}_2 \dots \hat{R}_N, \hat{R}_{\Sigma 12}, \hat{R}_{\Sigma 21}, \hat{R}_{\Sigma 13}, \dots, \hat{R}_{N(N-1)ij}\|$ is the matrix (row-vector) of the fundamental measurements; their size is $1 \times n$;

A is the coefficient matrix of the indeterminates; their size is $N \times n$;

$\tilde{Z}^T = \|\tilde{R}_1, \tilde{R}_2 \dots \tilde{R}_N\|$ is the matrix (row-vector) of the required range estimations; their size is $1 \times N$.

The results of the certain measurements might not be used in the real setting, for instance, due to the air object dropping. To take the factor into account, let us interpolate the scalar matrix; its size is $n \times n$ $\Lambda = \text{diag}[\lambda_1, \lambda_i, \dots, \lambda_n], i = \overline{1, n}$ this matrix takes into account the presence or absence of the relevant measurements. If the measurement i is used while handling the problem, then $\lambda_i = 1$, if it is not used, then $\lambda_i = 0$. Involving the least squares method in (2), we will obtain [22, 23]

$$\hat{Z} = (A^T \Lambda W A)^{-1} A^T \Lambda W z, \quad (3)$$

where W is the dispersion matrix of the relevant range-measurement items; its size is $n \times n$.

We shall obtain the covariance inadvertency matrix for the case of dispersion range measurement uniformly precise measurements $\sigma_R^2 = \sigma_0^2$ and distance amounts $\sigma_{R\Sigma}^2 = \sigma_0^2$. The matrix diagonal element are the range measurement standard error dispersions while the cooperative data proceeding in MRS

$$W_{RC}^2 = \sigma_0^2 (A^T W A)^{-1}. \quad (4)$$

The solution (3) corresponds to Hauss-Markoff theorem of the effective scalar estimations, because the estimation for the certain system of the scalar argument function relation has the minimal dispersions among the multitude of the scalar bias-free estimations for any error equations and in case of the scalar correspondence to the required items. This solution is reasonable in case of fulfilling the Hauss-Markoff conditions: the observation model is scalar by the coefficients, is rated in a correct way and envelops the additive component, the changes are not correlated, expectation function of the evaluated process is zero.

In case of the four-position system, the conjugated coefficient matrix for indeterminate items will take the form of:

$$A^T = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \end{vmatrix} \quad (5)$$

With regard to (3) and (5) we shall obtain the range amounts while the joint processing of measurement:

$$\begin{aligned} \tilde{R}_1 &= \frac{1}{65} \left(11\hat{R}_1 - 2\hat{R}_2 - 2\hat{R}_3 - 2\hat{R}_4 + 9\hat{R}_{\Sigma 12} + 9\hat{R}_{\Sigma 21} + 9\hat{R}_{\Sigma 13} + 9\hat{R}_{\Sigma 31} + \right. \\ &\quad \left. + 9\hat{R}_{\Sigma 14} + 9\hat{R}_{\Sigma 41} - 4\hat{R}_{\Sigma 23} - 4\hat{R}_{\Sigma 32} - 4\hat{R}_{\Sigma 24} - 4\hat{R}_{\Sigma 42} - 4\hat{R}_{\Sigma 34} - 4\hat{R}_{\Sigma 43} \right), \\ \tilde{R}_2 &= \frac{1}{65} \left(11\hat{R}_2 - 2\hat{R}_1 - 2\hat{R}_3 - 2\hat{R}_4 + 9\hat{R}_{\Sigma 12} + 9\hat{R}_{\Sigma 21} - 4\hat{R}_{\Sigma 13} - 4\hat{R}_{\Sigma 31} - \right. \\ &\quad \left. - 4\hat{R}_{\Sigma 14} - 4\hat{R}_{\Sigma 41} + 9\hat{R}_{\Sigma 23} + 9\hat{R}_{\Sigma 32} + 9\hat{R}_{\Sigma 24} + 9\hat{R}_{\Sigma 42} - 4\hat{R}_{\Sigma 34} - 4\hat{R}_{\Sigma 43} \right), \\ \tilde{R}_3 &= \frac{1}{65} \left(11\hat{R}_3 - 2\hat{R}_2 - 2\hat{R}_1 - 2\hat{R}_4 - 4\hat{R}_{\Sigma 12} - 4\hat{R}_{\Sigma 21} + 9\hat{R}_{\Sigma 13} + 9\hat{R}_{\Sigma 31} - \right. \\ &\quad \left. - 4\hat{R}_{\Sigma 14} - 4\hat{R}_{\Sigma 41} + 9\hat{R}_{\Sigma 23} + 9\hat{R}_{\Sigma 32} - 4\hat{R}_{\Sigma 24} - 4\hat{R}_{\Sigma 42} + 9\hat{R}_{\Sigma 34} + 9\hat{R}_{\Sigma 43} \right), \\ \tilde{R}_4 &= \frac{1}{65} \left(11\hat{R}_4 - 2\hat{R}_2 - 2\hat{R}_3 - 2\hat{R}_1 - 4\hat{R}_{\Sigma 12} - 4\hat{R}_{\Sigma 21} - 4\hat{R}_{\Sigma 13} - 4\hat{R}_{\Sigma 31} + \right. \\ &\quad \left. + 9\hat{R}_{\Sigma 14} + 9\hat{R}_{\Sigma 41} - 4\hat{R}_{\Sigma 23} - 4\hat{R}_{\Sigma 32} + 9\hat{R}_{\Sigma 24} + 9\hat{R}_{\Sigma 42} + 9\hat{R}_{\Sigma 34} + 9\hat{R}_{\Sigma 43} \right). \end{aligned} \quad (6)$$

While measuring the doppler frequency shifts as regard to every F_{R_i} position and the doppler frequency drift, derived by the rate of change of the total range $F_{R\Sigma i}$ we might obtain the radial speed amounts in analogy with (6), where it is necessary to use $\dot{R}_i = 0.5\lambda_i F_{R_i}$ and $\dot{R}_{\Sigma ij} = \dot{R}_i + \dot{R}_j = \lambda_i F_{R\Sigma i}$ instead of the ranges and distance amounts.

The covariance range measurement inadvertency matrix in case of uniformly precise measurements and in case of $\sigma_R^2 = \sigma_{R\Sigma}^2 = \sigma_0^2$ and at $\sigma_{R\Sigma}^2 = 4\sigma_0^2$, $\sigma_{R\Sigma}^2 = 16\sigma_0^2$ according to (4) and (5) accordingly will take a form of

$$W_{RC1} = \frac{1}{65} \begin{vmatrix} 11 & -2 & -2 & -2 \\ -2 & 11 & -2 & -2 \\ -2 & -2 & 11 & -2 \\ -2 & -2 & -2 & 11 \end{vmatrix} \sigma_0^2, \quad W_{RC2} = \frac{1}{16} \begin{vmatrix} 7 & -1 & -1 & -1 \\ -1 & 7 & -1 & -1 \\ -1 & -1 & 7 & -1 \\ -1 & -1 & -1 & 7 \end{vmatrix} \sigma_0^2, \quad W_{RC3} = \frac{1}{35} \begin{vmatrix} 26 & -2 & -2 & -2 \\ -2 & 26 & -2 & -2 \\ -2 & -2 & 26 & -2 \\ -2 & -2 & -2 & 26 \end{vmatrix} \sigma_0^2 \quad (7)$$

In the aim of orthogonal coordinates recognition let us consider N non-linear equations which link the aircraft required coordinates,

$$R_{ik} = \sqrt{(X - x_i)^2 + (Y - y_i)^2 + (H - h_i)^2}, \quad (8)$$

where x_i, y_i, h_i are the RS location coordinates.

The orthogonal coordinates might be recognized by using either numerical methods or least squares

$$Z_R = (A_R^T A_R)^{-1} A_R^T z_R, \quad (9)$$

in this case

$$A_R = \begin{vmatrix} \Delta x_{21} & \Delta y_{21} & \Delta h_{21} \\ \Delta x_{31} & \Delta y_{31} & \Delta h_{31} \\ \Delta x_{41} & \Delta y_{41} & \Delta h_{41} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \Delta x_{N1} & \Delta y_{N1} & \Delta h_{N1} \end{vmatrix}, \quad z_R = 0.5 \begin{vmatrix} R_1^2 - R_2^2 - d_1^2 + d_2^2 \\ R_1^2 - R_3^2 - d_1^2 + d_3^2 \\ R_1^2 - R_4^2 - d_1^2 + d_4^2 \\ \vdots \\ R_1^2 - R_N^2 - d_1^2 + d_N^2 \end{vmatrix}, \quad (10)$$

where $\Delta x_{ij} = x_i - x_j, \Delta y_{ij} = y_i - y_j, \Delta h_{ij} = h_i - h_j$, a $d_i = \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + h_i^2}$ is the distance from the origin of coordinates to the i-position.

THE POSITIONING OF THE AIRCRAFT SPEED VECTOR PROJECTION ON THE CARTESIAN-COORDINATE SYSTEM AXIS

Let us perform a differentiation of (9) in time in the aim of aircraft speed vector amount recognition on the cartesian-coordinate system axis

$$\dot{Z}_R = \left[(A_R^T A_R)^{-1} (\dot{A}_R^T z_R + A^T \dot{z}_R) - (A_R^T A_R)^{-1} (\dot{A}_R^T A_R + A_R^T \dot{A}_R) (A_R^T A_R)^{-1} A_R^T z_R \right], \quad (11)$$

where

$$\dot{A}_R = \begin{vmatrix} \Delta \dot{x}_{N1} & \Delta \dot{y}_{N1} & \Delta \dot{h}_{N1} \\ \Delta \dot{x}_{N2} & \Delta \dot{y}_{N1} & \Delta \dot{h}_{N2} \\ \Delta \dot{x}_{N3} & \Delta \dot{y}_{N1} & \Delta \dot{h}_{N3} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \Delta \dot{x}_{N(N-1)} & \Delta \dot{y}_{N(N-1)} & \Delta \dot{h}_{N(N-1)} \end{vmatrix}, \quad \dot{z}_R = \begin{vmatrix} R_1 \dot{R}_1 - R_N \dot{R}_N - d_1 \dot{d}_1 + d_N \dot{d}_N \\ R_2 \dot{R}_2 - R_N \dot{R}_N - d_2 \dot{d}_2 + d_N \dot{d}_N \\ R_3 \dot{R}_3 - R_N \dot{R}_N - d_3 \dot{d}_3 + d_N \dot{d}_N \\ \vdots \\ R_{N-1} \dot{R}_{N-1} - R_N \dot{R}_N - d_{N-1} \dot{d}_{N-1} + d_N \dot{d}_N \end{vmatrix},$$

$\Delta\dot{x}_{ij} = \dot{x}_i - \dot{x}_j$, $\Delta\dot{y}_{ij} = \dot{y}_i - \dot{y}_j$, $\Delta\dot{h}_{ij} = \dot{h}_i - \dot{h}_j$ is the distance change speed between the positions by the relevant orthogonal coordinates \dot{x}_i , \dot{y}_i , \dot{h}_i are the RS location change speeds, $\dot{d}_i = \frac{(x_i\dot{x}_i + y_i\dot{y}_i + h_i\dot{h}_i)}{d_i}$ is the RS moving-off speed from the origin of coordinates.

In case of the stationary position, $\dot{x}_i = 0$, $\dot{y}_i = 0$, $\dot{h}_i = 0$, (11) will take a simpler form:

$$\dot{Z}_R = (A_R^T A_R^{-1}) A_R^T \dot{z}_R, \quad (12)$$

$$\dot{z}_R = \begin{pmatrix} R_1 \dot{R}_1 - R_N \dot{R}_N \\ R_2 \dot{R}_2 - R_N \dot{R}_N \\ R_3 \dot{R}_3 - R_N \dot{R}_N \\ \vdots \\ R_{N-1} \dot{R}_{N-1} - R_N \dot{R}_N \end{pmatrix}, \quad (13)$$

Based on (9), (10), (12), (13), the aircraft speed vector coordinate and projection recognition on the cartesian-coordinate system axis is possible in a single data proceeding cycle without considering the limits on the motion hypothesis of the object location. We might recognize the whole aircraft speed vector $V = \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{H}^2}$ basing on (12) and (13).

THE OBJECT POSITION AND ITS SPEED VECTOR ACCURACY ESTIMATION

Figures 1 and 2 demonstrate the results of calculating the potential aircraft location recognition accuracy in the fourposition RS. The distance from the origin of coordinates to every RS is $d = 25$. The resulting error of the aircraft spatial variable location recognition is expressed by the complete correlation matrix [24]

$$\sigma = \sqrt{\text{tr}[(D^T W^{-1} D)^{-1}]},$$

where tr is the matrix trace (the amount of the diagonal elements), and D is the matrix of the partial differential coefficient in the form of

$$D = \begin{pmatrix} \frac{\partial R_1}{\partial X} & \frac{\partial R_1}{\partial Y} & \frac{\partial R_1}{\partial H} \\ \frac{\partial R_2}{\partial X} & \frac{\partial R_2}{\partial Y} & \frac{\partial R_2}{\partial H} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial R_N}{\partial X} & \frac{\partial R_N}{\partial Y} & \frac{\partial R_N}{\partial H} \end{pmatrix}.$$

Range measurement quadratic mean errors were thought to be equal to $\sigma_0 = 50$ m. The numerical calculations were conducted while the aircraft moving in a circumferential direction relating to the origin of coordinates on the constant altitude and range R_0 . The amounts of location recognition quadratic mean errors (QME), derived for the different measurement accuracy, are denoted by some numbers in Figures 1 and 2: 1 - the range - measurement system in case of uniformly precise measurement without their cooperative proceeding; 2, 3, 4 - the cooperative measurement proceeding resp in case of $\sigma_R^2 = \sigma_0^2$ и $\sigma_{R\Sigma}^2 = 16\sigma_0^2$, $\sigma_R^2 = \sigma_0^2$ и $\sigma_{R\Sigma}^2 = 4\sigma_0^2$, $\sigma_R^2 = \sigma_0^2$ и $\sigma_{R\Sigma}^2 = \sigma_0^2$.

There are the results obtained from the aircraft position and the speed vector modeling for the considered MRS recognition in Figures 3 and 4. The primary data measurement inadvertencies are subordinated to the normal statistical law with the zero mean and are tied functionally to the ratio of signal -to- noise. The aircraft reference coordinates are chosen as $X = 0, Y = 1.5d, H = 0.2d$. While changing the aircraft path the fundamental measurement recognition QME reached the range of $\sigma_R = 5 \div 60$ m, $\sigma_{R\Sigma} = 5 \div 60$ m at the radial speed of $\sigma_{\dot{R}} = 2 \div 6$ m/s, the summarized range change speed of $\sigma_{\dot{R}\Sigma} = 2 \div 10$ m m/s.

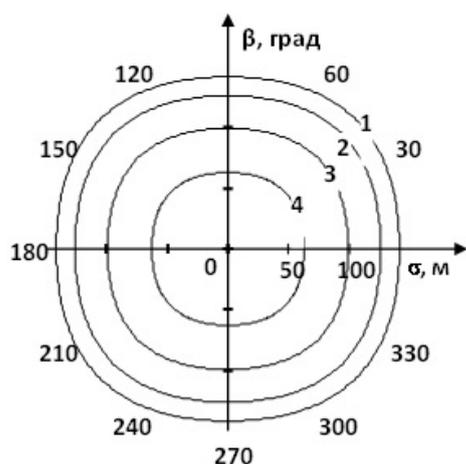


Fig. 1. The potential accuracy of determining the location of an air object at $R_0 = 4d$

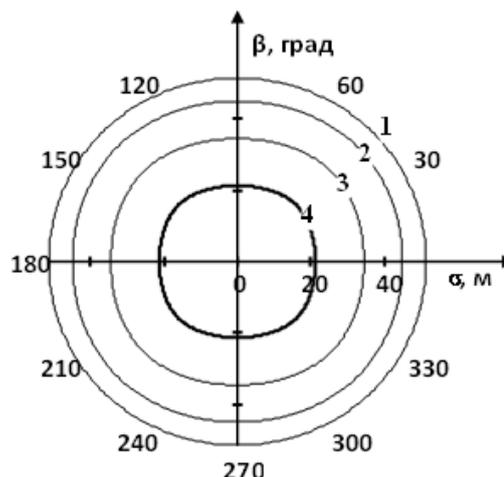


Fig. 2. The potential accuracy of determining the location of an air object at $R_0 = 0.5d$

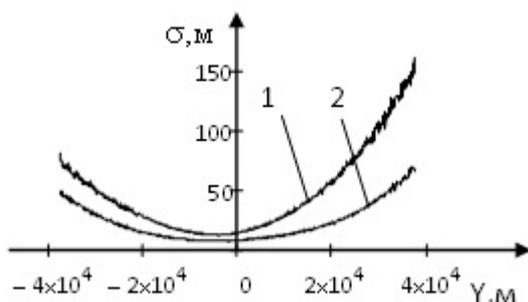


Fig. 3. The standard error of determining the location of an air object

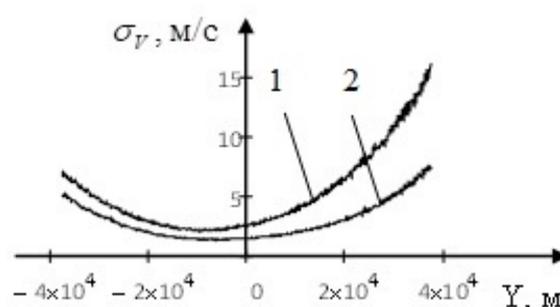


Fig. 4. The standard error of determining the projection of the velocity vector of an air object

That is what denoted by the numbers in Figure. 3:

- 1 – the aircraft position QME;
 - 2 – the aircraft position QME in case of cooperative measurement proceeding;
- and Figure 4:

- 1 – the aircraft speed vector QME;
- 2 – the aircraft speed vector QME in case of cooperative measurement proceeding.

CONCLUSION

The formulas for line-of-sight ranges and radial speeds of the items in case of the cooperative measurement proceeding in range-measurement doppler multilocational radar system are derived. The recognition of the object location orthogonal coordinates and its movement parameters is possible due to these formulas.

The principal feature of the data redundancy in MRS is that the considerable amount of time for data accumulation is not required, and the problem of increasing the accuracy is handled for the single measurement cycle.

The formulas for line-of-sight ranges are similar to the secondary radar data proceeding procedures. The only contrast is that the weight coefficient of the estimated parameters are brought up to date as soon as the data is available in case of QME, and depend on the number of positions and the measurements quantity in case of the cooperative data proceeding.

In the context of the considered instance the potential accuracy of the location recognition is 1.12 – 2.25 times for the small-based system and 2.3 – 4.1 for the large-based one. The benefit from the location estimation accuracy and the aircraft speed vector on the cartesian-coordinate system axis is 1.2 – 2.8 times in the context of the considered instance for the aircraft certain path.

REFERENCES

1. **Chernyak, V.S.** (1993). *Mnogopozitsionnaya radiolokatsiya* [Multiposition Radar]. Moscow: Radio i svyaz, 416 p. (in Russian)
2. **Chernyak, V.S., Zaslavskiy, L.P. and Osipov, L.V.** (1987). *Multiposition radar stations and systems*. Zarubezhnaya radioelektronika, no. 1, pp. 9–69. (in Russian)
3. **Zaytsev, D.V.** (2007). *Mnogopozitsionnyye radiolokatsionnyye sistemy. Metody i algoritmy obrabotki informatsii v usloviyakh pomekh* [Multiposition Radar Systems. Methods and Algorithms for Processing Information in the Interference Condition]. Moscow: Radiotekhnika, 114 p. (in Russian)
4. **Kirsanov, E.A. and Sirota, A.A.** (2012). *Obrabotka informatsii v prostranstvenno-raspredelennykh sistemakh radiomonitoringa: statisticheskiy i neyrosetevoy podkhody* [Information Processing in Spatially Distributed Radio Monitoring Systems: Statistical and Neural Network Approaches]. Moscow: FIZMATLIT, 344 p. (in Russian)
5. **Kondratev, V.S., Kotov, A.F. and Markov, L.N.** (1986). *Mnogopozitsionnyye radio-tekhnicheskiye sistemy* [Multiposition Radio Engineering Systems], in Tsvetnova V.V. (Ed.). Moscow: Radio i svyaz, 264 p. (in Russian)
6. **Kondrashov, V.I. and Kondrashov, Ya.V.** (2004). *Printsipy i struktury mobilnykh, lokalnykh, mnogopozitsionnykh navigatsionno-posadochnykh aviatsionnykh radiosistem nazemnogo bazirovaniya* [Principles and Structures of Mobile, Local, Multi-Position Navigation and Landing Aviation Ground-Based Radio Systems]. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 76, pp. 84–92. (in Russian)
7. **Zatuchnyy, D.A.** (2017). *Povysheniye tochnosti opredeleniya mestopolozheniya vozdukhnykh sudov na osnove ucheta oshibok 1 i 2 roda pri vybore nabora sputnikov* [Improving the accuracy of Determining the Location of Aircraft Based on Errors of the 1st and 2nd Kind when Choosing a Set of Satellites]. Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii, no. 1 (14), pp. 39–46. (in Russian)
8. **Zatuchnyy, D.A., Maslov, A.K. and Erich, M.Y.** (2019). *Choice of topology of location of surface backer-ups flights for improvement of exactness of exposure of navigation error*. Informatsiya i svyaz, no. 4, pp. 169–173. DOI: 10.34219/2078-8320-2019-10-4-169-173. (in Russian)
9. **Shestakov, I.N.** (2006). *Increase of accuracy of positioning of mobile objects with application of several reception devices GPS onboard of aircrafts*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 107, pp. 180–189. (in Russian)
10. **Ji, C., Shen, M., Liang, C., Wu, D. and Zhu, D.-Y.** (2017). *An efficient adaptive clutter compensation algorithm for bistatic airborne radar based on improved OMP application*. Progress in Electromagnetics Research M, vol. 59, pp. 203–212. DOI:10.2528/PIERM17060801
11. **Kilani, M.B., Gagnon, G. and Gagnon, F.** (2018). *Multistatic radar placement optimization for cooperative radar-communication systems*. IEEE Communications Letters, vol. 22, issue 8, pp. 1576–1579. DOI: 10.1109/LCOMM.2018.2837913

12. Xu, Z., He, D., Tang, Y. and Li, J. (2015). *A MLAT algorithm based on target pressure altitude*. IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA), pp. 1800–1804. DOI:10.1109/ICMA.2015.7237759
13. Webster, T. and Higgins, T. (2015). *Detection aided multistatic velocity back projection for passive radar*. IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP), pp. 5580–5584. DOI: 10.1109/ICASSP.2015.7179039
14. Webster, T., Higgins, T. and Mokole, E.L. (2016). *Passive multistatic radar experiment using WiMAX signals of opportunity. Part 2: Multistatic velocity backprojection*. Radar Sonar & Navigation IET, vol. 10, no. 2, pp. 248–255. DOI: 10.1049/iet-rsn.2015.0021
15. Tong, J., Gaoming, H., Wei, T. and Huafu, P. (2019). *Cramér–Rao lower bound analysis for stochastic model based target parameter estimation in multistatic passive radar with direct-path interference*. IEEE Access, vol. 7, pp. 106761–106772. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2926353
16. Wang, J., Qin, Z., Bi, Y., Wei, S. and Luo, F. (2019). *Target localisation in multistatic radar using br, tdoa, and aoa measurements*. The Journal of Engineering, vol. 2019, issue 19, pp. 6052–6056. DOI: 10.1049/joe.2019.0128
17. Merkulov, V.I. and Sadovskiy, P.A. (2018). *Estimation of distance and its derivatives in the bistatic passive radar location system*. SPIIRAS Proceedings, no. 1 (56), pp. 122–143. DOI: 10.15622/sp.56.6. (in Russian)
18. Verba, V.S., Merkulov, V.I. and Sadovskiy, P.A. (2015). *Multiband radars. Multitarget tracking challenges*. Radio Engineering, no. 5, pp. 37–51. Available at: https://www.radiovega.su/jour/article/view/44?locale=ru_RU (accessed 01.15.2020). DOI: 10.7463/rdopt.0515.0817948. (in Russian)
19. Kuzmin, S.Z. (1986). *Osnovy proyektirovaniya sistem tsifrovoy obrabotki radiolokatsionnoy informatsii* [Fundamentals of Designing Systems for Digital Processing of Radar Information]. Moscow: Radio i svyaz, 352 p. (in Russian)
20. Vasilev, K.K., Pavlygin, E.D. and Gutorov, A.S. (2016). *Building maneuvering targets trajectories on the basis of splines and kalman filters*. Automation of Control Processes, no. 1 (43), pp. 67–75. (in Russian)
21. Okhrimenko, A.E. (1990). *Osnovy obrabotki i peredachi informatsii* [Processing and Transmitting Information Basics]. Minsk: Voenizdat, 180 p. (in Russian)
22. Borisov, E.G., Mashkov, G.M. and Turnetsky, L.S. (2013). *Increase of accuracy of determination of coordinates of the purpose at realization of cooperative processing in the multiitem radar-tracking system*. Journal Radioengineering, no. 5, pp. 4–9. (in Russian)
23. Borisov, E., Mashkov, G. and Fokin, G. (2016). *Experimental validation of multipoint joint processing of range measurements via software-defined radio testbed*. 18th International Conference on Advanced Communication Technology (ICACT), Pyeongchang, pp. 268–273. DOI: 10.1109/ICACT.2016.7423356. (in Russian)
24. Shebshaevich, V.S., Dmitriev, P.P. and Ivantsevich, N.V. (1993). *Setevyye sputnikovyye radionavigatsionnyye sistemy* [Network Satellite Radio Navigation Systems], in Shebshayevicha V.S. (Ed.). 2nd ed., rev. and add. Moscow: Radio i svyaz, 408 p. (in Russian)
25. Shirman, Y.D. (1970). *Teoreticheskiye osnovy radiolokatsii: uchebnoye posobiye dlya VUZ* [Theoretical Basics of Radar: Tutorial for Universities]. Moscow: Sovetskoye radio, 560 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Evgeny G. Borisov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Chief Specialist in the Implementation of Investment and Scientific and Technical Projects, The Bonch-Bruевич Saint-Petersburg State University of Telecommunications, begspb1967@mail.ru.

СОВМЕСТНАЯ ОБРАБОТКА ИЗМЕРЕНИЙ В ДАЛЬНОМЕРНО-ДОПЛЕРОВСКОЙ МНОГОПОЗИЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Е.Г. Борисов¹

¹*Санкт-Петербургский государственный университет телекоммуникаций им. проф. М.А. Бонч-Бруевича, г. Санкт-Петербург, Россия*

В статье рассматривается вариант организации совместной обработки радиолокационной информации в многопозиционной дальномерно – доплеровской радиолокационной системе. Методом наименьших квадратов получены аналитические выражения для наклонных дальностей и радиальных скоростей целей при совместной обработке дальномерных измерений различных типов. Полученные выражения для наклонных дальностей имеют определённое сходство с процедурами вторичной обработки радиолокационной информации с той лишь разницей, что весовые коэффициенты при оцениваемых параметрах в случае проведения последовательных измерений обновляются по мере поступления данных, а в случае совместной обработки зависят от числа позиций и количества измерений. Показано, что совместная обработка измерений наклонной дальности, сумм расстояний, радиальной скорости и скорости изменения суммарной дальности позволяет повысить точность измерения местоположения воздушного объекта и проекций его вектора скорости на оси прямоугольной системы координат. Физическая основа повышения точности определения местоположения заключается в использовании избыточных измерений за счёт обработки суммарных дальностей. Рассматриваемый вариант обработки избыточных измерений в многопозиционной радиолокационной системе не требует времени для накопления данных, а задача повышения точности решается за один цикл проведения измерений. Проведены расчеты потенциальной точности определения местоположения воздушного объекта для различного значения среднеквадратических ошибок определения дальномерных параметров в многопозиционной радиолокационной системе при различных расстояниях между позициями. Для произвольной траектории воздушного объекта проведено имитационно статистическое моделирование, позволяющее получить значения среднеквадратических ошибок определения местоположения и вектора скорости воздушного объекта. Показан выигрыш в точности определения местоположения и вектора скорости воздушного объекта по сравнению с традиционными алгоритмами определения координат в дальномерных многопозиционных радиолокационных системах.

Ключевые слова: многопозиционная радиолокация, дальномерные, суммарно – дальномерные, радиальная скорость, местоположение, вектор скорости, среднеквадратическая ошибка.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Черняк В.С.** Многопозиционная радиолокация. М.: Радио и связь, 1993. 416 с.
2. **Черняк В.С., Заславский Л.П., Осипов Л.В.** Многопозиционные радиолокационные станции и системы // Зарубежная радиоэлектроника. 1987. № 1. С. 9–69.
3. **Зайцев Д.В.** Многопозиционные радиолокационные системы. Методы и алгоритмы обработки информации в условиях помех. М.: Радиотехника, 2007. 114 с.
4. **Кирсанов Э.А., Сирота А.А.** Обработка информации в пространственно-распределённых системах радиомониторинга: статистический и нейросетевой подходы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. 344 с.
5. **Кондратьев В.С., Котов А.Ф., Марков Л.Н.** Многопозиционные радиотехнические системы / Под ред. В.В. Цветнова. М.: Радио и связь, 1986. 264 с.

6. **Кондрашов В.И., Кондрашов Я.В.** Принципы и структуры мобильных, локальных, многопозиционных навигационно-посадочных авиационных радиосистем наземного базирования // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и радиотехника. 2004. № 76. С. 84–92.
7. **Затучный Д.А.** Повышение точности определения местоположения воздушных судов на основе учёта ошибок 1 и 2 рода при выборе набора спутников // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2017. № 1 (14). С. 39–46.
8. **Затучный Д.А., Маслов А.К., Эрич М.И.** Выбор топологии расположения наземных средств обеспечения полетов для улучшения точности выявления навигационной погрешности // Информатизация и связь. 2019. № 4. С. 169–173. DOI: 10.34219/2078-8320-2019-10-4-169-173
9. **Шестаков И.Н.** Повышение точности позиционирования подвижных объектов с применением нескольких приёмных устройств СРНС на борту ВС // Научный Вестник МГТУ ГА. 2006. № 107. С. 180–189.
10. **Ji C.** An efficient adaptive clutter compensation algorithm for bistatic airborne radar based on improved omp application / C. Ji, M. Shen, C. Liang, D. Wu, D.-Y. Zhu // Progress in Electromagnetics Research M. 2017. Vol. 59. Pp. 203–212. DOI:10.2528/PIERM17060801
11. **Kilani M.B., Gagnon G., Gagnon F.** Multistatic radar placement optimization for cooperative radar-communication systems // IEEE Communications Letters. 2018. Vol. 22, iss. 8. Pp. 1576–1579. DOI: 10.1109/LCOMM.2018.2837913
12. **Xu Z.** A MLAT algorithm based on target pressure altitude / Z. Xu, D. He, Y. Tang, J. Li // IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA). 2015. Pp. 1800–1804. DOI: 10.1109/ICMA.2015.7237759
13. **Webster T., Higgins T.** Detection aided multistatic velocity back projection for passive radar // IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP). 2015. Pp. 5580–5584. DOI: 10.1109/ICASSP.2015.7179039
14. **Webster T., Higgins T., Mokole E.L.** Passive multistatic radar experiment using WiMAX signals of opportunity. Part 2: Multistatic velocity backprojection // Radar Sonar & Navigation IET. 2016. Vol. 10, no. 2. Pp. 248–255. DOI: 10.1049/iet-rsn.2015.0021
15. **Tong J.** Cramér–Rao lower bound analysis for stochastic model based target parameter estimation in multistatic passive radar with direct-path interference / J. Tong, H. Gaoming, T. Wei, P. Huafu // IEEE Access. 2019. Vol. 7. Pp. 106761–106772. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2926353
16. **Wang J.** Target localisation in multistatic radar using BR, TDOA, and AOA measurements / J. Wang, Z. Qin, Y. Bi, S. Wei, F. Luo // The Journal of Engineering. 2019. Vol. 2019, iss. 19. Pp. 6052–6056. DOI: 10.1049/joe.2019.0128
17. **Меркулов В.И., Садовский П.А.** Оценивание дальности и ее производных в двухпозиционной пассивной радиолокационной системе // Труды СПИИРАН. 2018. № 1 (56). С. 122–143. DOI: 10.15622/sp.56.6
18. **Верба В.С., Меркулов В.И., Садовский П.А.** Многодиапазонные радиолокационные системы. Проблемы многоцелевого сопровождения [Электронный ресурс] // Радиостроение. 2015. № 5. С. 37–51. URL: https://www.radiovega.su/jour/article/view/44?locale=ru_RU (дата обращения: 15.01.2020). DOI: 10.7463/rdopt.0515.0817948
19. **Кузьмин С.З.** Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. М.: Радио и связь, 1986. 352 с.
20. **Васильев К.К., Павлыгин Э.Д., Гуторов А.С.** Построение траекторий маневрирующих целей на основе сплайнов и фильтра Калмана // Автоматизация процессов управления. 2016. № 1 (43). С. 67–75.
21. **Охрименко А.Е.** Основы обработки и передачи информации. Минск: Воениздат, 1990. 180 с.

22. Борисов Е.Г., Машков Г.М., Турнецкий Л.С. Повышение точности определения координат цели при реализации кооперативной обработки в многопозиционной радиолокационной системе // Радиотехника. 2013. № 5. С. 4–9.

23. Borisov E., Mashkov G., Fokin G. Experimental validation of multipoint joint processing of range measurements via software-defined radio testbed // 18th International Conference on Advanced Communication Technology (ICACT), Pyeongchang, 2016. Pp. 268–273. DOI: 10.1109/ICACT.2016.7423356

24. Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. В.С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Радио и связь, 1993. 408 с.

25. Ширман Я.Д. Теоретические основы радиолокации: учеб. пособие для вузов. М.: «Советское радио», 1970. 560 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Борисов Евгений Геннадьевич, доктор технических наук, доцент, главный специалист по реализации инвестиционных и научно-технических проектов Санкт-Петербургского государственного университета телекоммуникаций им. проф. М.А. Бонч-Бруевича, beg-spb1967@mail.ru.

Поступила в редакцию 06.02.2020
Принята в печать 19.03.2020

Received 06.02.2020
Accepted for publication 19.03.2020

УДК 658.71.08,519.87

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-20-32

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОФИЛЯ УЯЗВИМОСТЕЙ АВИАЦИОННОГО ПЕРСОНАЛА К СОЦИОИНЖЕНЕРНЫМ АТАКАМ

Ал.К. ВОЛКОВ¹, Ан.К. ВОЛКОВ¹, Л.И. ФРОЛОВА¹

¹Ульяновский институт гражданской авиации им. Главного маршала авиации Б.П. Бугаева,
г. Ульяновск, Россия

В условиях усиления информационной составляющей авиационной деятельности задача обеспечения авиационной кибербезопасности становится чрезвычайно актуальной. В настоящее время прорабатывается нормативно-правовая база, регламентирующая деятельность в данной области, как со стороны Международной организации гражданской авиации, так и на уровне Российской Федерации. В комплексе угроз авиационной кибербезопасности, к которому относятся умышленные атаки, ошибки сторонних компаний, системные ошибки, природные явления, важное место занимает человеческий фактор. В работе данное негативное явление рассмотрено с точки зрения уязвимости авиационного персонала к социоинженерным атакам. Подобный тип воздействий злоумышленников предполагает набор прикладных психологических и аналитических приемов, способствующих получению конфиденциальной информации или нарушению правил информационной безопасности легитимными сотрудниками компаний. Существующий подход к построению профиля уязвимостей пользователей к социоинженерным атакам предполагает проведение ряда психологических тестов, по результатам которых с использованием регрессионной модели прогнозируются уязвимости пользователя через его психологические особенности. В данной работе ставится несколько иная задача – восстановить профиль уязвимостей авиационного персонала по данным активности в социальной сети. Это связано с тем, что изучение профиля пользователя социальной сети позволит более оперативно решить задачу выбора наиболее уязвимого сотрудника к конкретному типу социоинженерной атаки и внедрять профилактические мероприятия. В работе проведены исследования на базе АО «Международный аэропорт Сургут». В качестве респондентов были выбраны 36 инспекторов по досмотру службы авиационной безопасности. Получены эмпирические данные, включающие анкеты профилей пользователя социальной сети и ряд психологических тестов. С использованием факторного анализа решена задача снижения размерности и выбора наиболее информативных показателей, характеризующих активность пользователя социальной сети. Разработана дискриминантная модель, позволяющая прогнозировать профиль уязвимостей персонала по данным социальной сети. Представлены возможные типы социоинженерных атак на авиационный персонал.

Ключевые слова: кибербезопасность, авиационная безопасность, социоинженерная атака, авиационный персонал, социальная сеть, уязвимость пользователя.

ВВЕДЕНИЕ

В современных условиях информационный ресурс становится важной составляющей экономического и технологического развития авиационной отрасли. Вместе с этим возрастают угрозы в области авиационной кибербезопасности, возможности реализации которых во многом способствует такой фактор, как увеличение масштаба с одновременным усложнением аппаратной и программной составляющей информационно-телекоммуникационных систем авиапредприятий. К тому же современные воздушные суда представляют собой очень сложные технические системы, которые во многом полагаются на информационно-вычислительные комплексы [1]. С учетом роста сложности программного обеспечения в бортовых системах управления воздушных судов (современная функция самолетовождения включает порядка 850 тыс. строк программного кода) информационная безопасность бортового оборудования не может быть полностью гарантирована. Проблема усложняется тем, что важной составляющей информационной архитектуры современных воздушных судов является информационная система предоставления услуг для пассажиров. По мере повышения производительности персональных компьютеров и гаджетов у злоумышленников появляются реальные возможности к реализации кибератак по беспроводным каналам передачи данных воздушных судов, обеспечивая им доступ к бортовой вычислительной сети. Ряд авиационных экспертов отмечает, довольно сложно

взломать все системы сразу, включая бортовые радиоприемники и бортовую систему адресации и передачи сообщений (Aircraft Communications Addressing and Reporting System, ACARS). Тем не менее, злоумышленник с глубокими знаниями о функционировании бортовой вычислительной системы воздушного судна может преднамеренно вызвать серьезные проблемы относительно ее нормальной работоспособности [2]. В 2013 году исследователь безопасности Хьюго Тесо (Hugo Teso) на конференции по кибербезопасности продемонстрировал, что он может манипулировать ACARS, используя свой смартфон на платформе Android [3], тем самым подтверждая уязвимость бортовых сетей передачи данных в комплексе бортового оборудования. В июле 2013 года в результате кибератаки были отключены системы паспортного контроля на терминалах отправления в аэропорту Стамбула, что привело к задержке многих рейсов. В июне 2019 года была зафиксирована кибератака на компанию ASCO Industries, являющейся крупным производителем авиационных деталей. В результате атаки была приостановлена деятельность нескольких заводов компании. Это лишь несколько примеров из множества других, отраженных в работах [4–6], но они оправдывают актуальность задачи обеспечения авиационной кибербезопасности критических информационных систем на воздушном транспорте.

По этой причине Международная организация гражданской авиации (ИКАО) важное внимание стала уделять вопросам нормативно-правового регулирования вопросов обеспечения авиационной кибербезопасности. По результатам 39-й Ассамблеи опубликован документ A39-WP/17 «Решение проблем кибербезопасности в гражданской авиации», затрагивающий вопросы противодействия киберугрозам на авиапредприятиях. На 40-й сессии Ассамблеи ИКАО была утверждена Стратегия в области авиационной кибербезопасности, представленная в документе A40-WP/28. Внесённые изменения в Приложение 17 к Конвенции о международной гражданской авиации закрепляют необходимость разработки каждым государством мер защиты критических важных систем информационных и связанных технологий¹. Меры по обеспечению авиационной кибербезопасности нашли нормативно-правовое закрепление в утвержденной Федеральной системе обеспечения авиационной безопасности (национальной программе авиационной безопасности)².

В комплексе угроз авиационной кибербезопасности, к которому относятся умышленные атаки, ошибки сторонних компаний, системные ошибки, природные явления, важное место занимает человеческий фактор. Изначально проблемы человеческого фактора в области кибербезопасности были связаны с недостаточной подготовленностью персонала по вопросам информационной безопасности и осведомленностью в области киберугроз. Однако в процессе развития технических и технологических возможностей средств виртуальной коммуникации данная проблема все больше связывается с деятельностью злоумышленников по применению методов социальной инженерии. Социальная инженерия (social engineering) – это практика получения конфиденциальной информации путем психологического воздействия на легальных пользователей³. Все большая вовлеченность авиационного персонала в виртуальную коммуникацию посредством социальных сетей является фактором, способствующим деятельности злоумышленников по установлению психологического профиля и уязвимостях конкретного сотрудника. Изучение профиля пользователя социальной сети позволит злоумышленникам выбрать наиболее уязвимого сотрудника к конкретному типу социоинженерной атаки. Для организации целевых атак на конкретного сотрудника злоумышленники используют фишинговые

¹ Приложение 17 к Конвенции о международной гражданской авиации. Безопасность. Защита международной гражданской авиации от актов незаконного вмешательства. 10-е издание. ИКАО. 2017. 64 с.

² Федеральная система обеспечения авиационной безопасности (национальная программа авиационной безопасности): одобрено Межведомственной комиссией по авиационной безопасности, безопасности полетов гражданской авиации и упрощению формальностей. 2019. 110 с.

³ ГОСТ Р МЭК 62443–2–1–2015. Сети коммуникационные промышленные. Защищенность (кибербезопасность) сети и системы. Часть 2 – 1. Составление программы обеспечения защищенности (кибербезопасности) системы управления и промышленной автоматизации. М.: Стандартинформ, 2015. 158 с.

сайты, фишинговые рассылки, подделывают веб-сайты и затем с помощью электронных писем доставляют на компьютер жертв вредоносное программное обеспечение, зная психологические особенности личности, убеждают перейти по ссылке на фишинговый ресурс или сообщить свои учетные данные различных онлайн-сервисов и электронной почты. Эксплуатация злоумышленниками человеческого фактора может привести к таким последствиям, как кража персональных данных пассажиров, разглашение конфиденциальной информации, сбой в работе паспортного контроля и другой критической инфраструктуры.

Таким образом, уязвимость авиационного персонала к социоинженерным атакам является важной составляющей человеческого фактора в области авиационной кибербезопасности и требует своего научного изучения.

ОБЗОР РЕЛЕВАНТНЫХ РАБОТ

В настоящее время достигнут ряд значительных успехов в исследовании профилей уязвимости пользователей к социоинженерным атакам. Первоначально профиль уязвимости пользователей строился на результатах анкетирования, т. е. по ответам на блок специально разработанных вопросов, характеризующих особенности процесса использования и распространения респондентами идентификационных данных [7, 8, 9]. Впоследствии дополнительно была проведена группа психологических исследований, включая такие тесты, как многофакторный личностный опросник (Р. Кеттелл); потребность в поиске новых ощущений (М. Цукерман); склонность к риску (Г. Шуберт); индекс жизненного стиля – психологическая защита (Л. И. Вассерман) и др. В результате была установлена зависимость между профилем уязвимостей пользователя, основанном на проведенном анкетировании, и психологическими особенностями личности, позволяющая автоматизировать процесс построения профиля психологически обусловленных уязвимостей пользователей. В основе процесса построения профиля лежит регрессионная модель, которая и позволяет прогнозировать уязвимости пользователя через его психологические особенности. Выявленное пространство уязвимостей пользователя включает в себя такие факторы, как информационная неосмотрительность; слабый пароль; техническая халатность и установка на получение личной выгоды; техническая неопытность; техническая безграмотность [10]. По результатам исследований разработан комплекс программ для анализа защищенности пользователей информационных систем от социоинженерных атак [11].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Как видно из проведенного анализа для построения профиля уязвимостей необходимо провести целый ряд психологических тестов, что в условиях реального функционирования авиапредприятия крайне затруднительно ввиду больших временных и ресурсных затрат. Возникает потребность в разработке более гибкой и оперативной методики, позволяющей оперативно проводить диагностику профилей уязвимости авиационного персонала, основываясь на открытых источниках, в частности на данных из социальных сетей. Как следствие необходимо провести исследование, направленное на поиск взаимосвязи между профилем пользователя социальной сети авиационного персонала и психологическими особенностями их личности.

Исследование проводилось в 2019 году на базе АО «Международный аэропорт Сургут». В качестве респондентов были выбраны 36 инспекторов по досмотру. Этот выбор обусловлен тем, что данная категория авиационного персонала непосредственно работает с информацией по вопросам авиационной безопасности, являющейся строго конфиденциальной с грифом «Для служебного пользования», а в некоторых случаях имеющей и более высокий гриф секретности. Возраст респондентов составил от 21 до 51 года, включая лиц женского пола 60 % и мужского пола 40 %. Средний стаж работы сотрудников составил 3,5 года.

Ввиду того, что все респонденты являются пользователями социальной сети ВКонтакте, данная сеть была выбрана как основная. Была разработана анкета профиля пользователя социальной сети, включающая 20 вопросов и направленная на оценку степени интенсивности виртуальной коммуникации.

Респонденты прошли следующие психологические тестирования [12]:

– тип темперамента (Г. Айзенки и С. Айзенки);

– анкета-опросник «Ценностные ориентации» (М. Рокич). Опросник предполагает оценку терминальных и инструментальных ценностей, которые измеряются в рангах от 1 до 18. Чем меньше выставленный ранг, тем более значимой является та или иная ценность.

Важным механизмом обеспечения авиационной кибербезопасности с точки зрения организационной составляющей является создание и поддержание высокого уровня организационной лояльности авиационного персонала. Это связано с тем, что высокий уровень лояльности персонала является фактором, способствующим уменьшению успеха реализации социоинженерных атак злоумышленников. Преданные сотрудники разделяют ценности и цели авиапредприятия, не разглашают коммерческих секретов и сведений для служебного пользования. В связи с этим было проведено тестирование с использованием анкеты-опросника «Шкала организационной лояльности» («Organizational commitment scale»), предложенной Дж. Мейером и Н. Алленом [13]. Анкета позволяет описать трехкомпонентную модель лояльности. Первый компонент характеризует аффективную привязанность (affective commitment scale, ACS), которая описывает степень эмоциональной привязанности персонала к организации. Вторым компонентом характеризует продолженную лояльность (continuous commitment scale, CCS), которая отражает степень осознания работником того, как затраты, ассоциирующиеся с уходом из организации, связывают его с организацией. Третьим компонентом характеризует нормативную лояльность (normative commitment scale, NCS), которая описывает степень ощущения работником обязательств перед организацией.

Для обработки полученного эмпирического материала использовался программный пакет STATISTICA. Были задействованы следующие методы математической статистики: корреляционный, факторный и дискриминантный анализы.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ВЫЯВЛЕНИЮ ПРОФИЛЯ УЯЗВИМОСТЕЙ АВИАЦИОННОГО ПЕРСОНАЛА

На первом этапе обработки данных был проведен корреляционный анализ для выявления наиболее независимых показателей, характеризующих активность авиационного персонала в социальной сети ВКонтакте. Фрагмент матрицы корреляций представлен в табл. 1 (использовался критерий Пирсона при уровне значимости $p < 0,01$).

Таблица 1
Table 1

Фрагмент матрицы корреляций исходных данных
Fragment of the correlation matrix of the source data

Показатели	П ₅	П ₆	П ₈	П ₉	П ₁₀	П ₁₁	П ₁₂	П ₁₃	П ₁₆	П ₁₉
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
П ₅	1	-0,012	0,926	0,030	0,100	0,059	0,040	0,061	0,952	-0,093
П ₆	-0,012	1	-0,084	0,871	0,057	-0,031	0,346	-0,028	-0,028	-0,072
П ₈	0,926	-0,084	1	0,058	0,193	0,146	0,148	0,196	0,939	-0,140
П ₉	0,030	-0,871	0,058	1	0,422	0,375	0,694	0,412	0,051	-0,066
П ₁₀	0,100	0,057	0,193	0,422	1	0,844	0,864	0,921	0,114	-0,680

Продолжение таблицы 1
Continuance of Table 1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
П₁₁	0,059	-0,031	0,146	0,375	0,844	1	0,798	0,877	0,052	0,054
П ₁₂	0,040	0,346	0,148	0,694	0,864	0,798	1	0,919	0,068	-0,064
П₁₃	0,061	-0,002	0,196	0,412	0,921	0,877	0,919	1	0,085	-0,002
П₁₆	0,952	-0,028	0,939	0,051	0,114	0,052	0,068	0,085	1	-0,143
П ₁₉	-0,093	-0,072	-0,140	-0,066	-0,680	0,054	-0,064	-0,002	-0,143	1

В результате анализа были исключены 6 показателей: П₅, П₉, П₁₀, П₁₁, П₁₃, П₁₆.

Следующим этапом обработки данных было проведение факторного анализа по оставшимся 14 показателям в целях выявления наиболее значимых параметров. Согласно критерию Кайзера были оставлены 5 факторов, собственные значения которых превысили 1. Матрица факторных нагрузок (использовался метод варимакс) представлена в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Матрица факторных нагрузок
Factor load matrix

Переменные	Фактор 1	Фактор 2	Фактор 3	Фактор 4	Фактор 5
П ₁	-0,178	-0,052	-0,299	0,109	-0,160
П ₂	0,679	-0,023	0,486	0,033	-0,022
П ₃	0,804	0,112	-0,202	0,037	0,261
П ₄	0,878	-0,036	0,080	0,084	-0,107
П ₆	-0,015	0,870	0,156	0,048	-0,056
П ₇	-0,001	0,879	-0,096	-0,040	0,209
П ₈	0,882	-0,061	0,092	0,007	-0,028
П ₁₂	0,038	0,267	0,869	0,015	-0,035
П ₁₄	-0,024	0,582	0,054	-0,086	0,586
П ₁₅	0,077	0,115	-0,004	0,127	0,830
П ₁₇	0,055	-0,154	0,905	0,075	0,056
П ₁₈	-0,077	0,053	0,042	-0,141	0,653
П ₁₉	-0,113	-0,036	-0,051	-0,867	0,145
П ₂₀	0,005	0,060	-0,051	-0,819	-0,211

Согласно табл. 2 представим описание факторов (профилей уязвимости). Каждый фактор определяется суммой характеризующих его переменных с учетом определенного веса и знака.

1. В первый фактор вошли такие показатели, как П₃ «Количество друзей», П₄ «Количество неактивных аккаунтов друзей», П₈ «Количество еженедельно добавляемых новых рекомендуемых друзей». Соответственно данный фактор характеризует потребность в социальных отношениях и общении.

2. Второй фактор включает показатели П₆ «Количество еженедельно добавляемых новых групп» и П₇ «Количество подписок на группы». Данный фактор можно охарактеризовать как поиск социальной поддержки.

3. Третий фактор включает показатели П₁₂ «Количество оставленных отзывов комментариев на записи пользователя» и П₁₇ «Общее количество фотографий на «стене» страницы пользователя». Фактор характеризует феномен социальной желательности.

4. Четвертый фактор включает показатели Π_{19} «Общее количество аудиозаписей» и Π_{20} «Общее количество видеозаписей». Фактор отражает поиск новой информации аудио- и видеоформата.

5. Пятый фактор включает показатель Π_{15} «Общее количество личных фотографий». Фактор характеризует демонстративное поведение, направленное на привлечение внимания виртуальной аудитории.

Психологические особенности личности авиационного персонала, обусловленные спецификой активности в социальной сети

Для определения устойчивых групп пользователей был проведен кластерный анализ по наиболее значимым показателям в каждом факторе: Π_7 , Π_8 , Π_{15} , Π_{17} , Π_{19} . В качестве правила объединения использовался метод Варда, а в качестве меры близости – манхэттенское расстояние. Дендрограмма кластеров представлена на рис. 1.

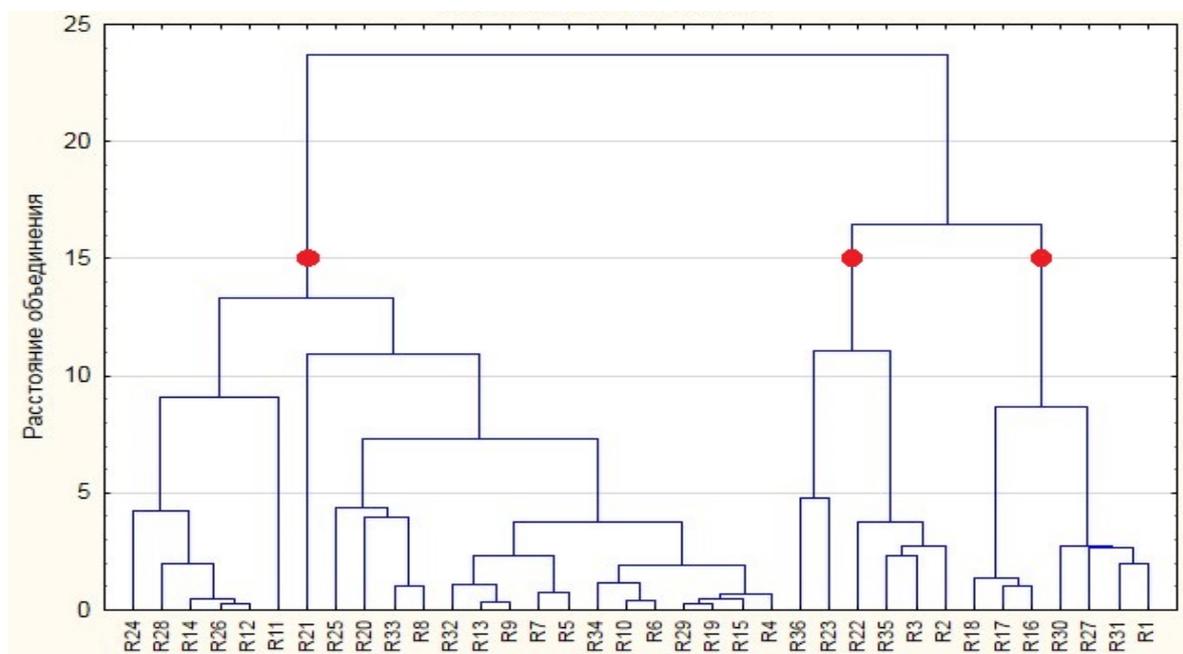


Рис. 1. Дендрограмма наблюдений для исследуемой группы респондентов
Fig. 1. Dendrogram of observations for the group of respondents under study

В данном случае было предложено рассматривать три кластера респондентов. Представим описание каждого кластера.

Кластер 1 – пользователи социальной сети, для которых использование интернет коммуникации направлено прежде всего на поиск социальной поддержки, что связано с большим количеством подписок на различные группы. Большое количество личных фотографий характеризует демонстративное поведение, направленное на привлечение внимания виртуальной аудитории. При этом они имеют наименьшее количество аудио- и видеозаписей и фотографий на «стене» страницы.

Кластер 2 – пользователи социальной сети, которые имеют самое большое количество виртуальных контактов и предпочитают интернет-общение. Предпочитают больше выкладывать фотографий на «стене», которые понравятся другим пользователям, чем публиковать информацию о себе. Это говорит о потребности в социальной желательности со стороны других

пользователей, которая заключается в стремлении представить себя в наилучшем свете, избирательному выбору размещаемой информации.

Кластер 3 – для пользователей социальной сети главной целью нахождения в виртуальном мире является поиск новой аудио- и видеoinформации. Имеют наибольшее количество аудио- и видеозаписей. Используют группы и сообщества, прежде всего, для поиска новой информации.

На основе проведенного анализа, определив основные характеристики активности авиационного персонала в социальной сети, представим описание психологических особенностей личности респондентов в найденных кластерах.

Анализ результатов, полученных с помощью методики «Тип темперамента» Г. Айзенки и С. Айзенки, показал, что в первом кластере преобладают типы: сангвиники (35 %) и холерики (35 %), в меньшем количестве присутствуют флегматики (22 %) и меланхолики (8 %). Основу второго кластера составляют сангвиники (50 %) и флегматики (33 %). В составе третьего кластера доминируют флегматики (57 %), а оставшуюся часть составляют холерики (43 %).

По результатам анализа согласно методике М. Рокича «Ценностные ориентации» общая структура жизненных ценностей в первой и второй группе имеет схожий характер. Доминирующими терминальными ценностями респондентов в первом кластере являются активная деятельная жизнь (ср. = 3,9), счастливая семейная жизнь (ср. = 5,4) и любовь (ср. = 5,5). Во втором кластере активная деятельная жизнь (ср. = 3), наличие хороших и верных друзей (ср. = 3,5) и интересная работа (ср. = 4,5). Преобладающими инструментальными ценностями в обеих группах являются жизнерадостность (ср. = 5,7 для кластера 1 и ср. = 6 для кластера 2), воспитанность (ср. = 5,8 для кластера 1 и ср. = 6,4 для кластера 2). Структура ценностей третьей группы во многом отличается от рассмотренных первых двух. Доминирующими терминальными ценностями являются здоровье (ср. = 4,1), уверенность в себе (ср. = 5,4) и жизненная мудрость (ср. = 5,8). В качестве главных инструментальных ценностей можно выделить ответственность (ср. = 5), честность (ср. = 5,6) и аккуратность (ср. = 5,6).

Результаты, полученные с помощью анкеты-опросника «Шкала организационной лояльности» Дж. Мейера и Н. Аллена, позволили сделать вывод, что общая структура организационной лояльности в рассматриваемых группах имеет идентичный характер. Наибольшее значение имеет показатель аффективной приверженности, который для первой группы составил $ACS_1 = 4,3$, для второй группы $ACS_2 = 4,4$ и для третьей $ACS_3 = 4,5$. Высокая аффективная (эмоциональная) приверженность означает, что авиапредприятие для всего рассматриваемого авиационного персонала имеет большое значение, они переживают свою принадлежность к организации как принадлежность к семье и желают в дальнейшем принадлежать к ней (отношение характеризуется как «Я люблю...»). Значение продолженной приверженности в первой и во второй группе имеет одинаковую величину и составляет $CCS_{1,2} = 3,4$. При этом в третьей группе респондентов продолженная приверженность имеет более выраженный характер и близка по значению к аффективной ($CCS_3 = 4,3$). Данный факт характеризует то, что воспринимаемые сотрудником издержки и потери, связанные с уходом с авиапредприятия, будут высокими, поэтому такие люди остаются с организацией. Наименьшее значение в структуре организационной лояльности имеет компонента нормативной приверженности, которая для рассматриваемых групп составляет $NCS_1 = 3,4$, $NCS_{2,3} = 3,1$.

Дискриминантная модель прогнозирования профиля уязвимостей авиационного персонала на основе данных социальной сети

Следующим этапом разрабатываемой диагностической методики является разработка обучаемой модели, в качестве которой будет использована дискриминантная модель. В качестве группирующей переменной в дискриминантном анализе выбраны значения трех полученных кластеров респондентов. В качестве независимых переменных использовались показатели активности пользователя в социальной сети: Π_7 , Π_8 , Π_{15} , Π_{17} , Π_{19} . Показателем качества дискриминации является значение статистики лямбда Уилкса, которая измеряется в диапазоне от 0 до 1 ($\lambda_w = [0; 1]$). Чем меньше значение лямбды Уилкса, тем лучше качество дискриминации. В данном случае значение $\lambda_w = 0,046$, что говорит о достаточно хорошем качестве дискриминации. F-критерий равен 21,007 на уровне значимости меньше 0,05. Согласно классификационной матрице процент правильной дискриминации составляет 100 %, т.е. данная разрабатываемая дискриминантная модель может быть использована в качестве обучающей.

Дискриминантная модель представляется в виде системы линейных классификационных уравнений согласно формуле (1)

$$\begin{cases} f_1 = 2,521 \cdot \Pi_7 - 0,127 \cdot \Pi_8 + 2,500 \cdot \Pi_{15} - 1,544 \cdot \Pi_{17} + 9,378 \cdot \Pi_{19} - 9,773, \\ f_2 = 4,146 \cdot \Pi_7 - 0,532 \cdot \Pi_8 + 4,423 \cdot \Pi_{15} - 1,560 \cdot \Pi_{17} + 1,058 \cdot \Pi_{19} - 8,708, \\ f_3 = -1,778 \cdot \Pi_7 + 0,159 \cdot \Pi_8 - 1,833 \cdot \Pi_{15} + 0,876 \cdot \Pi_{17} - 3,492 \cdot \Pi_{19} - 2,030. \end{cases} \quad (1)$$

В табл. 3 представлены результаты анализа характеристик независимых переменных модели. Дополнительный анализ позволит выявить наиболее информативные переменные, тем самым повысив качество дискриминантного анализа.

Таблица 3
Table 3

Характеристики переменных, включенных в модель
Characteristics of variables included in the model

Переменная	Лямбда Уилкса	Частная Лямбда	F-исключить	p-уровень	Толерантность	R^2 (1-Толер.)
Π_7	0,094	0,493	14,888	0,000036	0,814	0,186
Π_8	0,047	0,984	0,221	0,802663	0,981	0,019
Π_{15}	0,101	0,463	16,798	0,000014	0,724	0,276
Π_{17}	0,057	0,819	3,201	0,055419	0,849	0,151
Π_{19}	0,260	0,179	66,161	0,000000	0,810	0,189

На основе анализа характеристик (табл. 3) был сделан вывод, что переменные Π_7 , Π_{15} , Π_{19} дают наибольший вклад в общую дискриминацию. Данный вывод сделан исходя из следующих рекомендаций: 1) чем больше значение лямбды Уилкса, тем желательнее присутствие переменной в процедуре дискриминации; 2) чем меньше значение частной лямбды, тем больше вклад переменной в общую дискриминацию; 3) чем меньше толерантность, тем желательней переменная в модели. При этом характеристика F-исключить описывает значения F-критерия, связанные с соответствующей частной лямбдой Уилкса. Значение p-уровень отражает уровни значимости F-критериев.

Определение принадлежности нового респондента к выявленным трем классификационным группам определяется по максимальному значению функции дискриминации. Полученная дискриминантная модель (1) позволит в дальнейшем автоматизировать процесс диагностики профиля уязвимостей авиационного персонала.

Анализ возможных социоинженерных атак злоумышленников

На основе факторного анализа были выявлены переменные, характеризующие особенности активности пользователей социальной сети и связанные с потенциальными уязвимостями к социоинженерным атакам. Было предложено рассматривать их следующим образом: 1) потребность в социальных отношениях и общении; 2) поиск социальной поддержки; 3) феномен социальной желательности; 4) поиск новой информации аудио- и видеоформата; 5) демонстративное поведение. В свою очередь, на основе кластерного анализа были выявлены три профиля пользователей социальной сети, в которых доминирует определенная переменная.

Различные варианты атакующих социоинженерных воздействий и реакции пользователя сети на них зависят от конкретной группы персонала и выраженности той или иной уязвимости, связанной с психологическими особенностями личности.

К примеру, для пользователей из первой группы, ориентированных на демонстративное поведение, нарушитель предпримет действия, способствующие усилению нарциссических качеств личности, чтобы затем использовать это в своих целях. В случае ориентации на различные сетевые группы нарушитель может создать определенную группу, добавить интересующего пользователя и под видом голосования, опроса или форума узнать интересующую информацию.

В силу того, что пользователи во второй группе являются активными участниками виртуального общения и достаточно легко приобретают новые социальные связи, злоумышленник может познакомиться с ними в виртуальной среде и тем или иным способом, используя свое обаяние или другие качества, попытаться выяснить интересующие его сведения.

Относительно третьей группы пользователей можно сказать, что это потенциально наименее уязвимая группа пользователей к социоинженерным атакам на основе социальных сетей.

В табл. 4 представлены некоторые примеры возможных воздействий нарушителей на выделенные группы персонала.

Таблица 4
Table 4

Примеры социоинженерных атак
Examples of social engineering attacks

Группа пользователей	Атакующее воздействие
1 группа	Предложение войти в какую-то привлекательную для пользователя группу Предложение помощи в решении различных проблем в пределах какой-то сетевой группы
2 группа	Виртуальное знакомство с пользователем в социальной сети Отправка письма якобы от друга с «полезным» для пользователя приложением, с установкой которого также внедряется программа-шпион
3 группа	Попытка взломать аккаунт пользователя Попытка подкупа пользователя

С практической точки зрения, полученные результаты могут стать инструментом для выстраивания более эффективной политики правильного выбора средств по профилактике социоинженерных атак злоумышленников на авиационный персонал авиапредприятий.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании проведенного анализа был сделан вывод, что важной составляющей человеческого фактора в области авиационной кибербезопасности является уязвимость авиационного персонала к социоинженерным атакам. Развитие социальных сетей привело к рассмотрению их как важного элемента социоинженерных атак на персонал авиапредприятий.

В статье приводятся результаты исследования, посвященного изучению взаимосвязей между профилем пользователя социальной сети (особенностями активности авиационного персонала в социальной сети) с их психологическими особенностями личности. На основе факторного и кластерного анализа выявлены профили пользователей социальной сети, которые связаны с уязвимостями к социоинженерным атакам. Разработана дискриминантная модель, позволяющая прогнозировать профиль уязвимостей персонала по данным социальной сети. Представлены примеры социоинженерных атак на авиационный персонал.

В дальнейшем планируется увеличить выборку испытуемых и провести более масштабные исследования для уточнения полученных результатов и поиска других, возможно более глубоких, связей между профилем личности в социальной сети и психологическими особенностями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Кузнецов С.В.** Бортовые гетерогенные информационно-вычислительные сети перспективных воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 16–27. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-16-27
2. **Paganini P.** Cyberthreats against the aviation industry [Электронный ресурс]. Infosec. URL: <http://resources.infosecinstitute.com/cyber-threats-aviation-industry/> (дата обращения 25.01.2020).
3. **Greenberg A.** Researcher says he's found hackable flaws in airplanes' navigation systems. [Электронный ресурс] // Forbes. 10 April, 2013. URL: <http://www.forbes.com/sites/andygreenberg/2013/04/10/researcher-says-hes-found-hackable-flaws-in-airplanes-navigation-systems/#67f5622123b7> (дата обращения 25.01.2020).
4. **Демин Д.С.** Обзор основных киберугроз ключевых субъектов инфраструктуры гражданской авиации / Д.С. Демин, О.Ф. Машошин, А.В. Никитин, В.В. Соломенцев, Ю.М. Колитиевский, И.В. Никитин // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 22 (333). С. 130–143.
5. **Demin D.** Aspects of cyber-security in civil aviation / D. Demin, V. Shapkin, S. Musin, A. Nikitin, A. Pleshakov, V. Solomentsev // International Journal of Civil Engineering and Technology (IJCIET). 2018. Vol. 9, iss. 9. Pp. 182–189.
6. **Быкова В.В.** Проблемы уязвимости информационных систем предприятий авиационной отрасли: анализ и классификация ошибок / В.В. Быкова, Г.Е. Глухов, А.Н. Шарыпов, П.Е. Черников, С.В. Коваль, А.Ю. Коньков // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 27. С. 56–65.
7. **Азаров А.А.** Социоинженерные атаки: проблемы анализа / А.А. Азаров, Т.В. Тулупьева, А.В. Суворова, А.Л. Тулупьев, М.В. Абрамов, Р.М. Юсупов / Под. общ. ред. Р.М. Юсупова. СПб.: Наука, 2016. 349 с.
8. **Тулупьева Т.В.** Социально-психологические факторы, влияющие на степень уязвимости пользователей автоматизированных информационных систем с точки зрения социоинже-

нерных атак / Т.В. Тулупьева, А.Л. Тулупьев, А.Е. Пащенко, А.А. Азаров, М.В. Степашкина // Труды СПИИРАН. 2010. № 1 (12). С. 200–214.

9. **Абрамов М.В.** Модель профиля компетенций злоумышленника в задаче анализа защищенности персонала информационных систем от социоинженерных атак / М.В. Абрамов, А.А. Азаров, Т.В. Тулупьева, А.Л. Тулупьев // Информационно-управляющие системы. 2016. № 4 (83). С. 77–84. DOI: 10.15217/issn1684-8853.2016.4.77

10. **Азаров А.А.** Анализ защищенности групп пользователей информационных системы от социоинженерных атак: принцип и программная реализация / А.А. Азаров, М.В. Абрамов, Т.В. Тулупьева, А.Л. Тулупьев // Компьютерные инструменты в образовании. 2015. № 4. С. 52–60.

11. **Тулупьев А.Л., Пащенко А.Е., Азаров А.А.** Информационная модель пользователя, находящегося под угрозой социоинженерной атаки // Труды СПИИРАН. 2010. № 2 (13). С. 143–155.

12. Практическая психодиагностика: Методики и тесты / Под ред. Д.Я. Райгородского. Самара: БАХРАХ-М, 2002. 667 с.

13. **Meyer J.P., Allen N.J.** A three-component conceptualization of organizational commitment // Human Resource Management Review. 1991. Vol. 1, iss. 1. Pp. 61–89. DOI: 10.1016/1053-4822(91)90011-Z

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Волков Александр Константинович, кандидат технических наук, доцент Ульяновского института гражданской авиации им. Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, oabuvauga@mail.ru.

Волков Андрей Константинович, старший преподаватель Ульяновского института гражданской авиации им. Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, oabuvauga@mail.ru.

Фролова Лидия Ивановна, аспирант кафедры летной эксплуатации и безопасности полетов, заместитель начальника отдела дистанционных образовательных технологий Ульяновского института гражданской авиации им. Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, frolova.i.lidiya@gmail.com.

RESEARCH OF THE AVIATION PERSONNEL VULNERABILITY PROFILE TO SOCIAL ENGINEERING ATTACKS

Alexander K. Volkov¹, Andrei K. Volkov¹, Lidia I. Frolova¹

¹*Ulyanovsk Institute of Civil Aviation named after Air Chief Marshal B.P. Bugaev, Ulyanovsk, Russia*

ABSTRACT

In conditions of strengthening the informational component of aviation activity, the task of ensuring aviation cybersecurity becomes extremely urgent. Currently, a regulatory framework is being developed that regulates activities in this area, both on the part of the International Civil Aviation Organization and at the Russian Federation level. In the complex of aviation cybersecurity threats, which include deliberate attacks, errors of third-party companies, system errors, natural phenomena, the human factor occupies an important place. In this work, this negative phenomenon is considered from the point of view of the aviation personnel vulnerability to social engineering attacks. Such type of attack by an attacker involves a set of applied psychological and analytical techniques that facilitate the receipt of confidential information or the violation of information security rules by legitimate company employees. The existing approach to building a profile of user vulnerabilities to social engineering attacks involves a series of psychological tests, the results of which are used to predict the user vulnerability through its psychological characteristics. In this work a slightly

different task is posed, the main idea is to restore the vulnerability profile of aviation personnel from activity data in a social network. This is due to the fact that studying the user profile of a social network will more quickly solve the problem of choosing the most vulnerable employee for a particular type of social engineering attack and introduce preventive measures. The research was conducted on the basis of JSC «Surgut International Airport». 36 aviation security inspectors were selected as the respondents. Empirical data have been obtained including profiles of social network user profiles and a number of psychological tests. Using factor analysis the problem of reducing dimensionality and choosing the most informative indicators characterizing the activity of a social network user has been solved. A discriminant model that allows predicting the vulnerability profile of personnel according to the social network has been developed. Possible types of social engineering attacks on aviation personnel are presented.

Key words: cybersecurity, aviation security, social engineering attack, aviation personnel, social network, user vulnerability.

REFERENCES

1. **Kuznetsov, S.V.** (2019). *On-board heterogeneous information computer networks of perspective aircraft*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, pp. 16–27. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-16-27. (in Russian)
2. **Paganini, P.** (2014). *Cyberthreats against the aviation industry*. Infosec. Available at: <http://resources.infosecinstitute.com/cyber-threats-aviation-industry/> (accessed 25.01.2020).
3. **Greenberg, A.** (2013). *Researcher says he's found hackable flaws in airplanes' navigation systems*. Forbes, 10 April. Available at: <http://www.forbes.com/sites/andygreenberg/2013/04/10/researcher-says-hes-found-hackable-flaws-in-airplanes-navigation-systems/#67f5622123b7> (accessed 25.01.2020).
4. **Demin, D.S., Mashoshin, O.F., Nikitin, A.V., Solomentsev, V.V., Kolitiyevskiy, Yu.M. and Nikitin, I.V.** (2018). *Overview of the main threats key stakeholders of civil aviation infrastructure*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation, GosNII GA, no. 22 (333), pp. 130–142. (in Russian)
5. **Demin, D., Shapkin, V., Musin, S., Nikitin, A., Pleshakov, A. and Solomentsev, V.** (2018). *Aspects of cyber-security in civil aviation*. International Journal of Civil Engineering and Technology (IJCIET), vol. 9, issue 9, pp. 182–189. (in Russian)
6. **Bykova, V.V., Glukhov, G.Ye., Sharypov, A.N., Chernikov, P.Ye., Koval, S.V. and Konkov, A.Yu.** (2019). *Problems of vulnerability of information systems of aviation industry enterprises: analysis and classification of errors*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation, GosNII GA, no. 27, pp. 56–65. (in Russian)
7. **Azarov, A.A., Tulupeva, T.V., Suvorova, A.V., Tulupev, A.L., Abramov, M.V. and Yusupov, R.M.** (2016). *Social Engineering Attacks: the Problems of Analysis*, in Yusupova R.M. (Ed.). St.Petersburg: Nauka, 349 p. (in Russian)
8. **Tulupyeva, T.V., Tulupyev, A.L., Pashchenko, A.E., Azarov, A.A. and Stepashkin, M.V.** (2010). *Social psychological factors that influence the information system users vulnerability degree in regard of socio-engineering attacks*. SPIIRAS Proceedings, no. 1 (12), pp. 200–214. (in Russian)
9. **Abramov, M.V., Azarov, A.A., Tulupyeva, T.V. and Tulupyev, A.L.** (2016). *Model of malefactor competencies profile for analyzing information system personnel security from social engineering attacks*. Management Information Systems, no. 4, pp. 77–84. DOI: 10.15217/issn1684-8853.2016.4.77. (in Russian)
10. **Azarov, A.A., Abramov, M.V., Tulupyeva, T.V. and Tulupyev, A.L.** (2015). *The analysis of the information systems "users" groups protection analysis from the social engineering attacks: the principle and program implementation*. Computer tools in education, no. 4, pp. 52–60. (in Russian)
11. **Tulupyev, A.L., Pashchenko, A.E. and Azarov, A.A.** (2010). *Information model of the user, who may be under the threat of socioengineering attack*. SPIIRAS Proceedings, no. 2 (13), pp. 143–155. (in Russian)

12. Raygorodsky, D.Ya. (Ed.). (2002). *Prakticheskaya psikhodiagnostika: Metodiki i testy* [Practical Psychodiagnostics: Methods and Tests]. Samara: BAKHRAKH-M, 667 p. (in Russian)

13. Meyer, J.P. and Allen, N.J. (1991). *A three-component conceptualization of organizational commitment*. Human Resource Management Review, vol. 1, issue 1, pp. 61–89. DOI: 10.1016/1053-4822(91)90011-Z

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexander K. Volkov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Ulyanovsk Institute of Civil Aviation named after Air Chief Marshal B.P.Bugaev, oabuvauga@mail.ru.

Andrei K. Volkov, Assistant Professor, Ulyanovsk Institute of Civil Aviation named after Air Chief Marshal B.P.Bugaev, oabuvauga@mail.ru.

Lidia I. Frolova, Post-graduate student, Flight Operation and Flight Safety Chair, Deputy Head of the Distant Learning Technology Department, Ulyanovsk Institute of Civil Aviation named after Air Chief Marshal B.P.Bugaev, frolova.i.lidiya@gmail.com.

Поступила в редакцию 05.02.2020
Принята в печать 19.03.2020

Received 05.02.2020
Accepted for publication 19.03.2020

UDC 629.735.07

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-33-46

EXPERIMENTAL RESEARCH OF SINGLE - ROTOR HELICOPTER UNINTENTIONAL YAW ROTATION

V.V. EFIMOV¹, V.A. IVCHIN², [O.E. CHERNIGIN¹], K.O. CHERNIGIN¹

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

²*Moscow Mil Helicopter Plant, Moscow, Russia*

Aviation accidents related to unintentional rotation may periodically occur while flying single-rotor helicopters. On-time and correct actions may help the pilot to find the way out of this hazardous situation. But it is also important to understand the situation which contributes to the unanticipated yaw occurrence, and whether there are any factors which can stop the pilot from preventing such unintentional rotation, in order to avoid these conditions. Literature analysis shows that researchers studying this phenomenon don't have the shared vision on unanticipated yaw occurrence conditions. In regards to this fact the decision to carry out a series of wind tunnel experiments using helicopter model and propeller was taken. The main object of research was a radio-controlled model of the Blade 130 x helicopter, mounted on a platform rotating around a vertical axis, which was installed on a vertical strut. Research-laboratory aerodynamic complex belonging to the Aerodynamics, Design and Aircraft Strength Chair of Moscow State Technical University of Civil Aviation was used to generate airflow. A set of dynamic experiments was carried out to determine the conditions contributing to unanticipated yaw occurrence. The analysis of the experiments has shown that there is a range of sliding angles at a certain speed of the incoming air flow which makes the helicopter yaw balancing impossible, and if the helicopter occasionally gets into this range, it inevitably leads to the unintended rotation of the helicopter on the yaw occurrence. Helicopter yaw trim inability occurs at negative sideslip angles because of tail rotor thrust decrease due to the incoming airflow blowing which decreases the blades angles of attack and worsens helicopter airframe aerodynamic moment that coincides in direction with main rotor torque if helicopter airframe possesses directional stability. In these conditions the required tail rotor pitch is greater than the available pitch so the pilot is not able to counteract the initiated unanticipated yaw rotation of the helicopter that has begun. The possibility of helicopter unanticipated yaw rotation caused by the impact of the main rotor on the tail rotor was not experimentally confirmed. It was impossible to create the conditions of unanticipated yaw occurrence during the experiments because of the tail rotor vortex ring state.

Key words: helicopter, flight dynamics, unintentional rotation of the helicopter, tail rotor, efficiency loss, vortex ring.

INTRODUCTION

Aviation accidents related to unintentional rotation may periodically occur while flying single-rotor helicopters. Most often, these accidents occur when the wind affects the take-off and landing modes, and the distance to the ground is small so there is not enough time to parry the dangerous situation that has occurred. However, unintended rotation may also happen while flying at relatively high altitudes, for example, in mountainous areas where high-intensity atmospheric turbulence exists. On-time and correct actions may help the pilot to find the way out of this hazardous situation. It is also important to realize the conditions that lead to the unintentional rotation emerging in order to avoid such a dangerous situation. Unfortunately the researchers studying this phenomenon don't have the shared vision on this problem. In this regards it was confirmed to carry out a set of experiments with helicopter models and propeller in the wind-tunnel which created the air flow modeling the impact of wind. The results of these experiments are reflected in this article.

ANALYSIS OF THE PROBLEM

The vast majority of works devoted to this problem^{1,2,3,4} indicates that among the reasons for the helicopter unintended rotation is the loss of the tail rotor efficiency, which function is to balance

¹ Loss of Tail Rotor Effectiveness in Helicopters. (2017). National Transportation Safety Board. Safety Alert SA-062, March, 3 p.

the main rotor reactive moment acting on the helicopter and to ensure the directional control of the helicopter [1–9]. The foreign literature has a fixed phrase and a corresponding abbreviation to the Loss of Tail Rotor Efficiency (LTE). While analyzing this problem we face a question of what effectiveness of the tail rotor is. The authors of the article consider that the effectiveness of the tail rotor is identified by the amount of maximum tail rotor power in specific flight conditions. As a rule, the maximum value of the tail rotor thrust depends primarily on the pitch of the propeller, so it must be clearly understood that changes in the flight conditions (wind speed and direction, roll and pitch of the helicopter) with a constant pitch of the propeller is not a loss of the tail rotor efficiency. It is enough to increase the pitch of the tail rotor and its thrust will also increase, provided that the pitch value was not the maximum. Aviation accidents causes analysis with Mi-8 helicopters which have the modern system of helicopter movement parameters registration (onboard registration device), presented by one of the authors in his report [10], shows that in all cases of helicopter unintentional left rotation which were studied, the maximum tail rotor pitch was not reached. Thus, it is incorrect to talk about the loss of efficiency of the tail rotor in these cases, it is more appropriate to talk about a decrease of the tail rotor thrust due to the changes of flight conditions.

According to the authors' of the mentioned above works opinion the decrease of the tail rotor thrust may occur on different reasons.

Firstly, a decrease in the tail rotor thrust is possible when it enters the vortex bundle that comes from the main rotor, in the direction of the tail rotor rotation, when its blade, located in the upper position, moves forward (upward-forward) [4]. When the upper position blade moves rearwards (upwards - rearwards), the tail rotor thrust, when it hits the vortex bundle, increases. Modern helicopters have mostly upward - rearward tail rotor rotation scheme, so the interference of the main rotor and the tail rotor, in this case, does not lead to a decrease in the tail rotor thrust, but is unfavorable, since it changes the yaw control of the helicopter, and the pilot must be prepared for it⁵.

Secondly, the authors of the above mentioned works associate the tail rotor thrust decrease with side wind blowing on it. Left and right winds affect the tail rotor in different ways. It is important to take into account the tail rotor thrust direction which depends on the direction of the main rotor rotation and consequently, on the direction of the jet moment which comes from the main rotor and affects the helicopter. Domestic helicopters have the clockwise main rotor rotation if you look at the helicopter from above. On foreign-made helicopters, for example, on the US-made ones, the tail rotor can rotate in the opposite direction. In order to compensate the main rotor jet moment looking along the flight path, the main rotor should rotate clockwise and the thrust of the tail rotor should be directed to the left and in the opposite case, it should be directed to the right.

According to the classical rotor theory, tail rotor thrust, as well as the main rotor thrust, is created mostly due to the blades rotational motion set at the angle of attack to the velocity vector of air flow. At the same time, some aerodynamic forces which sum up on the bushing and produce the actual thrust are created on the blades. When the wind blows at the tail rotor in the opposite direction to the tail rotor thrust vector its blades' angles of attack decrease which leads to a decrease in thrust. When being blown in the opposite direction, the blades' angles of attack increase and the thrust increases accordingly. But, as it is known, the aerodynamic lift dependence on the angle of attack stops to be linear at the beginning of the profile flow separation. When the angle of attack continues to grow the aerodynamic lift reaches its maximum (at a critical angle of attack), which follows with

² FAA-H-8083-21B. Helicopter Flying Handbook. (2019). U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. Flight Standards Service. Chapter 11: Helicopter Emergencies and Hazards, pp. 11-18 - 11-21.

³ RAAF Aircraft Research and Development Unit. Bell 206B-1 Directional Control in Low Airspeed Flight. (1981). ARDU-TI-721, May, 57 p.

⁴ How to crash by the book. (1977). US Army Aviation Digest. September, pp. 43–45.

⁵ Unanticipated Right Yaw in Helicopters. (1995). U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. Advisory Circular AC 90-95, December, 8 p.

its decrease. That means that when the wind direction is opposite to the thrust vector, and when the wind direction coincides with the thrust vector direction the tail rotor thrust decreases under certain conditions.

In the literature, which studies the helicopter unintended yaw rotation, special attention is paid to the tail rotor wind blowing that coincides with the direction of the thrust vector. This is due to the fact that at such direction of the wind, the main rotor thrust allegedly decreases more [6]. This can be explained by the fact that according to the airscrew pulse theory at a certain speed of axial screw air-flow which has the direction coinciding with the direction of the thrust vector, which means against the direction of air flow thrown by the screw, the screw works in the mode of so called “vortex ring”. In this mode, the screw sucks back all the air thrown from the screw and vortex movement appears – the air circulates in the closed area around the screw without being thrown from it. Thus, the momentum is not created, the thrust is lost. But this phenomenon is actually much more complex, and according to its author B. N. Yuriev the impulse theory is just arbitrary applied [11].

The tail rotor side blowing with regards to the main rotor interference has been recently studied in many works [12–16]. These works are devoted to computational experiments with the use of a software package [18] based on a nonlinear blade vortex model of a screw with a free diffusing trace [18]. The results of the computational experiments have shown that tail rotor thrust decrease and increase can occur depending on the sliding angles and the speeds of the side blowing at the main rotor and tail rotor interference.

The title of the work [19], written by a specialist of Airbus Helicopters, can be translated as “Tail rotor efficiency loss myth”. It states that the Bell 206-B1 helicopter, having the tail rotor being blown by the wind coinciding in the direction with the main rotor thrust vector, which means the blades angles of attack increase and the “vortex ring” mode occurrence, does not lose the tail rotor efficiency. The helicopter is balanced at wind speeds of up to 40 knots (20.6 m/s) with a significant margin of directional control. In addition, the author notes that according to the recommendations for the helicopter unintentional rotation avoidance, which are included into different documents there is a requirement to push the pedal, which increases the pitch of the tail rotor, forward as quickly as possible until it stops. At the same time, if the tail rotor were not effective due to the “vortex ring” mode, such a recommendation would be meaningless or even harmful, since it would only make the situation worse. We can face the apparent contradiction.

It was decided to initiate this phenomenon study in order to ensure flight safety and understand whether there are conditions for the helicopter unintentional yaw rotation occurrence which are unaffected by the pilot even with timely and correct intervention in the helicopter control. Some results of this study are given below.

RESEARCH METHODS AND METHODOLOGY

While carrying out this research experimental laboratory research methods were used. The research object was a radio controlled model of the Blade 130 X helicopter with the following characteristics:

- airframe length.....305mm;
- airframe height.....122 mm;
- main rotor diameter.....325 mm;
- tail rotor diameter.....76 mm;
- weight.....107 g.

This model’s main rotor rotation direction coincides with the rotation direction used on domestic helicopters, i.e. the screw rotates clockwise if you look at the helicopter from above. So, under certain conditions, this helicopter must have left side unintentional rotation.

The amount of this model tail rotor thrust can be controlled by changing its pitch, as it usually happens on full-sized helicopters.

In order to expand the speed range at which the helicopter model side-blown balancing is available its directional (weathercock) stability was reduced by removing the fin.

The helicopter model was mounted on a special holder in the form of a vertical rod with the lower end fixed on a massive base, and at its upper end with a platform that could freely rotate on a ball-bearing around the vertical axis of the rod. The model of the helicopter was firmly fixed to the platform. So, the model together with the platform could easily rotate around the vertical axis whereby it was possible to change the model slip angle relatively to the incoming flow speed vector, which was created by the wind tunnel. The general views of the helicopter model on the holder and in the working section of the wind tunnel are shown in Figure 1 and Figure 2 respectively.



Fig. 1. Helicopter model on vertical strut support



Fig. 2. Helicopter model in the wind tunnel test chamber

In order to generate the airflow research-laboratory aerodynamic complex belonging to the Aerodynamics, Design and Aircraft Strength Chair of Moscow State Technical University of Civil Aviation was used. The helicopter model was controlled remotely using a remote control. A series of dynamic experiments was carried out in order to identify the conditions when even timely helicopter control intervention is unable to prevent the occurrence of its unintended rotation.

The wind tunnel flow speed varied from 2 to 22 m/s with 1 m/s. pitch. The operator made a 360° low angular speed yaw turn of the helicopter model at each mode of the flow speed. It was made from the initial position (sliding angle is $\beta = 0$) as it is shown in Figure 3, counterclockwise when looking at the helicopter from above. The gliding angle and its sign were determined in accordance with the State Standards 20058-80 “Dynamics of aircraft in the atmosphere. Terms, definitions and designations”.

Video recording was also produced.

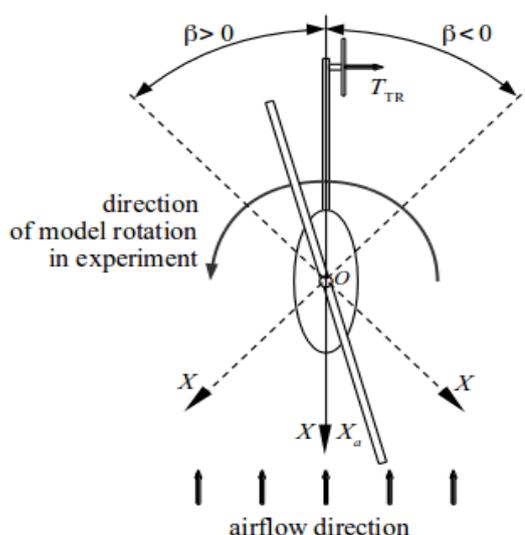


Fig. 3. The model initial position

THE RESEARCH RESULTS

At the rate of air flow speed from 2 to 5 m/s inclusively, the model was balanced at all sliding angles, it retained yaw control with sufficient control margin to allow both reducing and increasing the sliding angle. However, when the sliding angles were equal to $\beta \approx 90^\circ$ and $\beta \approx -90^\circ$ the helicopter slight yaw oscillation was observed, which was obviously associated with the tail rotor “vortex ring” mode and the tail rotor and the tail boom stall.

It should be noted that according to [11], the “vortex ring” mode occurs when the speed of the incoming air flow is equal in magnitude and is opposite in the direction to the double inductive speed of the propeller, it is equal in magnitude and is opposite in the direction to the ejection speed. The helicopter model under study had the tail rotor rate of ejection measured by an anemometer and it was approximately equal to 5 m/s. So, when the model was in the position shown in Figure 4 ($\beta = 90^\circ$), and the speed of the incoming flow was equal to 5 m/s, the “vortex ring” mode is to be implemented on its tail rotor. However, as it is pointed above, the model's balancing under these conditions was not disrupted and unintentional rotation did not occur.

At the flow rate in the range of 6 m/s to 11 m/s inclusively, there was a number of sliding angles blowing the helicopter model on the left, where the model balancing is impossible (Table 1, Figure 5). The higher is the flow speed, the wider is this range. The minimum flow velocity which has a range of sliding angles and where the yaw balancing is impossible is called *critical*.

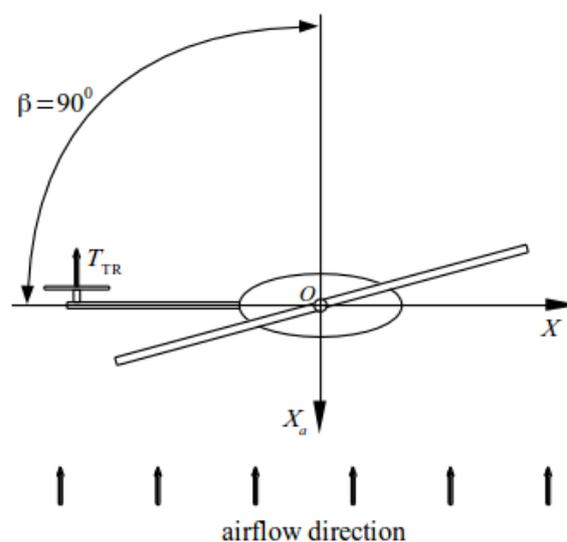


Fig. 4. The position of the model with the tail rotor “vortex ring” mode

Table 1

Airflow velocity and corresponding ranges of side blowing sliding angles which make the helicopter model yaw balancing impossible

Air flow velocity, m/s	Sliding angles range, degrees
6	- 122 ... - 60
7	- 129 ... - 62
8	- 136 ... - 55
9	- 143 ... - 54
10	- 148 ... - 59
11	- 169 ... - 39

The helicopter model makes a controlled rotation from its initial position to the left, which means counterclockwise, and it is viewed from above (Figure 3). Reaching the angle of the range start, with the impossible balancing (in Figure 5 this angle equals to $\beta = -148^\circ$), the model makes a sharp uncontrolled left turn up to the opposite border of the range (Figure 5 this angle is $\beta = -59^\circ$) and it turns by inertia afterwards. The higher the flow rate is, the greater is the inertia throw, which the model experiences.

It was possible to rotate the helicopter model to the right from the initial position only up to the edge of the sliding angles range, where balancing was impossible (Figure 5 this corner equals to $\beta = -59^\circ$).

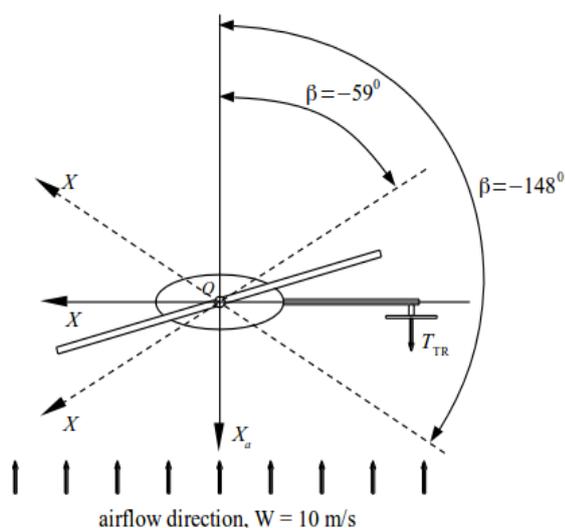


Fig.5. Boundaries of helicopter model yaw trim range being blowing from the left with airflow speed of 10 m/s

It should be noted that in the area of the slip angle $\beta = 90^\circ$ (Figure 4) at the flow speeds ranging from 6 to 11 m/s, which exceeds the speed of the tail rotor "vortex ring" formation, the helicopter model was balanced with a yaw control margin, which allowed both to increase and decrease this position model sliding angle.

At the flow rates ranging from 12 m/s to 22 m/s inclusively, with the controlled helicopter model left rotation from its initial position, it was only possible to balance the helicopter model in the following range of sliding angles: $0 \leq \beta \leq 90^\circ$. It was only possible to increase the sliding angle for more than $\beta = 90^\circ$ in dynamics by reducing sharply the pitch of the tail rotor that was followed by the throw to negative sliding angles with an unintentional left turn, which forces the model to make several finished turns around the axis of rotation.

THE OBTAINED RESULTS DISCUSSION

Having based on the analysis of literary sources we expected the mode of unintentional rotation should have begun at a certain speed of the incoming airflow in the area of the sliding angles equal to $\beta \approx 90^\circ$ when the "vortex ring" mode is possible (Figure 4). For example, as it is noted⁶ that the most likely "trigger" of the helicopter yaw unintentional rotation is the hit of the tail rotor in the "vortex

⁶ RAAF Aircraft Research and Development Unit. Bell 206B-1 Directional Control in Low Airspeed Flight, ARDU-TI-721, May 1981. 57 p.

ring” mode. However, it was not possible to achieve the unintentional helicopter-model rotation mode from this position at any flow rate in the experiment described above. In the area of sliding angles of $\beta \approx 90^\circ$ the model was always balanced; it did not tend to demonstrate unintentional left-side rotation. This means that at sliding angles of $\beta \approx 90^\circ$ the tail rotor does not lose efficiency, and the ”vortex ring” mode does not lead to a noticeable drop in thrust. We can find confirmation of this in [11], which gives the air screw experiments results with the axially blown by the incoming air flow (Figure 6, where c_T is the propeller thrust coefficient; $\bar{V}_0 = \frac{V_0}{\omega R}$ – relative axial wind-stream velocity, $\bar{V}_0 > 0$ if it coincides with inductive speed direction; ω the angular velocity of the screw rotation; R – the screw radius; φ – pitch).

The graph analysis in Figure 6 shows when the propeller is blown against the direction of the inductive speed ($\bar{V}_0 < 0$), which increases the angles of attack of the tail rotor blades and the ”vortex ring” mode is implemented, the drop in the thrust coefficient c_T at a fixed screw step is not observed. In addition, you can see when the pitch of the screw φ at a fixed blowing speed increases the thrust coefficient c_T also slightly increases. Thus, we can conclude that the screw efficiency is not completely lost at the occurrence of the ”vortex ring”, but the yaw control can still deteriorate. But the curves in Figure 6 were probably the approximations of experimental results and could be unduly smoothed.

In order to test this, the authors of this research carried out a similar experiment with a constant-pitch propeller for a cord model aircraft and Figure 7 demonstrates the obtained results.

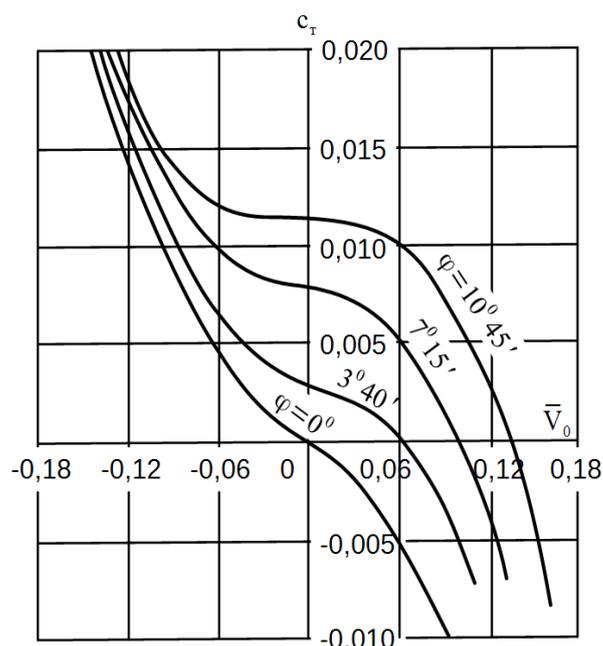


Fig. 6. Propeller thrust coefficient on the incoming flow axial speed and propeller pitch dependence

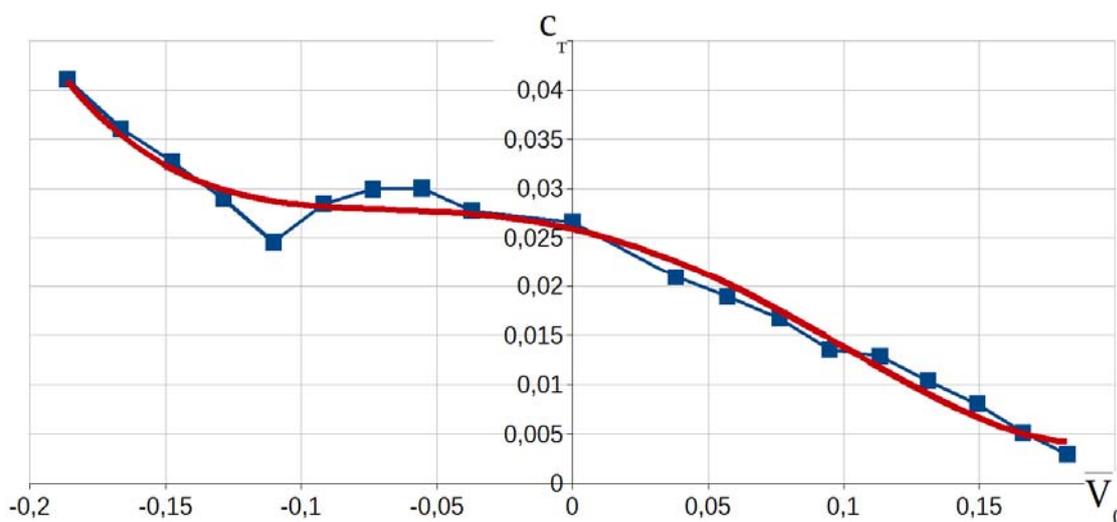


Fig. 7. The propeller thrust coefficient on the axial speed incoming flow dependence based on the results of the experiments

The experimental points that are connected with straight lines are pointed out with markers, and the approximating curve is shown by a smooth line in Figure 7. It is clear that the approximating curve has the same nature as the curves shown in Figure 6. Meanwhile, the graph connecting the experimental points has a vivid local minimum at $\bar{V}_0 \approx -0,11$, corresponding to the "vortex ring" mode. By the absolute value, this axial velocity of the incoming flow is equal to $V_0 = 6$ m/s, which corresponds to the rejection rate measured by the anemometer.

In general, it should be noted that at the growing speed of the screw axial blow-off by increasing the angles of attack of its blades, there is a moment when the thrust stops growing and even decreases slightly (in the "vortex ring" mode), and then begins to grow again. At increasing the rotor axial blowing speed to reduce its blades angles of attack, the thrust coefficient monotonously decreases. If we compare the thrust value coefficients at $\bar{V}_0 < 0$ and at $\bar{V}_0 > 0$, the equal flow speed in the second case will show a significantly reduced value of the thrust coefficient. Moreover, even the "vortex ring" mode does not lead to such a drop in the thrust coefficient relatively to its value at $\bar{V}_0 = 0$, as the blowing to reduce the blades angles of attack.

Taking into consideration the experimental data obtained, we will try to give a theoretical justification for the helicopter dynamics during side blowing, and in particular the conditions for the helicopter unintentional yaw rotation occurrence. Let us write the helicopter yaw balancing general equation in the vector form:

$$\mathbf{M}_y = \mathbf{M}_{p \text{ main rotor}} + \mathbf{M}_{y \text{ tail rotor}} + \mathbf{M}_{y \text{ airframe}} = 0, \quad (1)$$

where $\mathbf{M}_{p \text{ main rotor}}$ is the reactive torque of the main rotor;

$\mathbf{M}_{y \text{ tail rotor}}$ is the moment created by the tail rotor relatively to the normal axis of the helicopter associated coordinate system;

$\mathbf{M}_{y \text{ airframe}}$ is the helicopter airframe aerodynamic moment relatively to the normal axis of the associated helicopter coordinate system.

Let us study the characteristic ranges of sliding angles.

1. $\beta = 0$ (is the initial position, Figure 3)

In this case $\mathbf{M}_{y \text{ airframe}} = 0$ and the balancing equation in scalar form will look like

$$M_y = M_{p \text{ main rotor}} - M_{y0 \text{ tail rotor}} = 0. \quad (2)$$

That means that the moment created by the tail rotor thrust is only balanced by the reactive moment of the main rotor

2. $0 < \beta < 90^\circ$

The pilot, pushing forward the left pedal, starts making a left turn from the initial position by means of reducing the tail rotor thrust, i.e. reducing the tail rotor torque by the amount of $\Delta M_{y \text{ tail rotor}}$. But at the same time, the helicopter airframe $M_{y \text{ airframe}}$ aerodynamic moment appears. As a result, in order to make a yaw turn to increase the sliding angle with a constant angular yaw rate, you need to meet the requirement:

$$M_y = M_{p \text{ main rotor}} - (M_{y0 \text{ tail rotor}} - \Delta M_{y \text{ tail rotor}}) - M_{y \text{ airframe}} = 0, \quad (3)$$

where $\Delta M_{y \text{ tail rotor}} = M_{y \text{ airframe}}$.

With the growth of the sliding angle, $M_{y \text{ airframe}}$ will also increase, "helping" the tail rotor to compensate the main rotor reactive moment. Therefore, in order to provide a left turn in this range of sliding angles there should be constant reduction of the tail rotor thrust (increase of $\Delta M_{y \text{ tail rotor}}$), reducing its pitch in an expedited manner, because due to the tail rotor blowing its blades angles of attack will grow, which will lead to the unnecessary tail rotor thrust growth.

3. $\beta = 90^\circ$

The balancing condition in this case is described by the equation (3). Thus, the aerodynamic moment of the airframe $M_{y \text{ airframe}}$ will be maximal and the tail rotor pitch will be minimal. At a certain speed of blowing $\bar{V}_0 = \bar{V}_{0 \text{ vortex ring}}$, the tail rotor "vortex ring" mode is possible. At the same time if the helicopter was balanced at the speed of $\bar{V}_0 < \bar{V}_{0 \text{ vortex ring}}$ the unintentional increase of \bar{V}_0 up to $\bar{V}_{0 \text{ vortex ring}}$ will cause the loss of the tail rotor thrust and as a result to the accelerated helicopter

left turn. However, as the experiments with the constant pitch propeller carried out by the authors of this research revealed, the "vortex ring" thrust loss, if there is one, is very small. It coordinates with the results of the experiments performed by the other researchers, described in [11] which affirms, that they are typical for all researches of this type. The experiments which were performed by the authors of this work with the helicopter model in the wind tunnel prove the tail rotor continued effectiveness at the mode of "vortex ring" and as it was mentioned above, revealed that the helicopter model at the sliding angles equal to $\beta \approx 90^\circ$ was balanced at all wind stream speed modes which were set in the experiments.

4. $90^\circ < \beta < 180^\circ$

In the given sliding angles range, when the helicopter rotates to the left, the airframe aerodynamic moment $M_{y \text{ airframe}}$ decreases, i.e. its role in the main rotor jet moment compensation decreases. So in order to provide the constant angular yaw speed balancing, it is necessary to reduce $\Delta M_{y \text{ tail rotor}}$ (equation (3)), by means of increasing the tail rotor thrust increasing its pitch.

5. $\beta = 180^\circ (-180^\circ)$

In this position, as well as at $\beta = 0$ the helicopter balancing is described by equation (2).

6. $-180^\circ < \beta < -90^\circ$

In the given sliding angles range balancing is described by the following equation:

$$M_y = M_{p \text{ main rotor}} - (M_{y0 \text{ tail rotor}} + \Delta M_{y \text{ tail rotor}}) + M_{y \text{ airframe}} = 0. \quad (4)$$

In this case, the helicopter airframe aerodynamic moment $M_{y \text{ airframe}}$, changes its mathematical character into opposite compared to equation (3) and now it doesn't oppose the main rotor jet moment $M_{p \text{ main rotor}}$ but assists it. As a result of this in order to balance the helicopter it is necessary to increase the tail rotor moment by the amount of $\Delta M_{y \text{ tail rotor}}$ at the expense of tail rotor thrust increase, having improved its pitch (by pushing forward the right pedal).

It should be taken into account that the tail rotor is blown up by the airstream at its blades angles attack decrease, in this connection the required tail rotor balancing pitch at a certain sliding angle and certain speed can exceed the maximum possible. The right pedal will be positioned up to the stop. The continued left turn will lead to the further airframe aerodynamic moment increase $M_{y \text{ airframe}}$ and it means that

$$M_y = M_{p \text{ main rotor}} - M_{y \text{ tail rotor}} + M_{y \text{ airframe}} > 0. \quad (5)$$

In other words there is an unbalanced yaw moment which leads to the accelerated helicopter left turning, which can't be aborted by pilot as far as the right pedal is on the stop. In this case we can speak about tail rotor efficiency loss. Even considering the fact, that performing the left turn the tail rotor blades angles of attack increase because of its blowing due to the turning increasing the tail rotor thrust, the helicopter can reach high angular speed and perform several complete rotations around the normal axis.

7. $\beta = -90^\circ$

If the balancing is possible at the given sliding angle it is described by equation (4). If the incoming flow speed is high enough and balancing is impossible, the helicopter will be effected by the maximum yaw moment $M_y > 0$, which causes the accelerated helicopter left rotation around its normal axis.

8. $-90^\circ < \beta < 0$

In the given range of sliding angles, similar to the previous case, balancing if possible is described by equation (4). If the speed of the incoming airflow is high enough and balancing is impossible, the yaw moment will be defined in accordance with mathematical expression (5). In this case the helicopter rotation is accelerated and as a rule mechanically passes the second verge of the angles range where balancing is impossible (in Figure 5 this verge corresponds to $\beta = -59^\circ$). As it was pointed out, the helicopter, at the same time, can make several complete rotations around normal axis.

CONCLUSION

This paper presents the results of the helicopter models and propeller models experiments in a wind tunnel aiming to study the conditions for the helicopter unintentional yaw rotation occurrence. The impact of crosswind and the axial blowing of the isolated air rotor on the helicopter was simulated in the wind tunnel.

The experimental analysis revealed the range of sliding angles which makes the helicopter yaw balancing at a certain speed of incoming flow impossible. The helicopter unintentional yaw rotation inevitably occurs when the helicopter falls into this range.

The helicopter yaw balancing is impossible at the negative sliding angles because of the tail rotor reduced thrust due to the blades angles of attack incoming flow reduction. It also happens because of the helicopter airframe aerodynamic moment impact aimed in the main rotor jet moment direction in case the helicopter airframe is directionally stable. In these conditions, the tail rotor required pitch is greater than the available one, so the pilot is not able to parry the helicopter unintentional yaw rotation that has begun. In this case we can speak about the tail rotor efficiency loss.

It should also be noted that non-compensated yaw moment will continue the helicopter rotation within the whole range of sliding angles where the helicopter yaw balancing is impossible. The increased incoming flow speed leads to the increase of both the yaw moment and the angle range where balancing is impossible, if summed up it leads to the yaw moment effect increase. As a result the helicopter obtains a greater energy of rotation, the angular acceleration increases as well as the total helicopter yaw angular rate.

However it can't be rejected that the helicopter unintentional rotation can start as a result of the tail rotor "vortex ring" occurrence, if the tail rotor thrust moment reduction will not be compensated by the helicopter airframe aerodynamic moment and if the pilot doesn't push the pedal forward to increase the tail rotor pitch. In this case the possible tail rotor thrust loss, as the experiments proved, under equal conditions will be much less than at the tail rotor angles of attack reduction blowing. It should also be noted that the helicopter airframe aerodynamic moment, in this case, is directed against the main rotor jet moment effect which contributes to its compensation. Generally the helicopter rotation yaw moment effect will be comparatively small what means that the angular acceleration, in this

case, will also be small. It enables the pilot to make a timely response to the unintentional rotation. It should be noted that during the helicopter model dynamic experiments in the wind tunnel performed by the authors of this research, it was impossible to trigger the model's unintentional rotation at the tail rotor blades blowing aimed to increase the angles of attack so to say it was impossible to reach the tail rotor effectiveness loss at the "vortex ring" mode.

It is also possible that main rotor and tail rotor interference may cause unintended rotation. But the authors don't have at their disposal any experimental evidence of the negative effect produced by the main rotor on the tail rotor thrust. In the course of the experiments they didn't manage to detect any noticeable main rotor to tail rotor impact. Perhaps this is due to the small-scale of the helicopter which participated in the experiment.

Thus, it can be assumed that if a given wind speed has a range of sliding angles where helicopter yaw balancing is impossible in case the helicopter falls into this range, unintended rotation will inevitably begin due to the tail rotor efficiency loss. But as soon as the helicopter leaves this range this rotation can be stopped as the tail rotor will restore its efficiency, in case the helicopter doesn't fall into this range at the following cycle. The unintentional rotation which happened because of the tail rotor "vortex ring" mode can easily be stopped if there is no such range and the tail rotor doesn't lose its efficiency at any sliding angle.

It should be understood that the results presented in this paper are obtained for a smaller-scale helicopter model. The further investigation of the single-rotor helicopter unintentional yaw rotation requires the full-scale flight tests or experiments with large-scale helicopter models. The results presented in this research should also be taken into account. It is also possible to implement computational experiments, provided that a sufficiently adequate mathematical model of the phenomenon under consideration and appropriate software are developed.

REFERENCES

1. **Captain Hewetson, M.J.T.** (1980). *Tail Rotor Breakaway*. US Army Aviation Digest, vol. 26, no. 6, pp. 40–41.
2. **Captain Snellen, D.M.** (1984). *Loss of tail rotor effectiveness*. Why it occurs. US Army Aviation Digest, vol. 30, no. 9, pp. 31–35.
3. **Animitsa, V.A. and Leontiev, V.A.** (2011). *About "spontaneous" rotation of single rotor helicopters*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 172, pp. 96–102. (in Russian)
4. **Braverman, A.S. and Vayntrub, A.P.** (1988). *Dinamika vertoleta. Predelnyye rezhimy poleta* [Helicopter Dynamics. Flight Limit Modes]. Moscow: Mashinostroyeniye, 280 p. (in Russian)
5. **Leontiev, V.A., Krymskiy, V.S., Ignatkin, Yu.M. and Makeyev, P.V.** (2017). *Computational-experimental studies of tail rotor characteristics at helicopter yawing rotation mode*. Trudy MAI, no. 93, p. 4. (in Russian)
6. **Volodko, A.M.** (1988). *Osnovy aerodinamiki i dinamiki poleta vertoletov* [Fundamentals of Helicopter Aerodynamics and Its Flight Dynamics]. Moscow: Transport, 342 p. (in Russian)
7. **Volodko, A.M.** (1992). *Vertolet v osoboy situatsii* [Helicopter in Abnormal Situation]. Moscow: Transport, 262 p. (in Russian)
8. **Volodko, A.M.** (2007). *Vertolet v uslozhnennykh usloviyakh ekspluatatsii: uchebno-metodicheskoye posobiye* [Helicopter in Complicated Operating Conditions: Training Manual]. Moscow: KDU, 232 p. (in Russian)
9. **Belichyenko, I.A.** (2000). *Samoproizvolnyy razvorot* [Spontaneous Rotation]. Vertolet, no. 1, pp. 24–25. (in Russian)
10. **Ivchin, V.A.** (2018). *Novaya model rulevogo vinta odnovintovogo vertoleta s uchetom vliyaniya nesushchego vinta* [New Tail Rotor Model of the Single-Rotor Helicopter Considering the Influence of the Main Rotor]. Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki

ki i obshchestva: sbornik tezisov dokladov [The Current Scientific, Technological and Sociological Development of Civil Aviation]. Moscow: Akademiya imeni N.Ye. Zhukovskogo, p. 92. (in Russian)

11. Yuryev, B.N. (1956). *Aerodinamicheskiy raschet vertoletov* [Calculations of the Helicopter Aerodynamics]. Moscow: Gosudarstvennoye izdatelstvo oboronnoy promyshlennosti, 560 p. (in Russian)

12. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V. and Shomov, A.I. (2014). *Computational modeling of aerodynamic interference of helicopter main and tail rotors at the special flight regimes*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 200, pp. 47–54. (in Russian)

13. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V. and Shomov, A.I. (2015). *Interferentsiya nesushchego i rulevogo vintov vertoleta pri polete so skolzheniyem* [Interference of the Helicopter Rotor and Tail Rotor during Sideslip Flight]. Trudy MAI, no. 82, p. 11. (in Russian)

14. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V. and Shomov, A.I. (2016). *Computational modeling of interference between helicopter main and tail rotors based on nonlinear blade vortex model*. Russian Aeronautics, vol. 59, no. 1, pp. 44–50. DOI: 10.3103/S1068799816010074 (in Russian)

15. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V., Shomov, A.I. and Ivchin, V.A. (2016). *Computational study of aerodynamic characteristics of single-rotor helicopter tail rotor under the influence of vortical wake of main rotor at the hover with crosswind*. Civil Aviation High TECHNOLOGIES, vol. 19, no. 6, pp. 58–67. (in Russian)

16. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V., Shomov, A.I. and Ivchin, V.A. (2017). *Computational modelling of aerodynamic characteristics of main and tail rotor combination with aerodynamic interference for mil mi-8/17 helicopter at low-speed flight with sideslip*. Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight"), no. 5, pp. 30–39. (in Russian)

17. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V. and Shomov, A.I. (2010). *Programmnyy kompleks dlya rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik nesushchikh i rulevykh vintov vertoletov na baze nelineynoy lopastnoy vikhrevoy teorii* [Software Package for Calculating the Aerodynamic Characteristics of Helicopter Main Rotors and Tail Rotors Based on the Nonlinear Blade Vortex Theory]. Trudy MAI, no. 38, p. 3. (in Russian)

18. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V., Grevtsov, B.S. and Shomov, A.I. (2009). *Nelineynaya lopastnaya vikhrevaya teoriya vinta i eye prilozheniya dlya rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik nesushchikh i rulevykh vintov vertoleta* [Nonlinear Blade Vortex Theory of the Propeller and its Applications for Calculating the Aerodynamic Characteristics of the Helicopter's Main and Tail Rotors]. Aerospace MAI Journal, vol. 16, no. 5, p. 3. (in Russian)

19. Dequin, A.-M. (2019). *The Myth of Losing Tail Rotor Effectiveness*. Presented at 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17–20 September 2019, 15 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vadim V. Efimov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of Aerodynamics, Design and Aircraft Strength Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ak-pla@yandex.ru.

Valeriy A. Ivchin, Candidate of Technical Sciences, the Mil Moscow Helicopter Plant, Deputy Chief Designer, vivchin@mi-helicopter.ru.

Oleg E. Chernigin, Aerodynamics, Design and Aircraft Strength Chair, Laboratory Head, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ak-pla@yandex.ru.

Konstatnin O. Chernigin, Senior Lecturer, Aerodynamics, Design and Aircraft Strength Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ak-pla@yandex.ru.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ВРАЩЕНИЯ ОДНОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЕТОВ ПО РЫСКАНИЮ

В.В. Ефимов¹, В.А. Ивчин², **О.Е. Чернигин¹**, К.О. Чернигин¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

²Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля, г. Москва, Россия

При выполнении полетов на одновинтовых вертолетах периодически происходят авиационные происшествия, связанные с возникновением непреднамеренного вращения вертолета по рысканию. Своевременные и правильные действия летчика могут привести к выходу из данной опасной ситуации. Но важно также понимать, при каких условиях возникает непреднамеренное вращение, и существуют ли такие условия, при которых летчик не может повлиять на непреднамеренное вращение, чтобы по возможности избежать попадания в эти условия. Как показывает анализ литературы, у исследователей, изучающих данное явление, нет единого мнения об условиях возникновения непреднамеренного вращения. В связи с этим было решено провести ряд экспериментов с моделями вертолета и воздушного винта в аэродинамической трубе. В качестве основного объекта исследования использовалась радиоуправляемая модель вертолета Blade 130 X, закрепленная на вращающейся вокруг вертикальной оси платформе, которая была установлена на вертикальной державке. Для создания воздушного потока использовался учебно-лабораторный аэродинамический комплекс кафедры «Аэродинамика, конструкция и прочность летательных аппаратов» Московского государственного технического университета гражданской авиации (МГТУ ГА). Была произведена серия динамических экспериментов с целью определения условий, при которых может возникнуть режим непреднамеренного вращения. Анализ экспериментов показал, что существует диапазон углов скольжения, в котором при определенной скорости набегающего потока воздуха балансировка вертолета по рысканию невозможна, и при попадании вертолета в данный диапазон это неминуемо приводит к возникновению непреднамеренного вращения вертолета по рысканию. Невозможность балансировки вертолета по рысканию возникает при отрицательных углах скольжения из-за снижения тяги рулевого винта вследствие обдувки его набегающим потоком воздуха на уменьшение углов атаки лопастей, что усугубляется воздействием аэродинамического момента планера вертолета, направленного в сторону действия реактивного момента несущего винта, если планер вертолета обладает путевой устойчивостью. В этих условиях требуемый шаг рулевого винта больше, чем располагаемый, в связи с чем летчик не в состоянии парировать начавшееся непреднамеренное вращение вертолета по рысканию. Возможность начала непреднамеренного вращения вертолета по рысканию из-за влияния несущего винта на рулевой винт в экспериментах не подтвердилась. В экспериментах также не удалось создать условия, при которых возникло бы непреднамеренное вращение из-за появления режима «вихревого кольца» на рулевом винте.

Ключевые слова: вертолет, динамика полета, непреднамеренное вращение вертолета, потеря эффективности рулевого винта, вихревое кольцо.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Captain Hewetson M.J.T.** Tail Rotor Breakaway // US Army Aviation Digest. 1980. Vol. 26, no. 6. Pp. 40–41.
2. **Captain Snellen D.M.** Loss of tail rotor effectiveness. Why it occurs // US Army Aviation Digest. 1984. Vol. 30, no. 9. Pp. 31–35.
3. **Анимица В.А., Леонтьев В.А.** О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 96–102.
4. **Браверман А.С., Вайнтруб А.П.** Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
5. **Леонтьев В.А.** Расчетно-экспериментальные исследования характеристик рулевого винта при вращении вертолета вокруг вертикальной оси / В.А. Леонтьев, В.С. Крымский, Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев // Труды МАИ. 2017. № 93. С. 4.
6. **Володко А.М.** Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М.: Транспорт, 1988. 342 с.
7. **Володко А.М.** Вертолет в особой ситуации. М.: Транспорт, 1992. 262 с.

8. Володко А.М. Вертолет в усложненных условиях эксплуатации: учеб.-метод. пособие. М.: КДУ, 2007. 232 с.
9. Беличенко И.А. Самопроизвольный разворот // Вертолет. 2000. № 1. С. 24–25.
10. Ивчин В.А. Новая модель рулевого винта одновинтового вертолета с учетом влияния несущего винта // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов. М.: Академия им. Н.Е. Жуковского, 2018. С. 92.
11. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1956. 560 с.
12. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное исследование аэродинамической интерференции несущего и рулевого винтов вертолета на особых режимах полета // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 47–54.
13. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Интерференция несущего и рулевого винтов вертолета при полете со скольжением // Труды МАИ. 2015. № 82. С.11.
14. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование интерференции несущего и рулевого винтов вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 41–47.
15. Игнаткин Ю.М. Расчетные исследования аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолета с учетом индуктивного воздействия вихревого следа несущего винта на режимах висения при боковом ветре / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, В.А. Ивчин // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. Том 19, № 6. С. 58–67.
16. Игнаткин Ю.М. Расчетные исследования аэродинамических комбинации несущего и рулевого винтов с учетом аэродинамической интерференции для вертолета Ми-8/17 при полете с малыми скоростями со скольжением / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, В.А. Ивчин // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2017. № 5. С. 30–39.
17. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Программный комплекс для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолетов на базе нелинейной лопастной вихревой теории // Труды МАИ. 2010. № 38. С. 3.
18. Игнаткин Ю.М. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, Б.С. Гревцов Б.С., А.И. Шомов // Вестник МАИ. 2009. Т. 16, № 5. С. 3.
19. Dequin A.-M. The Myth of Losing Tail Rotor Effectiveness // Presented at 45th European Rotorcraft Forum. Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. 15 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ефимов Вадим Викторович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, akpla@yandex.ru.

Ивчин Валерий Андреевич, кандидат технических наук, заместитель главного конструктора МВЗ им. М.Л. Миля, vivchin@mi-helicopter.ru.

Чернигин Олег Евгеньевич, заведующий лабораторией кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, akpla@yandex.ru.

Чернигин Константин Олегович, старший преподаватель кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, akpla@yandex.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

11.02.2020
19.03.2020

Received
Accepted for publication

11.02.2020
19.03.2020

UDC 004.021, 621.31
DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-47-58

IDENTIFICATION OF SYSTEM MODELS FROM POTENTIAL-STREAM EQUATIONS ON THE BASIS OF DEEP LEARNING ON EXPERIMENTAL DATA

I.E. STAROSTIN¹, S.P. KHALYUTIN¹

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The functioning of various systems (in particular technical objects, living cells, the atmosphere and the ocean, etc.) is determined by the course of physical and physico-chemical processes in them. In order to model physicochemical processes in the general case, the authors previously developed a potential-flow method based on an experimental study (on the results of system tests) of the properties of substances and processes. In the general case, from these experimental data, many possible values of these properties are obtained. Knowing these properties of substances and processes, the initial state of the system, external influences on it (or the set of possible values of these quantities), we can analyze the dynamics of physicochemical processes in this system, and from it the dynamics of the characteristics of this system that have practical meaning. Thus, from the system of equations of this method, a relationship is obtained between the unobservable characteristics of these systems with the observed characteristics of the systems and laboratory systems under consideration (in which the properties of substances and processes in the system under study are experimentally studied). As the potential flow equations describing the physicochemical processes are generally quite complicated for analytical transformations, the aforementioned relationship must be obtained by numerical methods. The present work is devoted to the use of deep learning as a universal approximator for obtaining the described connection between the characteristics of arbitrary systems. These models are trained on the dynamics of the characteristics of the systems under consideration, obtained from potential-flow equations of physicochemical processes in them for different values of the parameters that determine the properties of substances and processes in these systems, their initial states, and external influences.

Key words: physical and chemical processes, mathematical modeling, potential-streaming method, deep learning.

INTRODUCTION

Potential -stream method is the consistent approach to the physico-chemical processes modeling. It was developed in previous years in the general case in the context of modern non-equilibrium thermodynamics [1, 2]. The method coopts particular cases of physico-chemical process model [3]. A flow chart outlining the approach is shown in Figure 1 [3, 4].

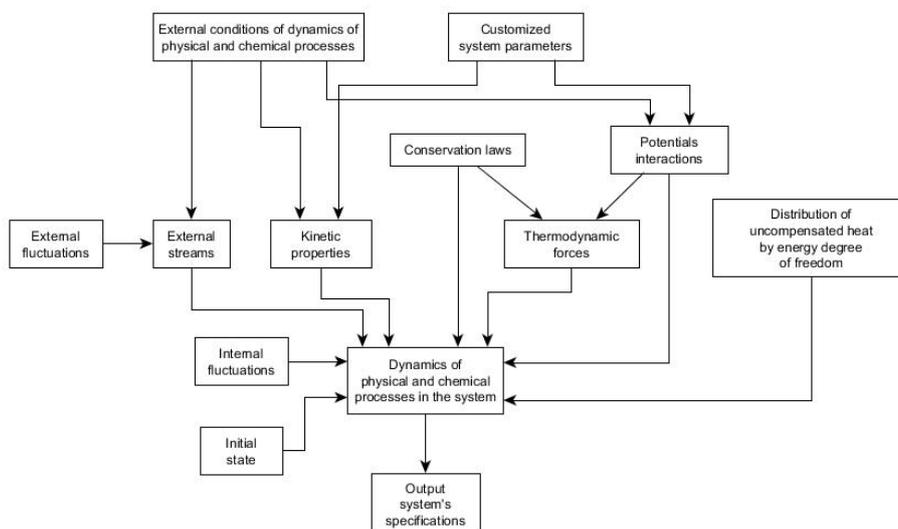


Fig. 1. Potential-streaming method

The purpose of the present article is development of unobservable and observable data of the certain system and laboratory systems connection formula by reference to potential-stream equations of physico-chemical processes in these systems. Basically, the observed system data at the following timepoints might be its unobservable data (providing that we cannot wait for the future coming in the aim of, the data measurement in it, for instance, in forecasting problems [5, 6]; nevertheless thereafter these data will be called observed) and basically non-measurable data (basically unobservable, thereafter unobservable; is seen in diagnostic tasks [5, 6]).

DIAGNOSTIC AND PROGNOSTIC SYSTEM MODELS

Observable data amounts of the certain system $z(t)$ at the following timepoints connection with these data $z(t)$ at the present and the previous timepoints and with the acquainted input actions on this object $s(t)$ [5]:

$$\mathbf{v}_z(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}_z(t), \mathbf{x}_s(t), \mathbf{q}) + \mathbf{e}_z(t), \quad (1)$$

where $\mathbf{v}_z(t)$ are observable $z(t)$ data highest derivatives; $z(t)$; $\mathbf{x}_z(t)$ are observable data and their lowest derivatives; $\mathbf{x}_s(t)$ are the acquainted input actions $s(t)$ and their derivatives; \mathbf{q} are the data derived from the considered system and laboratory systems test results. Physical and chemical processes in the considered system are researched experimentally in laboratory systems; $\mathbf{e}_z(t)$ are the noise components (thereafter will be called prognostic mathematic model of the considered system [5]).

Unobservable data amounts of the considered technical object $y(t)$ at the present timepoints with the data amounts at the previous timepoints and observable data of the system $z(t)$ at the present and previous timepoints (and in the general case with the acquainted input actions on it $s(t)$ [5]) :

$$\mathbf{v}_y(t) = \mathbf{g}(\mathbf{x}_y(t), \mathbf{x}_z(t), \mathbf{x}_s(t), \mathbf{q}) + \mathbf{e}_y(t), \quad \mathbf{x}_y(t_0) = \tilde{\mathbf{g}}(\mathbf{x}_z(t_0), \mathbf{x}_s(t_0), \mathbf{q}) + \mathbf{e}_y, \quad (2)$$

where $\mathbf{v}_y(t)$ are the unobservable data $y(t)$ of the considered system highest derivatives; $\mathbf{x}_y(t)$ are the unobservable outcoming data $y(t)$ and their lowest derivatives; $\mathbf{e}_y(t)$ are the noise components (thereafter will be called the diagnostic model [5]).

WAYS OF DERIVING THE DIAGNOSTIC AND PROGNOSTIC MODELS FROM THE EQUATIONS OF PHYSICO-CHEMICAL PROCESSES

As noted above, it is necessary to suppress motional states from the potential - flow equations system in the aim of diagnostic and prognostic models derivation (1) and (2). Motional states label the system state at every timepoint apart from its pre-history [1–4], coefficients which obtain the features of substances and processes [1–5] and indeterminate input actions [5].

The suppression may be realized in two ways [6]:

- analytical approach (by potential -stream equations of physico-chemical processes analytic transformation)
- numerical approach (by using Monte-Carlo methods: statistically distributed potential-stream equations value assignment, reckoning of the relevant system characteristics from the coupled equations and generating the connection between these data based on their reckoned multitude).

In the general case analytic transitions mentioned above are quite complicated [6] due to the compilation of potential-driven coupled equations of physical and chemical processes [1, 3, 4] (even involving simplification, which only cumulates the complexity [6]). Thus, it is necessary to generate the connection between the relevant technical object common sense data numerically, by using Monte-Carlo methods [6].

There are either classical machine learning methods [7, 8] or deep learning approaches [8, 10–22] which might be used in the aim of diagnostic and prognostic model approximation (1) and (2) by using the numerical-analytic methods. The classical methods are heading from the recognition theory methods [9] (seen from [7–9]).

CHOOSING MACHINE LEARNING METHODS WITH THE AIM OF MODEL GENERATING FROM THE DOUBLED PROCESS EQUATIONS

Traditional machine learning methods [7, 8] accept preprocessed data at the entry [7, 8], as the recognition methods do [9]. That means that it is necessary to normalize the data multitudes generated by Monte-Carlo methods to the state which traditional machine learning algorithms work with [7, 8] in purpose of generating the correspondences between common sense data characteristics mentioned above. The posterior data on connection between these characteristics is necessary in the aim of normalizing these data to this state. Nevertheless, in the general case (due to the complexity of physico-chemical process behavior [1–4]) it is also necessary to simplify these coupled equations in the aim of the posterior data receiving, which tangibly enlarges the analysis complexity.

Deep learning methods (particularly, based on neural networks), unlike the traditional ones, do not require the preparatory data handling (in that case there are system data amounts, generated by means of the approach mentioned above, involving Monte-Carlo methods). These deep machine learning methods extract all the necessary features for modelling by themselves [8, 10–22].

Nevertheless, the large training data amount is required for using the deep learning methods [8, 10–14], but in this case the required amount of training data is derived by numerical potential-stream coupled equations integrating for different statistically assigned amounts (according to Monte-Carlo methods), which obtain the process dynamics in the system [5, 6, 11, 12, 14]. Consequently, deep machine learning methods are the most appropriate ones for solving the problems of diagnostic and prognostic models generation (1) and (2) mentioned above.

It should also be noted that the models (1) and (2) which are realized particularly by neural networks are trained by not experimental data, but by doubled equations of physico-chemical processes in the system. The model coopts physical and chemical process features of the system due to this. The model accepts experimental data at the entry after the training by doubled potential-stream equations of physical and chemical processes [6, 11, 12, 14].

Symbolic regression methods are also universal approximators [23–26]. It is seen from [23–26] that these models are of neural network configuration. Symbolic regression models generation and training is analogous to the one of neural networks [16–26]. Moreover, both symbolic regression and neural network approximation is based on the approximation generalized theorem [15, 16, 18, 20]. Using of neural networks structure automatic design methods along with genetic algorithms, also robotizes neural network (approximation model) structure establishment [19–22], by analogy with symbolic regression methods [23–26].

It should also be noted that it is enough to take one nonlinear element and to build approximation models [12, 15, 16, 18, 20] involving it in the aim of solving the approximation problems (along with the problems covered in the present article) by using neural networks or symbolic regression methods. Nevertheless, in this case approximation is becoming tedious [20], consequently, it is neces-

sary to use different nonlinear functional relations in the aim of making the model as simple as possible. That is what symbolic regression and neural network methods coopt along with the neural network automatic design [20].

Moreover, involving methods of representation and rendering the information from the neural networks [17, 27] along with the block-oriented synthesis and neural network training [12, 17] makes using of the neural networks intuitive (along with involving the symbolic regression methods).

The analytic simplification of the potential - data driven equations mentioned above is also reduced to the symbolic regression and, consequently, to the neural networks, analogical to it.

Consequently, choosing the method of diagnostic and prognostic modelling (1) and (2) from the potential-data driven physical and chemical equations, using either the neural networks, involving the neural network automatic design and representation and rendering the information or the symbolic regression, is matched. Thus, thereafter the matter will concern the neural networks representing these models (1) and (2).

THE DESIGN OF NEURAL NETWORKS REPRESENTING THE DIAGNOSTIC AND PROGNOSTIC SYSTEM MODELS

The main neural network function in the context of the current task is the data approximation (that was mentioned in the works [10–13, 15, 16, 18, 20]). The data is received from the potential-stream equations of physico-chemical processes. The neural networks offer the multilayer perceptron, the feedforward neural networks.

There is the algorithm of making such an approximation multilayer perceptron, as simple as possible (at the cost of choosing the approximation functional relations) [20]. It is based on the network building-up, training and reduction (extra neuron and synaptic links removal [20]) combination. It is seen from [20] that simplification of neural network structure is analogous to the one for the analytical formulas, along with the neural network building-up which is analogous to the one for the clarification of the analytic formulas (by the methods, mentioned in the works [23–26], seen from [20]).

It is seen in the Figure 1 that the dynamics of the certain technical object are obtained by [5, 6]:

- the coefficients of the functional substance features development (which do not change from one given model system item to another one, do not depend on its mode of operation, are obtained by laboratory system set tests);
- the individual system characteristics (which do not depend on the given model system mode of operation but change from one its item to another one, are obtained from its control mode of operation);
- the reference state, system external actions (which depend on the given model system mode of operation and change from one its item to another one).

Thus, in the first place it is necessary to suppress the dynamic state coordinates and indeterminate certain system external actions [6] from the doubled potential-data driven equations; the diagnostic and prognostic models (1) and (2) will be generated up to the individual characteristics \mathbf{p} and the coefficients of functional substance and process features \mathbf{c} [6] development (formal diagnostic and prognostic models [6]):

$$\mathbf{v}_z(t) = \bar{\mathbf{f}}(\mathbf{x}_z(t), \mathbf{x}_s(t), \mathbf{p}, \mathbf{c}) + \mathbf{e}_z(t), \quad (3)$$

$$\mathbf{v}_y(t) = \bar{\mathbf{g}}(\mathbf{x}_y(t), \mathbf{x}_z(t), \mathbf{x}_s(t), \mathbf{p}, \mathbf{c}) + \mathbf{e}_y(t), \quad \mathbf{x}_y(t_0) = \bar{\tilde{\mathbf{g}}}(\mathbf{x}_z(t_0), \mathbf{x}_s(t_0), \mathbf{p}, \mathbf{c}) + \mathbf{e}_{\tilde{y}}, \quad (4)$$

In the general case the equations might be noted down this way:

$$\mathbf{v}_z(t) = \bar{\mathbf{f}}(\mathbf{x}_z(t), \mathbf{x}_s(t), \mathbf{p}^*, \mathbf{c}^*) + \mathbf{e}_z(t), \quad (5)$$

$$\mathbf{v}_y(t) = \bar{\mathbf{g}}(\mathbf{x}_y(t), \mathbf{x}_z(t), \mathbf{x}_s(t), \mathbf{p}^*, \mathbf{c}^*) + \mathbf{e}_y(t), \quad \mathbf{x}_y(t_0) = \bar{\tilde{\mathbf{g}}}(\mathbf{x}_z(t_0), \mathbf{x}_s(t_0), \mathbf{p}^*, \mathbf{c}^*) + \mathbf{e}_{\tilde{y}}, \quad (6)$$

where

$$\mathbf{p}^* = \mathbf{b}_p(\mathbf{p}, \mathbf{c}), \quad \mathbf{c}^* = \mathbf{b}_c(\mathbf{c}), \quad (7)$$

at

$$\dim(\mathbf{p}^*) \leq \dim(\mathbf{p}), \quad \dim(\mathbf{c}^*) \leq \dim(\mathbf{c}). \quad (8)$$

Thereafter the coefficients \mathbf{c}^* are “the general coefficients of the certain system model”, and the coefficients \mathbf{p}^* are “the presented individual characteristics of the technical object”. In the fulfillment of the condition (8) general case it is appropriate to obtain the \mathbf{c}^* and \mathbf{p}^* characteristics, but not the \mathbf{c} and \mathbf{p} (from the results of laboratory system set tests and control tests).

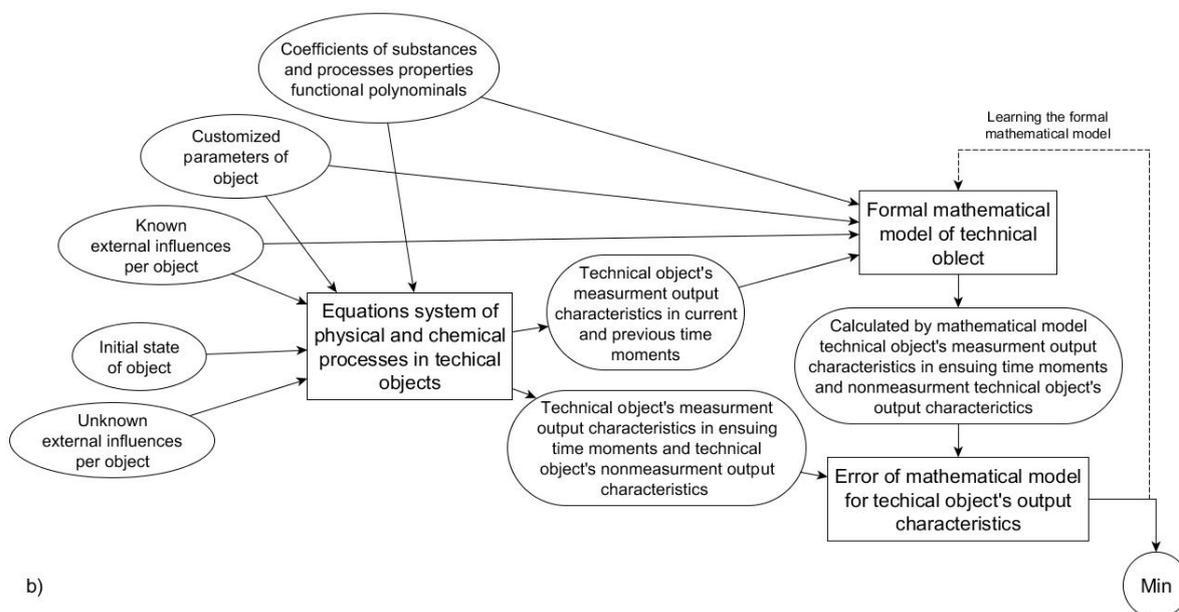
In the aim of formal prognostic and diagnostic models (3) and (4) generation according to the given methods we shall assign the multitude of the amounts at the entry (in the Figure 2a), according to the Monte-Carlo methods, and train the multilayer perceptron mentioned above, which represents the formal diagnostic and prognostic models (3) and (4) of the object (Figure 2). Thereafter, involving the approach mentioned above we shall receive extra (test) data, then check the trained multilayer perceptron (Figure 2) basing on them, and update the perceptron whether it is necessary.

Then we shall simplify the multilayer perceptron using the approaches mentioned above (and in [20]). It is appropriate to represent the perceptron in the block configuration (Figure 2b) after such a simplification. Such a simplified perceptron represents formal diagnostic and prognostic models (5) – (7), from (3) and (4).

In order to generate the model (by the methods [11, 14]), which links the results of laboratory system set tests with the \mathbf{c} coefficients of the substance and process functional development (or with the general \mathbf{c}^* coefficients of the certain system model in case of the condition (8) fulfillment) the amounts at the entry are statistically assigned according to the Monte-Carlo methods (in the Figure 3); the model of the multilayer perceptron mentioned above is trained basing on this multitude (Figure 3). The compressibility of these dynamics is in operation during the training (we shall get the appropriate coefficients which will be the results of the laboratory system set tests; rated). There after we shall generate the test data for testing the multilayer perceptron which represents the connection between the \mathbf{c} coefficients (or the general \mathbf{c}^* coefficients in case of the condition (8) fulfillment) and the appropriate results of the laboratory system set tests, then test the perceptron (Figure 3) and update it whether it is necessary.

In the aim of obtaining the individual \mathbf{p} characteristics (or the presented individual characteristics \mathbf{p}^* of the technical object in case of the condition (8) fulfillment) using the methods [11,14] it is necessary to train the multilayer perceptron, which represents the connection between the \mathbf{p} characteristics (or the presented individual \mathbf{p}^* characteristics of the technical object in case of the condition (8) fulfillment), the \mathbf{c} coefficients (or the \mathbf{c}^* coefficients in case of condition (8) fulfillment) and the results of the technical object tests (Figure 4), analogically to the mentioned above. Then the data are received using the given approach, the perceptron is being tested (Figure 4) basing on them and is being updated whether it is necessary.

a)



b)

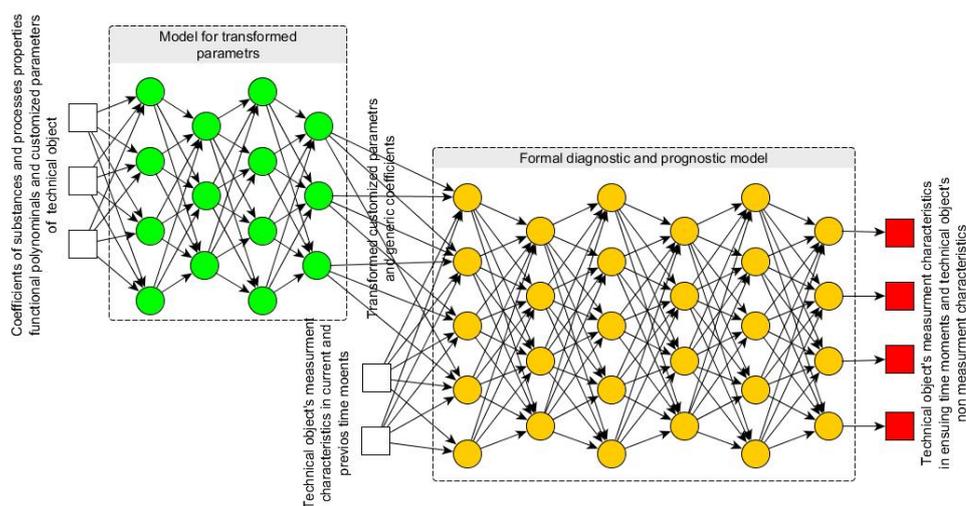


Fig. 2. Formal diagnostic and prognostic model: a) construction of a formal model, b) structure of a formal mathematical model (diagnostic and prognostic model)

Thus, the mathematical model of the considered technical object (up to this object and laboratory system test activity) generated by the described approach from the physico-chemical process equations in this object and in the laboratory systems has three components:

- formal diagnostic and prognostic models (3) and (4) (or (5) – (7) in case of condition (8) fulfillment);
- model for linking the c coefficients (or the c^* characteristics coefficients in case of the condition 8 fulfillment) with the laboratory system test activity results;
- model for linking the individual p characteristics (or the presented individual p^* characteristics in case of condition (8) fulfillment with this object test activity results).

Such generated mathematical models ought to be checked basing on the results of the extra technical object tests.

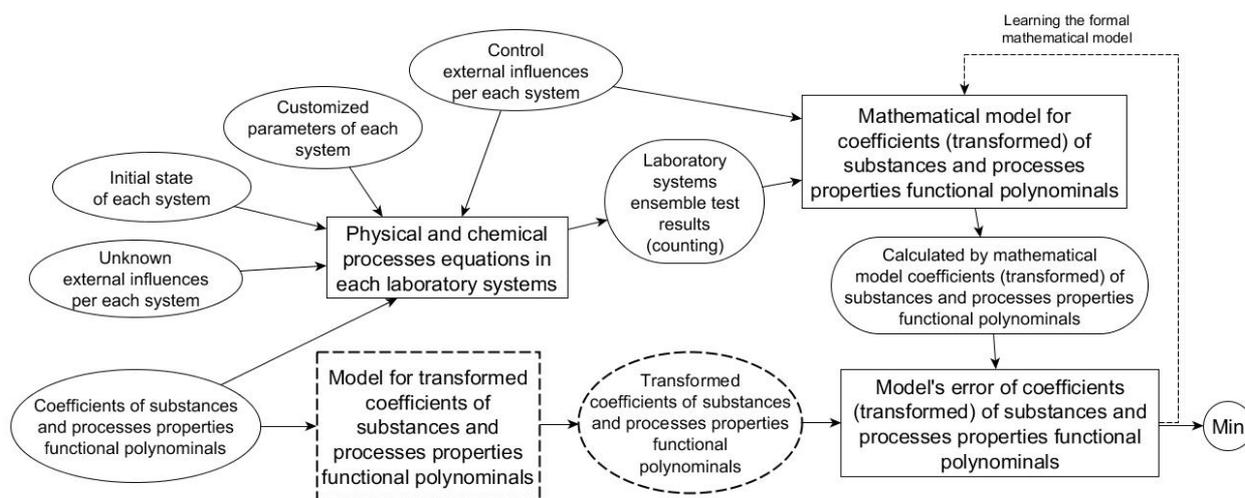


Fig. 3. The construction of a mathematical model for the coefficients of (reduced) functional decompositions of the properties of substances and processes. If condition (8) is not fulfilled, the given coefficients are equal to these coefficients themselves

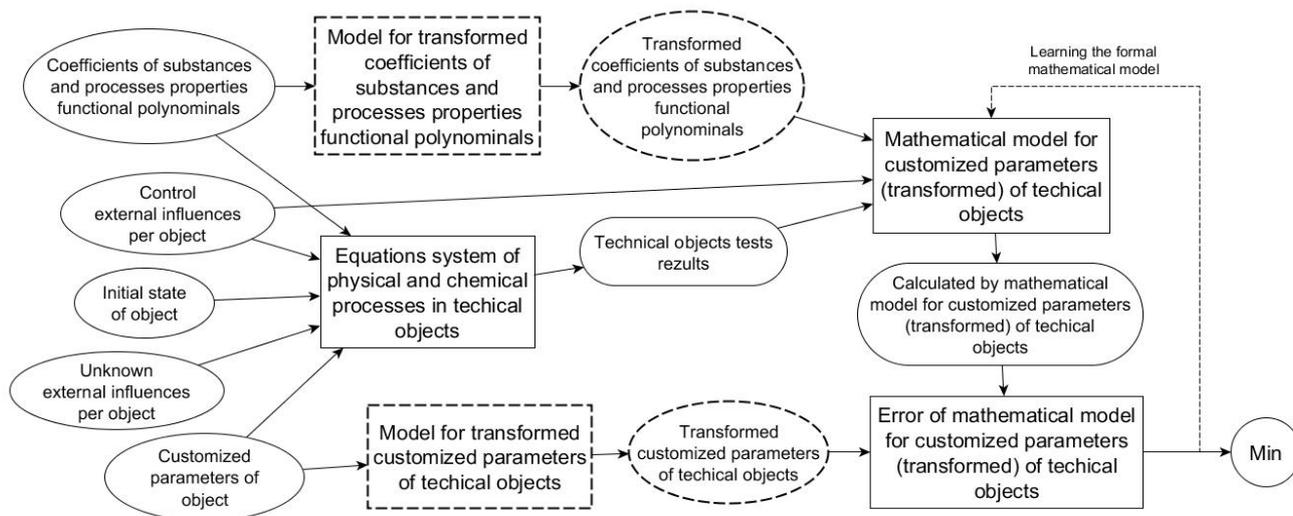


Fig. 4. Construction of a mathematical model for individual parameters (reduced). In case of failure of condition (8), the given coefficients and the given individual parameters are equal to these coefficients and individual parameters, respectively

Such mathematical models ought to be generated in the same way for the laboratory system sets in the aim of checking the models basing on the laboratory system set tests results and, consequently, for checking the reasonability of the reference information.

CONCLUSION

The present work covers numerical-analytic methods of generating diagnostic and prognostic models of the certain system from the coupled potential-stream equations of the physical and chemical processes in the objects up to the object and laboratory system test results, based on the deep learning methods. Moreover, it is seen that the given numerical - analytic methods might be suitable for build-

ing the model of any coupled equations of physical and chemical processes (not only the potential-stream equations). The neural network model for the angular velocity of the electric motor is synthesized basing on the approach described in the article [14].

Involving the block representation of the physical methods (along with the potential-stream approach [4]) and robotizing the mathematic model generating approaches from the coupled equations of physico-chemical processes, described in the present work, we shall receive the robotized system of generating the certain system mathematical model by analyzing the physical and chemical processes in the system and the test results.

REFERENCES

1. **Etkin, V.A.** (2008). *Energodinamika: sintez teoryy perenosa i preobrazovaniya energii* [Energy dynamics: theories' synthesis of energy transfer and transformation]. St. Petersburg: Science, 409 p.
2. **Jou, D., Casas-Vázquez, J. and Lebon, G.** (2006). *Extended irreversible thermodynamics*. New York, USA: Springer, 528 p.
3. **Starostin, I.E. and Bykov, V.I.** (2017). *Kinetic theorem of modern non-equilibrium thermodynamic*. Raleigh, North Carolina, USA: Open Science Publishing, 229 p. (in Russian)
4. **Starostin, I.E. and Stepankin, A.G.** (2019). *Programmная realizatsiya metodov sovremennoy neravnovesnoy termodinamiki. I sistema simulyatsii fiziko-khimicheskikh protsessov SimulationNonEqProcSS v.0.1.0* [Software implementation of modern nonequilibrium thermodynamic methods. Also, the simulation system of physical and chemical processes. SimulationNonEqProcSS v.0.1.0]. Lambert academic publishing RU, 132 p. (in Russian)
5. **Starostin, I.E. and Khalutin, S.P.** (2019). *Obtaining robotic objects model from the equations of the potential-flow method*. 20th international conference on micro/nanotechnologies and electron devices EDM, Novosibirsk, June 29 – July 3 2019, pp. 678–684.
6. **Starostin, I.E.** (2019). *Methodology for obtaining a mathematical model of an operated object from potential-flow equations of physical and chemical processes*. Nauchnyye gorizonty, no. 10 (26), pp. 197–206. (in Russian)
7. **Flach, P.** (2015). *Machine Learning. The Art and Science of Algorithms that Make Sense of Data*. Cambridge: Cambridge University Press, 400 p.
8. **Shaikh, F.** (2017). *Deep Learning vs. Machine Learning – the essential differences you need to know*. Available at: <https://ru.esdifferent.com/differences-between-machine-learning-and-deep-learning> (accessed 22.12.2019).
9. **Eykhoff, P.** (1974). *Systems identification: parametrs and state estimation*. Eindhoven, Netherlands: University of technology, 555 p.
10. **Nikolenko, S., Kadurin, A. and Arhangelskaya, E.** (2018). *Glubokoye obucheniye. Pogruzheniye v mir neyronnykh setey* [Deep learning. Diving in the world of artificial neural networks]. St. Petersburg: Peter Publishing, 480 p.
11. **Haykin, S.** (2006). *Neural Networks. A Comprehensive Foundation*. Upper Saddle River, USA: Prentice hall, 2006. 1105 p.
12. **Goreva, T.I., Portnyagin, N.N. and Pyukke, G.A.** (2012). *Neural network model diagnosis technical systems*. Vestnik KRAUNC. Fiziko-matematicheskoye nauki, no. 1 (4), pp. 31–43. (in Russian)
13. **Pyukke, G.A. and Strelnikov, D.S.** (2013). *Neural Network Approach to construct models of high-dimensional systems analysis*. Bulletin of Kamchatka State Technical University, no. 24, pp. 21–28. (in Russian)
14. **Kozlova, L.E.** (2013). *Research and development speed neural-network observer for control system of induction motor drives* Modern problems of science and education, no. 5, pp. 44. (in Russian)

15. Galizdra, V.I. and Babaev, Sh.B. (2011). *Neural networks and data approximation. Nauchnyye i obrazovatelnyye problemy grazhdanskoj zashchity*, no. 3, pp. 35–43. (in Russian)

16. Cybenko, G.V. (1989). *Approximation by superpositions of a sigmoidal function*. Mathematics of Control Signals and Systems, vol. 2, no. 4, pp. 303–314. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF02551274>. (in Russian)

17. Gridin, V.N. and Solodovnikov, V.I. (2017). *Osobennosti vnutrennego predstavleniya i vizualizatsii izvlekeyemoy iz dannykh informatsii s ispolzovaniyem modulnoy neyronnoy seti BP-SOM* [Features of internal presentation and visualization of information extracted from data using the BP-SOM modular neural network]. *Novyye informatsionnyye tekhnologii v avtomatizirovannykh sistemakh*, no. 20, pp. 170–175. (in Russian)

18. Gorban, A.N. (1998). *Obobshchennaya approksimatsionnaya teorema i vychislitelnyye vozmozhnosti neyronnykh setey* [Generalized approximation theorem and computational capabilities of artificial neural networks]. *Siberian Journal of Numerical Mathematics*, vol. 1, no. 1, pp. 11–24. (in Russian)

19. Evdokimov, I.A. and Solodovnikov, V.I. (2015). *Avtomatizatsiya postroyeniya neyronnoy seti v ramkakh obektno-oriyentirovannogo podkhoda* [The construction automation of the artificial neural network as a part of an object-oriented approach]. *Novyye informatsionnyye tekhnologii v avtomatizirovannykh sistemakh*, no. 18, pp. 89–97. (in Russian)

20. Kalistratov, T.A. (2014). *Methods and algorithms of creation of structure of neuron network within universal approximation of functions*. Tambov University Reports. Series: Natural and Technical Sciences, vol. 19, no. 6, pp. 1845–1848. (in Russian)

21. Bondarenko, I.B., Gatchin, Yu.A. and Geranichev, V.N. (2012). *Synthesis of optimal artificial neural networks by modified genetic algorithm*. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, no. 2 (78), pp. 51–55. (in Russian)

22. Shumkov, E.A. and Chistik, I.K. (2013). *Using genetic algorithms for training neural networks*. *Polythematic Online Scientific Journal of Kuban State Agrarian University*, no. 91, pp. 455–464. (in Russian)

23. Diveev, A.I. (2015). *Variatsionnyye metody simvolnoy regressii dlya zadach upravleniya i identifikatsii* [Variational methods of symbolic regression for control and identification problems]. *System identification and control problems. Proceedings of the X International Conference, Moscow, SICPRO'15*, pp. 141–148. (in Russian)

24. Diveev, A.I. (2016). *Properties of superpositions of functions for numerical methods of symbolic regression*. *Cloud of Science*, vol. 3, no. 2, pp. 290–301. (in Russian)

25. Dang, T.F., Diveev, A.I. and Sofronova, E.A. (2018). *Mathematical models identification of objects and processes by symbolic regression*. *Cloud of Science*, vol. 5, no. 1, pp. 147–162. (in Russian)

26. Diveev, A.I. and Lomakova, E.M. (2017). *Method of binary analytic programming to look for optimal mathematical expression*. *RUDN Journal of Engineering Researches*, vol. 18, no. 1, pp. 125–134. DOI: [10.22363/2312-8143-2017-18-1-125-134](https://doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-1-125-134). (in Russian)

27. Ilin, I.V. (2018). *Algoritmy izvlecheniya pravil iskusstvennykh neyronnykh setey* [Algorithms of artificial neural network rule extraction]. *Vestnik sovremennykh issledovaniy*, no. 9.1 (24), pp. 149–152. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Igor E. Starostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Electrical Engineering and Aviation Electrical Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, starostinigo@yandex.ru

Sergey P. Khalyutin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Electrical Engineering and Aviation Electrical Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, skhalutin@xlab-ns.ru

ИДЕНТИФИКАЦИЯ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ ИЗ ПОТЕНЦИАЛЬНО-ПОТОКОВЫХ УРАВНЕНИЙ НА ОСНОВЕ ГЛУБОКОГО ОБУЧЕНИЯ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ

И.Е. Старостин¹, С.П. Халютин¹

¹*Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

Функционирование различных систем (в частности, технических объектов, живых клеток, атмосферы и океана и т.д.) определяется протеканием в них физических и физико-химических процессов. Для моделирования физико-химических процессов в общем случае ранее авторами был разработан потенциально-потокосый метод, основанный на экспериментальном исследовании (на результатах испытаний систем) свойств веществ и процессов. В общем случае из этих экспериментальных данных получается множество возможных значений этих свойств. Зная эти свойства веществ и процессов, начальное состояние системы, внешние воздействия на нее (или множество возможных значений этих величин), мы можем анализировать динамику физико-химических процессов в этой системе, а из нее – динамику имеющих практический смысл характеристик этой системы. Таким образом, из системы уравнений этого метода получается связь ненаблюдаемых характеристик этих систем с наблюдаемыми характеристиками рассматриваемых систем и лабораторных систем (в которой экспериментально исследуются свойства веществ и процессов в рассматриваемой системе). Т.к. потенциально-потокосые уравнения, описывающие физико-химические процессы, в общем случае достаточно сложные для аналитических преобразований, то вышеупомянутую связь необходимо получать численными методами. Настоящая работа посвящена использованию глубокого обучения как универсального аппроксиматора для получения описанной связи между характеристиками произвольных систем. Эти модели обучаются на динамиках характеристик рассматриваемых систем, полученных из потенциально-потокосых уравнений физико-химических процессов в них при разных значениях параметров, определяющих свойства веществ и процессов в этих системах, их начальных состояниях, внешних воздействиях.

Ключевые слова: физико-химические процессы, математическое моделирование, потенциально-потокосый метод, глубокое обучение.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Эткин В.А.** Энергодинамика: синтез теорий переноса и преобразования энергии. СПб.: Наука, 2008. 409 с.
2. **Jou D., Casas-Vázquez J., Lebon G.** Extended irreversible thermodynamics. New York, USA: Springer, 2006. 528 p.
3. **Старостин И.Е., Быков В.И.** Кинетическая теорема современной неравновесной термодинамики. Raleigh, North Carolina, USA: Open Science Publishing, 2017. 229 с.
4. **Старостин И.Е., Степанкин А.Г.** Программная реализация методов современной неравновесной термодинамики. И система симуляции физико-химических процессов SimulationNonEqProcSS v.0.1.0. Lambert academic publishing RU, 2019. 132 с.
5. **Starostin I.E., Khalyutin S.P.** Obtaining robotic objects model from the equations of the potential-flow method // 20th international conference on micro/nanotechnologies and electron devices EDM, Novosibirsk, June 29 – July 3 2019. Pp. 678–684.
6. **Старостин И.Е.** Методика получения математической модели эксплуатируемого объекта из потенциально-потокосых уравнений физико-химических процессов // Научные горизонты. 2019. № 10 (26). С. 197–206.

7. **Flach P.** Machine learning. The Art and Science of Algorithms that Make Sense of Data. Cambridge: Cambridge University Press, 2015. 400 p.
8. **Shaikh F.** Deep Learning vs. Machine Learning – the essential differences you need to know [Электронный ресурс]. Analytics Vidhya. URL: <https://ru.esdifferent.com/differences-between-machine-learning-and-deep-learning> (дата обращения 22.12.2019).
9. **Eykhoff P.** Systems identification: parametrs and state estimation. Eindhoven, Netherlands: University of technology, 1974. 555 p.
10. **Николенко С., Кадуриин А., Архангельская Е.** Глубокое обучение. Погружение в мир нейронных сетей. СПб.: Питер, 2018. 480 с.
11. **Haykin S.** Neural Networks. A Comprehensive Foundation. Upper Saddle River, USA: Prentice hall, 2006. 1105 p.
12. **Горева Т.И., Портнягин Н.Н., Пюкке Г.А.** Нейросетевые модели диагностики технических систем // Вестник КРАУНЦ. Физ.-мат. науки. 2012. № 1 (4). С. 31–43.
13. **Пюкке Г.А., Стрельников Д.С.** Применение нейросетевого подхода при построении моделей анализа систем высокой размерности // Вестник Камчатского государственного технического университета. 2013. № 24. С. 21–28.
14. **Козлова Л.Е.** Разработка и исследование систем замкнутого асинхронного электропривода по схеме ТРН-АД с нейросетевым наблюдателем скорости // Современные проблемы науки и образования. 2013. № 5. С. 44.
15. **Гализдра В.И., Бабаев Ш.Б.** Нейронные сети и аппроксимация данных // Научные и образовательные проблемы гражданской защиты. 2011. № 3. С. 35–43.
16. **Sybenko G.V.** Approximation by superpositions of a sigmoidal function // Mathematics of Control Signals and Systems. 1989. Vol. 2, no. 4. Pp. 303–314. DOI: 10.1007/BF02551274
17. **Гридин В.Н., Солодовников В.И.** Особенности внутреннего представления и визуализации извлекаемой из данных информации с использованием модульной нейронной сети BP-SOM // Новые информационные технологии в автоматизированных системах. 2017. № 20. С. 170–175.
18. **Горбань А.Н.** Обобщенная аппроксимационная теорема и вычислительные возможности нейронных сетей // Сибирский журнал вычислительной математики. 1998. Т. 1, № 1. С. 11–24.
19. **Евдокимов И.А., Солодовников В.И.** Автоматизация построения нейронной сети в рамках объектно-ориентированного подхода // Новые информационные технологии в автоматизированных системах. 2015. № 18. С. 89–97.
20. **Калистратов Т.А.** Методы и алгоритмы создания структуры нейронной сети в контексте универсальной аппроксимации функций // Вестник Тамбовского университета. Серия Естественные и технические науки. 2014. Т. 19, № 6. С. 1845–1848.
21. **Бондаренко И.Б., Гатчин Ю.А., Гераничев В.Н.** Синтез оптимальных искусственных нейронных сетей с помощью модифицированного генетического алгоритма // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2012. № 2 (78). С. 51–55.
22. **Шумков Е.А., Чистик И.К.** Использование генетических алгоритмов для обучения нейронных сетей // Политематический Сетевой Электронный Научный журнал Кубанского государственного аграрного университета. 2013. № 91. С. 455–464.
23. **Дивеев А.И.** Вариационные методы символьной регрессии для задач управления и идентификации // Идентификация систем и задачи управления: труды X международной конференции, Москва, 26–29 января 2015 г. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2015. С. 141–148.
24. **Дивеев А.И.** Свойства суперпозиции функций для численных методов символьной регрессии // Cloud of Science. 2016. Т. 3, № 2. С. 290–301.

25. Данг Т.Ф., Дивеев А.И., Софронова Е.А. Решение задач идентификации математических моделей объектов и процессов методом символьной регрессии // Cloud of Science. 2018. Т. 5, № 1. С. 147–162.

26. Дивеев А.И., Ломакова Е.М. Метод бинарного генетического программирования для поиска математического выражения // Вестник Российского университета дружбы народов: серия: инженерные исследования. 2017. Т. 18, № 1. С. 125–134. DOI: 10.22363/2312-8143-2017-18-1-125-134

27. Ильин И.В. Алгоритмы извлечения правил искусственных нейронных сетей // Вестник современных исследований. 2018. № 9.1 (24). С. 149–152.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Старостин Игорь Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, starostinigo@yandex.ru

Халютин Сергей Петрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, skhalutin@xlab-ns.ru

Поступила в редакцию 21.02.2020
Принята в печать 19.03.2020

Received 21.02.2020
Accepted for publication 19.03.2020

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 629.7.023

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-59-71

**МЕТОДИКА КОМПЛЕКСНОЙ РАСЧЕТНОЙ ОЦЕНКИ
УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ
ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ**

В.Е. СТРИЖИУС¹

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия*

Представлены основные особенности нормативных требований по оценке усталостной долговечности слоистых композитов. С учетом этих требований и с использованием известных моделей деградации остаточной прочности и деградации жесткости слоистых композитов в процессе накопления усталости сформированы основные положения методики комплексной расчетной оценки усталостной долговечности, которые могут быть использованы, в частности, для ламинатов нижних и верхних панелей крыла самолета транспортной категории. Отмечено, что комплексную расчетную оценку целесообразно выполнять на этапе эскизного проектирования самолета, когда определяются ключевые параметры ламинатов: тип слоистого композита, параметры укладки, выбор уровня расчетных напряжений и т.п. Представлен условный пример комплексной расчетной оценки усталостной долговечности ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 толщиной 8,84 мм для случая использования этого ламината в качестве обшивки верхних панелей крыла самолета транспортной категории. Выполнены четыре вида расчетных оценок: расчетная оценка усталостной долговечности образцов со свободными отверстиями; расчетная оценка усталостной долговечности образцов с едва видимыми ударными повреждениями; расчетная оценка усталостной долговечности образцов с едва видимыми ударными повреждениями до достижения нормированного уровня деградации остаточной прочности; расчетная оценка усталостной долговечности образцов с едва видимыми ударными повреждениями до достижения нормированного уровня деградации жесткости. Сделан вывод о значительном отличии в получаемых значениях усталостных долговечностей рассматриваемых образцов в зависимости от метода расчета. На основе анализа полученных результатов сделан вывод о необходимости выполнения подобных комплексных оценок для определения ресурсных характеристик элементов композитных авиаконструкций с приемлемой точностью.

Ключевые слова: слоистые композиты, элементы композитных авиаконструкций, расчетные оценки усталостной долговечности, деградация остаточной прочности, деградация жесткости, образцы со свободными отверстиями, образцы с ударными повреждениями.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что важнейшее значение при использовании полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовых элементах авиаконструкций приобретает возможность оценки их физико-механических характеристик, в том числе характеристик сопротивления усталости.

Выполняемая в настоящее время расчетно-экспериментальная оценка характеристик сопротивления усталости элементов композитных авиаконструкций на этапе эскизного проектирования самолета транспортной категории по своей сути практически не отличается от оценки соответствующих характеристик металлических элементов авиаконструкций и заключается,

прежде всего, в оценке характеристик усталости конструктивных элементов в зоне свободных отверстий. Предполагается, что образцы со свободными отверстиями, которые обычно испытываются на усталость на этапе эскизного проектирования самолета, являются типичными представителями достаточно широкого круга концентраторов напряжений в элементах авиаконструкций.

Однако известно, что подобные оценки, выполняемые для ПКМ, недостаточны и не учитывают ряд важных факторов, влияющих на усталость только слоистых ПКМ. К таким факторам следует отнести следующие.

1. Дegrаdация остаточной прочности слоистых ПКМ в процессе накопления усталости.
2. Дegrаdация жесткости слоистых ПКМ в процессе накопления усталости.
3. Особая чувствительность слоистых ПКМ (прежде всего ламинатов нижних и верхних панелей крыла) к производственным дефектам и ударным повреждениям.

Приведены основные особенности нормативных требований по оценке усталостной долговечности слоистых ПКМ, представленных в Авиационных правилах¹ и Рекомендательном циркуляре².

По результатам обзора ряда отечественных и зарубежных исследований для слоистых ПКМ представлены основные положения следующих моделей:

- модели дegrаdации нормализованной прочности [1–6];
- модели дegrаdации нормализованной жесткости [5–8].

С учетом нормативных требований и с использованием представленных моделей сформированы основные положения *методики комплексной расчетной оценки* усталостной долговечности слоистых ПКМ, которую целесообразно применять на этапе эскизного проектирования самолета, когда определяются ключевые параметры ПКМ: тип ПКМ, параметры укладки, выбор уровня расчетных напряжений и т.п.

Приведен пример подобной комплексной оценки для ламината из углепластика AS4-PW [9] для случая *условного* применения этого ламината в качестве обшивки верхней панели крыла самолета транспортной категории.

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ НОРМАТИВНЫХ ТРЕБОВАНИЙ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ СЛОИСТЫХ ПКМ

Известно, что § 25.571 АП-25 в свое время был разработан для оценки допустимости повреждений и усталостной прочности *металлических* элементов авиаконструкций, тем не менее, в настоящее время основные нормативные требования, изложенные в этом параграфе, применяются и к элементам *композитных* авиаконструкций.

В Рекомендательном циркуляре АС 20-107В³ представлены наиболее важные *дополнительные* нормативные требования и рекомендации к обеспечению усталостной прочности и живучести элементов композитных авиаконструкций. В частности, представлены требования к обеспечению усталостной прочности элементов композитных авиаконструкций с повреждениями категории 1. Согласно АС 20-107В «**Категория 1:** Допустимое повреждение, которое может развиваться, будучи не обнаруженным во время планового или целевого осмотра, или допустимые производственные дефекты. Обоснование допустимости повреждения Категории 1 включает *демонстрацию надежного ресурса при сохранении статической прочности от рас-*

¹ Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. МАК. Москва, 2004.

² РЦ-АП25.571-1А "Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции". ЦАГИ, Жуковский, 2015.

³ Advisory Circular 20-107B, U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009.

четной нагрузки... Типичными примерами повреждений Категории 1 являются повреждения типа BVID (*Barely Visible Impact Damage - Едва видимые ударные повреждения*) и допустимые производственные дефекты и эксплуатационные повреждения (например, небольшие расслоения, пористость, небольшие царапины и вмятины, а также незначительные повреждения от воздействия среды), с которыми в течение всего срока службы конструкция самолета должна выдерживать расчетную нагрузку».

Таким образом, очевидно, что кроме оценок усталостной долговечности «неповрежденных» элементов композитных авиаконструкций *как минимум* должна быть проведена аналогичная оценка элементов с ударными повреждениями типа BVID.

Что касается процесса деградации механических свойств ПКМ, то следует отметить, что этот процесс в слоистых ПКМ протекает значительно интенсивнее, чем аналогичный процесс в металлических материалах. Таким образом, мы можем говорить о новом (по сравнению с металлическими материалами) и достаточно неприятном свойстве слоистых ПКМ.

Для элементов композитных авиаконструкций это свойство требует всестороннего исследования и учета, так как согласно современным требованиям остаточная прочность таких конструкций в процессе эксплуатации не должна опускаться ниже уровня, соответствующего предельным расчетным нагрузкам (с учетом влияния влагонасыщения и температуры). Фактически это означает, что усталостная долговечность, по которой определяются ресурсные характеристики рассматриваемого элемента из ПКМ, должна соответствовать такому уровню остаточной прочности. Очевидно, что игнорирование этого требования и определение усталостной долговечности без обеспечения такого соответствия может привести к серьезным ошибкам (не в запас прочности) при определении ресурсных характеристик элементов из ПКМ.

Снижение (деградация) жесткости элементов из ПКМ также тесно связано с накопленным усталостным повреждением. Известно, что для авиаконструкций допустимый уровень снижения жесткости регламентируется специальным § 25.629(b)(2) АП-25 и в настоящее время принимается, как правило, равным 5÷10% от начальной жесткости рассматриваемого элемента.

Очевидно, что исследование снижения механических свойств ПКМ на основе прямых усталостных испытаний требует значительных затрат. Ввиду этого необходимость разработки и использования специальных моделей, позволяющих выполнять объективные *расчетные* оценки уровня деградации (снижения) остаточной прочности и жесткости в процессе накопления усталости в элементах авиаконструкций из слоистых ПКМ, представляется очевидной.

Предполагается, что такие модели должны быть разработаны, прежде всего, для композитных ламинатов - обшивок верхних и нижних панелей композитных крыльев, обшивок композитного оперения, композитных обшивок агрегатов механизации крыла и органов управления самолета.

МОДЕЛИ ДЕГРАДАЦИИ ОСТАТОЧНОЙ ПРОЧНОСТИ И ЖЕСТКОСТИ СЛОИСТЫХ ПКМ

Как отмечалось выше, в настоящей статье с целью формирования методики комплексной оценки усталостной долговечности слоистых ПКМ рассмотрены основные положения модели деградации нормализованной прочности и модели деградации нормализованной жесткости.

По результатам обзора и анализа данных, представленных в работах [1–6], можно сформировать следующие основные положения и допущения *модели деградации нормализованной прочности*.

1. Уровень снижения остаточной прочности в процессе накопления усталости в слоистом ПКМ зависит от конструктивно-технологических особенностей ламината (типа ПКМ, параметров укладки, толщины и т.д.), механических и усталостных характеристик ламината. В

работах [1–3] делается допущение, что механические и усталостные характеристики ламината связаны зависимостью:

$$t^a + s^b = 1, \quad (1)$$

где

- $t = (\lg n - \alpha) / (\lg N - \alpha)$ – функция нагружения;
- n – количество циклов нагружения при уровне максимальных напряжений цикла σ_{\max} ;
- N – количество циклов нагружения до разрушения при уровне напряжений σ_{\max} ;
- α – константа, для симметричного цикла нагружения $\alpha = \lg(0,25) = -0,6021$; для от- нулевого цикла нагружения - $\alpha = \lg(0,5) = -0,3010$;
- $s = (\sigma_{RS} - \sigma_{\max}) / (\sigma_{UTS} - \sigma_{\max})$ - относительная остаточная прочность ламината;
- σ_{RS} – остаточная прочность ламината;
- σ_{UTS} – предел прочности ламината при растяжении;
- a и b – константы, зависящие от свойств ПКМ и окружающей среды, значения кото- рых определяются по результатам аппроксимации экспериментальных данных с ис- пользованием зависимости (1).

2. На основе зависимости (1) в работах [1–3] получено соотношение для оценки оста- точной прочности слоистых ПКМ в процессе накопления усталости:

$$\sigma_{RS} = (\sigma_{UTS} - \sigma_{\max})(1 - t^a)^{\frac{1}{b}} + \sigma_{\max}$$

или

$$\sigma_{RS} = (\sigma_{UTS} - \sigma_{\max}) \left(1 - \left(\frac{\lg(n) - \alpha}{(\lg(N) - \alpha)} \right)^a \right)^{\frac{1}{b}} + \sigma_{\max}. \quad (2)$$

По данным работы [3] константы a и b для пластиков типа CFRP (пластик, армирован- ный углеродным волокном), KFRP (пластик, армированный кевларовым волокном) и GRP (пла- стик, армированный стекловолокном) принимают значения, близкие к значениям, представлен- ным в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Значения констант a и b для пластиков типа CFRP, KFRP и GRP
(по данным работы [3])

Values of constants a and b for plastics CFRP, KFRP and GRP
(according to [3])

Тип пластика	a	b
CFRP	1,8	23,1
KFRP	1,8	5,2
GRP	1,5	4,8

Очевидно, что значения констант a и b будут оказывать значительное влияние на форму кривой снижения остаточной прочности « $\sigma_{RS} - N$ » и получаемые с использованием этой кривой конечные результаты оценок остаточной прочности. Поэтому с целью получения достаточно достоверных результатов таких оценок для каждого ламината значения констант a и b должны уточняться по результатам специально проведенных испытаний.

По результатам обзора и анализа данных, представленных в работах [5–8], можно сформулировать следующие основные положения модели деградации нормализованной жесткости.

1. Остаточная жесткость композиционного материала так же как и остаточная прочность является функцией уровня и числа циклов приложенных напряжений.

2. Модели деградации жесткости интересны многим исследователям, так как остаточная жесткость может быть использована как «неразрушающая» мера оценки повреждения ПКМ.

3. Для представления остаточной жесткости как функции числа циклов в работе [8] предложено следующее уравнение:

$$E(n) = \left(E_s - \frac{\sigma}{\varepsilon_f} \right) \times \left(1 - \left(\frac{\lg(n) - \lg(0.25)}{\lg(N_f) - \lg(0.25)} \right)^\lambda \right)^{\frac{1}{\gamma}} + \frac{\sigma}{\varepsilon_f}, \quad (3)$$

где

- $E(n)$ – остаточная жесткость;
- E_s – начальная (статическая) жесткость;
- σ – величина прикладываемых напряжений;
- ε_f – средняя деформация при статическом разрушении;
- n – число приложенных циклов;
- N_f – усталостная долговечность (число циклов до разрушения) при уровне напряжений σ ;
- λ и γ – экспериментальные параметры.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ КОМПЛЕКСНОЙ ОЦЕНКИ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛАМИНАТОВ ИЗ СЛОИСТЫХ ПКМ

В качестве основных положений методики комплексной оценки усталостной долговечности ламинатов из слоистых ПКМ на этапе эскизного проектирования самолета предложены следующие положения.

1. Для рассматриваемых ламинатов выполняются усталостные испытания образцов со свободным отверстием и образцов с ударными повреждениями типа BVID, строятся соответствующие кривые усталости. Подобные испытания рекомендуется проводить с коэффициентами асимметрии циклического нагружения, близкими по величине к превалирующим коэффициентам асимметрии циклического нагружения рассматриваемых элементов в соответствующих агрегатах самолета.

2. Оценивается уровень напряжений, эквивалентных по повреждаемости программному нагружению рассматриваемого элемента в типовом полете. На этапе эскизного проектирования оценка эквивалентных напряжений может выполняться с использованием данных работы [10].

3. С использованием зависимостей (2) и (3) строятся расчетные кривые деградации остаточной прочности и жесткости в процессе накопления усталости. В запас прочности указанные

кривые строятся с использованием параметров кривой усталости для образцов с ударными повреждениями типа BVID.

4. С использованием эквивалентных напряжений типового полета выполняются следующие оценки:

- усталостной долговечности образцов со свободным отверстием;
- усталостной долговечности образцов с ударными повреждениями типа BVID;
- усталостной долговечности образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации остаточной прочности до значения, равного σ_{ULT} – напряжениям в рассматриваемом элементе при расчетных нагрузках;
- усталостной долговечности образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации жесткости до значения $0,95E_s$, где E_s – начальная (статическая) жесткость рассматриваемого элемента.

ПРИМЕР КОМПЛЕКСНОЙ ОЦЕНКИ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛАМИНАТА ВЕРХНЕЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА

В настоящем разделе приведен *условный* пример комплексной оценки усталостной долговечности ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 толщиной 8,84 мм для случая использования этого ламината в качестве обшивки верхних панелей крыла самолета транспортной категории.

В качестве исходных данных для расчета использованы следующие.

1. Кривая усталости образцов со свободным отверстием из рассматриваемого ламината при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения $R = 5$, полученная в результате обработки данных работы [9]:

$$|\sigma_{\max}| = 279,56 - 17,990 \cdot \lg N, \quad (4)$$

где σ_{\max} – максимальные циклические напряжения сжатия в МПа.

2. Кривая усталости образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения $R=5$, полученная в результате обработки данных работы [9]:

$$|\sigma_{\max}| = 243,17 - 14,619 \cdot \lg N, \quad (5)$$

где σ_{\max} – максимальные циклические напряжения сжатия в МПа.

3. Значения параметров, принятые для оценки деградации остаточной прочности образцов с ударными повреждениями типа BVID:

- $|\sigma_{UCS}| = 243,17$ МПа – предел прочности образцов на сжатие;
- $|\sigma_{ULT}| = 233$ МПа – напряжения сжатия в рассматриваемом элементе при расчетных нагрузках;
- $|\sigma_{\max_eqv}| = 150$ МПа – максимальные циклические напряжения сжатия, эквивалентные по повреждаемости программному нагружению рассматриваемого элемента в типовом полете (определены с учетом данных и рекомендаций работы [10]);
- $\alpha = \lg(0,25) = -0,6021$;
- $a=1,8$; $b=23,1$ – значения параметров соотношения (2), определены по данным работы [3]. *Принимается допущение*, что эти значения могут быть использованы для ла-

мината из углепластика AS4-PW 10/80/10 в рассматриваемом условном примере комплексной оценки усталостной долговечности.

4. Значения параметров, принятые для оценки деградации жесткости образцов с ударными повреждениями типа BVID:

- $|\sigma_{UCS}| = 243,17$ МПа – предел прочности образцов на сжатие;
- $\varepsilon_f = 0,004$ – средняя деформация при статическом разрушении;
- $E_s = |\sigma_{UCS}| / \varepsilon_f = 243,17 / 0,004 = 60790$ МПа – начальная (статическая) жесткость образцов;
- $0,95E_s = 57750$ МПа – нормированный уровень деградации жесткости;
- $|\sigma_{\max_eqv}| = 150$ МПа – максимальные циклические напряжения сжатия, эквивалентные по повреждаемости программному нагружению рассматриваемого элемента в типовом полете;
- $\lg(0,25) = -0,6021$;
- $\lambda = 14,57$; $\gamma = 0,30$ – значения параметров соотношения (3), определены по данным работы [8]. *Принимается допущение*, что эти значения могут быть использованы для ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 в рассматриваемом условном примере комплексной оценки усталостной долговечности.

Следует отметить, что принятое значение эквивалентных напряжений $|\sigma_{\max_eqv}| = 150$ МПа является приближенным и пригодно только для расчетных оценок на этапе эскизного проектирования самолета.

Основные подзадачи, которые должны быть решены при точных оценках уровня эквивалентных напряжений, можно представить следующим образом.

1. Создание циклограммы программного нагружения обшивки верхних панелей крыла в типовом полете рассматриваемого самолета.
2. Обработка полученной циклограммы программного нагружения методом «полных циклов», выделение полных циклов.
3. Выбор диаграммы постоянной усталостной долговечности. При решении этой подзадачи возможно использование результатов работ [11–14].
4. Решение вопроса о модели накопления усталостного повреждения. При решении этой подзадачи возможно использование результатов работ [15, 16].

На рис. 1 представлены кривые усталости (4) и (5).

На рис. 2 представлена кривая деградации остаточной прочности " $\sigma_{RS} - N$ " образцов с ударными повреждениями типа BVID, построенная с использованием соотношения (2).

На рис. 3 представлена кривая деградации жесткости " $E(n) - N$ " образцов с ударными повреждениями типа BVID, построенная с использованием соотношения (3).

В табл. 2 представлены результаты расчетной оценки:

- усталостной долговечности N_{OH} образцов со свободным отверстием из ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения $R = 5$;
- усталостной долговечности N_{BVID} образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения $R = 5$;
- усталостной долговечности N_{BVID_RS} образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения $R = 5$ до достижения остаточной прочности образцов уровня

$|\sigma_{ULT}| = 233$ МПа - напряжений сжатия в рассматриваемых образцах при расчетных нагрузках;

- усталостной долговечности N_{RE} образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации жесткости до значения $0,95E_s = 66395$ МПа - нормированного уровня деградации жесткости.

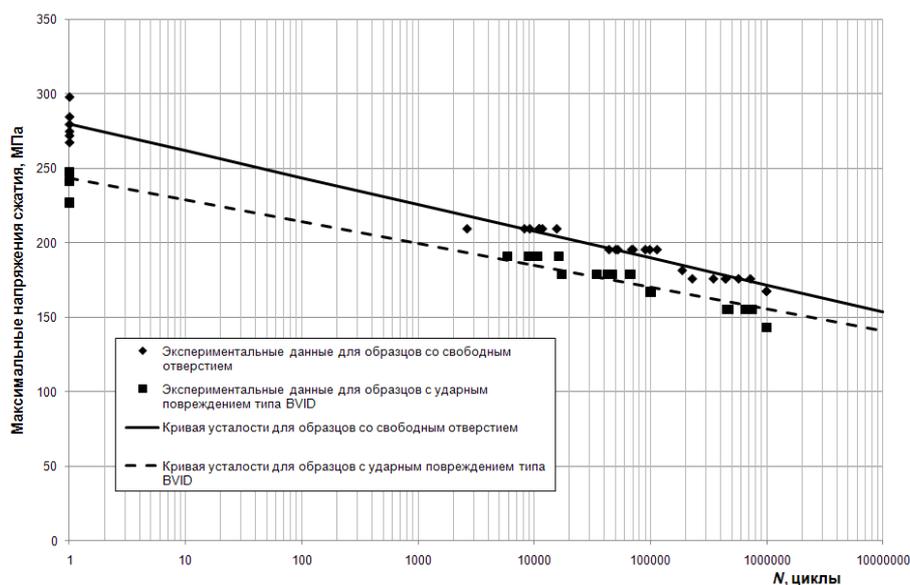


Рис. 1. Кривые усталости для образцов со свободным отверстием и образцов с ударным повреждением типа BVID для ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10

Fig. 1. S-N curves for specimens with open hole and with BVID impact damage for a GFRP AS4-PW 10/80/10 laminate

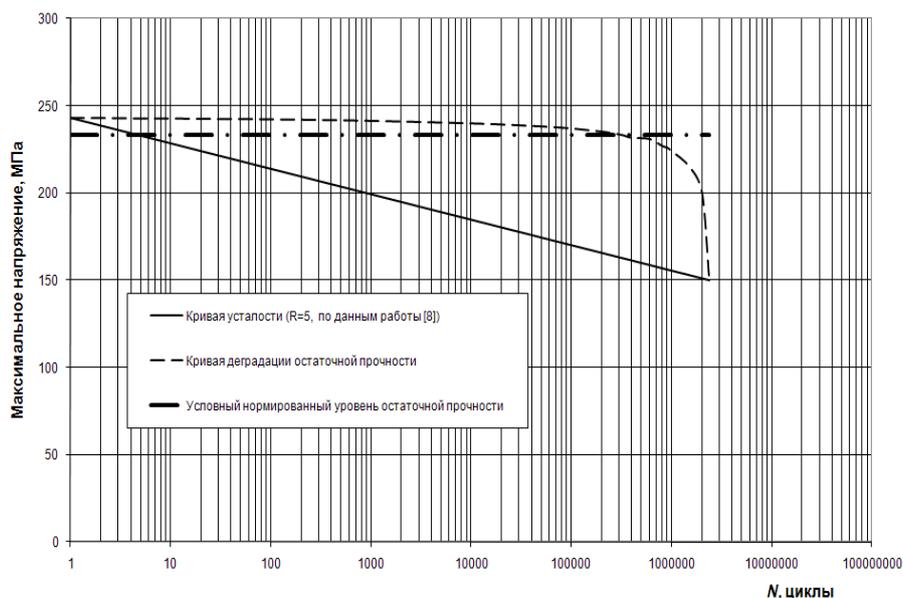


Рис. 2. Кривая усталости и кривая деградации остаточной прочности « $\sigma_{RS} - N$ » для образцов с ударным повреждением типа BVID из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10

Fig. 2. $S-N$ curve and " $\sigma_{RS} - N$ " curve for specimens with BVID impact damage for a GFRP AS4-PW 10/80/10 laminate

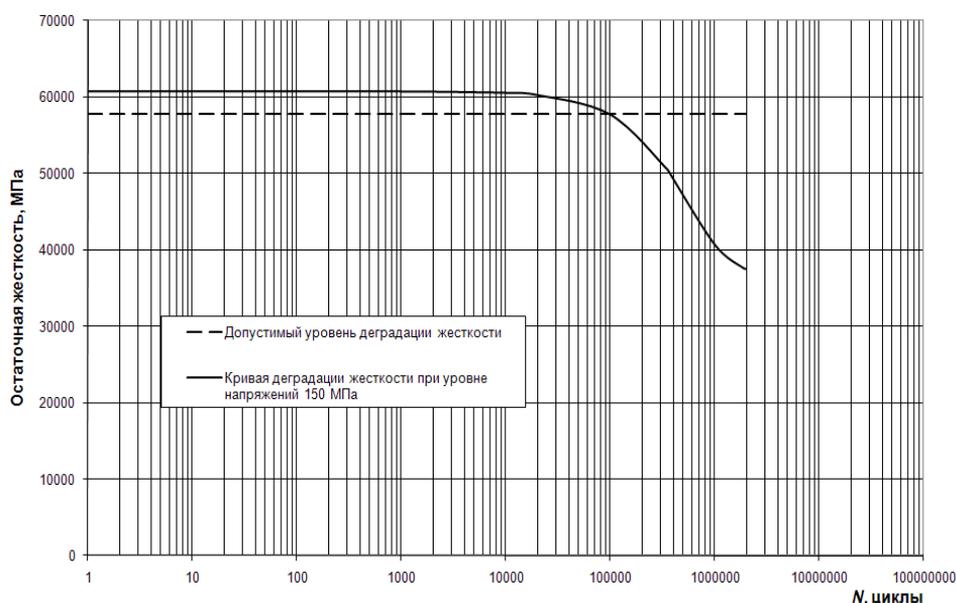


Рис. 3. Кривая деградации жесткости « $E(n) - N$ » для образцов с ударным повреждением типа BVID из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10

Fig. 3. " $E(n) - N$ " curve for specimens with BVID impact damage for a GFRP AS4-PW 10/80/10 laminate

Таблица 2
Table 2

Результаты комплексной оценки усталостной долговечности ламината из углепластика AS4-PW
Results of a comprehensive estimation of the fatigue life of GFRP AS4-PW laminate

N_{OH} , циклы	N_{BVID} , циклы	N_{BVID_RS} , циклы	N_{RE} , циклы
$1,59 \cdot 10^7$	$2,36 \cdot 10^6$	330 000	100 000

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам анализа данных табл. 2 можно сделать следующие выводы:

1. Значения долговечностей N_{OH} и N_{BVID} получились ожидаемо значительными, что соответствует практике подобных оценок для других типов слоистых ПКМ.

2. Наименьшая расчетная долговечность N_{RE} , полученная по результатам расчетной оценки образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации жесткости до значения $0,95E_s$, примерно в 160 раз меньше долговечности, определенной по усталости образцов со свободным отверстием.

3. Расчетная долговечность N_{BVID_RS} , полученная по результатам расчетной оценки образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения нормированного уровня деградации остаточной прочности, примерно в 50 раз меньше долговечности, определенной по усталости образцов со свободным отверстием.

4. Очевидно, что *количественные* результаты комплексной расчетной оценки, полученные в представленном *условном примере при принятых допущениях*, носят оценочный характер, тем не менее, можно утверждать об определенной достоверности *качественной разницы* в полученных результатах при различных методах оценки. Эта достоверность в первую очередь подтверждается анализом данных, представленных в работах [1–9].

5. Для уточнения *количественных* результатов комплексной расчетной оценки, полученных в представленном *условном примере*, необходимо на основании специального анализа и дополнительных экспериментальных данных уточнить значения параметров a , b , λ и γ соотношений (2) – (3).

На основе анализа полученных результатов может быть сделан вывод о необходимости выполнения подобных комплексных оценок для определения ресурсных характеристик элементов композитных авиаконструкций с приемлемой точностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Adam T.** The fatigue behavior of Kevlar/carbon hybrid composites / T. Adam, R.F. Dickson, G. Fernando, B. Harris, H. Reiter // IMechE Conference Publications. Institute of Mechanical Engineers). 1986. No. 2. Pp. 329–335.
2. **Adam T.** A power law fatigue damage model for fiber-reinforced plastic laminates / T. Adam, R.F. Dickson, C.J. Jones, H. Reiter, B. Harris // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Mechanical Engineering Science. 1986. Vol. 200, iss. 3. Pp. 155–166. DOI: https://doi.org/10.1243/PIME_PROC_1986_200_111_02
3. **Harris B.** A historical review of the fatigue behavior of fiber-reinforced plastics / Ed. by Bryan Harris // Fatigue in composites. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. Pp. 3–35.
4. **Nixon-Pearson O.J., Hallett S.R.** An investigation into the damage development and residual strengths of open-hole specimens in fatigue // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2015. Vol. 69. Pp. 266–278. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2014.11.013>
5. **Khan A.I., Venkataraman S., Miller I.** Predicting fatigue damage of composites using strength degradation and cumulative damage model // Journal of Composites Science. 2018. Vol. 2, iss. 1. DOI: 10.3390/JCS2010009
6. **Cater C., Xiao X., Krishnan A.** Cumulative fatigue damage prediction of composite structures // Proceedings of the 19th International Conference on composite materials. Montreal, Canada. 28 July-02 August 2013. Pp. 229–236.
7. **Cadavid M.O.** Experimental studies of stiffness degradation and dissipated energy in glass fibre reinforced polymer composite under fatigue loading / M.O. Cadavid, O. Al-Khudairi, H. Hadavinia, D. Goodwin, G.H. Liaghat // Polymers & Polymer Composites. 2017. Vol. 25, iss. 6. Pp. 435–446.
8. **Shokrieh M.M., Lessard L.B.** Fatigue under multiaxial stress systems. Fatigue in composites / Ed. by Bryan Harris. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. Pp. 63–114.
9. **Bakuckas Jr.J.G.** Bonded repairs of composite panels representative of wing structure / Jr.J.G. Bakuckas, R. Chadha, P. Swindell, M. Fleming, J.Z. Lin, J.B. Ihn, N. Desai, E. Espinar-Mick, M. Freisthler // Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 565–580.
10. **Tomblin J., Seneviratne W.** Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors. Report DOT/FAA/AR-10/6, June 2011.
11. **Kawai M., Yano K.** Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P–S–N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2016. Vol. 80. Pp. 244–258. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.10.021

12. Broer A. Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S-N curve: Master of Science thesis. Delft University of Technology, 2018.

13. Buimovich Y., Elmalich D. Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites // Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 399–409.

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. Bendouba M., Aid A., Benguediab M. Fatigue life prediction of composite under two block loading // Engineering, Technology & Applied Science Research. 2014. Vol. 4, no. 1. Pp. 587–590.

16. 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. Pp. 423–431.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Стрижиус Виталий Ефимович, доктор технических наук, профессор кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национальный исследовательский университет), vitaly.strizhius@gmail.com.

METHODOLOGY OF SUBSTANTIVE FATIGUE LIFE VALUATION OF COMPOSITE COMPONENTS OF AERO STRUCTURE

Vitaly E. Strizhius¹

¹*National Research University "Moscow Aviation Institute"
Moscow, Russia*

ABSTRACT

The key features of the regulatory requirements for the fatigue life valuation of composite laminates were presented. With allowance for those requirements and through the use of the well-known patterns of residual strength degradation and stiffness degradation of layered composite materials over the course of fatigue cumulation, the fundamental principles of the methodology of substantive fatigue life valuation were created. They, in particular, can be used for the lower and upper wing paneling of the transport category of aircraft. It was indicated that it's worth making the substantive valuation at the project definition stage of an aircraft, when the key parameters of the laminates are being determined: the type of layered composite materials, parameters of their placement, selection of analytical stresses, etc. As a conditional sample of the substantive fatigue life valuation of carbon fiber laminate, was presented to use as the AS4-PW 10/80/10 (8,84 mm thick) used in the capacity of the upper wing paneling of the transport aviation planes. The types of valuations were performed as follows: fatigue life prediction for the samples with free holes; fatigue life prediction for the samples with scarcely visible shock damages; fatigue life prediction for the samples with scarcely visible shock damages prior to reaching the standard residual strength degradation level; fatigue life prediction for the samples with scarcely visible shock damages prior to reaching the standard residual stiffness degradation level. The above valuations exposed significant distinctions between the received values for the different samples depending on the used prediction method. The analysis of the received values revealed the necessity of making the same substantive estimates for determination of the fatigue life valuation of composite components of aero structures with acceptable accuracy.

Key words: layered composites, composite components of aero structures, fatigue life prediction, residual strength degradation, stiffness degradation, samples with free holes, samples with shock damages.

REFERENCES

1. Adam, T., Dickson, R.F., Fernando, G., Harris, B. and Reiter, H. (1986). *The fatigue behavior of Kevlar/carbon hybrid composites*. IMechE Conference Publications, Institute of Mechanical Engineers, no. 2, pp. 329–335.
2. Adam, T., Dickson, R.F., Jones, C.J., Reiter, H. and Harris, B. (1986). *A power law fatigue damage model for fiber-reinforced plastic laminates*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Mechanical Engineering Science, vol. 200, issue 3, pp. 155–166. DOI: https://doi.org/10.1243/PIME_PROC_1986_200_111_02
3. Harris, B. (2003). *A historical review of the fatigue behavior of fiber-reinforced plastics*. Fatigue in composites, in B. Harris (Ed.). Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, pp. 3–35.
4. Nixon-Pearson, O.J. and Hallett, S.R. (2015). *An investigation into the damage development and residual strengths of open-hole specimens in fatigue*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 69, pp. 266–278. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2014.11.013>
5. Khan, A.I., Venkataraman, S. and Miller, I. (2018). *Predicting fatigue damage of composites using strength degradation and cumulative damage model*. Journal of Composites Science, vol. 2, issue 1. DOI: 10.3390/JCS2010009
6. Cater, C., Xiao, X. and Krishnan, A. (2013). *Cumulative fatigue damage prediction of composite structures*. Proceedings of the 19th International Conference on composite materials. Montreal, Canada, 28 July-02 August 2013, pp. 229–236.
7. Cadavid, M.O., Al-Khudairi, O., Hadavinia, H., Goodwin, D. and Liaghat, G.H. (2017). *Experimental studies of stiffness degradation and dissipated energy in glass fibre reinforced polymer composite under fatigue loading*. Polymers & Polymer Composites, vol. 25, issue 6, pp. 435–446.
8. Shokrieh, M.M. and Lessard, L.B. (2003). *Fatigue under multiaxial stress systems*. Fatigue in composites, in B. Harris (Ed.). Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, pp. 63–114.
9. Bakuckas, Jr.J.G., Chadha, R., Swindell, P., Fleming, M., Lin, J.Z., Ihn, J.B., Desai, N., Espinar-Mick, E. and Freisthler, M. (2019). *Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 565–580.
10. Tomblin, J. and Seneviratne, W. (2011). *Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors*. Report DOT/FAA/AR-10/6.
11. Kawai, M. and Yano, K. (2016). *Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P–S–N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 80, pp. 244–258. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.10.021
12. Broer, A. (2018). *Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single s-n curve*: Master of Science Thesis. Delft University of Technology.
13. Buimovich, Y. and Elmalich, D. (2019). *Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 399–409.
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, pp. 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309. (in Russian)
15. Bendouba, M., Aid, A., Benguediab, M. (2014). *Fatigue Life Prediction of Composite Under Two Block Loading*. *Engineering, Technology & Applied Science Research*, vol. 4, no. 1, pp. 587–590.

16. 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, pp. 423–431. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

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

Поступила в редакцию 13.11.2019
Принята в печать 19.03.2020

Received 13.11.2019
Accepted for publication 19.03.2020

УДК 658.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-72-86

ТЕХНОЛОГИЯ BLOCKCHAIN КАК ИНСТРУМЕНТ УПРАВЛЕНИЯ ЦЕПЯМИ ПОСТАВОК С УЧАСТИЕМ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

И.О. ПОЛЕШКИНА¹, Н.В. ВАСИЛЬЕВА¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

В статье исследуется технология блокчейн в контексте ее использования для повышения скорости информационного обмена между участниками международных цепей/сетей поставок с участием воздушного транспорта. Рассмотрен международный опыт использования данной технологии различными компаниями (Maersk, Lufthansa, Walmart, Unilever, Nestle, Samsung, British Airways) в логистике и управлении цепями поставок. Выделены особенности международных цепей с использованием воздушного транспорта, которые заключаются в преобладании двух категорий грузов: товаров с высокой добавленной стоимостью (электронные устройства и их компоненты, товары индустрии моды, ювелирные украшения) и товаров, имеющих жесткие требования к срокам доставки (фармацевтическая продукция, живые животные, скоропортящаяся продукция, товары электронной коммерции и почта). Исследование показало, что скоропортящиеся грузы имеют большой потенциал для наращивания грузооборота авиакомпаний. Однако в настоящее время не существует единого универсального инструмента управления их ЦП, так как используемые инструменты (ERP, SRM, TMS, WMS) не обеспечивают полную прозрачность информационного обмена между всеми участниками. В технологии доставки скоропортящихся грузов воздушным транспортом наиболее проблемным этапом является наземная обработка грузов в аэропорту отправления и аэропорту назначения. Сложности возникают при проверке корректности оформления документов, маркировки и подлинности информации о происхождении продукции. Предложен механизм использования технологии блокчейн в сочетании с технологиями IoT и смарт-контракт для управления цепями поставок скоропортящейся продукции с использованием воздушного транспорта. Использование данной технологии позволит: сократить время процедур проверки документов, таможенного оформления и фитосанитарного контроля за счет полного отслеживания продукции с момента его производства, упростить выявление контрафактной продукции, повысить качество контроля пищевой безопасности, контролировать логистические операции и определять ответственность при нарушении условий доставки, оптимизировать логистические процессы, автоматизировать исполнение финансовых операций. Использование данных технологий в сочетании с инновационными технологиями контроля качества пищевой продукции даст возможность существенно сократить логистические затраты в цепях поставок скоропортящейся продукции.

Ключевые слова: технология блокчейн, воздушный транспорт, скоропортящиеся грузы, информационный обмен, технология доставки, международные цепи поставок, наземное обслуживание, интернет вещей, умный контракт.

ВВЕДЕНИЕ

Управление цепями поставок (УЦП) является обязательным механизмом повышения конкурентоспособности компаний в современном мире. В развитых странах считается, что в настоящее время конкуренция на рынке осуществляется не между отдельно взятыми компаниями, а между цепями и даже сетями поставок. При этом одна компания может одновременно являться звеном нескольких конкурирующих цепей/сетей поставок. Однако только на основе стратегического долгосрочного взаимодействия компании способны добиться синергического эффекта от своего сотрудничества. Применение стратегии УЦП позволяет снизить транзакционные издержки за счет повышения степени взаимного доверия между участниками цепи на основе повторяющегося взаимодействия. Кроме того, дополнительные конкурентные преимущества создаются за счет согласованной оптимизации производственных процессов каждого участника цепи. Использование такого подхода позволяет так организовать производство на каждой стадии цепи поставок, чтобы получаемая продукция полностью отвечала требованиям последующей стадии с учетом достижения минимизации совокупных издержек всей цепи [1].

Основой применения стратегии УЦП является наличие системы быстрого (мгновенного) информационного обмена между всеми участниками цепей/сетей поставок, а также возможно-

сти всех ее участников быстро реагировать на изменения условий рынка. Требования быстрого реагирования могут касаться увеличения или сокращения объемов производства, изменения свойств производимой продукции с учетом предпочтений клиентов, изменением предоставляемых услуг или условий доставки и т.п. Данные изменения невозможно оперативно реализовать без наличия отлаженной системы информационного обмена. Недостаток информации при УПЦ ведет к увеличению расходов, которые могут составлять до 20% операционного бюджета. Во многих компаниях для управления информационным обменом применяются современные автоматизированные SAP-системы на основе систем ERP-класса. Однако эти системы ориентированы главным образом на функционирование в B2B секторе и не предназначены для работы в многосторонней/многослойной цепи/сети (Multi-party Network) поставок [2].

Главной целью применения стратегии УПЦ является исключить из ЦП посредников, не добавляющих ценности товару в глазах потребителя, и оптимизировать все процессы, добавляющие ценность товару. Для достижения этой цели необходимо обеспечение сквозной прозрачности всех операций, реализуемых в ЦП за счет полного контролирования и прослеживания. Современные информационные технологии, которые развивались и применялись в последнее десятилетие, не обеспечивают полной прозрачности ЦП, тем самым затрудняя процесс управления ими.

Управление международными цепями поставок (УМЦП) усложняется в результате необходимости согласования функционирования ее участников в разных странах мира с отличающимся законодательством и условиями ведения бизнеса. Сложность управления международными цепями поставок обусловлена следующими аспектами:

- 1) необходимость оформления большого количества международной транспортной документации;
- 2) участие в МЦП большого числа посредников на разных этапах движения товара;
- 3) различные условия осуществления платежей и валютных операций;
- 4) отличающиеся торговые условия;
- 5) необходимость многоязычного сопровождения самой сделки и продукции (маркировка);
- 6) использование в разных странах разных информационных систем;
- 7) не одинаковый уровень развития транспортной инфраструктуры в разных странах.

В этих условиях еще больше возникает потребность в высоком уровне координации операций в МЦП по средствам системной интеграции, т.е. создание возможности управления логистическими операциями из любой точки с помощью электронного обмена данными. Для решения данной проблемы может быть использована технология блокчейн.

Блокчейн – это многофункциональная и многоуровневая информационная технология, имеющая распределенное хранение и используемая для облегчения учета различных активов и транзакций в бизнес-сети. Активы могут быть как материальным (машина, дом, деньги, земля, товар), так и нематериальным в виде интеллектуальной собственности. Данная технология изначально была создана в 2008 г. для поддержки криптовалюты Биткоин с системой распределенного регистра, который может быть анонимным. Каждая сделка или транзакция записывается и добавляется в цепочку распределенной БД как новый фрагмент, которому вручную присваивается уникальный многозначный числовой шифр. Этот фрагмент может хранить данные о времени, дате, участниках, сумме сделки и информацию о всей цепи/сети [2]. Криптографическая увязка блоков между собой предполагает поддержку определенных правил включения новых блоков в реестр и отслеживания попыток изменения существующих. Это делает практически невозможным нарушение блоков, так как каждая транзакция в цепи ссылается на предыдущую и в случае взлома последовательность операций будет заблокирована [3].

Расширение размеров глобальных цепей поставок приводит к увеличению объема передаваемой информации между их участниками. По оценкам экспертов в 2020 г. типичная ЦП будет управляться по средствам генерации 35 дзета-байтов информации [4], в то время как в

2008 г. средний объем генерируемой информации в цепочке поставок розничной торговой компании составлял в среднем 100 Гб¹. Блокчейн позволяет решить проблему сокращения информационного обмена за счет распределенного хранения данных.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ BLOCKCHAIN В ЛОГИСТИКЕ И УПРАВЛЕНИИ ЦЕПЯМИ ПОСТАВОК

Технология блокчейн уже нашла успешное применение в разных сферах логистической деятельности [5]. Например, компания Maersk реализует совместный проект с IBM по созданию единой платформы для обслуживания цепей поставок с участием морского транспорта. На первом этапе был внедрен коносамент, формируемый на основе блокчейн, что позволило сократить административные расходы на 15% от стоимости отгружаемых товаров². Далее система была интегрирована с системой радиочастотной идентификации по средствам технологии IoT с целью генерации единой информационной базы данных логистической сети. Кроме того компания использует системы GPS маркировки контейнеров для мониторинга и управления их перемещением через транспортные узлы на протяжении всего маршрута доставки. GPS датчики автоматически регистрируют обновление местоположения груза и передают данные мгновенно в систему.

Использование цифровых технологий на базе блокчейна нашло применение и в портовой деятельности [6]. Так, Гамбургский порт обязует все компании подключиться к единой информационной системе с использованием блокчейн. Морское и портовое управление Сингапура в 2017 г. запустило системы Smart Port Challenge с целью повышения эффективности морской логистики при доставке товаров в порт Роттердама [7].

Технология блокчейн имеет большой потенциал для контроля продовольственной безопасности в логистике и УЦП [8]. По оценкам Всемирной организации здравоохранения в результате заражения пищевых продуктов ежегодно в мире заболевает каждый десятый человек и около 420 000 человек погибают. Такие крупные ретейлеры как Walmart, Unilever, Nestle совместно с IBM разрабатывают технологию отслеживания происхождения продукции по всей цепи поставок и контроля болезней пищевых продуктов. Эта технология позволит не только точно определять зараженные продукты, но и исключать из цепи поставок поставщиков таких ресурсов. При вспышке болезней, передаваемых пищевой продукцией, у компаний уходят дни, а иногда и недели для определения источника поставок этой продукции и ее устранения из цепи. Когда не удастся точно определить производителя зараженной продукции, правительство советует не потреблять всю продукцию, произведенную на определенной территории. Это приводит к огромным убыткам всех участников ЦП. Внедрение прозрачной технологии отслеживания происхождения товара в ЦП позволит упростить и сократить сроки изъятия из ЦП только зараженной продукции.

Вместе с Unilever, Nestle и Walmart к проекту присоединились еще семь компаний: производитель мяса Tyson Foods, сеть супермаркетов Kroger Co, производитель фруктов и овощей Dole, производитель приправ McCormick & Company, поставщик продуктов питания Golden State Foods, продавец свежих ягод Driscoll's и оператор грузоперевозок McLane Co. Walmart тестирует блокчейн-платформу от IBM с октября 2016 года. Исследования проводились на примере прослеживания цепей поставок манго в США и цепей поставок свинины в Китай. Результаты исследования показали, что технология позволила сократить время отслеживания перемещения груза с манго с семи дней до 2,2 секунд. Исследования, проводимые в цепях поставок свинины, позволили загружать сертификаты соответствия продукции в систему для проверки ее происхождения. По словам представителей Walmart, один отзыв продуктов может стоить ком-

¹ The data deluge [Электронный ресурс] // The Economist. 2010. URL: <https://www.economist.com/node/15579717> (дата обращения 25.02.2020).

² Maersk and IBM target one of trade's biggest barriers [Электронный ресурс] // Maersk. 2017. URL: <https://www.maersk.com/stories/maersk-and-ibm-target-one-of-trades-biggest-barriers> (дата обращения 6.10.2019).

пании от десятков тысяч до миллионов долларов потерянных продаж. В результате проводимых исследований компания Walmart получила возможность отслеживать происхождение 25 продуктов (манго, клубника, свежая зелень, мясо, птица, молочные продукты и даже многокомпонентные продукты), поставляемых пятью поставщиками. В основу данной технологии положена корпоративная система Hyperledger Fabric с открытым кодом. Для ее создания было необходимо определить атрибуты стандартных штрих-кодов и маркировки для загрузки в систему.

Компания Walmart планирует расширять набор продуктов, относительно цепей поставок, где будет использована данная технология. Уже объявлено об обязательном прослеживании цепей поставок свежей зелени (салат, шпинат и т.п.) [9].

Использование технологии блокчейн нашло широкое применение в авиационной отрасли [10–12]. По оценкам компании Lufthansa перспективным направлением использования технологии блокчейн в авиационной отрасли является отслеживание поставок авиационных комплектующих. Компания Samsung также намерена использовать данную технологию для отслеживания авиационных цепей поставок своей продукции, что, по их оценкам, позволит добавить экономии затрат на логистику в долгосрочной перспективе. По оценкам компании в 2018 г. объем ее авиаперевозок составил 448 000 тонн.

В 2017 г. British Airways провела исследование возможности применения технологии блокчейн совместно с аэропортами Хитроу, Майами и Женева. Данное исследование демонстрирует эффективность использования технологии в авиации для организации безопасного обмена информацией [13]. Компания Cathay Pacific запускает платформу блокчейн для контроля контейнерных грузовых перевозок [14].

В 2018 г. компания SITA запустила платформу Aviation Blockchain Sandbox, поощряющую сотрудничество между авиакомпаниями для поиска приложений распределенной бухгалтерской технологии (Distributed Ledger Technology – DLT) [15].

По словам Линды Уикланд, директора по корпоративной архитектуре и инновациям UPS, блокчейн имеет множество применений в логистике, особенно в отношении цепей поставок, страхования, оплаты, аудитов и таможенного оформления, технология обладает потенциалом увеличить прозрачность и повысить эффективность операций между грузовладельцами, перевозчиками, производителями и другими участниками цепей поставок.

Блокчейн имеет большой потенциал использования для отслеживания мультимодальных перевозок [16].

Существует три типа блокчейн-платформ:

- публичная (биткойн), не имеющая ограничений по доступу и требованиям к программному обеспечению;
- корпоративная (Maersk и IBM; Walmart и IBM), с доступом только для разрешенных пользователей с использованием ключа доступа и специальным программным обеспечением;
- частная (внутренняя), аналогична объединенной, но используемая только внутри одной отдельно взятой компании со специальным программным обеспечением и ключом доступа.

Для работы с объединенной блокчейн-платформой была разработана система «умных контрактов» (Smart contract), которая предполагает кодирование транзакции только в случае, если она одобрена всеми ее участниками путем использования «доли подписи». При этом для доступа к блоку необходима регистрация всех обозначенных ключей, имеющих «доли подписи» данной транзакции [17,18]. Умный контракт – это компьютерный протокол, предназначенный для упрощения проверки, проведения переговоров или исполнения контрактов в цифровом виде без участия третьих лиц, например, нотариуса, брокера и т.п. [19]. Кроме того, умный контракт автоматически обеспечивает выполнение обязательств по договору [20]. Например, умный контракт может автоматически отправить платеж поставщику сразу после доставки груза.

Преимуществами использования блокчейн-технологий в УЦП является:

- автономия – независимость от третьих лиц при заключении контракта и ведении переговоров;
- достоверность данных – все транзакции зашифрованы криптографическим кодом в общей распределенной базе данных, документы не могут быть потеряны и в них не могут быть внесены правки;
- безопасность – отсутствие возможности взлома базы данных;
- скорость передачи данных – передача данных осуществляется мгновенно при возможности автоматизации процесса обработки электронных документов;
- сокращение объема передаваемой информации – за счет сокращения использования EDI (электронного обмена данными) путем замены на закодированную информацию в блоках;
- возможность многостороннего использования данных в цепи/сети поставок – уменьшает количество ошибок и позволяет синхронизировать изменения.

МЕЖДУНАРОДНЫЕ ЦЕПИ ПОСТАВОК С УЧАСТИЕМ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

Воздушный транспорт (ВТ) является самым дорогим в цепях поставок, поэтому авиаперевозчики вынуждены конкурировать не только между собой, но и с перевозчиками других видов транспорта, особенно морскими. Конкуренция осложняется в связи с ужесточением требований Международной ассоциации воздушного транспорта (ИАТА).

Главным конкурентным преимуществом воздушного транспорта является скорость доставки, на повышение которой и должны быть направлены все современные технологии, внедряемые в управление авиатранспортной логистикой.

В мире около 35% товаров в МЦП в стоимостном выражении доставляется с участием воздушного транспорта. Наибольший спрос на перевозку воздушным транспортом предъявляют две категории товаров: товары с высокой добавленной стоимостью и товары, имеющие жесткие требования к срокам доставки. К первой категории относятся такие грузы, как электронные устройства и их компоненты, товары индустрии моды, ювелирные украшения, золото, автомобили класса люкс, эксклюзивные вина и т.п. Ко второй категории относятся фармацевтическая продукция, живые животные, скоропортящаяся продукция, товары электронной коммерции и почта. Электронные устройства и высокотехнологичная продукция составляют примерно половину грузооборота воздушного транспорта. По оценкам специалистов в последнее время рост спроса на перевозку этой категории грузов остановился из-за переориентации доставки ноутбуков на морской транспорт. Вместе с тем наблюдается рост спроса на доставку воздушным транспортом товаров, имеющих жесткие требования к срокам доставки. В 2016 г. спрос на перевозку скоропортящихся грузов воздушным транспортом увеличился на 140 000 тонн за счет увеличения поставок в Китай. По оценкам специалистов скоропортящиеся товары станут драйвером в увеличении грузооборота авиакомпаний³. Так как скоропортящиеся грузы являются намного более требовательными к скорости и прозрачности информационного обмена в УЦП, данное исследование сосредоточено на внедрении технологии блокчейн именно для этой категории грузов, доставляемых ВТ.

Потому как определенная часть продуктов питания имеет непродолжительный срок хранения, то зачастую скорость и условия доставки являются определяющими факторами при вы-

³ Perishables are the commodity to watch for air cargo over the coming years [Электронный ресурс] // Air Cargo News. 27.10.2016. URL: <https://www.aircargonews.net/airlines/perishables-are-the-commodity-to-watch-for-air-cargo-over-the-coming-years/> (дата обращения 12.11.2019).

боре способов транспортировки. Сохранность скоропортящихся продуктов влияет не только на доходы всех участников цепей поставок, но и на здоровье людей, поэтому прозрачность происхождения скоропортящихся продуктов питания является обязательным условием управления цепями поставок. От реализации скоропортящихся продуктов питания ретейлеры продовольственных товаров получают до 40 % прибыли, однако потери этой категории товаров, вызванные сбоями в цепях поставок, достигают более 65 % [21]. Снизить долю потерь скоропортящейся продукции возможно за счет сокращения сроков доставки продукции и продления ее жизненного цикла на полке магазина. В этих условиях использование воздушного транспорта в МЦП является наиболее предпочтительным, особенно если речь идет о транспортировке грузов в межконтинентальном сообщении.

Скоропортящаяся продукция составляет в среднем около 10 % грузооборота авиакомпаний [22]. По оценкам ведущих авиакомпаний сегмент скоропортящихся грузов является основным, предъявляющим постоянный спрос и имеющим огромный потенциал для роста на грузовые авиаперевозки. Сохранение конкурентоспособности авиакомпаний в этом сегменте для многих из них является одной из стратегических задач. По данным аэропорта Лос-Анджелеса только свежие фрукты, овощи и орехи составляют 15 % по весу в общем объеме грузоперевозок. Прибыль, получаемая авиакомпаниями от перевозки этой группы товаров незначительна, так как эти товары не имеют высокой добавленной стоимости, по данным авиакомпании Lufthansa она составляет всего несколько центов в расчете на \$1 перевезенного груза. Однако эта группа товаров позволяет авиакомпаниям получать дополнительную прибыль от дешевых пассажирских рейсов за счет заполнения грузового отсека полного пассажирского авиарейса.

Для управления цепями поставок многих видов товаров повседневного потребления (одежды, электроники, бытовой техники и т.д.) успешно используются современные цифровые технологий, но эти технологии не позволяют столь же эффективно управлять цепями поставок скоропортящейся продукции. По оценкам компании A.T. Kearney для 93 % опрошенных покупателей свежесть является главным фактором при выборе скоропортящихся продуктов. Не менее важным фактором при выборе продукции для покупателей становится наличие достоверной информации о происхождении продукта, что повышает требования к системе прозрачности отслеживания движения товара в цепях поставок. На сегодняшний день не существует единого готового универсального решения для управления цепочкой поставок скоропортящейся продукции, однако этот механизм востребован рынком и всеми участниками цепей поставок.

Коммерческие компании предлагают ряд технологических инструментов, направленных на управление отдельными этапами цепей поставок скоропортящейся продукции (рис. 1).

<p><i>Управление взаимоотношениями с поставщиками</i></p>	<p><i>Управление запасами</i></p>	<p><i>Управление транспортной логистикой</i></p>	<p><i>Управление складской логистикой</i></p>
<p><u>Стратегический сорсинг скоропортящихся ресурсов и использование системы управления взаимодействием с поставщиками на основе SRM-систем</u></p> <p>Fresh sourcing and SRM</p>	<p><u>Автоматизированные системы пополнения запасов и распределения, основанные на анализе спроса</u></p> <p><u>Fresh replenishment and allocation</u></p>	<p><u>Автоматизированные системы управления транспортом для оптимизации затрат на логистику</u></p> <p><u>Fresh Transportation Management System</u></p>	<p><u>Автоматизированные системы управления складом и инвентаризацией</u></p> <p><u>Fresh Warehouse Management System and</u></p>

Рис. 1. Инструменты, применяемые для управления цепями поставок [23]

Fig. 1. Perishable supply chain management tools [23]

Данные инструменты не обеспечивают полную прозрачность информационного обмена данными между всеми участниками цепей поставок и не позволяют решить главную задачу УЦП - исключить из ЦП посредников, не добавляющих ценности товару в глазах потребителя, оптимизировать все процессы, добавляющие ценность товару, обеспечить сквозную прослеживаемость всех логистических операций в ЦП. Сложность организации цепей поставок скоропортящейся продукции обусловлена, с одной стороны, – участием большого количества звеньев в цепи (рис. 2), а с другой стороны, – особенностями скоропортящихся грузов, предъявляющих жесткие требования к ЦП:

- распыленность пунктов зарождения скоропортящейся продукции;
- сезонность возникновения грузопотоков, в том числе стратегических продовольственных грузов;
- сложность согласования процессов погрузки-выгрузки на взаимодействующих видах транспорта;
- недетерминированное пребывание подвижного состава к пунктам перевалки (транспортным узлам);
- недетерминированный режим подвоза скоропортящихся грузов к оптовым точкам сбора;
- вынужденная необходимость обратного порожнего пробега используемого подвижного состава;
- необходимость прохождения фитосанитарного и ветеринарного контроля при пересечении государственных границ, что задерживает грузы в терминалах отправления и назначения, зачастую не приспособленных для хранения скоропортящейся продукции.

Особенностью скоропортящейся продукции является потребность ежесекундного контроля параметров содержания продукции в ЦП поставок, так как даже кратковременное их нарушение может привести к порче товара.

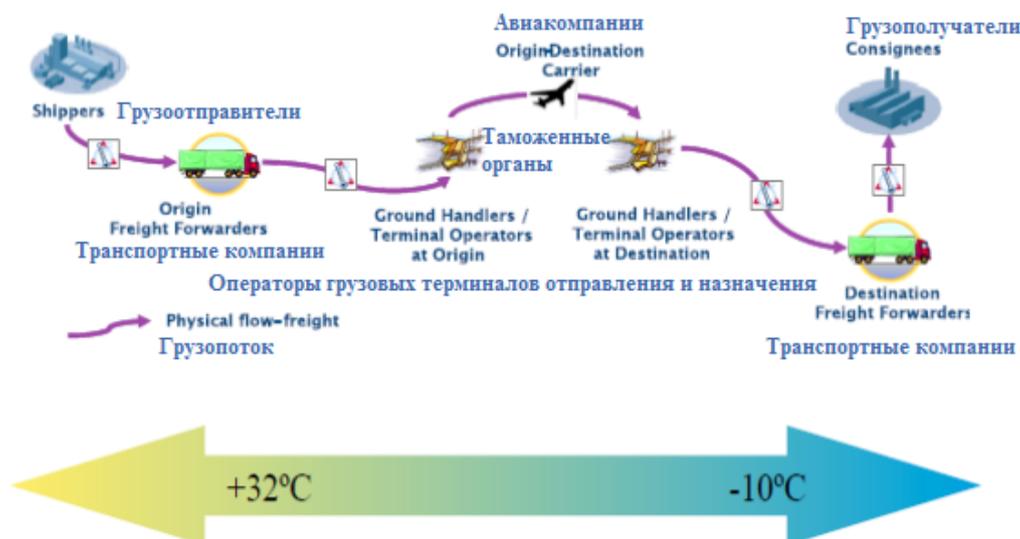


Рис. 2. Участники МЦП скоропортящихся грузов
Fig. 2. Participants in international perishable goods supply chains

На сохранение потребительских свойств при доставке скоропортящихся грузов оказывает влияние большое количество параметров, которые необходимо контролировать на каждой стадии цепи поставок [22]:

- качественное состояние груза в момент отправки;
- подготовка груза к хранению и транспортировке;

- условия содержания груза при перевалке между разными видами транспорта в транспортных узлах;
- используемая тара и упаковка;
- температурный режим хранения и транспортировки;
- влажностной режим хранения и транспортировки;
- циркуляция и вентиляция воздуха в месте хранения и транспортировки груза;
- чистота воздуха и санитарное состояние камер и грузового объема транспортного средства;
- способы размещения в них продуктов;
- срок хранения и транспортировки.

Наиболее проблемным процессом в ЦП скоропортящихся грузов с участием воздушного транспорта является наземное обслуживание грузов в аэропорту отправления и аэропорту назначения из-за необходимости прохождения таможенного, фитосанитарного и ветеринарного контроля. Сложности возникают при проверке корректности маркировки и подлинности информации о происхождении продукции.

Длительная процедура оформления и отправки грузов воздушным транспортом в аэропорту приводит к тому, что в самолете груз находится не более 30% от общего времени доставки, оставшееся время затрачивается на обработку грузов в терминалах аэропорта, оформление документов, прохождения таможенного контроля. Это те затраты времени, которые потенциально могут и должны быть сокращены для повышения привлекательности использования воздушного транспорта в МЦП.

По данным исследования всемирной некоммерческой группы Oceana, 20% морепродуктов в мире имеют неправильную маркировку. В отдельных странах этот процентный показатель превысил 80%⁴. Причиной этому могут быть мошеннические действия со стороны поставщиков, пытающихся выдать дешевую рыбу за более дорогую, а также человеческий фактор появления ошибки при заполнении накладных. Ошибки в маркировке существенно удлиняют время таможенной очистки груза, что приводит к задержке скоропортящихся грузов на складах временного хранения, повышению затрат на их обслуживание и снижению их качества. Задержка на таможне может достигать трех суток, в то время как в мировой практике эффективным считается прохождение таможенного контроля за 2 часа. Если процедура превышает 6 часов, то она считается неэффективной [24].

Внедрение системы Blockchain для отслеживания всех операций в МЦП с использованием воздушного транспорта позволит фиксировать информацию о каждом перемещении груза в облачной системе путем создания соответствующей записи. Данная система упростит процедуру проверки документов и выявления ошибок в них, главным образом при проверке маркировки, таможенного оформления, фитосанитарного и ветеринарного контроля.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ BLOCKCHAIN ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ЦП СКОРОПОРТЯЩИХСЯ ГРУЗОВ С УЧАСТИЕМ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

Применение блокчейн в комбинации с современными технологиями позволит существенно повысить прозрачность и контролируемость условий доставки скоропортящихся грузов и решить проблемы, связанные со свежестью перевозимых продуктов в длинных цепях поставок.

Компания Linux Foundation реализовала проект для анализа качества перевозимых скоропортящихся грузов. Для этого они создали сеть датчиков, которые присоединялись к продук-

⁴ Deceptive Dishes: Seafood Swaps Found Worldwide [Электронный ресурс] // Международная некоммерческая организация Oceana. URL: <https://usa.oceana.org/publications/reports/deceptive-dishes-seafood-swaps-found-worldwide> (дата обращения 21.03.2019).

там и фиксировали широкий спектр телеметрических параметров, таких, как время, место, температура, влажность, удары и наклоны [25]. Данные датчики позволяют со 100%-й точностью определить время нарушения условий доставки и выявить агента в цепи поставки, на которого возлагается ответственность за это нарушение. Связывая между собой эти две технологии, авиационная логистика получит абсолютно прозрачную доставку скоропортящихся грузов с наименьшим риском мошенничества при заполнении документов и нанесении маркировки на отправляемые партии, а также устранил большинство человеческих ошибок на всем процессе поставки. Главное, не будет больше узких мест, из-за которых возникают споры об ответственности между участниками цепи поставок. По словам крупнейшей технологической корпорации IBM, после того, как данная технология будет принята большинством участников рынка, грузоотправители могут устранить около 20% фактических затрат на физическую транспортировку путём отсеивания ненадёжных грузоперевозчиков и устранением рисков порчи груза на всей цепи поставок.

Схема реализации технологии блокчейн в МЦП с использованием информационных меток представлена на рис. 3.

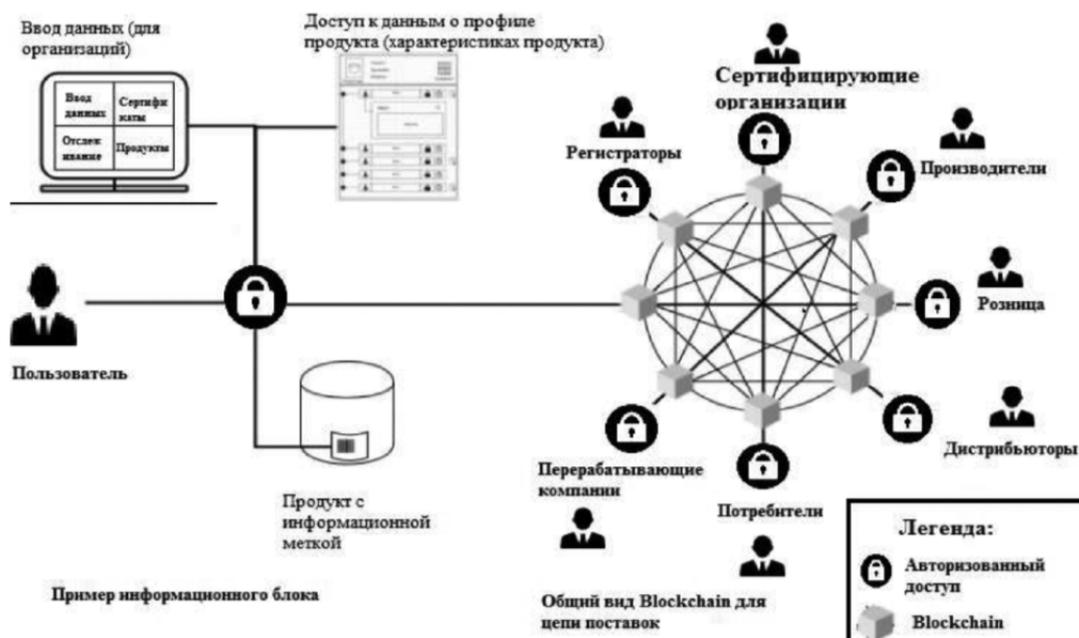


Рис. 3. Реализация технологии блокчейн в цепи поставок [26]
Fig. 3. Blockchain technology implementation in the supply chain [26]

Данные технологии могут быть эффективно использованы для управления международными цепями поставок скоропортящейся продукции в сочетании с технологиями Интернет вещей (Internet of Things – IoT) и умных контрактов. В этом случае технология Blockchain будет являться не только средством отслеживания и контроля цепей поставок, но и полноценного управления ими [27]. Функционал работы сочетания технологий при управлении цепями поставок с использованием воздушного транспорта представлен на рис. 4.

Рассмотрим использование комбинации предложенных технологий на примере управления цепью поставок тюльпанов из Эквадора в Россию. Эта доставка будет осуществляться через несколько складов с использованием нескольких видов транспорта: автомобильный-воздушный-автомобильный. Использование технологии Blockchain позволит всем участникам процесса отгрузки и доставки просматривать все транзакции в цепи поставок. Технология «ум-

ный контракт» произведет автоматическую оплату перевозки после обновления данных в распределенной книге записей, подтверждающих поступление партии цветов на грузовой терминал аэропорта. Далее в аэропорту отправления будет проведено оформление документов, таможенная проверка и фитосанитарный контроль. Наличие прозрачной информации о происхождении товара позволит существенно сократить время этих операций. Потом партия цветов будет погружена на воздушное судно. Так как тюльпаны требуют соблюдения температурного режима, контракт на перевозку будет включать штрафы за нарушение температурного режима, который будет контролироваться с помощью интернет-датчиков и передавать зафиксированные данные в распределенную систему. При нарушении условий транспортировки штрафы и пени будут автоматически списаны со счета грузоперевозчика, а страховая компания уведомлена о нарушениях. Время операций по таможенной проверке и фитосанитарному контролю в аэропорту назначения будет также сокращено за счет доступа к достоверной информации о происхождении цветов и их движения в цепи поставок. Таким образом, комбинированная реализация этих технологий позволит повысить привлекательность использования воздушного транспорта в международных цепях поставок скоропортящейся продукции.

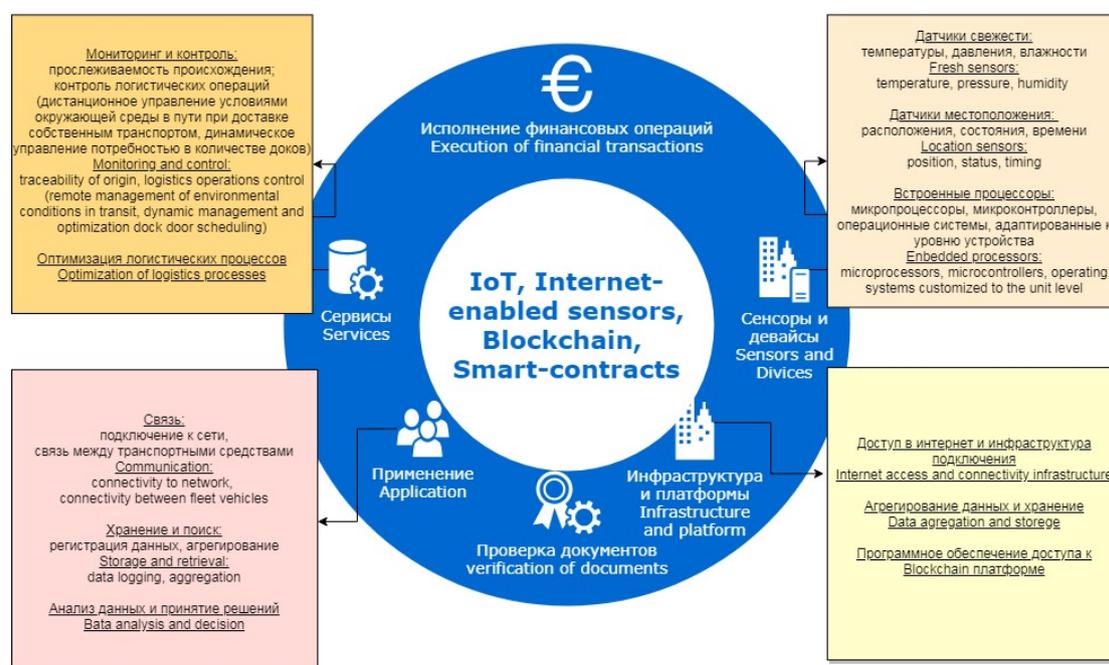


Рис. 4. Комбинированное использование технологий блокчейн, Интернет вещей и интернет- датчиков для управления цепями поставок скоропортящихся грузов

Fig. 4. Combined use of Blockchain technology, the Internet of things and Internet sensors to manage perishable goods supply chains

Реализация данных технологий для оптимизации логистики в России особенно актуальна, так как позволит не только сократить общие логистические затраты на уровне государства, но и повысить привлекательность доставки транзитных грузов через территорию страны.

По данным Всемирного банка в 2018 г. Россия находится на 75 месте среди 160 исследованных стран по качеству логистического сервиса. Суммарная оценка Индекса эффективности логистики (Logistics Performance Indicator – LPI) составила 2,76. Из шести индикаторов, используемых для формирования LPI, на самом низком уровне в России в 2018 г. находится качество таможенного сервиса – 2,42 (97 место), далее качество международных поставок – 2,64 (96 место) и отслеживание груза в цепи поставок – 2,65 (97 место). Среднее время доставки импортных товаров в цепях поставок с участием воздушного транспорта на расстояние 2 646 км со-

ставляет 5 суток. Среднее время таможенного оформления с учетом физической инспекции составляет 4 дня. Внедрение технологии Blockchain в управление цепями поставок позволит существенно повысить качество логистического сервиса при доставке воздушным транспортом.

Реализация данных технологий при управлении цепями поставок скоропортящейся продукции с участием воздушного транспорта будет иметь следующие результаты:

1. Упрощение процедуры проверки документов и сокращение времени наземной обработки грузов в терминале аэропорта отправления и аэропорта назначения. Например, доставка охлажденных грузов из Восточной Африки в Европу требует печатей и разрешений примерно от 30 человек и организаций, которые взаимодействуют друг с другом в этом процессе более 200 раз. Стоимость оформления всех документов оценивается в 15-50% от стоимости перевозки груза. При использовании технологии Blockchain риск ошибок при заполнении документов сводится к нулю и существенно сокращается время их проверки.

2. Простота в идентификации контрафактной продукции.

3. Прозрачное отслеживание происхождения товара и контроль пищевой безопасности.

4. Контроль логистических операций и определение ответственности при нарушении условий доставки. Постоянный мониторинг соблюдения требований к условиям доставки позволит отслеживать момент времени нарушения любых условий доставки и определять ответственных лиц.

5. Оптимизация логистических процессов и принятие управленческих решений в ЦП.

6. Автоматизация исполнения финансовых операций.

7. Формирование источника статистической информации для государственных органов управления по грузообороту для прогнозирования и планирования транспортной деятельности.

Использование данных технологий в сочетании с инновационными технологиями контроля качества пищевой продукции позволят существенно сократить затраты на управление цепями поставок скоропортящейся продукции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Полешкина И.О.** Управление цепями поставок как драйвер создания конкурентного преимущества компаний молочной сферы // Экономические и социальные перемены: факты, тенденции, прогноз. 2016. № 5 (47). С. 251–271.

2. **Сергеев И.** Использование технологии Блокчейн при мониторинге логистических операций в цепях поставок // Логистика. 2019. №8 (153). С. 36–42

3. **Рожко О.** Блокчейн как инструмент управления в логистике региона // Логистика. 2019. № 7. С. 8–11.

4. **Tien J.M.** Internet of connected ServGoods: considerations, consequences and concerns // Journal of Systems Science and Systems Engineering. 2015. No. 24. Pp. 130–167. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11518-015-5273-1>

5. **Панюкова В.В.** Международный опыт применения технологии Блокчейн при управлении цепями поставок // Экономика. Налоги. Право. 2018. Т. 11, № 4. С. 60–67. DOI: 10.26794/1999-849X-2018-11-4-60-67

6. **Gausdal A.H., Czachorowski K.V., Solesvik M.Z.** Applying Blockchain technology: evidence from Norwegian companies // Sustainability. 2018. No. 10. P. 1985. DOI: 10.3390/su10061985

7. **Lim J.** New opportunities for start-ups in the maritime sector. MPA's smart port challenge. in catalyses maritime industry towards greater innovation and digitalisation. corporate communications department, maritime and port authority of Singapore (MPA): Singapore, 2017.

8. **Ratul A., Megat F.Z., Nazmus S.** Enhanced Blockchain transaction: a case of food supply chain management // Journal of Engineering and Applied Sciences. 2020. Vol. 15, iss. 1. Pp. 99–106. DOI: 10.36478/jeasci.2020.99.106

9. Case Study: how Walmart brought unprecedented transparency to the food supply chain with Hyperledger Fabric/blockchain [Электронный ресурс] // Hyperledger. URL: https://www.hyperledger.org/wp-content/uploads/2019/02/Hyperledger_CaseStudy_Walmart_Printable_V4.pdf (дата обращения 18.01.2020).

10. **Hinsch M.** Industrielles luftfahrtmanagement: technik und organisation luftfahrttechnischer betriebe. 3rd ed. Berlin, Germany: Springer Vieweg, 2017. 396 p. DOI: 10.1007/978-3-662-53075-7

11. **Goudarzi H., Martin J., Warren S.** White paper: Blockchain in aviation. [Электронный ресурс]. IATA. 2018 URL: <https://www.iata.org/publications/Documents/Blockchain-in-aviation-white-paper.pdf> (дата обращения 12.05.2019).

12. **De Meijer C.R.W.** Blockchain and the aviation industry: fasten seatbelts for take off [Электронный ресурс] // Finextra. 2018. URL: <https://www.finextra.com/blogposting/16452/blockchain-and-the-aviation-industry-fasten-seatbelts-for-take-off> (дата обращения 18.01.2020).

13. **Schyga J., Hinckeldeyn J., Kreutzfeldt J.** Prototype for a permissioned Blockchain in aircraft MRO / Ed. by K. Wolfgang, B. Thorsten, C.M. Ringle // Artificial Intelligence and Digital Transformation in Supply Chain Management: Innovative Approaches for Supply Chains. Proceedings of the Hamburg International Conference of Logistics (HICL), epubli GmbH, Berlin, 2019. Vol. 27. Pp. 469-505. DOI: <http://dx.doi.org/10.15480/882.2480>

14. **Madhwal Y., Panfilov P.** Blockchain and supply chain management: aircrafts' parts' business case / Ed. by B. Katalinic // Proceedings of the 28th DAAAM International Symposium. Published by DAAAM International. Vienna, Austria, 2017. Pp. 1051–1056. DOI: 10.2507/28th.daaam.proceedings.146

15. **Wood M.** SITA: Blockchain “potentially game-changing” in the air industry [Электронный ресурс] // Ledger Insights Enterprise Blockchain News. 2019. URL: <https://www.ledgerinsights.com/sita-blockchain-changing-air-industry/> (дата обращения 23.01.2020).

16. **Hasan H.R., Salah K.** Blockchain-based proof of delivery of physical assets with single and multiple transporters // IEEE Access. 2018. Vol. 6. Pp. 46781–46793. DOI: 10.1109/ACCESS.2018.2866512

17. **Stathakopoulous C., Cachin C.** Threshold signatures for blockchain systems, IBM Research. Zurich: Swiss Federal Institute of Technology, 2017. 42 p.

18. **Christidis K., Devetsikiotis M.** Blockchains and smart contracts for the internet of things // Ieee Access. 2016. Vol. 4. Pp. 2292–2303. DOI: 10.1109/ACCESS.2016.2566339

19. **Rosic A.** Smart contracts: the Blockchain technology that will replace lawyers [Электронный ресурс] // Blockgeeks. 2017. URL: <https://blockgeeks.com/guides/smart-contracts/> (дата обращения 12.02.2020).

20. **Ream J., Chu Y., Schatsky D.** Upgrading Blockchains: smart contract use cases in industry // Deloitte University Press. 2016. № 02 (04). Pp. 1–11.

21. **Kienzlen M.** Sales and shrink by department [Электронный ресурс] // Where is My Shrink. URL: <http://wheresmyshrink.com/shrinkbydepartment.html> (дата обращения 10.10.2019).

22. **Chaudhuri A.** Decision-making in cold chain logistics using data analytics: a literature review / A. Chaudhuri, I. Dukovska-Popovska, N. Subramanian, H. Chan, R. Bai // International Journal of Logistics Management. 2018. Vol. 29, no. 3. Pp. 839–861. DOI: <https://doi.org/10.1108/IJLM-03-2017-0059>

23. **Hagen C.** A fresh look: perishable supply chain go digital [Электронный ресурс] // A.T. Kearney. URL: <https://www.atkearney.com/operations-performance-transformation/article?/a/a-fresh-look-perishable-supply-chains-go-digital> (дата обращения 21.03.2019).

24. Air freight: a market study with implications for landlocked countries. Transport papers. The World Bank Group. 08.2019. 115 p.

25. Тарасенко Е. Сколько стоит разработка и внедрение Блокчейна (игры, смарт-контракта, кошелек, приложения) [Электронный ресурс] // Merehead. 2019. URL: <https://merehead.com/ru/blog/how-much-does-it-cost-of-blockchain-implementation/> (дата обращения 23.12.2019).

26. Сергеев В.И., Кокурин Д.И. Применение инновационной технологии «Блокчейн» в логистике и управлении цепями поставок // Креативная экономика. 2018. Т. 12, № 2. С. 125–140. DOI: 10.18334/ce.12.2.38833

27. Xu L. Binding the physical and cyber worlds: a Blockchain approach for cargo supply chain security enhancement / L. Xu, L. Chen, Z. Gao, Y. Chang, E. Iakovou, W. Shi // IEEE International Symposium on Technologies for Homeland Security (HST), Woburn. 2018. Pp. 1–5. DOI: 10.1109/THS.2018.8574184

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Полешкина Ирина Олеговна, кандидат экономических наук, доцент, доцент кафедры организации перевозок на воздушном транспорте Московского государственного технического университета гражданской авиации, ipoleshkina@mstuca.aero.

Васильева Наталья Валентиновна, кандидат технических наук, доцент кафедры экономики и управления на воздушном транспорте, декан факультета управления на воздушном транспорте Московского государственного технического университета гражданской авиации, n.vasileva@mstuca.aero.

USE OF BLOCKCHAIN TECHNOLOGY AS SUPPLY CHAIN MANAGEMENT SYSTEM INVOLVING AIR TRANSPORT

Irina O. Poleshkina¹, Natalya V. Vasilyeva¹

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

ABSTRACT

This article explores Blockchain Technology, and how it can be used in the context of information exchange between stakeholders in international supply chains and networks involving air transport. The article reviews the global experience with this technology of iconic companies (Maersk, Lufthansa, Walmart, Unilever, Nestle, Samsung, British Airways) in logistics and supply chain management. It highlights the features of international chains using air transport, which predominantly consist of two categories of goods: goods with high added value (electronic devices and their components, fashion industry products, jewelry) and goods with strict delivery time requirements (pharmaceuticals, live animals, perishable products, e-commerce products and mail). The study shows that perishable goods have great potential for increasing airline cargo turnover. However, at present, there is no single universal tool for managing their supply chains since the tools used (ERP, SRM, TMS, WMS) do not provide complete transparency of information exchange between all stakeholders. The most problematic stage in the delivery to control steps in the delivery of perishable goods by air occur on the ground, while goods are being handled at the airport of departure and the airport of destination. Difficulties arise while checking the correctness of paperwork, labeling and information authenticity about the product origin. The article suggests using block chain blockchain technology in combination with IoT and smart-contract technologies for SCM of perishable products using air transport. The use of this technology allows to reduce the time of document verification procedures. Customs clearance and phytosanitary control could be vastly improved. Overall tracking and monitoring of a product from the moment of its production to the destination simplifies the identification of any counterfeits, improves the quality of food safety control. A greater level of control becomes possible in logistics operations, to determine liability in possible delivery conditions' violations cases. Overall optimization of the logistic processes, automatization of the execution of verified financial transactions can be achieved. The use of these technologies in combination with innovative technologies for food quality control will significantly reduce logistics costs in the supply chains of perishable products.

Key words: blockchain technology, air transport, perishable goods, information exchange, delivery technology, international supply chains, ground handling, Internet of things, smart contract.

REFERENCES

1. **Poleshkina, I.O.** (2016). *Supply chain management as a driving force for generating competitive advantage for dairy companies*. Economic and Social Changes: Facts, Trends, Forecast, no. 5, pp. 251–271. (in Russian)
2. **Sergeev, I.** (2019). *Use of Blockchain technology for monitoring logistics operations in the supply chains*. Logistics, no. 8, pp. 36–42. (in Russian)
3. **Rozhko, O.** (2019). *Blockchain as a management instrument in digital logistics*. Logistics, no. 7, pp. 8–11. (in Russian)
4. **Tien, J.M.** (2015). *Internet of connected ServGoods: considerations, consequences and concerns*. Journal of Systems Science and Systems Engineering, no. 24, pp. 130–167. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11518-015-5273-1>
5. **Panyukova, V.V.** (2018). *International experience of using Blockchain technology in supply chain management*. Ekonomika. Nalogi. Pravo, vol. 11, no. 4, pp. 60–67. DOI: 10.26794/1999-849X-2018-11-4-60-67 (in Russian)
6. **Gausdal, A.H., Czachorowski, K.V. and Solesvik, M.Z.** (2018). *Applying Blockchain technology: evidence from Norwegian companies*. Sustainability, no. 10, p. 1985. DOI: 10.3390/su10061985
7. **Lim, J.** (2017). *New opportunities for start-ups in the maritime sector*. MPA's Smart Port Challenge. In Catalyses Maritime Industry towards Greater Innovation and Digitalisation; Corporate Communications Department, Maritime and Port Authority of Singapore (MPA): Singapore, 2017.
8. **Md. Ratul, A., Megat, F.Z. and Md. Nazmus, S.** (2020). *Enhanced Blockchain transaction: a case of food supply chain management*. Journal of Engineering and Applied Sciences, vol. 15, issue 1, pp. 99–106. DOI: 10.36478/jeasci.2020.99.106
9. *Case Study: how Walmart brought unprecedented transparency to the food supply chain with Hyperledger Fabric/blockchain*. Hyperledger. Available at: https://www.hyperledger.org/wp-content/uploads/2019/02/Hyperledger_CaseStudy_Walmart_Printable_V4.pdf (accessed 18.01.2020).
10. **Hinsch, M.** (2017). *Industrielles Luftfahrtmanagement: technik und organisation luftfahrttechnischer betriebe*. 3rd ed. Berlin, Germany: Springer Vieweg, 396 p. DOI: 10.1007/978-3-662-53075-7
11. **Goudarzi, H., Martin, J. and Warren, S.** (2018). *White paper: Blockchain in aviation*. IATA. Available at: <https://www.iata.org/publications/Documents/Blockchain-in-aviation-white-paper.pdf> (accessed 12.05.2019).
12. **De Meijer, C.R.W.** (2018). *Blockchain and the aviation industry: fasten seatbelts for take off*. Finextra. Available at: <https://www.finextra.com/blogposting/16452/blockchain-and-the-aviation-industry-fasten-seatbelts-for-take-off> (accessed 18.01.2020).
13. **Schyga, J., Hinckeldeyn, J. and Kreutzfeldt, J.** (2019). *Prototype for a permissioned blockchain in aircraft MRO*, in K. Wolfgang, B. Thorsten, C.M. Ringle (Eds.). Artificial Intelligence and Digital Transformation in Supply Chain Management: Innovative Approaches for Supply Chains. Proceedings of the Hamburg International Conference of Logistics (HICL), epubli GmbH, Berlin, vol. 27, pp. 469–505. DOI: <http://dx.doi.org/10.15480/882.2480>
14. **Madhwal, Y. and Panfilov, P.** (2017). *Blockchain and supply chain management: aircrafts' parts' business case*. Proceedings of the 28th DAAAM International Symposium, in B. Katalinic (Ed.). Published by DAAAM International, Vienna, Austria, pp. 1051–1056. DOI: 10.2507/28th.daaam.proceedings.146
15. **Wood, M.** (2019). *SITA: Blockchain "potentially game-changing" in the air industry*. Ledger Insights Enterprise Blockchain News. Available at: <https://www.ledgerinsights.com/sita-blockchain-changing-air-industry/> (accessed 23.01.2020).

16. Hasan, H.R. and Salah, K. (2018). *Blockchain-based proof of delivery of physical assets with single and multiple transporters*. IEEE Access, vol. 6, pp. 46781–46793. DOI: 10.1109/ACCESS.2018.2866512
17. Stathakopoulous, C. and Cachin, C. (2017). *Threshold signatures for Blockchain systems*. IBM Research. Zurich: Swiss Federal Institute of Technology, 42 p.
18. Christidis, K. and Devetsikiotis, M. (2016). *Blockchains and smart contracts for the internet of things*. Ieee Access, vol. 4, pp. 2292–2303. DOI: 10.1109/ACCESS.2016.2566339
19. Rosic, A. (2017). *Smart contracts: the Blockchain technology that will replace lawyers*. Blockgeeks. Available at: <https://blockgeeks.com/guides/smart-contracts/> (accessed 12.02.2020).
20. Ream, J., Chu, Y. and Schatsky, D. (2016). *Upgrading Blockchains: smart contract use cases in industry*. Delolte Univercity Press, no. 02 (04), pp. 1–11.
21. Kienzlen, M. *Sales and shrink by Department*. Where is My Shrink. Available at: <http://wheresmysrink.com/shrinkbydepartment.html> (accessed 10.10.2019).
22. Chaudhuri, A., Dukovska-Popovska, I., Subramanian, N., Chan, H. and Bai, R. (2018). *Decision-making in cold chain logistics using data analytics: a literature review*. International Journal of Logistics Management, vol. 29, no. 3, pp. 839–861. DOI: <https://doi.org/10.1108/IJLM-03-2017-0059>
23. Hagen, C. *A fresh look: perishable supply chain go digital*. A.T. Kearney. Available at: <https://www.atkearney.com/operations-performance-transformation/article/?/a/a-fresh-look-perishable-supply-chains-go-digital> (accessed 21.03.2019).
24. *Air freight: a market study with implications for landlocked countries*. Transport Papers. The World Bank Group, 08.2019, 115 p.
25. Tarasenko, Ye. (2019). *Skolko stoit razrabotka i vnedreniye Blokcheyna (igry, smart-kontkontrakta, koshelka, prilozheniya)* [How much does it cost to develop and intergrade a blockchain (games, smart contracts, wallet, applications)]. Merehead. Available at: <https://merehead.com/ru/blog/how-much-does-it-cost-of-blockchain-implementation/> (accessed 23.12.2019). (in Russian)
26. Sergeev, V.I. and Kokurin, D.I. (2018). *Application of innovative technology "Blockchain" in logistics and supply chain management*. Creative Economy, vol. 12, no. 2, pp. 125–140. DOI: 10.18334/ce.12.2.38833. (in Russian)
27. Xu, L., Chen, L., Gao, Z., Chang, Y., Iakovou, E. and Shi, W. (2018). *Binding the physical and cyber worlds: a Blockchain approach for cargo supply chain security enhancement*. IEEE International Symposium on Technologies for Homeland Security (HST), Woburn, pp. 1–5. DOI: 10.1109/THS.2018.8574184

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Irina O. Poleshkina, Candidate of Economic Sciences, Associate Professor, Chair of Transportation Organization on Air Transport, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ipoleshkina@mstuca.aero.

Natalya V. Vasilyeva, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Chair of Economics and Management in Air Transport, Head of Department of Air Transport Management, Moscow State Technical University of Civil Aviation, n.vasileva@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 27.02.2020
Принята в печать 19.03.2020

Received 27.02.2020
Accepted for publication 19.03.2020

УДК 629.7.023

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-87-100

РАСЧЕТ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ЭКВИВАЛЕНТОВ ПРОГРАММ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

В.Е. СТРИЖИУС¹

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия*

Известно, что для металлических элементов авиаконструкций «эквивалентное напряжение» является одним из важнейших параметров, используемых для оценки усталостной повреждаемости элемента конструкции при заданной программе его усталостных испытаний. Представлен метод и процедура оценки значений этого параметра для металлических элементов авиаконструкций. Отмечено, что для элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов в настоящее время в отечественных и зарубежных исследованиях усталостной прочности подобных элементов не определены ни само понятие параметра «эквивалентное напряжение», ни методы расчетных оценок значений этого параметра. С целью достижения определенного прогресса в рассматриваемой области предложено определение параметра «эквивалентное напряжение» программ усталостных испытаний для элементов композитных авиаконструкций. Для случая нагружения одноосным растяжением-сжатием ламинатов из слоистых композитов, представляющих верхние и нижние панели композитных крыльев самолетов транспортной категории, предложен метод расчетной оценки значений этого параметра. Показано, что с использованием параметра «эквивалентное напряжение» возможно решение следующих основных задач: оценка повреждаемости элемента конструкции при заданной программе его усталостных испытаний; сравнение повреждаемостей различных программ, расчетная оценка эквивалентов между программами; расчет усталостной долговечности образцов и элементов из слоистых композитов с использованием кривой усталости при регулярном нагружении. Отмечено, что принципиальным положением предлагаемого метода расчетной оценки эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний является использование специальной гипотезы суммирования усталостных повреждений. Представлен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов различных модификаций квазислучайной программы для образцов со свободным отверстием из углепластика Т300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}. Проведен расчет усталостной долговечности указанных образцов при нагружении рассмотренными модификациями с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов. Показано хорошее совпадение расчетных результатов и экспериментальных данных.

Ключевые слова: слоистые углепластики, элементы композитных авиаконструкций, квазислучайные программы усталостных испытаний, эквивалентное напряжение, эквивалент, расчетные оценки усталостной долговечности.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что для металлических элементов авиаконструкций «эквивалентное напряжение» является одним из важнейших параметров, используемых для оценки усталостной повреждаемости конструктивных элементов при заданных программах их усталостных испытаний.

С использованием этого параметра выполняются как расчеты усталостной долговечности металлических элементов авиаконструкций, так и оценки эквивалентов (сравнение усталостных повреждаемостей) различных программ усталостных испытаний таких элементов, в том числе и оценки эквивалентов между программным и регулярным циклическим нагружением.

Что касается элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ), следует отметить, что в настоящее время в отечественных и зарубежных исследованиях усталостной прочности подобных элементов не определены ни само понятие параметра «эквивалентное напряжение», ни методы расчетных оценок значений этого параметра. Какие-либо методы расчетных оценок эквивалентов программ усталостных испытаний для элементов композитных авиаконструкций также отсутствуют.

В настоящей статье для случая нагружения одноосным растяжением-сжатием ламинатов из слоистых ПКМ, представляющих верхние и нижние панели композитных крыльев само-

летов транспортной категории, предложены методы расчетных оценок эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний таких элементов.

Предложен метод расчета усталостной долговечности рассматриваемых элементов при нагружении программами усталостных испытаний с использованием кривой усталости элементов при регулярном циклическом нагружении.

Приведен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов различных модификаций программы TWIST [1] для образцов со свободным отверстием из углепластика Т300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}, представленных в работе [2]. Приведен пример расчета усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов. Показано хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭКВИВАЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ЭКВИВАЛЕНТОВ ДЛЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

Очевидно, что при формировании методов и процедур расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов для элементов из ПКМ целесообразно рассмотреть основные положения методики расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов для металлических элементов авиаконструкций.

Действующая в настоящее время отраслевая методика¹ расчетов на усталость металлических элементов авиаконструкций для случая одноосного циклического нагружения подобных элементов растяжением-сжатием основана на расчете условной величины усталостного повреждения программы нагружения, представленной в виде последовательности «полных циклов». Каждый единичный цикл, характеризующийся амплитудой σ_{ai} и средним значением σ_{mi} (или максимальным $\sigma_{max i}$ и минимальным $\sigma_{min i}$ значениями), приводится к эквивалентному отнулевому циклу с максимальным значением цикла σ_{oi} , определяемым по соотношениям:

$$\sigma_{oi} = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_{ai} \times \sigma_{max i}} \text{ при } \sigma_{mi} \geq 0; \\ \sqrt{2} \times (\sigma_{ai} + 0.2\sigma_{mi}) \text{ при } \sigma_{mi} < 0 \text{ и } \sigma_{max i} > 0; \\ 0 \text{ при } \sigma_{max i} \leq 0. \end{cases}$$

Используя гипотезу линейного суммирования усталостных повреждений для какой-либо программы нагружения, представляющей собой совокупность эквивалентных отнулевых циклов, могут быть определены эквивалентный по вносимому повреждению один отнулевой цикл напряжения, максимальное значение которого может быть вычислено по формуле:

$$\sigma_{эж\%} = \sqrt[m]{\sum (n_i \times \sigma_{oi}^m)}$$

и величина усталостной повреждаемости программы в виде:

$$D = \sum n_i / N_i = (1/A) \times \sum (n_i \times \sigma_{oi}^m),$$

¹ Методика определения ресурса планера самолета на стадии эксплуатации. Проект выпуска 8 книги 4 РДК. Жуковский, ЦАГИ. 1976.

где

- n_i – число отнулевых циклов с максимальным значением σ_{oi} ;
- N_i – число отнулевых циклов с максимальным значением σ_{oi} до момента появления трещины или до разрушения;
- m – показатель степени (для отечественных алюминиевых сплавов принимается, как правило, равным 4,0);
- A – некоторый параметр.

Максимальное значение *эквивалентного* по вносимому повреждению одного отнулевого цикла напряжения и принято называть *эквивалентным напряжением* программы усталостных испытаний или спектра усталостных нагрузок для металлических элементов авиаконструкций.

Под расчетным эквивалентом между программами «1» и «2» понимается величина:

$$K_{\text{ЭКВ}} = D_1 / D_2 = N_2 / N_1 = (\sigma_{\text{ЭКВ} 1} / \sigma_{\text{ЭКВ} 2})^m.$$

При известном эквиваленте $K_{\text{ЭКВ}}$ между программами «1» и «2» и известной усталостной долговечности N_1 рассматриваемого элемента конструкции при нагружении программой «1», усталостная долговечность того же элемента при нагружении программой «2» может быть определена как:

$$N_2 = N_1 \times K_{\text{ЭКВ}}.$$

РАСЧЕТ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ЭКВИВАЛЕНТОВ ПРОГРАММ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЛАМИНАТОВ ИЗ СЛОИСТЫХ ПКМ

Для формирования процедуры расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний ламинатов из слоистых ПКМ целесообразно рассмотреть основные положения метода расчета на усталость таких элементов.

По результатам обзора и анализа данных, представленных в работах [3–14], можно сформировать следующие основные положения такого метода.

1. В качестве расчетного уравнения кривой усталости ламинатов из слоистых ПКМ предлагается использовать уравнение Менделла (*Mandell*) [3, 4] для случая одноосного регулярного циклического нагружения рассматриваемых элементов *симметричным циклом растяжения-сжатия*:

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

где

- $\sigma_a^{R=-1}$ – амплитуда симметричных циклических напряжений растяжения-сжатия (с коэффициентом асимметрии напряжений $R = -1$);
- a и b – параметры уравнения.

2. Предполагается, что с использованием метода «дождевого потока» циклическое нагружение рассматриваемых программ может быть представлено в виде некоторой последовательности полных циклов с различными амплитудами напряжений и различными уровнями асимметрии циклического нагружения.

3. В качестве диаграммы постоянной усталостной долговечности по результатам обзора и анализа данных работ [5–11] может быть использовано *модифицированное* уравнение Харриса (*Harris*) [11]:

$$\sigma_{ai}^{R=-1} = \frac{\sigma_{ai} \cdot \sigma_{UTS}^u \cdot |\sigma_{UCS}|^v}{(\sigma_{UTS} - \sigma_{mi})^u \cdot (|\sigma_{UCS}| + \sigma_{mi})^v}, \quad (2)$$

где

- σ_{ai} – амплитуда i -го цикла рассматриваемого циклического нагружения;
 - σ_{mi} – среднее значение i -го цикла рассматриваемого циклического нагружения;
 - σ_{UTS} – предел прочности рассматриваемого элемента при растяжении;
 - σ_{UCS} – предел прочности рассматриваемого элемента при сжатии;
 - u и v – параметры, зависящие от усталостной долговечности рассматриваемого элемента;
 - $\sigma_{ai}^{R=-1}$ – амплитуда эквивалентного по повреждаемости симметричного цикла нагружения, соответствующая *определенной (фиксированной)* усталостной долговечности элемента.
4. По данным работы [5] значения параметров u и v могут быть определены как:

$$u = 0,033 \lg N + 2,032; \quad v = 0,068 \lg N + 2,089.$$

С целью практического использования соотношения (2) для *приближенных* оценок очевидна необходимость получения *средних значений* параметров u и v , единых для всего диапазона «рабочих» долговечностей рассматриваемых элементов $N = 10^3 \div 10^6$. В качестве таких средних значений получены следующие: $u = 2,18$; $v = 2,40$.

5. В качестве гипотезы суммирования усталостных повреждений по результатам обзора и анализа данных работ [12–14] для рассматриваемых элементов при программном нагружении может быть использована гипотеза Хау и Оуэна (*Howe and Owen*) [14]:

$$D_{block} = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^2 \right], \quad (3)$$

где

- D_{block} – накопленное усталостное повреждение за блок нагрузок рассматриваемой программы;
- n_i – количество циклов нагружения при уровне напряжений σ_i ;
- N_i – количество циклов нагружения до разрушения рассматриваемого элемента при уровне напряжений σ_i ;
- k – количество циклов нагружения в блоке нагрузок программы;
- A и B – параметры соотношения, *не зависящие от уровня напряжения* и определяемые *с использованием регрессионного анализа известных экспериментальных данных*.

В работе [15] представлены данные об удовлетворительных результатах практического использования соотношения гипотезы Хау и Оуэна при расчетных оценках усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика при квазислучайном нагружении программой TWIST. Таким образом, можно говорить об определенных перспективах использования гипотезы Хау и Оуэна при программном нагружении слоистых ПКМ.

6. Принимается допущение, что накопленное повреждение в момент усталостного разрушения (повреждения):

$$D = N_{block} \times D_{block} = 1,$$

где N_{block} – усталостная долговечность слоистого ПКМ в количестве блоков рассматриваемых программ.

Отсюда:

$$N_{block} = 1 / D_{block}.$$

7. Известно, что для элементов авиаконструкций блоки программного нагружения обычно соответствуют определенному количеству типовых полетов. В этом случае усталостная долговечность слоистого ПКМ в количестве полетов определяется как:

$$N_{flight} = N_{block} \times BL,$$

где BL – размер (в полетах) блока программных нагрузок. Например, для программы TWIST $BL=4000$ полетов [1].

Очевидно, что справедливы также следующие соотношения:

$$D_{flight} = D_{block} / BL; \quad N_{flight} = 1 / D_{flight}.$$

Используя основные положения и соотношения представленного выше метода, для спектров программного нагружения слоистых ПКМ может быть определен *эквивалентный* по вносимому повреждению *один* симметричный цикл напряжения, амплитуда которого с использованием уравнения (1) может быть вычислена по формуле:

$$\sigma_{a\,eqv} = a + b \cdot \lg(1 / D_{flight}). \quad (4)$$

Амплитуду $\sigma_{a\,eqv}$ *эквивалентного* по вносимому повреждению *одного симметричного* цикла напряжения и предлагается принимать как *эквивалентное напряжение* программ для слоистых ПКМ.

В случае сложных программ нагружения (к которым относится, например, программа TWIST) эквивалентное напряжение отражает повреждаемость *среднестатистического (по повреждаемости) типового полета программы*.

Предлагается следующая процедура расчета эквивалентных напряжений, эквивалентов и усталостных долговечностей слоистых ПКМ.

1. Определение параметров кривой усталости (1).
2. Формирование спектров нормальных номинальных напряжений (в сечении «брутто» рассматриваемого элемента), соответствующих спектрам нагрузок рассматриваемых программ.
3. Обработка спектров напряжений методом «полных циклов» или методом «дождевого потока» и представление спектров напряжений в виде последовательностей полных циклов.
4. Приведение каждого выделенного единичного i -го цикла, характеризующегося амплитудой $\sigma_{a\,i}$ и средним значением $\sigma_{m\,i}$, к эквивалентному *симметричному* циклу с использованием соотношения (2).

5. Определение величины N_i для каждого выделенного цикла с использованием уравнения (1) в виде:

$$\lg N_i = (\sigma_{a_i}^{R=-1} - a) / b \quad \text{или} \quad N_i = 10^{(\sigma_{a_i}^{R=-1} - a) / b}.$$

6. Определение величины накопленного усталостного повреждения в рассматриваемом элементе за блок нагрузок рассматриваемой программы с использованием соотношения (3).

7. Определение усталостной повреждаемости рассматриваемого элемента за типовой полет рассматриваемой программы:

$$D_{flight} = D_{block} / BL.$$

8. Расчет эквивалентных напряжений рассматриваемой программы с использованием соотношения (4).

9. Расчет усталостной долговечности рассматриваемых элементов с использованием кривой усталости (1) в виде:

$$N_{flight} = 10^{(\sigma_{a_{eqv}} - a) / b}. \quad (5)$$

10. Расчет эквивалентов спектров программного нагружения между собой и расчет эквивалентов модификаций рассматриваемых спектров выполняется с использованием соотношения:

$$K_{eqv} = D_{flight(1)} / D_{flight(2)} = N_{flight(2)} / N_{flight(1)} = 10^{(\sigma_{a_{eqv(2)}} - \sigma_{a_{eqv(1)}}) / b}. \quad (6)$$

11. При известном эквиваленте K_{eqv} между программами «1» и «2» и известной экспериментальной усталостной долговечности $N_{exp(1)}$ рассматриваемого элемента конструкции при нагружении программой «1» (которая условно принята за «эталонную»), расчетная усталостная долговечность того же элемента при нагружении программой «2» может быть определена как:

$$N_{pred(2)} = N_{exp(1)} \times K_{eqv} = N_{exp(1)} \times 10^{(\sigma_{a_{eqv(2)}} - \sigma_{a_{eqv(1)}}) / b}. \quad (7)$$

Следует отметить, что расчет эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний слоистых ПКМ в принципе возможен и при использовании гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений (правила Пальмгрена-Майнера). В этом случае представленная выше процедура расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов сохраняется, но вместо соотношения (3) накопленное усталостное повреждение за блок нагрузок рассматриваемой программы определяется как:

$$D_{block} = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i}, \quad (8)$$

где

- D_{block} – накопленное усталостное повреждение за блок нагрузок программы;
- n_i – количество циклов на i -м уровне нагружения;
- N_i – количество циклов до разрушения рассматриваемого элемента на i -м уровне нагружения;
- k – количество уровней нагружения блока нагрузок программы.

ПРИМЕР РАСЧЕТА

Ниже приведен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов среднестатистических типовых полетов различных модификаций программы TWIST [1] для образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}, представленных в работе [2]. Проведена расчетная оценка эквивалентных напряжений и эквивалентов, а также расчет усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием уравнения (5) и соотношения (7).

В табл. 1 представлена повторяемость типов полетов и циклов нагрузок в пределах каждого полета программы TWIST. В табл. 2 в упрощенном виде представлены уровни и повторяемость циклических нагрузок этой программы.

Таблица 1
Table 1

Полетный блок нагрузок программы TWIST [1]
Flight TWIST program block of loads [1]

Тип полета	Число полетов в блоке из 4000 пол.	Номер и величина уровня амплитуды σ / σ_m									
		I 1,60	II 1,50	III 1,30	IV 1,15	V 0,995	VI 0,84	VII 0,685	VIII 0,53	IX 0,375	X 0,222
A	1	1	1	1	4	8	18	64	112	391	900
B	1		1	1	2	5	11	39	76	366	899
C	3			1	1	2	7	22	61	277	879
D	9				1	1	2	14	44	208	680
E	24					1	1	6	24	165	603
F	60						1	3	19	115	512
G	181							1	7	70	412
H	420								1	16	233
I	1090									1	69
J	2211										25
Полное число циклов в блоке		1	2	5	18	52	152	800	4170	34800	358665
Суммарное число циклов в блоке		1	3	8	26	78	230	1030	5200	40000	398665

По результатам обработки данных работы [2] для рассматриваемых образцов получены:

1. Уравнение кривой усталости (1) при регулярном нагружении симметричным циклом:

$$\sigma_a^{R=-1} = 320,56 - 27,4172 \lg N.$$

2. Значение предела прочности рассматриваемых образцов при растяжении:
 $\sigma_{UTS} = 346,06$ МПа.

3. Значение предела прочности рассматриваемых образцов при сжатии:
 $\sigma_{UCS} = -324,72$ МПа.

В табл. 3 по данным работы [2] приведены средние значения усталостных долговечностей (N_{exp}), полученные при усталостных испытаниях рассматриваемых образцов с использованием базового спектра TWIST и спектров с различными уровнями усечений больших и малых нагрузок. Все испытания были проведены при среднем напряжении спектра $\sigma_m = -111$ МПа.

По данным работы [2] наземные нагрузки для всех полетов программы TWIST были представлены единичной нагрузкой, равной $\sigma = -0,5 \times \sigma_m = 55,5$ МПа.

По результатам регрессионного анализа экспериментальных данных табл. 3 определены значения параметров A и B соотношения (3): $A = 0,846$; $B = 914,949$.

Таблица 2
Table 2

Уровни и амплитуды циклических нагрузок программы TWIST
Levels and amplitudes of cyclic loads of TWIST program

Уровень нагружения	Амплитуда нагружения*	Количество циклов нагружения
I	$1,6 \times \sigma_m$	1
II	$1,5 \times \sigma_m$	2
III	$1,3 \times \sigma_m$	5
IV	$1,15 \times \sigma_m$	18
V	$0,99 \times \sigma_m$	52
VI	$0,84 \times \sigma_m$	152
VII	$0,68 \times \sigma_m$	800
VIII	$0,53 \times \sigma_m$	4170
IX	$0,37 \times \sigma_m$	34800
X	$0,22 \times \sigma_m$	358665

* σ_m – среднее напряжение воздушного этапа

Таблица 3
Table 3

Результаты усталостных испытаний образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90] 2s при нагружении программой TWIST с различными уровнями усечения спектра

Results of fatigue tests for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of fiber-carbon composite with the open hole under load with TWIST program with different levels of spectrum truncation

Усечения спектра	N_{exp} , полеты
Базовый спектр (без усечений)	88655
Опущен уровень нагружения № X	75955
Опущены уровни нагружения №№ IX-X	106555
Опущены уровни нагружения №№ VII-X	111555
Опущены уровни нагружения №№ I-II	189962
Опущены уровни нагружения №№ I-IV;X	759374

Результаты расчетной оценки значений эквивалентных напряжений $\sigma_{a \text{ eqv}}$ типовых полетов рассмотренных модификаций программы TWIST с использованием соотношения (4) и усталостных долговечностей N_{pred} рассматриваемых образцов с использованием уравнения (5)

представлены в табл. 4. Там же представлены значения относительной ошибки расчетной оценки (*REP*):

$$REP(\%) = \frac{N_{pred\ i} - N_{exp\ i}}{N_{exp\ i}} \times 100.$$

В работе [2] были проведены аналогичные расчеты при использовании при оценках правила Пальмгрена-Майнера (8). Результаты расчетов также приведены в табл. 4.

Таблица 4
Table 4

Результаты расчетных оценок усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика типа T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s} при нагружении программой TWIST с различными уровнями усечения спектра
Fatigue life estimates for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s} samples of fiber-carbon composite with the open hole under load with TWIST program with different levels of spectrum truncation

Усечения спектра	Расчет с использованием гипотезы Хау и Оуэна (3)					Расчет с использованием правила Пальмгрена-Майнера (8)*	
	D_{block}	D_{flight}	$\sigma_{a\ eqv}$, МПа	N_{pred} , полеты	<i>REP</i> , %	N_{pred} , полеты	<i>REP</i> , %
Базовый спектр (без усечений)	0,045263	1,1316E-05	184,95	88372	-0,3	1 533 730	1630
Опущен уровень нагружения № X	0,04435	1,1088E-05	184,70	90189	18,7	1 503 910	1880
Опущены уровни нагружения № IX-X	0,04286	1,0714E-05	184,30	93334	-12,4	1 140 140	970
Опущены уровни нагружения № VII-X	0,03857	9,6424E-06	183,04	103708	-7,0	903 600	710
Опущены уровни нагружения № I-II	0,01908	4,7708E-06	174,66	209608	10,3	2 374 530	1150
Опущены уровни нагружения № I-IV; X	0,01121	2,8029E-06	168,33	356777	-53,0	5 011 870	560

* по данным работы [2]

На рис. 1 представлено сравнение полученных значений расчетных оценок усталостных долговечностей рассматриваемых образцов и сравнение этих значений с экспериментальными данными.

В табл. 5 представлены результаты расчетной оценки усталостных долговечностей N_{pred} рассматриваемых образцов с использованием эквивалентов между повреждаемостями типовых полетов модификаций программы TWIST. За «эталонную» программу «1» при расчете эквивалентов принят базовый спектр программы TWIST (без усечений). Там же представлены значения относительной ошибки расчетной оценки (*REP*).

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

По результатам анализа данных, представленных в табл. 4 – 5 и на рис. 1, можно отметить следующее.

1. С использованием данных табл. 4 для типовых полетов рассмотренных модификаций программы TWIST могут быть определены значения отношения $\sigma_{a\ eqv} / |\sigma_{UCS}|$, которые нахо-

дятся в диапазоне $0,52 \div 0,57$. Эти результаты хорошо согласуются с данными работы [16], которые фактически рекомендуют принимать для композитных образцов верхних панелей крыла транспортного самолета значения $|\sigma_{a\text{equiv}} / \sigma_{UCS}| = 0,40 \div 0,60$.

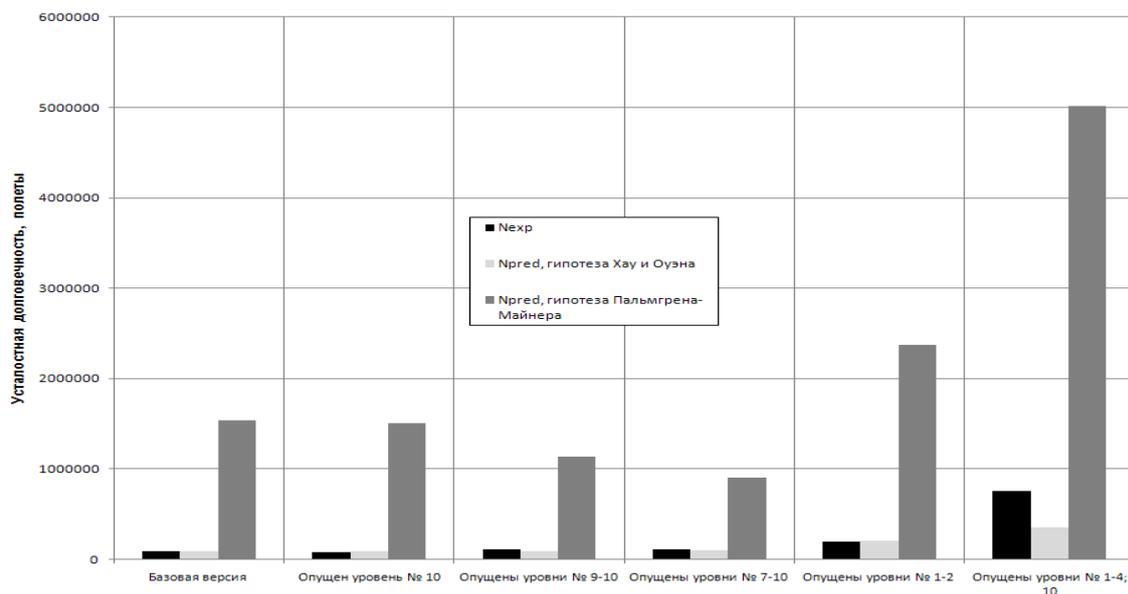


Рис. 1. Сравнение расчетных оценок усталостных долговечностей образцов со свободным отверстием из углепластика типа T300/5208 [45/0/-45/90] 2s при нагружении программой TWIST с различными уровнями усе­чения спектра

Fig. 1. Comparison of the fatigue life estimates for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of carbon-fiber composite with the open hole under load with TWIST program with different levels of spectrum truncation

Таблица 5
Table 5

Результаты расчетных оценок усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика типа T300/5208 [45/0/-45/90] 2s с использованием эквивалентов модификаций программы TWIST

Fatigue life estimates for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of carbon-fiber composite with open hole using the equivalents of TWIST program modifications

Усе­чения спектра	Расчет эквивалентов с использованием гипотезы Хау и Оуэна (3)		
	K_{eqv}	N_{pred} , полеты	REP, %
Опущен уровень нагружения № X	1,02	90480	19,1
Опущены уровни нагружения № IX-X	1,06	93630	-12,1
Опущены уровни нагружения № VII-X	1,17	104040	-6,7
Опущены уровни нагружения № I-II	2,37	210280	10,7
Опущены уровни нагружения № I-IV; X	4,04	357920	-52,9

2. Можно признать приемлемыми трудоемкость и точность расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов, выполненных с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов и предложенного метода расчета на усталость.

3. Расчетные оценки усталостной долговечности рассматриваемых образцов, полученные с использованием гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений (правила Пальмгрена-Майнера), показали неприемлемую точность расчетных оценок усталостной долговечности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложено определение и метод расчетной оценки параметра «эквивалентное напряжение» программ усталостных испытаний и спектров усталостных нагрузок для элементов авиаконструкций из слоистых ПКМ.

Предложен метод расчетной оценки эквивалентов программ усталостных испытаний рассматриваемых элементов.

Показано, что с использованием параметра «эквивалентное напряжение» возможно решение следующих задач.

1. Оценка повреждаемости элемента конструкции при заданной программе его усталостных испытаний.

2. Сравнение повреждаемостей различных программ, расчетная оценка эквивалентов между программами.

3. Расчет усталостной долговечности слоистых ПКМ с использованием кривой усталости при регулярном нагружении.

4. Расчет усталостной долговечности слоистых ПКМ с использованием эквивалентов между программами.

Отмечено, что принципиальным положением предлагаемого метода расчетной оценки эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний слоистых ПКМ является использование специальной гипотезы суммирования усталостных повреждений Хау и Оуэна, представленной соотношением (3).

Представлен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов типовых полетов различных модификаций программы TWIST для образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}. Проведен расчет усталостной долговечности указанных образцов при нагружении рассмотренными модификациями с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов. Показано хорошее совпадение расчетных результатов и экспериментальных данных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **De Jonge J.B.** A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures / J.B. De Jonge, D. Schutz, H. Lowak, J. Schijve. LBF Bericht FB-106 (NLR 73029U), 1973.

2. **Phillips E.P.** Effects of Truncation of a Predominantly Compression Load Spectrum on the Life of a Notched Graphite/Epoxy Laminate. Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723 / Ed. by K.N. Lauritis. West Conshohocken, PA: ASTM International, 1981. Pp. 197–212. DOI: <https://doi.org/10.1520/STP27621S>

3. **Mandell J.F.** Fatigue behaviour of fibre-resin composites. In Developments in Reinforced Plastics 2 / Ed. by G. Pritchard. Applied Science Publishers, London. 1982, pp. 67–107.

4. **Burhan I., Kim H.S.** S-N Curve Models for Composite Materials Characterisation: An Evaluative Review // *Journal of Composites Science*. 2018. Vol. 2, iss. 3. DOI: 10.3390/JCS2030038.
5. **Beheshty M.H., Harris B., Adam T.** An empirical fatigue-life model for high-performance fiber composites with and without impact damage // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 1999. Vol. 30, iss. 8. Pp. 971–987. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(99\)00009-3](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(99)00009-3)
6. **Kawai M., Itoh N.** A failure-mode based anisomorphic constant life diagram for a unidirectional carbon/epoxy laminate under off-axis fatigue loading at room temperature // *Journal of Composite Materials*. 2014. Vol. 48, iss. 5. Pp. 571–592. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998313476324>
7. **Kawai M., Yano K.** Anisomorphic constant fatigue life diagrams of constant probability of failure and prediction of P–S–N curves for unidirectional carbon/epoxy laminates // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2016. Vol. 83, part 2. Pp. 323–334. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005>
8. **Kawai M., Yano K.** Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P–S–N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2016. Vol. 80. Pp. 244–258. DOI: [10.1016/j.compositesa.2015.10.021](https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.10.021)
9. **Broer A.** Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S-N curve: Master of Science thesis. Delft University of Technology, 2018.
10. **Buimovich Y., Elmalich D.** Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 399–409.
11. **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](https://doi.org/10.18721/JEST.25309)
12. **Xiong J.J., Sheno R.A.** Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites // *Journal of Composite Materials*. 2004. Vol. 38, iss. 14. Pp. 1187–1209. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998304042081>
13. **Hwang W., Han K.S.** Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction // *Journal of Composite Materials*. 1986. Vol. 20, iss. 2. Pp. 125–153. DOI: <https://doi.org/10.1177/002199838602000202>
14. **Howe R.J., Owen M.J.** Accumulation of damage in glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading // *Proceedings of the 8th International Reinforced Plastics Congress*. British Plastics Federation, London, 1972. Pp. 137–148.
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. Pp. 423–431.
16. **Bakuckas Jr.J.G.** Bonded repairs of composite panels representative of wing structure / Jr. J.G, Bakuckas, R. Chadha, P. Swindell, M. Fleming, J.Z. Lin, J.B. Ihn, N. Desai, E. Espinar-Mick, M. Freisthler // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 565-580.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Стрижиус Виталий Ефимович, доктор технических наук, профессор кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национальный исследовательский университет), vitaly.strizhius@gmail.com.

ESTIMATION OF EQUIVALENT STRESSES AND EQUIVALENTS OF THE FATIGUE TEST PROGRAMS OF AIRFRAME COMPOSITE ELEMENTS

Vitaly E. Strizhius¹

¹*Moscow Aviation Institute (National Research University)
Moscow, Russia*

ABSTRACT

It is known that for metal components of aircraft structures, "equivalent stress" is one of the most important parameters used to assess the fatigue damage resistance of a structural element for a given program of its fatigue tests. The method and the procedure for estimating the values of this parameter for metal elements of aircraft structures are presented. It is noted that for aircraft structural elements made of polymer composite materials, neither the concept of the "equivalent stress" parameter nor the methods for calculating estimates of the values of this parameter are currently defined in domestic and foreign studies of the fatigue strength of such elements. In order to achieve particular progress in the considered area, the definition of the "equivalent stress" parameter of fatigue test programs for composite aircraft structural elements is proposed. For the case of uniaxial tension-compression load of laminates from layered composites representing the upper and lower panels of composite wings of transport category aircraft, a method for calculating the estimation of this parameter is proposed. It is shown that using the "equivalent stress" parameter, the following main tasks can be solved: assessment of the damage resistance of a structural element with a given program of its fatigue tests; comparison of damages resistance of various programs, calculation of equivalents between the programs; calculation of fatigue life of layered composites samples and elements using the fatigue curve under regular load. It is noted that the fundamental meaning of the proposed method for calculating the equivalent stresses and equivalents of fatigue test programs is the use of a special hypothesis of a fatigue damage accumulation rule. An example of calculating the equivalent stresses and equivalents of various modifications of the quasi-random program for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of fiber-carbon composite with the open hole is presented. The fatigue life of these samples under load with the considered modifications was calculated using the obtained values of equivalent stresses and equivalents. Good agreement between the calculated results and experimental data is shown.

Key words: layered composites, elements of composite aircraft structures, quasi-random fatigue test programs, equivalent stress, equivalent, calculated estimates of fatigue life.

REFERENCES

1. De Jonge, J.B., Schutz, D., Lowak, H. and Schijve, J. (1973). *A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures*. LBF Bericht FB-106 (NLR 73029U).
2. Phillips, E.P. (1981). *Effects of truncation of a predominantly compression load spectrum on the life of a notched graphite/epoxy laminate*. Fatigue of Fibrous Composite Materials, in Lauraitis K.N. (Ed.). West Conshohocken, PA: ASTM International, pp. 197–212. DOI: <https://doi.org/10.1520/STP27621S>
3. Mandell, J.F. (1982). *Fatigue behaviour of fibre-resin composites*. In Developments in Reinforced Plastics 2, in Pritchard G. (Ed.). Applied Science Publishers, London, pp. 67–107.
4. Burhan, I. and Kim, H.S. (2018). *S-N Curve Models for Composite Materials Characterisation: An Evaluative Review*. Journal of Composites Science, vol. 2, issue 3. DOI: 10.3390/JCS2030038
5. Beheshty, M.H., Harris, B. and Adam, T. (1999). *An empirical fatigue-life model for high-performance fiber composites with and without impact damage*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 30, issue 8, pp. 971–987. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(99\)00009-3](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(99)00009-3)
6. Kawai, M. and Itoh, N. (2014). *A failure-mode based anisomorphic constant life diagram for a unidirectional carbon/epoxy laminate under off-axis fatigue loading at room temperature*. Jour-

nal of Composite Materials, vol. 48, issue 5, pp. 571–592. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998313476324>

7. **Kawai, M. and Yano, K.** (2016). *Anisomorphic constant fatigue life diagrams of constant probability of failure and prediction of P–S–N curves for unidirectional carbon/epoxy laminates*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 83, part 2, pp. 323–334. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005>

8. **Kawai, M. and Yano, K.** (2016). *Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P–S–N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 80, pp. 244–258. DOI: [10.1016/j.compositesa.2015.10.021](https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.10.021)

9. **Broer, A.** (2018). *Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single s-n curve*: Master of Science Thesis. Delft University of Technology.

10. **Buimovich, Y. and Elmalich, D.** (2019). *Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 399–409.

11. **Strizhius, V.E.** (2019). *Constant-life diagrams of layered composites*. St. Petersburg polytechnic university journal of engineering science and technology, vol. 25, no. 3, pp. 120–132. DOI: [10.18721/JEST.25309](https://doi.org/10.18721/JEST.25309). (in Russian)

12. **Xiong, J.J. and Shenoi, R.A.** (2004). *Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites*. Journal of Composite Materials, vol. 38, issue 14, pp. 1187–1209. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998304042081>

13. **Hwang, W. and Han, K.S.** (1986). *Cumulative damage models and multi-stress fatigue life prediction*. Journal of Composite Materials, vol. 20, issue 2, pp. 125–153. DOI: <https://doi.org/10.1177/002199838602000202>

14. **Howe, R.J. and Owen, M.J.** (1972). *Accumulation of damage in glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading*. Proceedings of the Eighth International Reinforced Plastics Congress, British Plastic Federation, London, pp. 137–148.

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, pp. 423–431.

16. **Bakuckas, Jr.J.G., Chadha, R., Swindell, P., Fleming, M., Lin, J.Z., Ihn, J.B., Desai, N., Espinar-Mick, E. and Freisthler, M.** (2019). *Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 565–580.

INFORMATION ABOUT AUTHOR

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

Поступила в редакцию 12.12.2019
Принята в печать 19.03.2020

Received 12.12.2019
Accepted for publication 19.03.2020

ББК 05
Н 34
Св. план 2020

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 23, № 02, 2020
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 23, No. 02, 2020

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.

Подписано в печать 15.04.2020.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

12,75 усл. печ. л.

Заказ № 611 / 60

Тираж 100 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: mail@phzhukovskogo.ru

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2018