

Том 22, № 03, 2019

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 22, No. 03, 2019

Издается с 1998 г.

Москва
2019

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., 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., Москва, Россия;

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

Сюй Хаудзюнь, PhD, Университет военно-воздушных сил, Хиан, Китай;

Сайдахмедов Р.Х., проф., д. т. н., Ташкентский государственный технический университет им. Ислама Каримова, Ташкент, Узбекистан;

Франко Персиани, PhD, директор Межведомственного Центра промышленных исследований в авионавтике, Болонский университет, Болонья, Италия;

Владимир Немец, PhD, Факультет транспортных наук, Отделение воздушного транспорта, Чешский технический университет, Прага, Чешская Республика;

Станислав Сзабо, PhD, Факультет авионавтики, 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, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia;

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

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

Ravshan H. Saydakhmedov, Professor, Doctor of Sciences, Tashkent State Technical University, Tashkent, Uzbekistan;

Franco Persiani, PhD, Director of Centre, University of Bologna, Bologna, Italy;

Vladimir Nemez, PhD, Faculty of Transportation Sciences, Department of Air Transport, Czech Technical University in Prague, Czech Republic;

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

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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;

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

Увайсов С.У., проф., д. т. н., зав. кафедрой 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. Guzyi, 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. Hodakovsky, Honored Worker of Science of Latvian Soviet Socialist Republic, Professor, Doctor of Sciences, Riga, Latvia;

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТ

Vorobyev V.V., Kharlamov A.S., Janchugin S.J.

Influence of surface condition of taxiways and runways on time of aircraft departure 8

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Акимов В.Н., Иванов Д.Н., Парафесь С.Г.

Методика исследования динамического поведения беспилотного летательного аппарата в наземных условиях с учетом данных летного эксперимента 16

Вершков В.А., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М.

Особенности моделирования обтекания несущего винта вертолета с учетом произвольного движения лопастей 25

Грядунев К.И., Козлов А.Н., Немчиков М.Л., Мельникова И.С.

Диагностирование авиационных двигателей по содержанию металлов в маслах 35

Ципенко В.Г., Шевяков В.И.

Обеспечение безопасности полета транспортных воздушных судов с учетом новых сертификационных требований к условиям облечения 45

Ligthart L.P., Kozlov A.I., Logvin A.I., Avtin I.V.

Radio-waves reflection at remote sensing of underlying covers 57

Пантелеев А.В., Крючков А.Ю.

Модификация метаэвристического метода фейерверков для задач многокритериальной оптимизации на основе недоминируемой сортировки 67

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

Шишкин С.В.

К расчету концентрации контактной нагрузки в соединениях с натягом тонкостенных деталей 79

CONTENTS

TRANSPORT

Vorobyev V.V., Kharlamov A.S., Janchugin S.J. Influence of surface condition of taxiways and runways on time of aircraft departure	8
--	---

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Akimov V.N., Ivanov D.N., Parafes' S.G. Research technique of unmanned aerial vehicle dynamic behavior in ground conditions with account of flight experiment data	16
Vershkov V.A., Kritsky B.S., Mirgazov R.M. Features of modeling the flow around the helicopter main rotor taking into account arbitrary blades motion	25
Gryadunov K.I., Kozlov A.N., Nemchikov M.L., Mel'nikova I.S. Aviation engines diagnostics by estimating the metal contamination in oils	35
Tsipenko V.G., Shevyakov V.I. Promotion of transport aircraft flight safety taking into account updated certification requirements for icing conditions	45
Ligthart L.P., Kozlov A.I., Logvin A.I., Avtin I.V. Radio-waves reflection at remote sensing of underlying covers	57
Panteleev A.V., Krychkov A.U. Modification of fireworks method for multiobjective optimization based on non-dominated sorting	67

MECHANICAL ENGINEERING AND THEORY OF MACHINES

Shishkin S.V. Analysis of contact loads concentration in pressure couplings of thin-wall components	79
---	----

ТРАНСПОРТ

**05.22.01 – Транспортные и транспортно-технологические системы страны;
ее регионов и городов, организация производства на транспорте;**

05.22.08 – Управление процессами перевозок;

05.22.13 – Навигация и управление воздушным движением;

05.22.14 – Эксплуатация воздушного транспорта

УДК 621.396

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-8-15

INFLUENCE OF SURFACE CONDITION OF TAXIWAYS AND RUNWAYS ON TIME OF AIRCRAFT DEPARTURE

V.V. VOROBYEV¹, A.S. KHARLAMOV¹, S.JU. IANCHUGIN², SH.F. GANIEV¹

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

² *Vnukovo Air Traffic Center, Moscow, Russia*

ABSTRACT

The state of the runway (RWY) under operating conditions, due to the possibility of formation of a layer of water, ice, slush, snow, decreases the friction coefficient of the aircraft landing gear to RWY, and may cause the aviation events. In addition, the condition of taxiways and airport runway affects the taxiing time of aircraft, which during high-traffic hours can lead to additional flight delays. To study the effect of friction coefficient on the runway occupancy time the methodology of collecting statistical data about the time of different types of aircraft spent on runway at various values of the friction coefficient is offered. The method is based on a full-scale experiment. To conduct the experiment as the object of analysis the process of moving the aircraft from the holding position up to reaching the height of 200 meters at Vnukovo airport was chosen. Since the observer cannot control the parameters affecting the object of study during the flight, the friction coefficient is recorded as an input parameter during the experiment and as the response – the time of moving aircraft from holding position up to reaching the height 200 meters after take-off on standard departure procedure. As a result of the experiment, according to the obtained data, a graph of T_{tot} versus friction coefficient was designed. The greatest influence of the friction coefficient is observed when taxiing from the holding position on runway to line-up position.

Key words: Friction coefficient, airport capacity, air traffic control, airspace planning, experiment procedure.

INTRODUCTION

The state of the runway (RWY) under operating conditions, due to the possibility of formation of a layer of water, ice, slush, snow, decreases the friction coefficient K_{fc} of the aircraft landing gear to RWY, and may cause the aviation events. In addition, the condition of taxiways and runways affects the taxiing time of aircraft, which during high-traffic hours can lead to additional flight delays [1, 2].

Regulatory documents prescribe the measuring of the runway friction for the next cases¹:

1. on dry RWY: they examine the wear of the surface of RWY and define the necessity of its recovering;
2. on wet RWY: they measure the friction coefficient for verifying its acceptable limits;
3. if there is a water layer on the RWY: they check the coefficient when tendency for hydroplaning is possible;
4. on slippery RWY in bad weather conditions it is necessary to perform additional measurements for friction coefficient;

¹ Airport services manual. Part 2: Pavement surface conditions. ICAO DOC 9137-AN/898/ICAO. 4thed. 2002.

5. on RWY covered with snow, slush or ice: continuous and precise evaluation for friction coefficient is required.

Having the above-mentioned measures conducted provides the runways in use with very good friction conditions and required flight safety even in case the runway is wet. Evaluation and maintenance experience prove that surfaces designed in accordance with all requirements and made of asphalt or cement or concrete meet the criteria listed in DOC 9157- AN/901, 3-rd edition ICAO².

As soon as the runway surface condition gets worse, it may affect the aircraft accelerating, decelerating, subsequently influencing the takeoff distance available (TODA), rejecting and landing. The lowering of the friction coefficient also has an effect on directional controllability of aircraft leading to immediate action for correcting to the side of reading level of acceptable crosswind during take-off and landing³.

Furthermore, friction coefficient reduced may change the time of taxiing on aerodrome and rolling for take-off on the runway. In case of traffic congestion, this may cause additional flight delays [3]. To analyze the influence of the friction coefficient on the time needed to occupy the runway by aircraft an experiment was conducted while statistics of the time of occupying the runway by different types of aircraft and different frictions parameters was chosen.

THE PROCEDURE OF THE EXPERIMENT

The Object of Analysis (OA) was chosen to be the process of movement of an aircraft from the holding position on taxiway up to reaching the height 200 meters after take-off on standard departure procedure at Vnukovo airport.

Object of analysis, in accordance [4, 5] appears as the “black box” with some quantity of input and output (fig. 1).

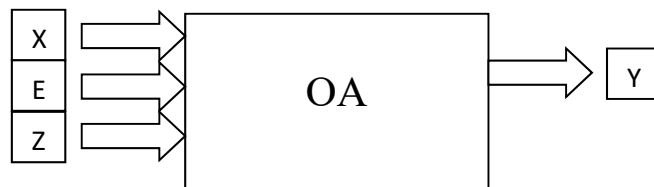


Fig. 1. Block diagram of the analysis object

The figure shows:

- input parameters:
 $X = \|x_1, x_2, \dots, x_n\|$ – the vector of variable controlled and operated parameters;
 $Z = \|z_1, z_2, \dots, z_n\|$ – the vector of controlled but non-operated parameters;
 $E = \|e_1, e_2, \dots, e_n\|$ – the vector of non-controlled and non-operated parameters;
- output parameters:
 $Y = \|y_1, y_2, \dots, y_n\|$ – the vector of data or quality of the object analyzed. This figure remains dependent variable of the object and also forms feedback of the system to the entering actions. We accept the dependence of feedback on pending variable remains function of feedback, and geometric standpoint of feedback function – is the surface of feedback.

Airport Vnukovo was chosen as the place for the conducting of the experiment. This airport has number three in rating among the Russian Federation airports, after Sheremetyevo and Domodedovo including the quantity of passengers and non-passengers and other kind of flights. The average

² Aerodrome Design Manual. Part 1: Runways. ICAO DOC 9157-AN/901 / ICAO. 3 rded. 2006.

³ Assessment, Measurement and Reporting of Runway Surface Conditions. ICAO circulars CIR 329-AN/191/ ICAO. 2012.

number of passengers at Vnukovo was 15815000 in 2015, and it has more, than 170 directions all over the world. Airport Vnukovo provides more than 170000 flights of Russian and foreign air companies.

There are three passenger terminals and “Vnukovo-Cargo” complex at the airport. The main passenger terminal “Vnukovo-1” contains of “A”, “B”, “D” terminals. The “Vnukovo-2” is a terminal for VIP flights, special government flights. “Vnukovo-3” terminal services business flights, Moscow government and other special flights including “Roscosmos”.

There are 2 intersecting runways at the airport:

- runway 1 – magnetic RWY heading 238° and 158°;
- runway 2 – magnetic RWY heading 193° and 13°.

Considering that during the process of flight operations, the observer cannot change the parameters, which can affect the object of analysis, only passive experiment could be conducted [6]. The friction coefficient will be as a parameter of the Z group. T_{tot} time will be the output parameter. This time is between movements of an aircraft from the holding position on taxiway up to reaching the height 200 meters after take-off on standard departure procedure.

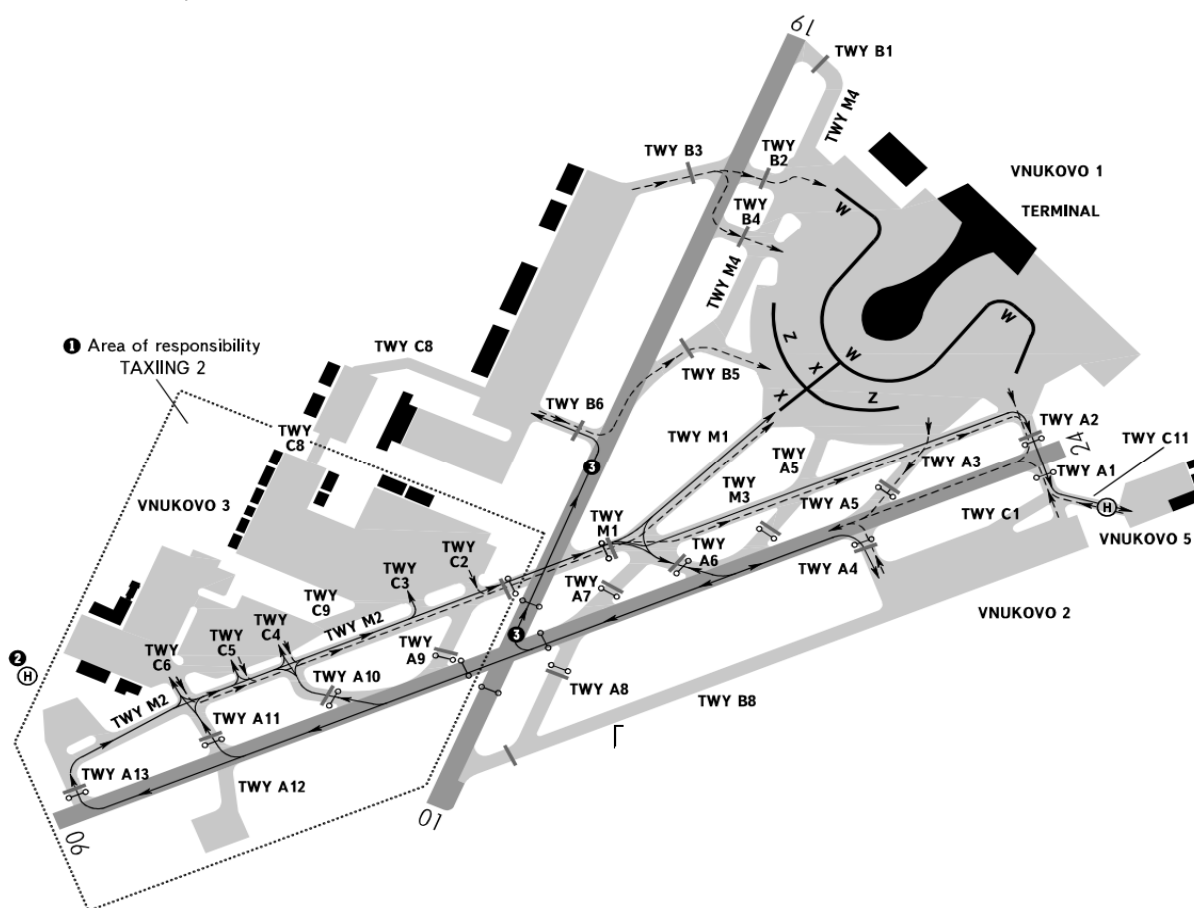


Fig. 2. Map of aerodrome surface movement with an active runway with magnetic heading 238°

For equal conditions during conducting of an experiment, the sample will include only those events that meet the following criteria:

- aircraft types: Airbus A320, Boeing B737, Boeing B767, Boeing B777 and Yakovlev YAK 40;
- active runway with magnetic heading 238°;
- the holding position on taxiway is A2.

As seen from fig. 2, when taxiing from the holding position up to line-up position on taxiway A2, the aircraft has to make an about 90° turn. To perform such a maneuver, it is very important for flight deck crew to consider the friction. For better analysis, the T_{tot} will be divided into several parts:

- T_1 is the time of aircraft taxiing from the holding position to line-up position;
- T_2 is the time between of ATC clearance for departure of aircraft and its starting of take-off run;
- T_3 is the time between starting of take-off run of aircraft and its take-off;
- T_4 is the time between take-off of aircraft and reaching the height of 200 meters.

ANALYSIS OF THE OBTAINED DATA

During the conducting of the experiment, a sample of values of time intervals T_1 , T_2 , T_3 , T_4 and T_{tot} was obtained for different values of the friction coefficient. For each of the aircraft types that meet the requirements of conducting of an experiment, a table was designed. In it, each value of the friction coefficient corresponds to the expectation of time intervals $M(T_1)$, $M(T_2)$, $M(T_3)$, $M(T_4)$ and $M(T_{tot})$.

Table 1

Expectation of time intervals of taxiing for various values of friction coefficient
for aircraft A 320

K_{fc}	T_1	T_2	T_3	T_4	T_{tot}
0.42	1:41:38	0:14:07	0:42:30	0:20:30	2:58:00
0.45	1:46:20	0:11:40	0:28:20	0:16:20	2:42:40
0.5	1:06:00	0:14:00	0:46:00	0:16:00	2:22:00
0.6	1:03:24	0:16:24	0:35:12	0:17:36	2:00:36

Table 2

Expectation of time intervals of taxiing for various values of friction coefficient
for aircraft B 737

K_{fc}	T_1	T_2	T_3	T_4	T_{tot}
0.45	1:32:24	0:23:12	0:34:36	0:13:12	2:43:24
0.6	1:19:34	0:13:34	0:32:34	0:21:26	2:27:09

Table 3

Expectation of time intervals of taxiing for various values of friction coefficient
for aircraft B 767

K_{fc}	T_1	T_2	T_3	T_4	T_{tot}
0.4	1:34:00	0:11:00	0:42:00	0:38:00	3:05:00
0.42	2:02:00	0:14:00	0:46:00	0:14:00	3:16:00
0.5	1:51:30	0:09:00	0:47:30	0:18:30	3:06:30
0.6	0:47:40	0:15:20	0:40:00	0:17:40	2:00:40

Table 4

Expectation of time intervals of taxiing for various values of friction coefficient
for aircraft B 777

K_{fc}	T_1	T_2	T_3	T_4	T_{tot}
0.5	1:00:00	0:44:00	0:31:00	0:10:00	2:25:00
0.55	1:31:30	0:27:30	0:38:00	0:14:00	2:51:00
0.6	1:29:36	0:13:36	0:37:18	0:18:48	2:39:18

Table 5

Expectation of time intervals of taxiing for various values of friction coefficient
for aircraft JAK 40

K_{fc}	T_1	T_2	T_3	T_4	T_{tot}
0.4	1:34:00	0:11:00	0:42:00	0:38:00	3:05:00
0.42	2:02:00	0:14:00	0:46:00	0:14:00	3:16:00
0.45	1:28:00	0:09:00	0:40:00	0:49:00	3:06:00
0.5	1:51:30	0:09:00	0:47:30	0:18:30	3:06:30
0.6	0:47:40	0:15:20	0:40:00	0:17:40	2:00:40

Figure 4 shows a graph of T_{tot} versus friction coefficient.

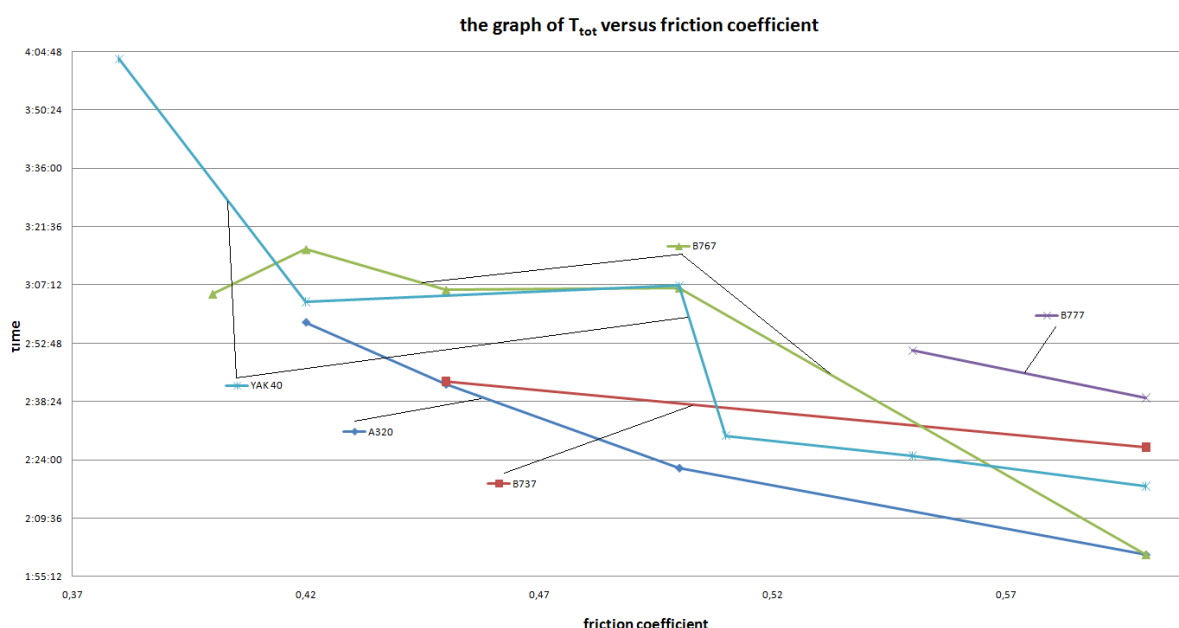


Fig. 4. Graph of T_{tot} versus friction coefficient

As it can be seen from the graph, with an increase in the friction coefficient, T_{tot} decreases. It should be noted that the greatest influence of the friction coefficient is noted when taxiing from the holding position to line-up position. The influence of the friction coefficient on the remaining time intervals is insignificant. Taxiing is carried out on a complex trajectory close to a sinusoidal curve, which can be explained by the second-order dynamic equations. Speed and features of movement on taxiways depend on the condition of the coating. When the surface is dry, the taxiing speed may be higher than when it is wet. This can be explained by the fact that the longitudinal and transverse resistance forces to movement, which determine the longitudinal and ground stability and controllability of the aircraft, have large values on dry surfaces. The speed of the aircraft on the taxiway also depends on the pilot qualification [7–10].

As it can be seen from fig. 2, at Vnukovo airport there are quite a lot of taxiway intersections where the aircraft has to maneuver at large angles. Therefore, the friction coefficient can have a significant impact on taxiing time on the airfield, which in turn should be taken into account, especially during “peak hours” when the intensity movement is the highest. At the same time, the presence of high-speed taxiways used as runway exits and entries, the trajectory of movement along which allows you to perform a maneuver faster than from the taxiways that are perpendicular to the runway. This could significantly increase the capacity of the airport.

It is practically impossible to predict the condition of the runways and taxiways. However, it is possible to accumulate statistics on the friction coefficient in different calendar months. The use of such statistics in flight planning to adjust airport capacity rates will help to reduce flight delays.

REFERENCES

1. **Bogoyavlenskiy, A.A. and Bokov, A.E.** (2012). *Osobennosti metrologicheskogo obespecheniya sredstv i metodov izmereniy koeffitsiyenta stsepleniya na vozdushnom transporte* [Features of metrological provision of means and methods of measuring the friction coefficient of air transport]. *Mir izmereniy* [Measurements world], no. 8, pp. 17–29. (in Russian)
2. **Kublanov, M.S.** (2013). *Matematicheskoye modelirovaniye zadach letnoy ekspluatatsii vozdushnikh sudov na vzlete i posadke* [Mathematical modeling tasks for flight operation of aircraft on takeoff and landing: a monograph]. *Monografiya* [Monograph]. Moscow: MSTUCA, 269 p. (in Russian)
3. **Eliseev, B.P., Vorobjev, V.V. and Kharlamov, A.S.** (2016). *Vliyaniye intensivnosti vozdushnogo dvizheniya na zaderghki reysov* [Influence of air traffic on flight delays]. *World of Transport and Transportation*, vol. 14, no. 4(65), pp. 168–175. (in Russian)
4. **Krasovskiy, G.I. and Filaretov, G.F.** (1982). *Planirovaniye eksperimenta* [Experiment planning]. Minsk: Izd-vo BGU im. V.I. Lenina, pp. 8–14. (in Russian)
5. **Paninski, L.** (2004). *Design of experiments via information theory*. In: S. Thrun, L.K. Saul and B. Schölkopf (ed.). *Advances in neural information processing systems 16*. Proceedings of the 2003 Conference. MIT Press, pp. 1319–1326.
6. **Pevzner, M.Z.** (2013). *Metodologiya issledovaniya, modelirovaniya i sovershenstvovaniya proizvodstvennykh protsessov* [Methodology of research, modeling and improvement of production processes: lectures]. *Kurs lektsiy* [Course of lectures]. Kirov: Izd-vo VyatGU, pp. 30–33. (in Russian)
7. **Kublanov, M.S. and Behtina, N.B.** (2011). *Problemy matematicheskogo modelirovaniya dvizheniya tyagelikh transportnykh samoletov po skorostnym rulezhnym dorozhkam* [Special features of the mathematical simulation of the motion of heavy transport planes along the high-speed taxiways]. *Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation*, no. 172, pp. 7–11. (in Russian)
8. **Belinskiy, I.A., Samorodov, Yu.A. and Sokolov, V.S.** (1982). *Zimneye soderzhaniye aerodromov* [Winter maintenance of airfields]. Moscow: Transport, pp. 25–33. (in Russian)
9. **Chasovnikov, V.G.** (1972). *Issledovaniye glissirovaniya koles samoletov na mokrykh aerodromnykh pokrytiyakh: dis. ... kand. tekhn. nauk.* [Research of aircraft wheel gliding on wet air field coverings: the Dissertation of a Candidate of Technical Sciences]. Leningrad, pp. 16–20. (in Russian)
10. **Gerthoffert, J., Grosjean, C., Cerezo, V. and Do, Minh-Tan.** (2014). *Modelling of aircraft braking coefficient from IMAG friction measurements. AUN2014*. Airports in Urban Networks. Paris, 15–16 Apr 2014. Conference paper, pp. 2–5.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vadim V. Vorobjev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Chair of Flight and Life Safety, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.vorobjev@mstuca.aero.

Andrei S. Kharlamov, Senior Lecturer of Air Traffic Control Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, arc_2008@mail.ru.

Sergei Ju. Ianchugin, ATCO of Vnukovo Air Traffic Center, Yanteks-16@yandex.ru.

Shamil F. Ganiev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Chair of Flight and Life Safety, Moscow State Technical University of Civil Aviation, shamgan@mstuca.aero.

ВЛИЯНИЕ СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТИ РУЛЕЖНЫХ ДОРОЖЕК И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЫ НА ВРЕМЯ ВЫЛЕТА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

В.В. Воробьев¹, А.С. Харламов¹, С.Ю. Янчугин², Ш.Ф. Ганиев¹

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

²*Внуковский центр обслуживания воздушного движения, г. Москва, Россия*

Состояние взлетно-посадочной полосы (ВПП) в эксплуатационных условиях, обусловленных возможностью образования на полосе слоя воды, льда, слякоти, снега, приводит к снижению коэффициента сцепления пневматиков шасси самолета с ВПП и может быть причиной авиационных событий. Кроме того, состояние рулежных дорожек и ВПП аэропорта влияет на время руления воздушных судов, что в часы высокой интенсивности воздушного движения может привести к дополнительным задержкам рейсов. Для исследования влияния коэффициента сцепления на время занятости ВПП воздушным судном предлагается методика, заключающаяся в сборе статистических данных по времени нахождения разных типов воздушных судов на ВПП при различных значениях коэффициента сцепления. В основе методики лежит натурный эксперимент. Для проведения эксперимента в качестве объекта исследования был выбран процесс движения воздушного судна от предварительного старта до набора им высоты 200 метров в аэропорту Внуково. Так как при производстве полетов наблюдатель не может управлять параметрами, влияющими на объект исследования, то в ходе эксперимента фиксируется в качестве входного параметра – коэффициент сцепления, в качестве отклика – интервал времени, затраченный воздушным судном при движении от предварительного старта до набора этим воздушным судном высоты 200 метров. В результате эксперимента по полученным данным был построен график зависимости этого интервала от коэффициента сцепления. Наибольшее влияние коэффициента сцепления отмечается при рулении от предварительного старта к исполнительному.

Ключевые слова: коэффициент сцепления, пропускная способность аэропортов, управление воздушным движением, планирование использования воздушного пространства, методика проведения эксперимента.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Богоявленский А.А., Боков А.Е.** Особенности метрологического обеспечения средств и методов измерений коэффициента сцепления на воздушном транспорте // Мир измерений. 2012. № 8. С. 17–29.
2. **Кубланов М.С.** Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке: монография. М.: МГТУ ГА, 2013. С. 269.
3. **Елисеев Б.П., Воробьев В.В., Харламов А.С.** Влияние интенсивности воздушного движения на задержки рейсов // Мир транспорта. 2016. Т. 14, № 4(65). С. 168–175.
4. **Красовский Г.И., Филаретов Г.Ф.** Планирование эксперимента. Минск: Изд-во БГУ им. В.И. Ленина, 1982. С. 8–14.
5. **Paninski L.** Design of experiments via information theory // Advances in Neural Information Processing Systems: proceedings of the 2003 Conference / Ed. S. Thrun, L.K. Saul, B. Schölkopf. MIT Press, 2004. Pp. 1319–1326.
6. **Певзнер М.З.** Методология исследования, моделирования и совершенствования производственных процессов: курс лекций. Киров: Изд-во ВятГУ, 2013. С. 30–33.
7. **Кубланов М.С., Бехтина Н.Б.** Проблемы математического моделирования движения тяжелых транспортных самолетов по скоростным рулежным дорожкам // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 7–11.
8. **Белинский И.А., Самородов Ю.А., Соколов В.С.** Зимнее содержание аэродромов. М.: Транспорт, 1982. С. 25–33.
9. **Часовников В.Г.** Исследование глиссирования колес самолетов на мокрых аэродромных покрытиях: дис. ... канд. техн. наук. Л., 1972. С. 16–20.

10. Gerthoffert J. Modelling of aircraft braking coefficient from IMAG friction measurements / C. Grosjean, V. Cerezo, M.-T. Do // AUN2014. Airports in Urban Networks. Paris, 15–16 Apr 2014. Conference paper. 2014. Pp. 2–5.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Воробьев Вадим Вадимович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, v.vorobjev@mstuca.aero.

Харламов Андрей Сергеевич, старший преподаватель кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, arc_2008@mail.ru.

Янчугин Сергей Юрьевич, диспетчер Внуковского центра обслуживания воздушного движения, Yanteks-16@yandex.ru.

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

Поступила в редакцию 16.03.2018
Принята в печать 21.05.2019

Received 16.03.2018
Accepted for publication 21.05.2019

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 629.7.015.4: 629.7.018.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-16-24

**МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В НАЗЕМНЫХ
УСЛОВИЯХ С УЧЕТОМ ДАННЫХ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА**

В.Н. АКИМОВ¹, Д.Н. ИВАНОВ^{1,2}, С.Г. ПАРАФЕСЬ²

¹ Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

В статье предложена методика исследования динамического поведения беспилотного летательного аппарата (БЛА) в наземных условиях с учетом данных летного эксперимента. Динамические исследования БЛА и отдельных компонентов его бортовой аппаратуры представляют одну из важнейших составляющих этапа наземной отработки БЛА. Наиболее достоверную информацию о вибрационном состоянии БЛА и его бортовой аппаратуры дает летный эксперимент. Однако для выявления реального вибрационного состояния БЛА требуется установка достаточно большого количества акселерометров, что технически может быть нереализуемо во время летных исследований. Решить данную проблему предлагается за счет проведения наземных динамических испытаний. Определив характер и уровень вибрации при натурном (летном) эксперименте в «опорных» местах, возможно далее в лабораторных условиях с высокой степенью достоверности получить вибрации (амплитудные и фазовые частотные характеристики, спектр и т. д.) и в других местах конструкции БЛА. Для этого по всему корпусу БЛА необходимо установить акселерометры, в том числе в «опорных» местах, которые были использованы в летном эксперименте. При помощи возбуждения БЛА поочередно вдоль продольной и поперечных осей вибрационным спектром, полученным в натурном эксперименте, воспроизводится вибрационный спектр в тех местах, где установлены акселерометры в лабораторном эксперименте. При этом задание вибрации осуществляется по «опорным» акселерометрам, как и в натурном эксперименте. В дальнейшем полученный вибрационный процесс может быть перенесен на автономные исследования системы автоматического управления и ее отдельных агрегатов, рулевого привода, системы «руль – привод» и др. для оценки их функционирования в данных условиях вибрации. Помимо основных положений методики в статье представлена принципиальная схема и приведен пример исследования динамического поведения БЛА в наземных условиях с учетом данных летного эксперимента.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), динамическое поведение, вибрационные испытания, летный эксперимент, наземный эксперимент, методика.

ВВЕДЕНИЕ

Динамические испытания беспилотного летательного аппарата (БЛА) и его отдельных агрегатов являются одной из важнейших составляющих этапа наземных испытаний. Они предназначены для проверки прочности конструкции БЛА и безотказности функционирования бортового оборудования в условиях динамического (переменного по времени) нагружения, а также выявления областей опасных резонансных и самовозбуждающихся колебаний. Рассматриваются наиболее маневренные БЛА классов «поверхность – воздух», «воздух – воздух», «воздух – поверхность», для которых проблемы динамики конструкций стоят особенно остро [1].

Динамические испытания по методологии использования их результатов принято делить на два класса [2]. К первому классу относятся исследовательские испытания, основными целями которых являются: определение динамических характеристик, необходимых для уточнения математических моделей исследования динамического состояния БЛА, нахождение коэффициентов систем уравнения движения БЛА при математическом моделировании, исследование характера динамической реакции конструкции на определенные виды воздействий. К таковым испытаниям в первую очередь относятся испытания по определению спектра собственных частот и форм колебаний конструкции (модальные испытания), исследованию частотных характеристик рулевых приводов и элементов тракта системы автоматического управления.

Ко второму классу относятся испытания по подтверждению работоспособности БЛА при воздействии переменных во времени нагрузок в условиях наземной эксплуатации и в полете. Таковыми являются испытания конструкции БЛА и бортового оборудования на вибропрочность и виброустойчивость, на ударную прочность и ударную устойчивость, на воздействие линейных инерционных нагрузок и акустического шума. Важнейшими среди перечисленных видов испытаний являются вибрационные испытания [2–5].

ОСНОВЫ МЕТОДИКИ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ БЛА В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ С УЧЕТОМ ДАННЫХ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Реальный вибрационный процесс весьма сложен и носит пространственный характер. Вибрационные процессы при экспериментальной наземной отработке БЛА могут существенно отличаться от реальных процессов и представляют лишь модели вибраций, направленные вдоль фиксированных осей. Во время наземной отработки используют модели периодической (синусоидальной) или более распространенной в настоящее время широкополосной случайной вибрации (ШСВ) [2].

Широкополосная случайная вибрация – это случайный процесс, в результате которого в сигнале возбуждения фигурируют частотные компоненты, амплитуда и фаза которых изменяется случайным образом. Алгоритм быстрого преобразования Фурье (БПФ) обрабатывает случайный сигнал возбуждения и определяет значение каждой его частотной составляющей (для вибрационного процесса – это ускорение, измеряемое, как правило, в единицах g), которая далее возводится в квадрат. Тем самым при ШСВ задаваемое и воспроизводимые ускорения выражаются в среднеквадратических значениях g^2 [6].

При проведении исследования динамического состояния БЛА необходимо выбрать оборудование (вибростенд), с помощью которого будут производиться воздействия на объект исследования. При ШСВ вибрационная система имеет номинальную толкающую силу, которая определяется среднеквадратическим значением вибрационной системы. Сила определяется по второму закону Ньютона $F = m \cdot a$, где m – масса, a – ускорение. Так как толкающая сила выражается среднеквадратическим значением, то и создаваемое вибрационной системой ускорение будет среднеквадратическим. Для проведения исследования необходимо знать максимально возможное перемещение вибратора, которое должно быть не более того, что указано в паспорте на вибростенд. С этой целью переходят от среднеквадратического значения воспроизводимого вибрационного ускорения к его амплитудному значению или размаху подвижной части стола вибростенда. Отношение пиковой (амплитудной) величины сигнала к его среднеквадратическому значению называется пик-фактором. Теоретическое значение пик-фактора для случайных процессов, равное бесконечности, на практике принимают равным трем, исходя из закона нормального распределения случайного сигнала. При этом ограничение интервала, равного $\pm 3\sigma$, позволяет охватить около 99,7 % всех возможных амплитудных значений реального случайного сигнала. Таким образом, максимальный размах вибратора составит шесть среднеквадратических перемещений, а максимальное пиковое значение амплитуды ускорения равно трем средне-

квадратическим значениям амплитуды. Под массой понимается суммарная масса подвижных частей: подвижная катушка вибратора, оснастка и испытуемый объект.

Таким образом, для воспроизведения ШСВ на БЛА при использовании вибрационного оборудования (вибростенда) необходимо знание уровня среднеквадратического ускорения и зависимости спектрального уровня мощности от частоты (спектр). Истинный спектр вибрации можно получить путем натурного (летного) эксперимента.

Действительно, наиболее достоверную информацию о вибрационном состоянии БЛА и его бортовой аппаратуры дает летный эксперимент. Однако для выявления реального вибрационного состояния БЛА требуется установка достаточно большого количества акселерометров, что технически может быть нереализуемо во время летных исследований. Решить данную проблему предлагается за счет проведения наземных динамических испытаний БЛА.

Определив характер и уровень вибрации при натурном (летном) эксперименте в «опорных» местах, возможно далее в лабораторных условиях с высокой степенью достоверности получить вибрации (амплитудные и фазовые частотные характеристики, спектр и т. д.) и в других местах конструкции БЛА. Для этого по всему корпусу БЛА необходимо установить акселерометры, в том числе в «опорных» местах, которые были использованы в летном эксперименте. Возбуждая БЛА поочередно вдоль продольной и поперечных осей вибрационным спектром, полученным в натурном эксперименте, воспроизводится вибрационный спектр в тех местах, где установлены акселерометры в лабораторном эксперименте. При этом задание и контроль вибрации осуществляется по «опорным» акселерометрам, как и в натурном эксперименте.

Принципиальная схема исследования динамического поведения БЛА в наземных условиях согласно предлагаемой методике представлена на рис. 1. БЛА подвешивается на упругом подвесе; на его корпусе устанавливаются акселерометры в интересующих исследователя местах.

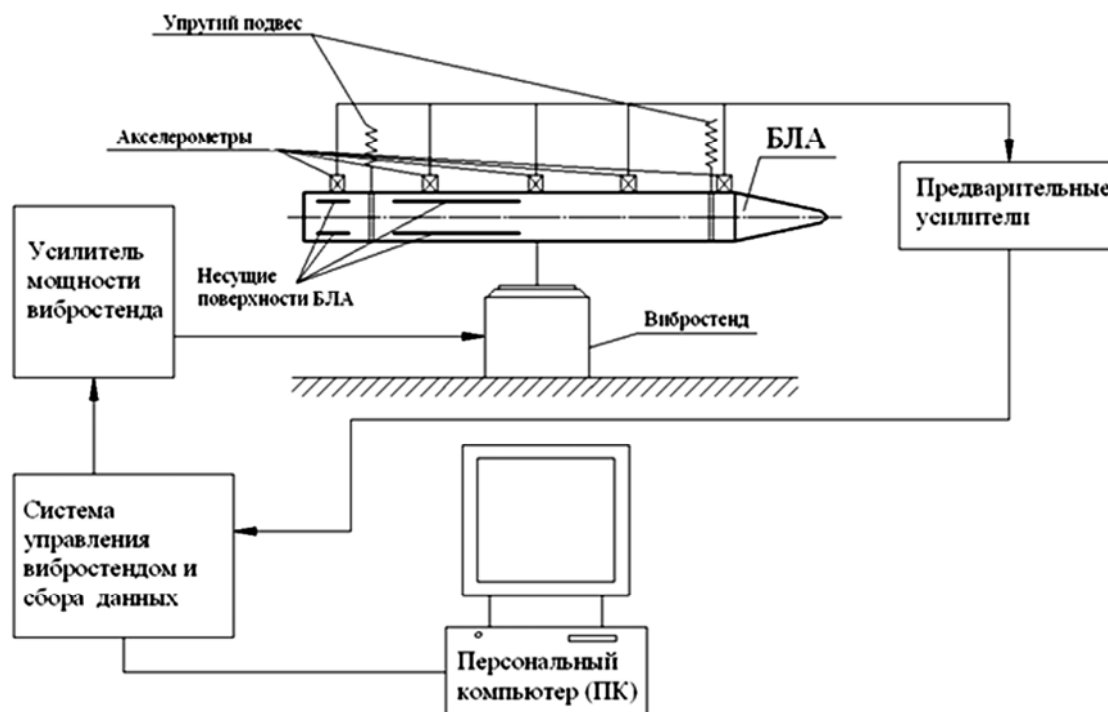


Рис. 1. Принципиальная схема исследования динамического поведения БЛА в наземных условиях с учетом данных летного эксперимента

Fig. 1. The schematic diagram of the UAV dynamic behavior research in ground conditions account of the flight experiment data

Сигнал вибрационного процесса в «опорной» точке, записанный в ходе летных испытаний, посредством преобразования Фурье представляется [7]:

$$F\{x(t)\} = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t) \cdot e^{-j2\pi ft} dt, \quad (1)$$

где $F\{x(t)\}$ – преобразование Фурье от сигнала; $x(t)$ – сигнал вибрационного процесса во временном интервале. При этом для корректного преобразования, в соответствии с теоремой В.А. Котельникова (Найквиста – Шеннона) о выборках [8], частота выборки f_s должна быть как минимум вдвое больше максимальной частоты сигнала $f_{\text{вх max}}$:

$$f_s \geq 2 f_{\text{вх max}}.$$

На практике вместо интегрирования по времени от $-\infty$ до $+\infty$ применяют интегрирование от 0 до времени T . В этом случае формула (1) имеет вид

$$F\{x(t)\} = \int_0^T x(t) \cdot e^{-j2\pi ft} dt. \quad (2)$$

В случае нахождения спектра вибрационного процесса на ограниченном отрезке времени формула (2) может быть записана как [9]

$$F\{X(k)\} = \int_0^T e^{-j\frac{2\pi k}{T}t} x(t) dt. \quad (3)$$

Учитывая, что вместо непрерывного сигнала вибрационного процесса используются его цифровые отсчеты, в выражении (3) интеграл заменяется на конечную сумму слагаемых. Длительность рассматриваемого сигнала определяется количеством цифровых отсчетов N . Преобразование Фурье для цифровых отсчетов сигнала вибрационного процесса имеет вид

$$F\{X(k)\} = \sum_{n=0}^{N-1} e^{-j\frac{2\pi}{T}kn} x(n) = \sum_{n=0}^{N-1} \left[\cos\left(\frac{2\pi}{T}kn\right) - i \sin\left(\frac{2\pi}{T}kn\right) \right] x(n). \quad (4)$$

С помощью электродинамического вибростенда спектром, полученным в натурном эксперименте, производится вибронагружение БЛА. В момент вибрационного нагружения БЛА с других акселерометров происходит запись сигналов во временной области.

ПРИМЕР ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ БЛА В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ С УЧЕТОМ ДАННЫХ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

С целью пояснения основных положений рассматриваемой методики приведем пример исследования динамического поведения БЛА в лабораторных условиях с учетом данных летного эксперимента. Запись вибрации БЛА во временной области, полученной в летном эксперименте, – график зависимости вибрационного относительного ускорения $\bar{n}$, выраженного в единицах ускорения свободного падения g , в зависимости от относительного времени $\bar{t}$, представлена на рис. 2.

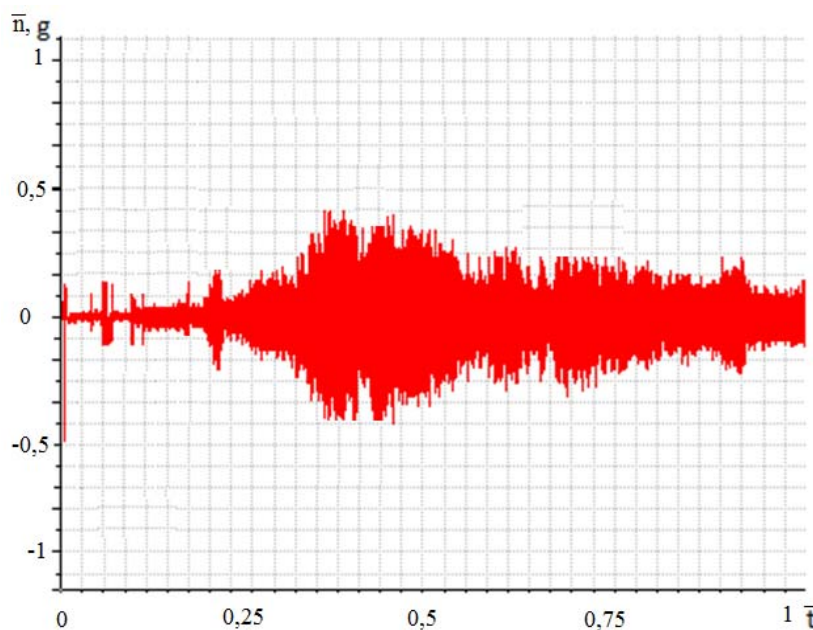


Рис. 2. Запись вибрации БЛА, полученная в летном эксперименте
Fig. 2. The UAV vibration recording obtained in the flight experiment

Применяя алгоритм преобразования Фурье к записи вибрации БЛА во временной области, получим спектр вибрации БЛА в частотной области, рис. 3. Спектр – зависимость относительной спектральной плотности мощности $\bar{S}$, выраженной в $g^2/Гц$, от частоты f (Гц). Представленный спектр вибрации соответствует «опорной» точке – месту установки акселерометра при проведении летного эксперимента.

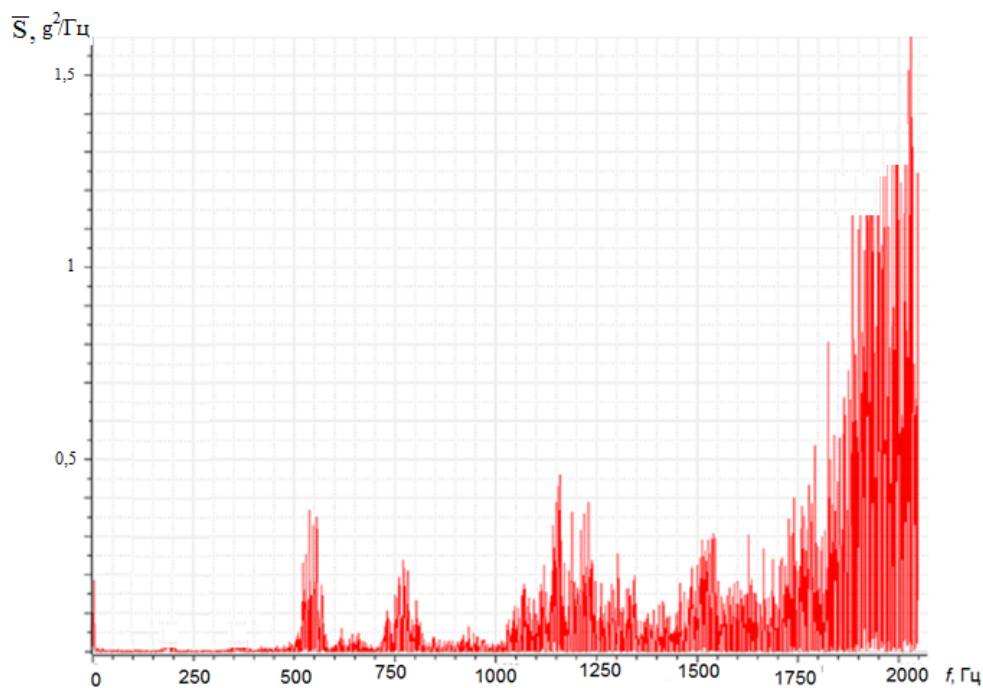


Рис. 3. Спектр вибрации БЛА в точке установки акселерометра в летном эксперименте
Fig. 3. The UAV vibration spectrum at the point of accelerometer installation in the flight experiment

Возбуждение БЛА вдоль поперечной оси может иметь ряд трудностей, которые могут повлиять на результаты эксперимента. Правило возбуждения посредством вибростенда регламентирует прикладывать возбуждающую силу в месте центра тяжести изделия. Но при жестком закреплении БЛА к вибростенду изменяется и его амплитудно-частотная характеристика. Что делать в данном случае?

Предлагается применить принцип Сен-Венана, суть которого состоит в том, что при удалении от места приложения силы возбуждения на большее расстояние, будет уменьшаться и искажение, вызванное данной силой (закреплением). Таким образом, возбуждая далее БЛА поочередно вдоль продольной и поперечных осей вибрационным спектром, полученным в натурном эксперименте (рис. 3), воспроизводится вибрационный спектр в иных местах, а именно там, где установлены акселерометры в лабораторном эксперименте. Спектр, полученный в наземном эксперименте (в другом месте) при вибрационном возбуждении спектром, полученным в натурном эксперименте, представлен на рис. 4.

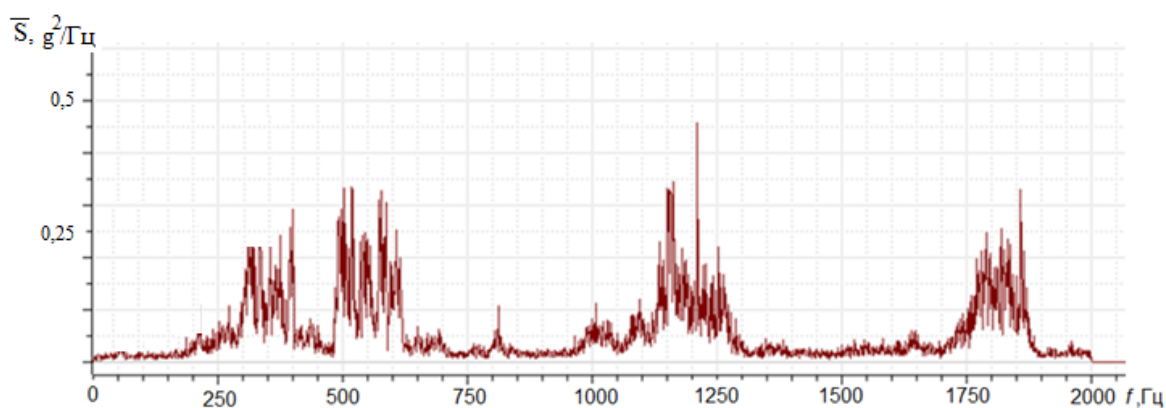


Рис. 4. Спектр вибрации БЛА в точке установки акселерометра в лабораторном эксперименте
Fig. 4. The UAV vibration spectrum at the point of accelerometer installation in the laboratory experiment

Отметим, что в условиях воспроизводимого подобным образом вибрационного процесса возможно проведение в дальнейшем различных исследований, связанных с наземной отработкой БЛА и его бортовых систем, в частности: исследование системы автоматического управления; проверка функционирования бортовой аппаратуры; исследование характеристик системы «руль – привод» и ряд других.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика исследования динамического поведения БЛА в наземных условиях с учетом данных летного эксперимента. Натурные условия, реализуемые в полете, дают наиболее достоверную информацию о вибрационном состоянии БЛА и его бортовой аппаратуры. Однако для выявления реального вибрационного состояния БЛА требуется установка достаточно большого количества акселерометров, что технически может быть нереализуемо во время летных исследований. Решить данную проблему предлагается за счет проведения наземных динамических испытаний. Методика позволяет по результатам измерения вибрации при натурном (летном) эксперименте в нескольких «опорных» местах воспроизводить далее в лабораторных условиях вибрации с высокой степенью достоверности и в других местах конструкции БЛА. При этом задание и контроль вибрации в лабораторном эксперименте осуществляется по «опорным» акселерометрам, как и в натурном эксперименте. В дальнейшем полученный вибрационный процесс может быть перенесен на автономные исследования системы автомати-

ческого управления и ее отдельных агрегатов, рулевого привода, системы «руль – привод» и других для оценки их функционирования в данных условиях вибрации.

Помимо основных положений методики представлена принципиальная схема и приведен пример исследования динамического поведения БЛА в наземных условиях с учетом данных летного эксперимента.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Парафесь С.Г., Туркин И.К.** Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: МАИ, 2016. 184 с.
2. **Афанасьев П.П.** Испытания летательных аппаратов (беспилотные летательные аппараты) / А.Н. Геращенко, И.С. Голубев, В.В. Доронин, В.А. Жестков, И.П. Кириллов, С.Б. Левочкин, С.С. Левочкин, С.Г. Парафесь. Калуга: Издатель Захаров С.И. (СерНа), 2016. 528 с.
3. **Бакулин Я.Ю., Журавлев В.Ю.** Виброиспытания изделий ракетно-космической техники // Решетневские чтения. Часть 2. 2014. С. 123–124.
4. **Парпуц А.А., Панкеев Е.С., Мусонов В.М.** Вибрационные испытания конструкций летательных аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики: материалы XI Международной научно-практической конференции, посвященной празднованию 55-летия Сибирского гос. аэрокосмического ун-та им. академика М.Ф. Решетнева. В 2-х т. 2015. Т. 1. С. 714–715.
5. **Чухлебов Р.В.** Экспериментальное исследование вибрации конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок / А.Н. Лошкарев, А.С. Сидоренко, В.Г. Дмитриев // Вестник МАИ. 2017. Т. 24. № 3. С. 51–59.
6. **Бейкер Р.** Введение в вибрацию. М.: LDS, 1994. 44 с.
7. **Блейхут Р.** Быстрые алгоритмы цифровой обработки сигналов: пер. с англ. М.: Мир, 1989. 448 с.
8. **Знатдинов С.И.** Восстановление сигналов по его выборкам на основе теоремы отсчетов Котельникова // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. Т. 53, № 5. С. 44–47.
9. **Rauscher C., Janssen V., Minihold R.** Fundamentals of spectrum analysis. 6th ed. München: Rohde & Schwarz, 2008, 208 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акимов Владимир Николаевич, доктор технических наук, заместитель генерального директора по науке – главный конструктор Долгопрудненского научно-производственного предприятия, mail@dnnp.biz.

Иванов Дмитрий Николаевич, начальник испытательного центра Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий МАИ, ivanov_dn_07@mail.ru.

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий МАИ, s.parafes@mail.ru.

RESEARCH TECHNIQUE OF UNMANNED AERIAL VEHICLE DYNAMIC BEHAVIOR IN GROUND CONDITIONS WITH ACCOUNT OF FLIGHT EXPERIMENT DATA

Vladimir N. Akimov¹, Dmitry N. Ivanov^{1,2}, Sergey G. Parafes²

¹ *Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia*

² *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

ABSTRACT

The authors of this article propose a research technique of unmanned aerial vehicle (UAV) dynamic behavior in ground conditions with account of flight experiment data. Dynamic researches of UAV and separate components of its onboard equipment are one of the most important tasks of the ground testing stage of UAV. The flight experiment gives the most reliable information about the vibration condition of the UAV and its onboard equipment. However to identify the real vibration condition of the UAV requires the installation of a sufficiently large number of accelerometers, which technically can be unrealizable during flight studies. It is proposed to solve this problem by conducting ground dynamic tests. Having determined the nature and level of vibration during the full-scale (flight) experiment in the "reference" places, it is possible further in the laboratory with a high degree of reliability to obtain vibrations (amplitude and phase frequency characteristics, spectrum, etc.) in other places of the UAV construction. To do this, it is necessary to install accelerometers throughout the UAV airframe, including the "reference" places that were used in the flight experiment. By exciting the UAV alternately along the longitudinal and lateral axes with the vibration spectrum obtained in the full-scale experiment, the vibration spectrum is reproduced in those places where accelerometers are installed in the laboratory experiment. In this case, the vibration task is carried out by "reference" accelerometers, as in the full-scale experiment. In the future, the resulting vibration process can be transferred to autonomous studies of the automatic control system and its individual units, actuator, rudder – drive system, etc. to assess their functioning in these vibration conditions. In addition to the main provisions of the technique, the article presents a schematic diagram and an example of the dynamic behavior research of UAV in ground conditions with account of flight experiment data.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), dynamic behavior, vibration tests, flight experiment, ground experiment, technique.

REFERENCES

1. Parafes', S.G. and Turkin, I.K. (2016). *Aktualnyye zadachi aerouprugosti i dinamiki konstruktivnykh vysokomanevrennykh bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Actual problems of aeroelasticity and dynamics of structures of highly maneuverable unmanned aerial vehicles]. Moscow: MAI, 184 p. (in Russian)
2. Afanas'ev, P.P., Gerashchenko, A.N., Golubev, I.S., Doronin, V.V., Zhestkov, V.A., Kirillov, I.P., Lyovochkin, S.B., Lyovochkin, S.S. and Parafes', S.G. (2016). *Ispytaniya letatelnykh apparatov (bespilotnyye letatelnyye apparaty)* [Testing of aircraft (unmanned aerial vehicles)]. Kaluga: Izdatel Zaharov S.I. (SerNa), 528 p. (in Russian)
3. Bakulin, Yu.Ya. and Zhuravlev, V.Yu. (2014). *Vibroispytaniya izdeliy raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Vibration tests of rocket and space technology products]. *Reshetnevskiy chteniya* [Reshetnev's readings], part 2, pp. 123–124. (in Russian)
4. Parpuc, A.A., Pankeev, E.S. and Musonov, V.M. (2015). *Vibratsionnyye ispytaniya konstruktivnykh letatelnykh apparatov* [Vibration tests of aircraft structures]. *Aktualnyye problemy aviatsii i kosmonavтики* [Actual problems of aviation and cosmonautics], the Proceedings of the XI International Research to Practice Conference, to Mark the 55-th Anniversary of the Reshetnev Siberian State University of Science and Technology in 2 volumes, vol. 1, pp. 714–715. (in Russian)
5. Chukhlebov, R.V., Loshkarev, A.N., Sidorenko, A.S. and Dmitriev, V.G. (2017). *Ekspериментальное исследование вибрации конструктивных авиационного изделия при действии полетных нагрузок* [Experimental research of an aviation product structure vibration under flight loads factor]. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], vol. 24, no. 3, pp. 51–59. (in Russian)

6. **Baker, R.** (1994). *Vvedeniye v vibratsiyu* [Introduction to vibration]. Moscow: LDS, 44 p. (in Russian)
7. **Blahut, R.E.** (1989). *Fast Algorithms for Digital Signal Processing*, Per. s angl. Moscow: Mir, 448 p.
8. **Ziatdinov, S.I.** (2010). *Vosstanovleniye signalov po ego vyborkam na osnove teoremy otschetov Kotelnikova* [Reconstruction of signals by its samples on the basis of Kotelnikov sampling theorem]. Journal of Instrument Engineering, vol. 53, no. 5, pp. 44–47. (in Russian)
9. **Rauscher, C., Janssen, V. and Minihold, R.** (2008). *Fundamentals of spectrum analysis*. 6th ed. München: Rohde & Schwarz, 208 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir N. Akimov, Doctor of Technical Sciences, Deputy General Director for Science – Chief Designer of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, mail@dnnp.biz.

Dmitry N. Ivanov, Head of Testing Center, Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), ivanov_dn_07@mail.ru.

Sergey G. Parafes', Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию 12.03.2019
Принята в печать 21.05.2019

Received 12.03.2019
Accepted for publication 21.05.2019

УДК 629.735.45

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-25-34

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ ПРОИЗВОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТЕЙ

В.А. ВЕРШКОВ¹, Б.С. КРИЦКИЙ^{1,2}, Р.М. МИРГАЗОВ¹

¹*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

²*Московский физико-технический институт (государственный университет),
г. Долгопрудный, Россия*

Рассматривается задача обтекания несущего винта (НВ) вертолета с учетом махового движения лопастей в плоскости вращения и в плоскости тяги, а также упругой деформации лопастей. Вращение винта моделируется методом преобразования решаемых уравнений из неподвижной системы координат, связанной с набегающим потоком, во вращающуюся систему, связанную с втулкой винта. Для задач осевого обтекания это делает возможным формулировать задачу как стационарную при постоянной скорости вращения винта. Для режима косоугольного обтекания винта в условиях набегающего потока в этой системе необходимо решать нестационарную задачу. Для решения задачи использован метод деформируемых сеток, в котором уравнения записываются уже с учетом движения узлов сетки, определяемых в соответствии с пространственным движением лопастей, а для замыкания используется SST модель турбулентности. В данной работе представлены результаты тестовых расчетов аэродинамических характеристик НВ без и с учетом махового движения лопастей. Проводится сравнение коэффициентов силы тяги НВ C_T и шарнирных моментов лопастей $m_{ш}$. Расчеты проводились в CFD пакете программ ANSYS CFX (Лицензия ЦАГИ № 501024). Смоделировано обтекание четырехлопастного НВ радиусом 2,5 метра на режиме косоугольного обтекания. Скорость набегающего потока составляла 85 м/с при нормальных атмосферных условиях. Винт находился под углом атаки -10° . Для расчета движения винта без учета маховых движений использовалась нестационарная система уравнений Навье – Стокса с замыканием SST моделью турбулентности. Расчет проводился до тех пор, пока изменение максимального значения тяги винта за оборот не станет менее 1 %. Для моделирования маховых движений лопасти были взяты законы управления и уравнения, описывающие угол взмаха лопасти как функцию от ее азимутального угла, полученные из эксперимента. Процедура перестроения сетки по заданному закону осуществлялась с использованием стандартных методов деформации сетки, представленных в программе ANSYS CFX. При решении нестационарных уравнений Навье – Стокса был использован дуальный шаг по времени. Полученные результаты показывают, что учет влияния маховых движений и циклического управления лопастями влияет на характер изменения коэффициента тяги НВ за один оборот и существенно влияет на вид графика коэффициента шарнирного момента каждой лопасти.

Ключевые слова: фюзеляж вертолета, аэродинамическая компоновка, SolidWorks, CAD, ANSYS CFX, коэффициент лобового сопротивления.

ВВЕДЕНИЕ

Исследование аэродинамических и акустических характеристик несущего винта (НВ) вертолета представляет собой комплексную задачу, которая необходима при проектировании современных вертолетов. Моделирование обтекания НВ на режимах косоугольного обтекания осуществляется, как правило, на основе вихревых методов [1–4]. Сеточными методами моделируется работа НВ в основном на режиме осевого обтекания, в частности, на режиме висения [5–8]. Сложность компьютерного моделирования обтекания НВ на режиме косоугольного обтекания сеточными методами заключается в существенной нестационарности процесса обтекания лопастей, которые совершают маховые движения и перемещаются по сложным криволинейным траекториям. В настоящее время большинство исследователей решают задачу обтекания НВ в упрощенном варианте: без учета маховых движений лопастей и их индивидуального управления в зависимости от азимутального положения [9]. Однако циклические движения значительно влияют на аэродинамические и акустические характеристики НВ.

В работе приводятся результаты моделирования обтекания НВ вертолета с учетом произвольного движения лопастей.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается обтекание двух четырехлопастных НВ на режиме косого обтекания. Геометрические характеристики моделей лопастей соответствуют геометрическим характеристикам лопастей моделей несущих винтов вертолета ЛЛ-24 (условно называемые НВ тип 1 и тип 2), использованных в аэродинамических экспериментах в аэродинамической трубе (АДТ), состоящих из набора сложных профилей, имеющих нелинейную геометрическую крутку по размаху и сложную форму в плане. Диаметры винтов равны $D = 4,884$ м, а средние аэродинамические хорды моделей лопастей $b = 0,16$ м. Расстояние от комлевого сечения до оси вращения для обоих винтов составляет $r_0 = 0,32$ м. Угол атаки винтов составляет $\alpha_n = -10^\circ$. Скорость набегающего потока составляет $V_\infty = 125$ м/с для НВ с моделями лопастей тип 1 и $V_\infty = 85$ м/с для НВ с моделями лопастей тип 2.

В расчете на режиме косого обтекания задается внешний поток, соответствующий скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы в условиях трубного эксперимента. Общий вид винта и направление вращения показаны на рис. 1.

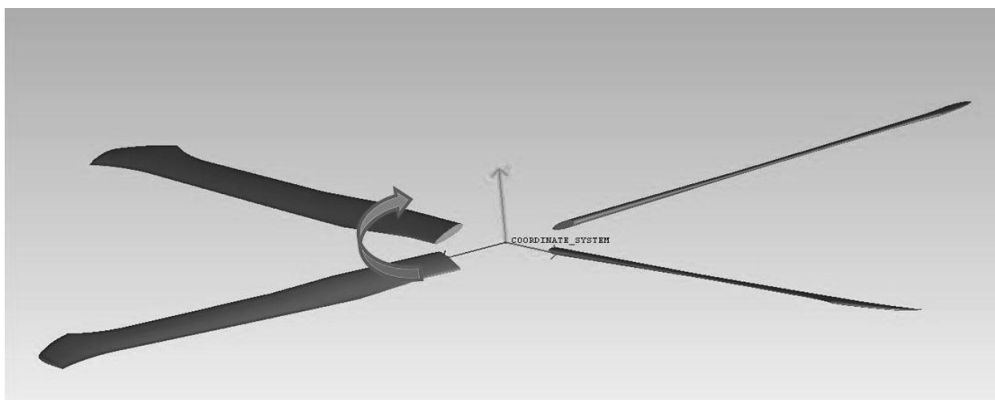


Рис. 1. Модель НВ вертолета и направление вращения
Fig. 1. Model of the helicopter main rotor and the direction of rotation

Частота вращения винтов соответствует окружной скорости конца лопасти $\omega R = 210$ м/с. Расчеты проводились для заданных законов движения лопастей винта относительно горизонтального (угла взмаха) и осевого шарниров (угол общего и циклического шага лопасти). Измеренные в эксперименте значения углов взмаха лопасти β_l можно представить следующим выражением:

$$\beta_l = a_0 - a_1 \cos(\psi) - b_1 \sin(\psi) - a_2 \cos(\psi) - b_2 \sin(\psi),$$

где ψ – угол азимутального положения лопасти (азимут) относительно направления потока.

На рис. 2 показан общий вид расчетной области течения около вращающегося винта.

На внешней границе расчетной области при наличии внешнего потока фиксируется модуль и направление скорости набегающего потока, температура, равная температуре окружающей среды, величины интенсивности турбулентности и отношение величины турбулентной вязкости к значению ламинарной вязкости. В части расчетной области, охватывающей прилегающий участок окружающего пространства, сетка недеформируемая, а де-

формации сетки, связанные с пространственными движениями лопастей и их вращением, осуществляются исключительно в относительно небольшой цилиндрической области, окружающей лопасть. Законы деформации сетки в соответствующих подобластях задаются в соответствии с индивидуальными движениями каждой отдельной лопасти. На границе областей деформируемой и недеформируемой сеток выполняются условия сохранения консервативных переменных. Таким образом, расчетные сетки строятся в соответствии с геометрией задачи и обычными требованиями, предъявляемыми к сеткам при описании турбулентных отрывных течений. Построенная таким образом сетка деформируется по заданному закону индивидуального движения лопастей в соответствующей подобласти сетки с использованием соответствующих интерфейсов на поверхностях, примыкающих к соседним областям.

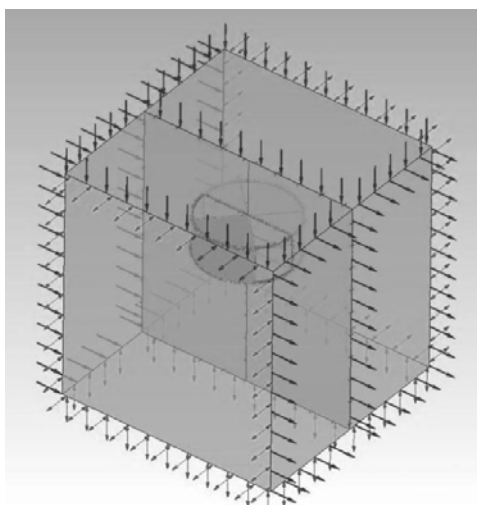


Рис. 2. НВ в расчетной области
Fig. 2. The main rotor in the computational domain

Вращение винта моделируется методом преобразования решаемых уравнений из неподвижной системы координат, связанной с набегающим потоком, во вращающуюся систему, связанную с втулкой винта. Для задач осевого обтекания это делает возможным формулировать задачу как стационарную при постоянной скорости вращения винта. Для косоугольного обтекания в этой системе необходимо решать задачу в нестационарной постановке.

Для решения задачи использован метод деформируемых сеток, в котором уравнения записываются уже с учетом движения узлов сетки, определяемых в соответствии с пространственным движением лопастей, а для замыкания используется дополнительное уравнение сохранения пространства. Для моделирования махового движения лопастей и циклического управления углом установки применялся алгоритм, описанный в работе [10].

Далее строится решение нестационарных уравнений (URANS) на подвижных деформируемых сетках с использованием заранее выбранной подходящей модели турбулентности. Стоит отметить, что для косоугольного обтекания НВ необходимо решать задачу обтекания вращающихся лопастей винта в нестационарной постановке с учетом их коллективного вращательного движения с одновременным заданием пространственных движений лопастей для описания их махового движения и колебаний по углу установки в осевом шарнире.

При определении аэродинамических характеристик НВ с заданными пространственными движениями лопасти путем расчета нестационарных уравнений Рейнольдса требовалось от 3 до 5 оборотов винта для затухания паразитных возмущений, возникающих в начальный момент из-за рассогласования полей течения и движения лопастей винта. Стоит отметить, что использова-

ние в качестве начального приближения решений, в которых отсутствуют первые гармоники всех угловых движений, кроме постоянного значения конусности винта, принципиально не изменяло количества шагов, необходимых для установления решения. Поэтому основные расчеты проводились с использованием в качестве начального распределения параметров поле течения невозмущенного набегающего потока.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

2.1. Режим косого обтекания. Учет циклического изменения угла установки

В данном разделе будет рассмотрено влияние циклического управления лопастями на интегральные аэродинамические характеристики НВ на режиме косого обтекания. Для сравнения также были выбраны две модели НВ с моделями лопастей типа 2 и углами установки лопастей $\varphi_0 = 16^\circ$ и $\varphi_0 = 10^\circ$. Также будет показано, насколько влияет выбор законов управления лопастями на интегральные аэродинамические характеристики НВ.

Законы изменения угла установки лопасти от азимутального угла приведены в табл. 1.

На рис. 3–5 показаны графики зависимости безразмерных коэффициентов сил, коэффициентов моментов, действующих на НВ, и коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот для угла установки лопасти $\varphi_0 = 16^\circ$.

Таблица 1
Table 1

Законы изменения угла установки лопасти
The laws of changing an angle of blade installation

φ_0	$\theta(\psi)$
16°	$16,04 - 8,81\sin(\psi) + 3,75\cos(\psi)$
10°	$12,08 - 5,4\sin(\psi) + 0,41\cos(\psi)$

На рисунках 6–8 изображены графики зависимости безразмерных коэффициентов сил, коэффициентов моментов, действующих на НВ, и коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот для угла установки лопасти $\varphi_0 = 10^\circ$.

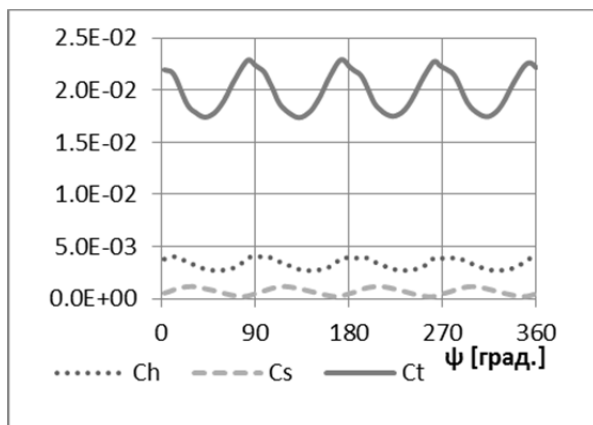


Рис. 3. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута, $\varphi_0 = 16^\circ$

Fig. 3. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth, $\varphi_0 = 16^\circ$

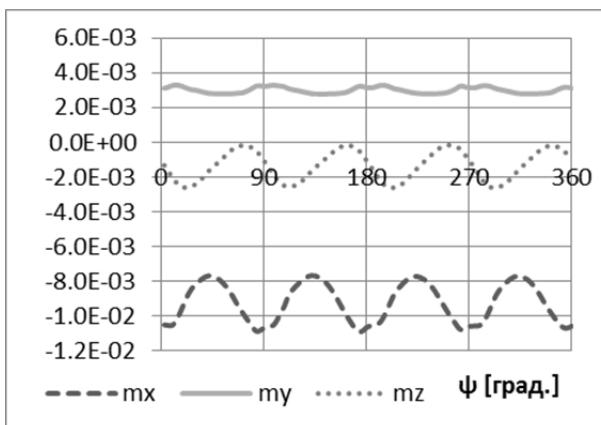


Рис. 4. Значение коэффициентов моментов за оборот, $\varphi_0 = 16^\circ$

Fig. 4. The value of the coefficients of the moments during one revolution, $\varphi_0 = 16^\circ$

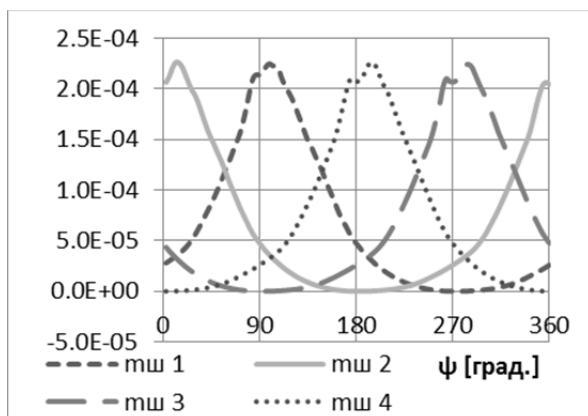


Рис. 5. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот, $\varphi_0 = 16^\circ$
Fig. 5. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution, $\varphi_0 = 16^\circ$

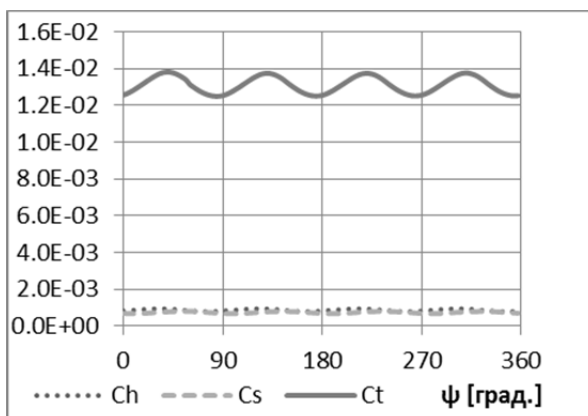


Рис. 6. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута, $\varphi_0 = 10^\circ$
Fig. 6. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth, $\varphi_0 = 10^\circ$

Следует отметить, что суммарное значение подъемной силы НВ при циклическом управлении меньше по сравнению с результатами моделирования без учета управления при одинаковых прочих геометрических и кинематических параметрах.

Видно, что НВ с углом установки лопасти $\varphi_0 = 16^\circ$ сбалансирован в плоскости XZ, но не сбалансирован в другой плоскости. НВ с углом установки лопасти $\varphi_0 = 10^\circ$ имеет на порядок меньшее значение коэффициентов моментов, что свидетельствует о лучшей балансировке НВ во всех плоскостях.

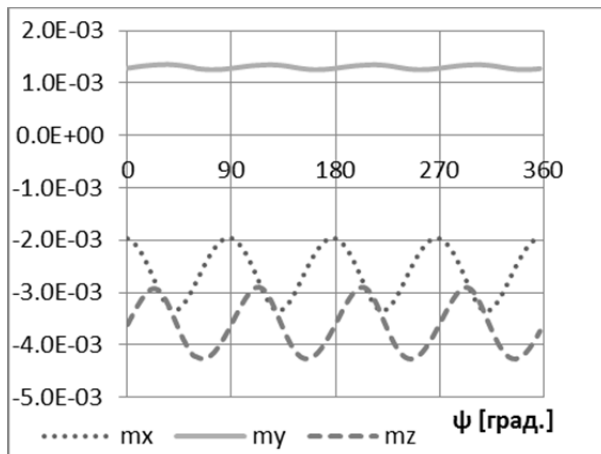


Рис. 7. Значение коэффициентов моментов за оборот, $\varphi_0 = 10^\circ$
Fig. 7. The value of the coefficients of the moments during one revolution, $\varphi_0 = 10^\circ$

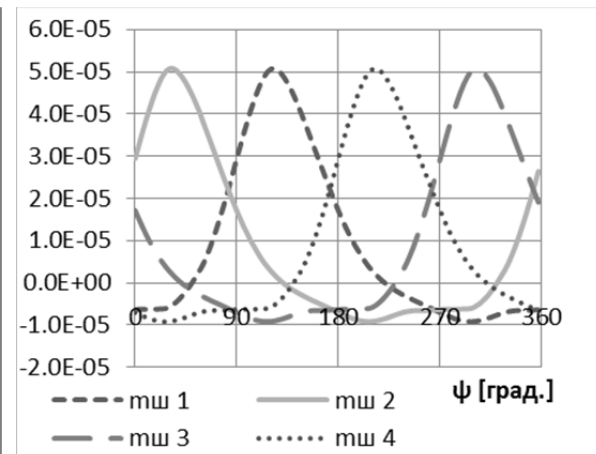


Рис. 8. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот, $\varphi_0 = 10^\circ$
Fig. 8. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution, $\varphi_0 = 10^\circ$

2.2. Режим косого обтекания. Учет циклического изменения угла установки и маховых движений лопасти

На последнем этапе исследования проведена проверка влияния одновременного учета циклического управления и махового движения лопастей на аэродинамические характеристики НВ вертолета. Для проведения данного расчета были использованы модели НВ с лопастями тип 1 и 2 и углами установки $\varphi_0 = 15,7^\circ$ и $\varphi_0 = 16^\circ$ соответственно.

Законы изменения угла взмаха и установки лопасти от азимутального угла для модели несущего винта с лопастями тип 1 и 2 приведены в табл. 2 и 3 соответственно.

На рис. 9, 10 представлены графики зависимости от азимута безразмерных коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги, действующих на НВ, и шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот с моделями лопастей тип 1.

Таблица 2
Table 2

Законы изменения угла взмаха и установки лопастей тип 1
The laws of changing an angle of flapping and blade installation, type 1

	$\theta(\psi)$
$\beta(\psi)$	$1,83 + 1,24\sin(\psi) - 0,62\cos(\psi) + 0,15\sin(2\psi) - 0,91\cos(2\psi)$
$\theta(\psi)$	$15,70 - 11,10\sin(\psi) + 4,34\cos(\psi) - 0,08\sin(2\psi) + 0,46\cos(2\psi)$

Таблица 3
Table 3

Законы изменения угла взмаха и установки лопастей тип 2
The laws of changing an angle of flapping and blade installation, type 2

	$\theta(\psi)$
$\beta(\psi)$	$1,46 + 1,74\sin(\psi) - 0,62\cos(\psi)$
$\theta(\psi)$	$16,04 - 8,81\sin(\psi) + 3,75\cos(\psi)$

На рис. 11–13 представлены графики зависимости от азимута безразмерных коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги, действующих на НВ, и шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот с моделями лопастей тип 2.

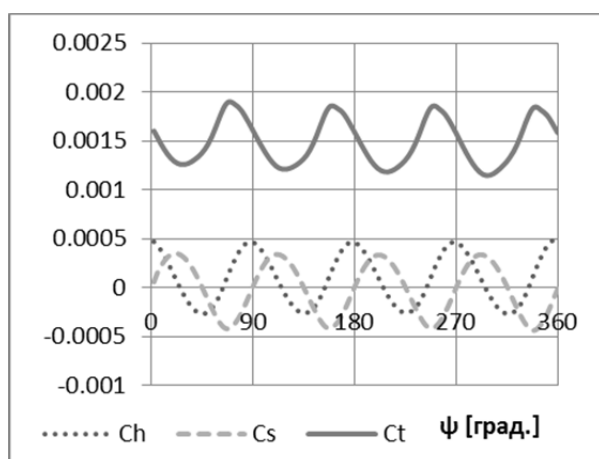


Рис. 9. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута
Fig. 9. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth

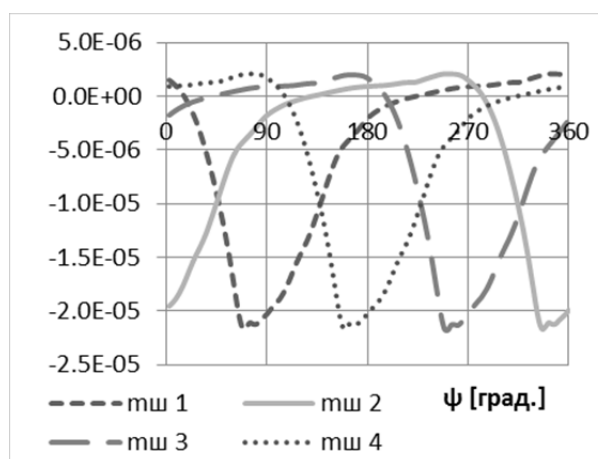


Рис. 10. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот
Fig. 10. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution

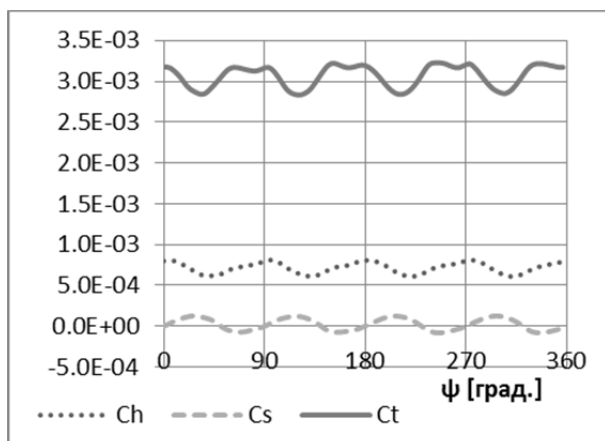


Рис. 11. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута
Fig. 11. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth

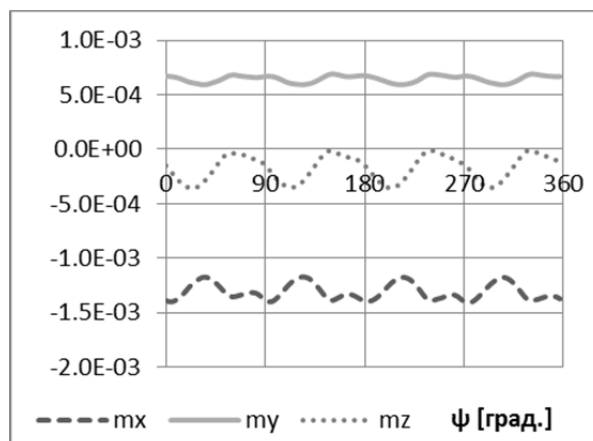


Рис. 12. Значения коэффициентов моментов за оборот
Fig. 12. The value of the coefficients of the moment during one revolution

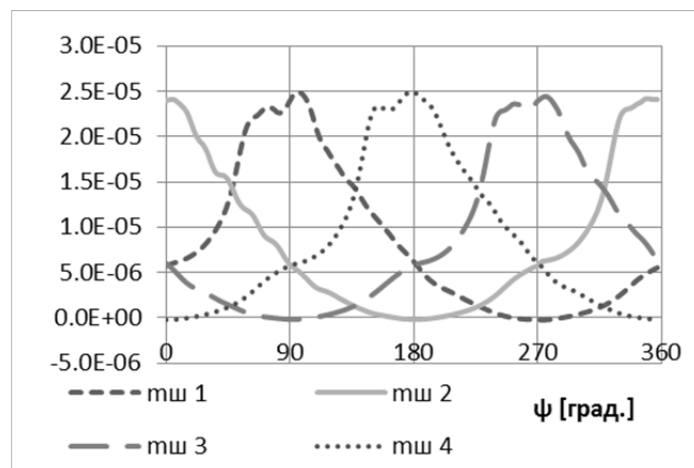


Рис. 13. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот
Fig. 13. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан алгоритм деформации сеток в ограниченной зоне расчетной области для моделирования циклического управления и махового движения лопастей несущего винта. Написана программа на языке программирования CCL, встроенном в пакет ANSYS CFX. Данный алгоритм позволяет моделировать работу несущего винта, более близкую к реальным условиям, следовательно, получать более точные аэродинамические и акустические характеристики.

Выявлено влияние циклического управления лопастями на интегральные аэродинамические характеристики НВ на режиме косого обтекания.

Необходимо провести валидацию данной методики для дальнейшего использования в качестве инструмента при моделировании обтекания несущего винта на режиме косого обтекания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолета. М.: Машиностроение, 1992. 220 с.
2. Апарин А.А. О возможности применения сплайнов для дифференцирования полей скоростей в вихревых методах // Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. 2017. С. 43–44.
3. Кочиш С.И., Комков В.С. Расчет аэродинамических характеристик комбинаций несущих винтов с толкающими (тянущими) винтами в кольце перспективного скоростного вертолета в общем случае движения // Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. 2017. С. 153–154.
4. 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.
5. Ridhwan N.A. Mohd N., Barakos G.N. Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors // Jurnal Mekanikal. 2012. № 34. Pp. 16–46.
6. Garipova L.I. Estimates of hover aerodynamics performance of rotor model / A.S. Batrakov, A.N. Kusyumov, S.A. Mikhailov, G.N. Barakos // Russian Aeronautics. 2014. Vol. 57, № 3. Pp. 223–231.
7. Garcia A.J., Barakos G.N. Hover predictions of the S-76 rotor using HMB2 – model to full scale // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2016. 2 Jan.
8. Kusyumov A.N. Prediction of helicopter rotor noise in hover / S.A. Mikhailov, L.I. Garipova, A.S. Batrakov, G. Barakos // EPJ Web of Conferences 92, 02042. 2015. DOI: 10.1051/epjconf/20159202042
9. Абалакин И.В. О численном моделировании аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета / П.А. Бахвалов, В.Г. Бобков, А.В. Горобец, Т.К. Козубская, В.А. Аникин // Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике, д. Богданиха, 01–02 марта 2018 г. 2018. С. 15.
10. Вершков В.А. Алгоритм деформации сетки для учета циклического управления и маховых движений лопастей в задаче обтекания несущего винта вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 62–74.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Вершков Владислав Александрович, младший научный сотрудник научно-исследовательского отделения № 5 ЦАГИ, аспирант МФТИ, vershkov.va@gmail.com.

Крицкий Борис Сергеевич, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник научно-исследовательского отделения № 5 ЦАГИ, профессор кафедры физики полета МФТИ, boris.kritsky@tsagi.ru.

Миргазов Руслан Миннхатович, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отделения № 5 ЦАГИ; ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

FEATURES OF MODELING THE FLOW AROUND THE HELICOPTER MAIN ROTOR TAKING INTO ACCOUNT ARBITRARY BLADES MOTION

Vladislav A. Vershkov¹, Boris S. Kritsky^{1,2}, Ruslan M. Mirgazov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

²The Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Dolgoprudny, Russia

ABSTRACT

The article considers the problem of the flow around the helicopter main rotor taking into account blades flapping in the plane of rotation and in the plane of thrust as well as the elastic blades deformation. The rotor rotation is modeled by the method of converting Navier-Stokes equations from a fixed coordinate system associated with the incoming flow into a rotating system associated with the rotor hub. For axial flow problems, this makes it possible to formulate the problem as stationary at a constant rotational speed of rotor. For a mode of skewed flow around the rotor in the terms of incident flow in this system it is necessary to solve the non-stationary problem. To solve the problem, the method of deformable grids is used, in which the equations are copied taking into account the grid nodes motion determined in accordance with the spatial blades motion, and SST turbulence model is used for closure. The results of the test calculations of the main rotor aerodynamic characteristics with and without blade flapping are presented in this paper. The coefficients of the main rotor thrust c_T and the blades hinge moments m_h are compared. The calculations were carried out in the CFD software ANSYS CFX (TsAGI License No. 501024). The flow around a four-bladed main rotor of a radius of 2.5 meters is modeled in the regime of skewed flow. The speed of the incoming flow came to 85 m/s under normal atmospheric conditions. The rotor was at an angle of attack of -10° . To calculate the rotor motion without taking into account the flapping movements, we used the nonstationary system of Navier-Stokes equations with the closure with SST turbulence model. The calculation was being carried out until the change in the maximum value of the rotor thrust during one revolution became less than 1%. For modeling flapping blade movements, the control laws and equations describing the angle of blade flapping as a function from its azimuth angle obtained from the experiment were used. The procedure for reconstructing the grid according to a given law was conducted using standard grid deformation methods presented in the ANSYS CFX software. When solving the nonstationary Navier-Stokes equations, a dual time step was used. The obtained results show that accounting of the effect of flapping movements and cyclic control of the blades has an impact on the character of changing the main rotor thrust coefficient during one revolution and significantly changes the shape of the graph of the hinge moment coefficient of each blade.

Key words: helicopter fuselage, aerodynamic configuration, SolidWorks, CAD, ANSYS CFX, drag coefficient.

REFERENCES

1. Belotserkovsky, S.M., Loktev, B.E. and Nisht, M.I. (1992). *Issledovaniye na EVM aerodinamicheskikh i aerouprugikh kharakteristik vintov vertoleta* [A computer study of the helicopter rotors aerodynamic and aeroelastic characteristics]. Moscow: Mashinostroeniye, 220 p. (in Russian)
2. Aparinov, A.A. (2017). *O vozmozhnosti primeneniya splaynov dlya differentsirovaniya poley skorostey v vikhrevykh metodakh* [On the possibility of using splines for the differentiation of velocity fields in vortex methods]. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike, p. Volodarskogo, 20–21 aprelya 2017 g.* [Proceedings of XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics, settl. Volodarskiy, April 20–21, 2017], pp. 43–44. (in Russian)
3. Kochish, S.I. and Komkov, V.S. (2017). *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik kombinatsiy nesushchikh vintov s tolkayushchimi (tyanushchimi) vintami v koltse perspektivnogo skorostnogo vertoleta v obshchem sluchaye dvizheniya* [Aerodynamic characteristics computation of combinations of main rotors with pusher propellers in the ring of a perspective high-speed helicopter in the general case of motion]. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike, p. Volodarskogo, 20–21 aprelya 2017* [Proceedings of XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics, settl. Volodarskiy, April 20–21, 2017], pp. 153–154. (in Russian)
4. Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V. and Shomov, A.I. (2015). *Interferentsiya nesushchego i rulevogo vintov vertoleta pri polete so skolzheniyem* [Interference of the helicopter main rotor and the tail rotor in flight with glide]. *Trudy MAI* [The MAI Proceedings], no. 82, p. 11. (in Russian)

5. **Ridhwan, N.A. Mohd, N. and Barakos, G.N.** (2012). *Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors*. Jurnal Mekanikal, no. 34, pp. 16–46.
6. **Garipova, L.I., Batrakov, A.S., Kussyumov, A.N., Mikhailov, S.A. and Barakos, G.N.** (2014). *Estimates of hover aerodynamics performance of rotor model*. Russian Aeronautics, vol. 57, no. 3, pp. 223–231.
7. **Garcia, A.J. and Barakos, G.N.** (2016). *Hover predictions on the S-76 rotor using HMB2*. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2 Jan.
8. **Kussyumov, A.N., Mikhailov, S.A., Garipova, L.I., Batrakov, A.S. and Barakos, G.** (2015). *Prediction of helicopter rotor noise in hover*. EPJ Web of Conferences. DOI: 10.1051/epjconf/20159202042
9. **Abalakin, I.V., Bakhvalov, P.A., Bobkov, V.G., Gorobets, A.V., Kozubskaya, T.K. and Anikin, V.A.** (2018). *O chislennoy modelirovaniy aerodinamicheskikh i akusticheskikh kharakteristik vinta vertolet* [On the numerical simulation of the aerodynamic and acoustic characteristics of a helicopter rotor]. *Materialy XXIX Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike, d. Bogdanikha, 01–02 marta 2018 g.* [Proceedings of XXIX Scientific and Technical Conference on Aerodynamics, vil. Bogdanikha, March 01–02, 2018], p. 15. (in Russian)
10. **Vershkov, V.A.** (2019). *Algoritm deformatsii setki dlya ucheta tsiklicheskogo upravleniya i mahkovykh dvizheniy lopastey v zadache obtekaniya nesushchego vinta vertolet* [The algorithm of mesh deformation for accounting cyclic blade control and blades flapping in the problem of helicopter main rotor modeling]. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, pp. 62–74. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladislav A. Vershkov, Junior Research Fellow of Scientific and Research Department № 5, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Postgraduate, the Moscow Institute of Physics and Technology (State University), vershkov.va@gmail.com.

Boris S. Kritsky, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher of Scientific and Research Department № 5, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Professor, Chair of Flight Physics, the Moscow Institute of Physics and Technology (State University), boris.kritsky@tsagi.ru.

Ruslan M. Mirgazov, Candidate of Technical Sciences, Deputy Head of Scientific and Research Department № 5, Central Aerohydrodynamic Institute, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

Поступила в редакцию 01.11.2018
Принята в печать 21.05.2019

Received 01.11.2018
Accepted for publication 21.05.2019

УДК 621.45.04

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-35-44

ДИАГНОСТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО СОДЕРЖАНИЮ МЕТАЛЛОВ В МАСЛАХ

К.И. ГРЯДУНОВ¹, А.Н. КОЗЛОВ¹, М.Л. НЕМЧИКОВ¹, И.С. МЕЛЬНИКОВА²

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

²Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Современные тенденции развития гражданской авиации указывают на значительный рост количества летательных аппаратов с авиационными поршневыми двигателями. Министерством транспорта РФ готовится проект приказа о внесении изменений в федеральные авиационные правила подготовки и выполнения полетов в гражданской авиации (ФАП-128), которые предусматривают упрощенные процедуры осуществления платных экскурсионных полетов на легких и сверхлегких самолетах и вертолетах. Очевидно, что это обстоятельство значительно повлияет на расширение парка указанных воздушных судов, в связи с чем становятся все более актуальны вопросы оценки состояния поршневых двигателей, работающих на авиационных бензинах. В статье рассматриваются текущие проблемы диагностирования авиационных двигателей по содержанию металлов в маслах. Показаны их недостатки, возможные пути решения этих проблем и недостатков, актуальные разработки в данном направлении. Показаны примеры применения методов раннего диагностирования с использованием автоматизированного диагностического комплекса «Призма». Особый интерес представляют результаты анализов проб масла, отобранных из поршневого двигателя АШ-62ИР самолета АН-2. Они показывают, что при должной подготовке персонала поступающая с пробой масла ценная информация может быть источником важных заключений не только в оценке состояния узлов и агрегатов авиационных двигателей, но и других систем, а также заключений о качестве применяемых горюче-смазочных материалов. Предложен метод оценки остаточного ресурса двигателя на различных этапах его наработки по содержанию металлов в маслах, а также процедура отбора масла, позволяющая получить достоверные результаты.

Ключевые слова: диагностирование, авиационные двигатели, поршневые двигатели, авиационное топливо, авиационное масло, АДК «Призма», продукты изнашивания.

ВВЕДЕНИЕ

Важнейшим условием эксплуатации авиационной техники (АТ) является обеспечение ее надежной и безаварийной работы на всех стадиях эксплуатации.

Наиболее распространенным методом по обслуживанию авиатехники является выполнение регламентных работ в установленные сроки, определенные в нормативных документах. Они определяются исходя из ресурсов работы узлов и агрегатов, которые устанавливаются разработчиками и производителями по результатам комплекса испытаний, проводимых при поставке их на производство и в эксплуатацию.

Однако на практике довольно часто приходится корректировать сроки обслуживания по результатам эксплуатации отдельных узлов и агрегатов, изменяя сроки проведения регламентных работ как в сторону его сокращения при выявлении неисправностей, так и в сторону его продления после оценки состояния различными методами. Данный факт уже несколько десятилетий порождает пристальный интерес эксплуатантов и производителей техники к созданию комплекса методов непрерывного мониторинга ее объективного технического состояния. Данные методы при должном подходе позволяют проводить обслуживание и ремонт АТ по состоянию.

Этой теме посвящено большое количество исследований, предлагающих косвенные методы, по которым можно с большей или меньшей точностью и достоверностью судить о состоянии конкретной системы и корректировать сроки ее обслуживания.

К ним относятся: оценка температурного режима работы ответственных узлов авиадвигателей, осмотр лопаток турбины и компрессора двигателя с помощью интереско-

пов, установка контрольных элементов в маслосистему (сигнализаторы стружки в масле) и многое другое.

Отдельное диагностическое направление занимают методы анализа работавшего масла, отобранного в процессе эксплуатации из маслосистем двигателей.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В России и за рубежом действуют отраслевые стандартные методы, позволяющие судить о реальном состоянии узлов двигателя и самого масла по результатам его анализов. Так, с 80-х годов прошлого века появился ряд стандартов ASTM^{1,2}. С 1990-х годов действует ГОСТ, регламентирующий порядок контроля остаточного ресурса масла в дизелях тепловозов³. Примерно в то же время разработана и внедрена отраслевая норма ГА, определяющая максимальное допустимое содержание металлических частиц в работавших маслах различных авиадвигателей. Для этого используются разнообразные приборы количественного и качественного определения металлических частиц изнашивания в отобранных пробах масла.

К недостаткам данных методов можно отнести их низкую эффективность применения из-за неинформативного отбора проб масла, а также то, что для определения состояния того или иного двигателя нужно иметь достаточный объем накопленных статистических данных по исправным и отказавшим двигателям. К сожалению, правильно среагировать на первые представления информации разработанные наукой технические методы пока не способны – сначала необходимо много считать и только затем принимать решения. Все это в комплексе приводит к сложности получения корректных результатов на применяемом точном дорогостоящем оборудовании. Поэтому на данный момент совершаются попытки перейти к непрерывному онлайн-контролю мехпримесей в авиамаслах, что является перспективным и актуальным направлением в диагностике на текущем уровне технического развития.

Представляет интерес информация по системе диагностирования – совместной разработке фирм «Роллс-Ройс» и «Майкрософт», – позволяющей в режиме онлайн отслеживать состояние авиадвигателей, информировать экипажи и обслуживающий персонал о выявленных неисправностях и давать рекомендации по их устранению [1].

Компания «Роллс-Ройс» разрабатывает систему предупреждающего обслуживания двигателей на базе сервисов машинного обучения с искусственным интеллектом и вычислительной сети физических предметов (Internet of Things) облака Майкрософт Азур. Такая система позволит изменить принципиальные подходы к диагностированию узлов и агрегатов самолетов, предотвратить многие нарушения в работе оборудования и уменьшить расход топлива, что по предварительным расчетам позволит авиаперевозчикам сэкономить до 250000 ам. долларов в год на одном самолете [1].

На данный момент эта компания предоставляет в эксплуатацию более 13000 авиационных двигателей, а также предоставляет комплексные услуги по техническому обслуживанию и ремонту воздушных судов, что позволяет компании собрать достаточный для обработки массив данных о различном авиационном оборудовании [1].

Система, созданная на базе сервисов машинного обучения с искусственным интеллектом в облаке Майкрософт Азур, обрабатывает массивы данных, поступающих с датчиков, установленных в большом количестве на самолетах и двигателях. Анализ этих данных и сравнение их с

¹ ASTM D6224-16. Standard practice for in-service monitoring of lubricating oil for auxiliary power plant equipment [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.astm.org/Standards/D6224.htm> (дата обращения: 10.12.2017).

² ASTM D5452-12. Стандартный метод определения загрязнений авиационных топлив твердыми частицами с помощью лабораторной фильтрации [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.astm.org/Standards/D5452-RUS.htm> (дата обращения: 10.12.2017).

³ ГОСТ 20759-90. Дизели тепловозов. Техническое диагностирование и прогнозирование остаточного ресурса методом спектрального анализа масла. Общие требования. М.: Изд-во стандартов, 1991.

аналогичными данными с других самолетов позволяют программе делать рекомендательные заключения о неэффективности работы конкретных элементов и рекомендовать их замену, ремонт или обслуживание еще до достижения определенного ресурса. В то же время, если ресурс деталей и агрегатов подходит к концу, а их работа не вызывает нареканий, может быть принято решение о продлении срока их эксплуатации⁴.

Таким образом, с помощью данной системы, предложенной «Роллс-Ройс», авиакомпаниям могут разрабатывать соответствующие модели, формировать рекомендации по улучшению графиков полета или технического обслуживания и ремонта, определять эксплуатационные нарушения или незначительные ошибки полетных данных и разрабатывать соответствующие способы решения для предотвращения их повторения. Данный подход позволит повысить экономичность и безопасность полетов⁴.

Прибор Lubricheck, протестированный в испытательной лаборатории МАДИ-ХИМ, реализует запатентованную технологию, позволяющую определять емкостные и резистивные свойства масел. «Вырабатывание ресурса масел вследствие контактных напряжений, высоких температур и давлений, его обводненности и попадания топлива, окисления и загрязненности различными механическими примесями приводит к изменению емкостных и резистивных свойств масел. Указывается, что сочетание указанных показателей позволяет с высокой точностью оценивать загрязненность масел»⁴ [1].

Также отечественными специалистами проводятся испытания системы непрерывного (онлайн) контроля частиц изнашивания в маслосистеме авиационных двигателей. Трибодиагностическая система MetalSCAN установлена с тремя одноименными канадскими датчиками, осуществляющими непрерывный гранулометрический анализ частиц изнашивания в магистралях откачки масла двигателя ПД-14: от роликоподшипника турбины ВД, в магистралях откачки масла от опор компрессора и центрального привода и слива масла. Полученная от датчиков информация преобразуется в цифровой вид и поступает для отображения и регистрации в соответствующей программе на ПК. Также эта информация размещается на сервере и может быть доступна специалистам для просмотра со своих рабочих мест [2, 3].

Тем не менее следует отметить, что, пока новые методы отрабатываются и результат их применения неизвестен, старые проверенные методы должны совершенствоваться и быть действенным инструментом в обеспечении раннего диагностирования. Отдельно следует отметить требования к персоналу лабораторий, которые должны иметь развитое инженерное мышление и уметь качественно обрабатывать поступающую информацию.

Оценке остаточного ресурса авиадвигателя по состоянию посвящена диссертационная работа «Метод обеспечения достоверности диагностирования авиационных двигателей по содержанию металлов в маслах» [4], выполненная на кафедре АТО и РЛА МГТУ ГА в 2016 году, в которой подробно изложены вопросы возможного решения данной проблемы. В публикации [5, 8] сделан подробный анализ современных методических приемов, позволяющих получить достаточно большой объем информации о состоянии работавшего масла в различных типах двигателей, а также об основных правилах отбора проб масла для получения достоверных результатов при оценке остаточного ресурса двигателей. В том числе обосновываются различия в интерпретации полученных результатов анализа проб свежего и работавшего масла. Среди методов, упомянутых в данной публикации, отмечен метод рентгеновского анализа образцов механических примесей, полученных в процессе фильтрации образцов работавших масел.

На кафедре АТО и РЛА МГТУ ГА в последние годы проводятся активные поисковые работы в этом направлении с использованием отечественного рентгенофлуоресцентного анализатора ПРИЗМА,

⁴ Rolls-Royce и Azure сэкономят авиакомпаниям миллионы долларов [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://news.microsoft.com/ru-ru/rolls-royce-i-azure-se-konomyat-aviakompaniyam-milliony-dollarov/> (дата обращения: 15.07.2018).

в результате которых была показана возможность оценки состояния авиационного и наземного оборудования по результатам анализов топлив и масел на содержание в них металлов [4–6, 9, 10].

В данной статье представлены результаты испытаний двух серий проб масла, отобранных с турбовинтовых и поршневых двигателей самолетов АН-148 и АН-2.

В первой серии исследовались пробы масла Mobil Jet Oil II с двигателя Д-436-148, который входит в семейство авиационных газотурбинных двигателей, разработанных ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, предназначенного для пассажирских и транспортных самолетов малой и средней дальности полета (Ту-334, Ан-148, Бе-200 и пр.).

Масло Mobil Jet Oil II для авиационных газотурбинных двигателей представляет собой комбинацию высокостабильной синтетической жидкости, которая используется в качестве основы с уникальным по химическому составу пакетом присадок. Эта комбинация обеспечивает высокую термическую устойчивость и стабильность масла к окислению, что в свою очередь снижает старение масла, образование осадка как в жидкой, так и в паровой фазе, а также склонность к пенообразованию. Работоспособно в диапазоне температур от –40 до +204 °С, соответствует требованиям MIL-PRF-23699F-STD, NATO 0-156, DERD 2499 и DEF-STAN 91-101. Отечественный аналог – масло ВНИИ НП 50-1 4у.

Серия испытаний состояла из 12 проб, отобранных в ресурсном интервале двигателя между 2135 и 7241 часами эксплуатации. Объем каждой из испытанных проб составлял 25 мл. Анализ производился на АДК «ПРИЗМА» по стандартной методике. Результаты измерений концентраций химических элементов загрязнения масел приведены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Масло Jet Oil II Самолет АН-148-100В Двигатель Д-436-148
Jet Oil II Aircraft AN-148-100B Engine D-436-148

№	Дата отбора	Наработка СНЭ (ч)	Содержание металлов, г/г					
			Fe	Cu	Ni	Cr	Ti	Zn
1	21.09.2011	2135	0,03	–	–	–	–	–
2	04.12.2011	2826	0,07	0,050	–	0,04	–	–
3	28.02.2012	3867	0,70	–	–	0,07	–	–
4	21.03.2012	4026	0,50	0,110	0,03	0,04	–	–
5	19.04.2012	4250	0,18	0,110	0,03	0,04	0,10	–
6	12.05.2012	4479	0,84	0,120	0,05	–	0,12	0,06
7	30.05.2012	4600	0,12	0,060	0,03	–	0,12	–
8	18.06.2012	4881	0,17	0,071	0,02	–	0,10	–
9	04.07.2012	5040	0,23	0,160	0,05	–	0,14	–
10	24.08.2012	5661	0,15	0,230	0,05	–	0,03	–
11	30.11.2012	6609	0,16	0,120	0,05	–	0,12	0,06
12	09.02.2013	7241	0,08	0,060	0,02	0,04	0,06	–

Из приведенных данных видно, что в пробах присутствуют примеси Fe, Cu, Ni, Cr, Ti и Zn в концентрациях от сотых долей до величины около 1 г/г, что говорит об удовлетворительном состоянии двигателя и относительно небольшом значении величин износа его узлов. На рис. 1 и 2 приведены диаграммы распределения относительных частот Fe и Cu в пробах, которые, конечно, критикуются с точки зрения количества статистического материала, но тем не менее даже здесь просматривается скорее логнормальный, а не нормальный закон распределения частиц. В целом можно заключить, что ни одна из величин концентраций металлов, зарегистрированных в пробах масла, не превышает допустимых пределов.

Вторая серия испытаний проведена на девяти пробах масла AeroSell Oil W 15W-50, отобранных с двигателей АШ-62ИР четырех самолетов АН-2. Авиационное масло AeroShell Oil

W 15W-50 – полусинтетическое масло. Предназначено для применения в четырехтактных поршневых двигателях возвратно-поступательного хода. Обладает хорошими низкотемпературными свойствами. Обеспечивает чистоту и надежную защиту мотора от изнашивания и коррозии, снижает расход топлива. Совокупность пакета антикоррозионных присадок масла предназначена для предотвращения образования коррозии на всех типах авиационных поршневых двигателей. Авиационный двигатель внутреннего сгорания АШ-62ИР – звездообразный одно-рядный девятицилиндровый бензиновый карбюраторный четырехтактный воздушного охлаждения с принудительным воспламенением топливовоздушной смеси от электрической искры.

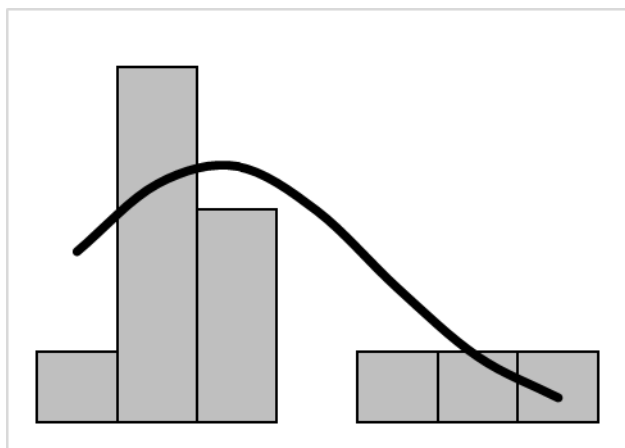


Рис. 1. Закон распределения частиц Fe в пробах масла

Fig. 1. Fe particles distribution law in oil samples

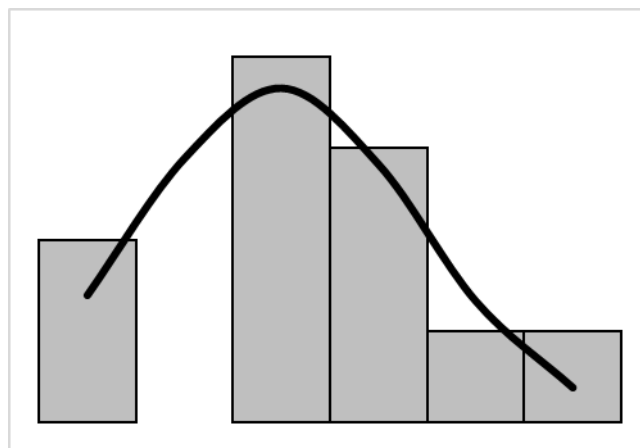


Рис. 2. Закон распределения частиц Cu в пробах масла

Fig. 2. Cu particles distribution law in oil samples

Результаты испытаний этих образцов приведены в табл. 2.

В данном случае анализировались как пробы свежего масла (пробы 1 и 6), так и с различных точек моторесурса (в основном после замены масла).

Таблица 2
Table 2

Результаты испытаний образцов масла AeroSell Oil W 15W-50 отобранных двигателей АШ-62ИР 4 самолетов АН-2

Test results of oil AeroSell Oil W 15W-50 samples, selected from engines ASH-62-ER AN-2 aircraft

№ пробы	Дата отбора	Наработка СНЭ (ч)	Наработка двигателя на масле AeroSell Oil W 15W-50	№ самолета	Fe г/т	Cu г/т	Pb г/т	Zn г/т
1	30.01.2009	1649	0	1	–	–	–	–
2	04.03.2009	2648	50		0,03	–	1,3	–
3	25.03.2009	2748	100		–	–	0,27	0,04
4	12.04.2009	398	52	2	0,04	0,09	1,9	–
5	07.05.2009	476	130		0,08	0,05	1,3	–
6	17.03.2009	0	0	3	–	–	–	–
7	17.06.2009	143	143		0,03	0,04	0,9	0,04
8	13.04.2009	170	54	4	0,05	0,03	0,76	–
9	04.05.2009	479	116		0,04	0,04	0,75	–

Следует признать, что наличие содержания металлов в пробах масла при действующих процедурах отбора проб – не что иное, как шум. Среди этого шума крайне сложно заметить несущий важную диагностическую информацию какой-то единичный фактор. И это будет продолжаться до тех пор, пока не появятся научно обоснованные и практически подтвержденные информативные способы получения диагностической информации из систем самолета и двигателя с рабочими жидкостями.

Однако при применении существующих методов раннего диагностирования по содержанию металлов в маслах могут возникать достаточно интересные факты, на основании которых можно делать ценные для эксплуатации выводы. Особый интерес во втором эксперименте, что и является основой данной статьи, представляет наличие свинца в пробах. Значения его концентраций в пробах составляют 1–2 г/т уже через 50 часов работы двигателя на свежем масле. Кроме того, органолептически отмечено существенное изменение цвета и вязкости масла в присутствии этого элемента: оно чернеет и образует сгустки.

Полученные результаты скорее всего указывают на низкое качество используемого этилированного авиационного бензина, который попадает в масло из-за особенностей работы поршневых двигателей. Детали ЦПГ этого двигателя работают в условиях высоких неравномерных температурных напряжений и ударных нагрузок, при этом нижняя часть поршня работает в условиях жидкостного трения, а верхняя – граничного. Сам поршень при работе деформируется и в определенные моменты принимает форму овала, вытянутого вдоль оси поршневого пальца. Это обуславливает наличие гарантированного (и часто увеличенного) зазора между поршнем и цилиндром [7]. Таким образом, в условиях износа поршневых колец и поршней значительное количество используемого бензина может попадать в масло.

Полученные результаты следует рассматривать, исходя из сортов бензина, которые использовались при заправке ВС. Авиационные бензины должны соответствовать нормативным документам (в том числе Б-92 ТУ 38.401-58-47-92), предусматривающим применение этилированного бензина. Требуемый уровень детонационных свойств авиационных бензинов обеспечивается добавлением антидетонационной присадки – тетраэтилсвинца (от 1,0 до 3,1 г на 1 кг бензина) в виде этиловой жидкости. Жесткие условия эксплуатации авиационных бензинов обуславливают повышенные требования к их эксплуатации. В период с 1988 по 1992 год были проведены обширные научные исследования и испытания, позволившие разработать унифицированный бензин Б-92 без нормирования показателя «сортность на богатой смеси», вырабатываемый в соответствии с требованиями ТУ 38.401-58-47-92. Испытания подтвердили возможность применения бензина Б-92 на двигателях всех типов взамен бензина Б-91/115.

Однако, как известно, выпуск авиационных бензинов отечественного производства в последние годы свернут из-за прекращения производства этиловой жидкости на территории РФ, а возможно, и по другим (совершенно нетехническим) причинам. Это обстоятельство вынуждает эксплуатантов самолетов с поршневыми двигателями (ПД) либо закупать зарубежный авиационный бензин (LL-100) по грабительским ценам, либо использовать высокооктановые автомобильные бензины, что является грубым нарушением правил эксплуатации воздушного судна с ПД. Следует также отметить, что качество закупаемых за рубежом партий авиабензинов практически не контролируется, что также негативно сказывается на безопасности полетов.

В последнее время на заседаниях и конференциях различных профессиональных сообществ и государственных регулирующих органов все чаще ставится вопрос о необходимости восстановления производства отечественного авиационного бензина в срочном порядке, но сказать о том, что эта проблема решена на данный момент не представляется возможным.

Следовательно, результаты эксперимента указывают на применение некачественного авиационного бензина, что может снизить и реальный ресурс двигателей. К сожалению, далее не было возможности отследить поведение двигателей в процессе их работы из-за отсутствия

необходимого лабораторного материала. Но и эти достаточно фрагментарные сведения обосновывают актуальность применения методов оценки остаточного ресурса двигателей по содержанию металлов в маслах и необходимость продолжения системной работы в данном направлении.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Приведенные в данной работе материалы демонстрируют перспективность продолжения совершенствования рентгенфлуоресцентного анализа проб моторных авиамасел с использованием АДК «ПРИЗМА» на разных этапах наработки авиационных двигателей, в том числе поршневых, применяемых в малой авиации, с целью обеспечения их безопасной эксплуатации.

2. Особое внимание при проведении анализа масел для оценки и прогнозирования технического состояния авиационных двигателей следует обратить на процедуру отбора представительных (информативных) проб масла, позволяющих получать достоверные результаты измерений. При диагностировании поршневых двигателей обеспечить данное требование гораздо проще, чем в авиационных ГТД.

3. На основании проведенных исследований предложен метод оценки остаточного ресурса двигателя по результатам анализа отобранных проб масла независимо от наработки двигателя.

4. Анализ полученных результатов показывает целесообразность внедрения дополнительных процедур контроля состояния авиатехники в АТБ с целью обеспечения мер безопасности воздушных сообщений на ближнемагистральных перевозках пассажиров и грузов. Внедрение ее возможно после проведения достаточного объема научных исследований по данному направлению.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Балабас Е. Замена масла: тест карманного маслоанализатора Lubricheck [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.kolesa.ru/article/kak-uznat-chto-pora-menyat-maslo-test-karmanного-masloanalizatora> (дата обращения: 15.07.2018).
2. Хазиев А.А. Сравнение результатов лабораторного и экспресс-анализа работавшего моторного масла / Н.Н. Сугатов, А.В. Лаушкин, М.Ю. Петухов // Транспорт. Транспортные сооружения. Экология. 2014. № 4. С. 90–99.
3. Халиуллин В.Ф., Мухутдинов Ф.И. MetalScan в действии // Пермские авиационные двигатели. 2014. № 29. С. 48–49.
4. Грядунов К.И. Метод обеспечения достоверности диагностирования авиационных двигателей по содержанию металлов в маслах: дис. ... канд. технич. наук: 05.22.14: защищена 27.04.2016: утв. М., 2016.
5. Немчиков М.Л. Исследование возможности оценки эффективности работы топливных фильтроэлементов при применении рентгенофлуоресцентного метода / А.Н. Козлов, К.И. Грядунов, А.М. Мелешников // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 107–115.
6. Немчиков М.Л., Козлов А.Н., Грядунов К.И. Исследование возможности применения метода рентгенофлуоресцентного анализа для оценки состояния авиационных ГСМ в условиях эксплуатации ВС ГА // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов участников Международной научно-технической конференции, посвященной 45-летию Университета. Москва, 18–20 мая 2016 г. 2016. С. 51.
7. Углов Б.А. Авиационный двигатель Ан-62ИР: учебное пособие. Самара: СГАУ им. акад. С.П. Королева, 1992. 112 с.

8. Дасковский М.И. Обобщение опыта трибодиагностики авиационных газотурбинных двигателей и разработка мер по повышению ее эффективности: дис. ... канд. технич. наук: 05.22.14: защищена 28.05.12. М., 2012. 152 с.

9. Дроков В.Г., Матвеев Г.П., Русинов С.В. Диагностирование газотурбинных двигателей по содержанию металлических частиц износа в пробах масла // Газотурбинные технологии. 2005. № 5(40). С. 6–9.

10. Грядун К.И., Тимошенко А.Н. Обоснование времени отбора проб масла при рентгенофлуоресцентном анализе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 183. С. 41–44.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Грядун Константин Игоревич, кандидат технических наук, доцент кафедры АТО и РЛА МГТУ ГА, k.gryadunov@mstuca.aero.

Козлов Александр Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры АТО и РЛА МГТУ ГА, an.kozlov@mstuca.aero.

Немчиков Михаил Львович, доцент кафедры АТО и РЛА МГТУ ГА, m.nemchikov@mstuca.aero.

Мельникова Ирина Сергеевна, младший научный сотрудник Центра сертификации авиационных горюче-смазочных материалов ФГУП ГосНИИ ГА, melnikova_is@bk.ru.

AVIATION ENGINES DIAGNOSTICS BY ESTIMATING THE METAL CONTAMINATION IN OILS

Konstantin I. Gryadunov¹, Alexander N. Kozlov¹, Mikhail L. Nemchikov¹,
Irina S. Mel'nikova²

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

²The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

ABSTRACT

Current trends of civil aviation development show a significant increase in the number of aircraft with aircraft piston engines. The Ministry of Transport of the Russian Federation is preparing a draft order on amendments to the Federal aviation rules for the preparation and performance of flights in civil aviation (FAP-128), which stipulate for simplified procedures of paid excursion flights implementation for light and ultralight aircraft and helicopters. It is obvious that this circumstance will significantly affect the expansion of the fleet of these aircraft. Accordingly, the state of piston engines operating on aviation gasoline value questions are becoming increasingly relevant. The current problems of aviation engines diagnostics by metal contents in oils are observed in the article. Their bugs, possible ways of solving this problems and bugs, actual developments in this direction are shown. The application examples of early diagnostic methods using the automated diagnostic complex “Prisma” are shown. The oil samples taken from An-2 aircraft АИИ-62ИР piston engine analyses results attract the most interest. They show that with proper training of personnel the valuable information coming from the oil samples can be a source of important conclusions not only in aircraft engines accessories and assemblies state value, but also others systems, and also conclusions about the quality of fuel and lubricants used. Estimating the residual life method of the engine at various stages of its operating time on the metal content in the oils and the procedure for oil selecting, allowing to obtain reliable results, are suggested.

Key words: diagnostics, aviation engines, piston engines, aviation fuel, aviation oil, ADC “Prisma”, wear products.

REFERENCES

1. Balabas, E. (2018). *Zamena masla: test karmannogo masloanalizatora Lubricheck* [Oil change: oil analyzer Lubricheck test] [Electronic resource]. URL: <https://news.microsoft.com/ru->

ru/rolls-royce-i-azure-se-konomyat-aviakompaniyam-milliony-dollarov/ (accessed: 15.07.2018). (in Russian)

2. **Haziev, A.A.** (2014). *Sravneniye rezultatov laboratornogo i ekspress analiza rabotavshogo motornogo masla* [Comparison of results of laboratory and rapid analysis of operated motor oil]. *Transport. Transportnye sooruzheniya. Ekologiya* [Transport. Transport constructions. Ecology], no. 4, pp. 90–99. (in Russian)

3. **Haliullin, V.F. and Muhkutdinov, F.I.** (2014). *MetalScan v deystvii* [MetalScan is in use]. *Permskiye aviatsionnye dvigateli* [Perm aircraft engines], no. 29, pp. 48–49. (in Russian)

4. **Grjadunov, K.I.** (2016). *Metod obespecheniya dostovernosti diagnostirovaniya aviatsionnykh dvigateley po sodержaniyu metallov v maslakh* [Method to ensure the reliability of diagnostics of aviation engines according to the content of metals in oils]: *dis.....kand. tekhn. nauk: 05.22.14: zashchishchena 27.04.16* [Candidate of science thesis defended: 05.22.14: 27.04.16]. (in Russian)

5. **Nemchikov, M.L., Kozlov, A.N., Grjadunov, K.I. and Meleshnikov, A.M.** (2017). *Issledovaniye vozmozhnosti otsenki effektivnosti raboty toplivnykh filtroelementov pri primeneniі rentgeno-fluorestsennogo metoda* [Study of the assessment of the efficiency of fuels of the filter elements using x-ray fluorescence method]. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 1, pp. 107–115. (in Russian)

6. **Nemchikov, M.L., Kozlov, A.N. and Grjadunov, K.I.** (2016). *Issledovanie vozmozhnosti primeneniya metoda rentgenofluorestsennogo analiza dlya otsenki sostoyaniya aviatsionnykh GSM v usloviyakh ekspluatatsii VS GA* [Investigation of the possibility of using the method of x-ray fluorescence analysis to assess the state of aviation fuels and lubricants in the operating conditions of civil aviation aircraft]. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sbornik tezisev dokladov uchastnikov Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 45-letiyu Universiteta, Moskva, 18–20 Maya, 2016 g.* [Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society: coll. of abstracts of the International Scientific and Technical Conference devoted to the 45th anniversary of Moscow State Technical University of Civil Aviation], p. 51. (in Russian)

7. **Uglov, B.A.** (1992). *Aviatsionnyy dvigatel ASH-62IR* [ASH-62IR Aviation engine]. *Uchebnoye posobiye* [Training manual]. Samara: SGAU im. akad. S.P. Koroleva, 112 p. (in Russian)

8. **Daskovskiy, M.I.** (2012). *Obobshcheniye opyta tribodiagnostiki aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley i razrabotka mer po povysheniyu ee effektivnosti* [Generalization of experience of tribodiagnosics of aviation gas turbine engines and development of measures to improve its efficiency]: *dis ... kand. tekhn. nauk: 05.22.14: zashchishchena 28.05.12* [the Dissertation of a Candidate of Technical Sciences] : 05.22.14: defended 28.05.12], 152 p. (in Russian)

9. **Drokov, V.G., Matveenko, G.P., Rusinov, C.B.** (2005). *Diagnostirovaniye gazoturbinykh dvigateley po sodержaniyu metallicheskiх chastits iznosa v probakh masla* [Diagnostics of gas turbine engines according to the content of metal wear particles in oil samples]. *Gas Turbo Technology*, no. 5(40), pp. 6–9. (in Russian)

10. **Grjadunov, K.I. and Timoshenko, A.N.** (2012). *Obosnovaniye vremeni otbora prob masla pri rentgenofluorestsennom analize* [Justification for the selection of oil samples at rentgeno-fluorescent-dimensional analysis]. *The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation*, no. 183, pp. 41–44. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

Alexander N. Kozlov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aviation Fuel Supply and Aircraft Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, an.kozlov@mstuca.aero.

Mikhail L. Nemchikov, Associate Professor of Aviation Fuel Supply and Aircraft Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, m.nemchikov@mstuca.aero.

Irina S. Mel'nikova, Junior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, melnikova_is@bk.ru.

Поступила в редакцию 03.10.2018
Принята в печать 21.05.2019

Received 03.10.2018
Accepted for publication 21.05.2019

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-45-56

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ТРАНСПОРТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С УЧЕТОМ НОВЫХ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ К УСЛОВИЯМ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

В.Г. ЦИПЕНКО¹, В.И. ШЕВЯКОВ²

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

²АО «Гражданские самолеты Сухого», г. Москва, Россия

В связи с введением новых сертификационных требований к условиям обледенения, изложенных в Приложении «О» к CS-25, возникает необходимость исследования влияния этих требований на возможность сертификации самолетов транспортной категории для полетов в таких условиях. Рассмотрены особенности этих сертификационных требований и их влияние на три основных направления сертификации воздушных судов (ВС) для условий обледенения: в части системы сигнализации обледенения, системы воздушных сигналов, а также противообледенительной системы. Показано, что влияние новых требований не сказывается на сертификации датчиков системы воздушных сигналов, однако оказывается существенным для двух других направлений. Для безопасной эксплуатации ВС важно своевременное срабатывание системы сигнализации обледенения. Ранее была разработана методика, обеспечивающая это в условиях Приложения С к АП/CS/FAR-25. Отмечено, что методика работоспособна и для новых условий обледенения, но с учетом соответствующих изменений в расчетах нарастания ледяных отложений на сигнализаторе обледенения, воздухозаборнике двигателя и несущих поверхностях. Одной из проблем является обнаружение момента попадания в условия обледенения, определенные новыми требованиями, что в значительной степени определяет возможность немедленного покидания зоны обледенения в том случае, если самолет не удовлетворяет требованиям безопасной эксплуатации в таких условиях. Описаны способы удаления ледяных отложений с несущих поверхностей. Рассмотрен случай обледенения поверхности крыла за предкрылком, в том числе с образованием барьерного льда. Оценена возможность эксплуатации ВС без ограничений в условиях обледенения, определенных новыми сертификационными требованиями.

Ключевые слова: воздушное судно, безопасность полета, сертификационные требования, условия обледенения, аэродинамические характеристики, датчики системы воздушных сигналов, ледяные наросты.

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение безопасности полета – необходимое условие возможности эксплуатации воздушного судна (ВС). Условия обледенения являются одной из важнейших причин значительного числа летных происшествий, поэтому обеспечение безопасной эксплуатации в условиях обледенения существенно повышает конкурентоспособность ВС.

При сертификации современных ВС для полетов в условиях обледенения с привлечением аэродинамических исследований обычно рассматривают три основных направления работ: своевременное обнаружение условий обледенения, обеспечение работоспособности датчиков системы воздушных сигналов (СВС) и анализ изменения аэродинамических характеристик (АДХ) в условиях обледенения.

По каждому из направлений существуют свои требования, которые постоянно ужесточаются, что обусловлено не только заботой о повышении безопасности эксплуатации, но и конкурентной борьбой – выполнение некоторых новых сертификационных требований невозможно без проведения глубоких аэродинамических исследований. Такие исследования могут провести только производители, обеспеченные современной вычислительной техникой, современными методиками расчетов, имеющие солидную научную поддержку.

Для успешного выполнения все более жестких сертификационных требований к безопасности полетов непрерывно совершенствоваться должны как конструкция планера ВС, так и

его системы. Под совершенствованием систем ВС в данном случае понимается доведение их работоспособности до уровня, предписанного новыми сертификационными требованиями.

Сравнительно недавно были изменены сертификационные требования к условиям обледенения: в дополнение к ранее существующим, описанным в Приложении С к АП¹/CS²/FAR³-25, появились дополнительные, описанные в Приложениях О и Р к CS/FAR-25, а также в Приложении D к CS-E⁴/FAR-33⁵. Эти изменения необходимо проанализировать с точки зрения их влияния на процесс сертификации транспортных ВС. Ниже рассмотрены особенности новых требований, а также проведен анализ их влияния по каждому из трех основных направлений сертификации.

ОСОБЕННОСТИ НОВЫХ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ К УСЛОВИЯМ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Основное отличие новых требований к условиям обледенения от ранее действовавших – введение в рассмотрение больших переохлажденных капель (SLD – Supercooled Large Droplet), а также ледяных кристаллов.

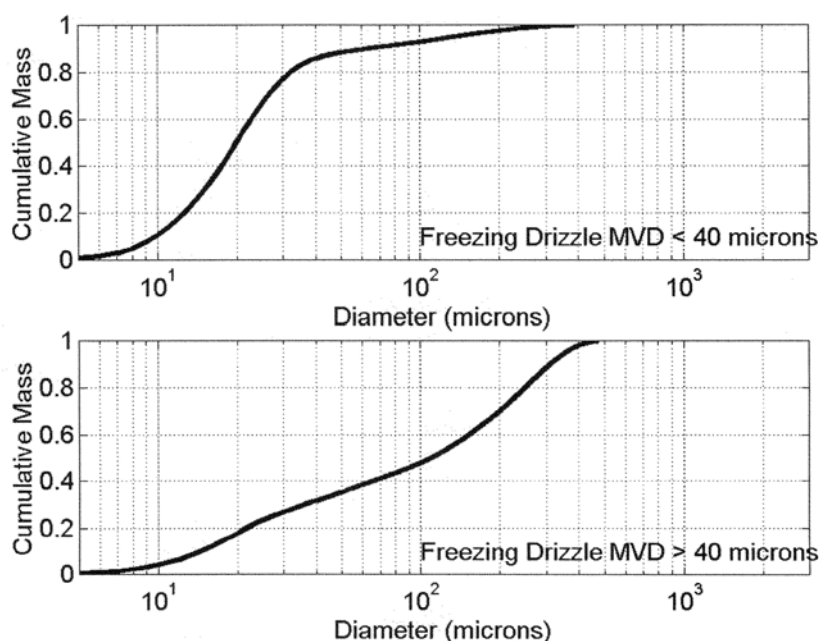


Рис. 1. Спектры для переохлажденной мороси
Fig. 1. Freezing Drizzle, Drop Diameter Distribution

Если ранее при сертификации самолетов транспортной категории достаточно было рассмотреть обтекание самолета с каплями одного размера 20 мкм (среднемедианного MVD – для норм CS-25 и FAR-25, среднеарифметического MAD – для отечественных норм АП-25), то по новым требованиям CS-25 и FAR-25 необходимо исследовать обтекание потоком с каплями

¹ Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории: утв. Постановлением 35-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 23 октября 2015 года. 5-е изд. М.: Авиаиздат, 2015. 288 с.

² Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes CS-25 / AMD20, EASA. 2017. 1094 p.

³ Federal aviation regulations. Part 25. Airworthiness standards: transport category airplanes. FAR-25 / FAA. 2017. 240 p.

⁴ Certification specifications for engines (CS-E) / AMD20, EASA. 2007. 193 p.

⁵ Federal airworthiness regulations. FAR-33 / FAA. 2017.

разных размеров, количественное описание которых определяется заданными законами распределения (требования FAR-25 распространяются на ВС со взлетным весом менее 60000 фунтов). Отечественные нормы в настоящее время находятся на этапе утверждения.

В Приложении О к CS-25 вводятся в рассмотрение два вида переохлажденных капель, различающихся размером: более мелкие – «морось» (Drizzle) и более крупные – «дождь» (Rain). Для каждого вида заданы законы массового распределения водности в зависимости от диаметра капель (спектры), которые приведены на рис. 1 и 2.

В Приложении Д к CS-E вводятся в рассмотрение ледяные кристаллы, для которых задан свой закон распределения. Влияние внешних условий с ледяными кристаллами в большей степени сказывается на работоспособности двигательных установок, в меньшей степени – на характеристиках обтекания планера. Поэтому в настоящей статье проблема внешних условий с ледяными кристаллами рассматривается лишь применительно к датчикам системы воздушных сигналов.

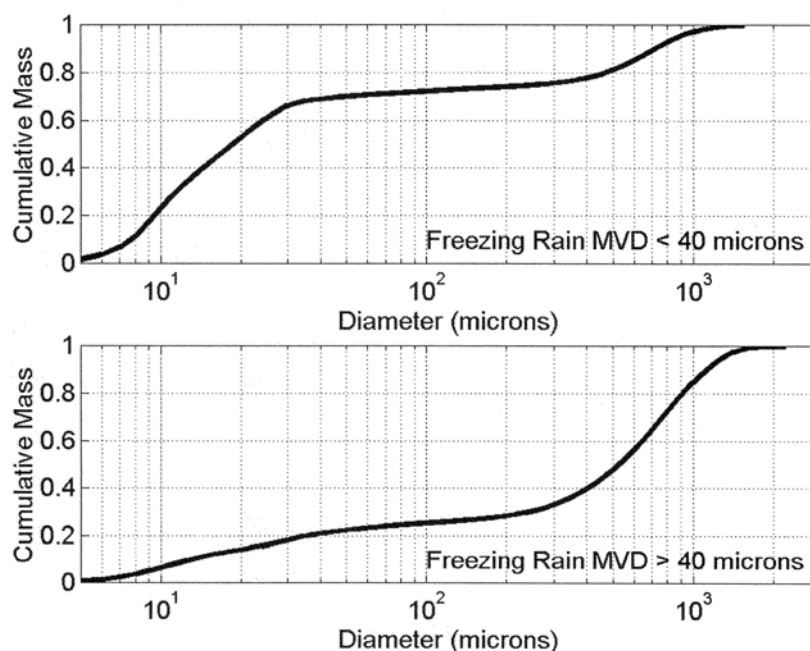


Рис. 2. Спектры для переохлажденного дождя
Fig. 2. Freezing Rain, Drop Diameter Distribution

Рассмотрим влияние особенностей новых требований на три основных направления сертификации для условий обледенения.

ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Первое направление – своевременное обнаружение условий обледенения.

Влияние обледенения внешней поверхности ВС на его характеристики может быть очень существенным. Для уменьшения этого влияния применяют противообледенительные системы (ПОС) различного типа. В большинстве случаев ПОС крыла и мотогондолы двигателя – воздушно-тепловые. Обогрев производится горячим воздухом, отбираемым от маршевого двигателя. На новейших ВС, например А350 и В787, используется электрообогрев передних кромок крыла. Известны случаи использования электроимпульсной системы сброса ледяных отложений с несущих поверхностей (Ил-96).

На большинстве современных ВС включение ПОС происходит по сигналу системы сигнализации обледенения, одним из элементов которой является сигнализатор обледенения (СО), находящийся на внешней поверхности ВС. Это предъявляет к его работе определенные требования. Одно из главных – СО должен сигнализировать о начале образования льда на внешней поверхности самолета как можно раньше.

При сертификации самолета транспортной категории необходимо продемонстрировать, что:

- до включения ПОС льдообразование на СО начинается раньше, чем на любом участке внешней поверхности самолета, защищенном ПОС;

- включение ПОС происходит раньше, чем толщина льда на входе в воздухозаборник двигателя превысит критические для нормальной работы двигателя величины или лед на участках внешней поверхности самолета, защищенных ПОС, недопустимо ухудшит аэродинамические характеристики ВС.

При сертификации регионального самолета был разработан метод обеспечения выполнения этих требований за счет выбора места размещения СО [1].

Доказательство первого пункта использует понятие «критической температуры»: под критической температурой в точке поверхности понимается максимальная температура набегающего потока, при которой в этой точке температура равна 0°C , т. е. может начаться обледенение. Критическая температура на цилиндре СО должна быть выше, чем в любой точке внешней поверхности самолета, защищенной ПОС. Этого, однако, недостаточно.

Необходимо сравнить скорость нарастания льда на СО и на участках внешней поверхности самолета, защищенных ПОС. Зная скорость нарастания льда на СО, возможно определить время включения ПОС с момента попадания в условия обледенения. Ледяные отложения, образовавшиеся за это время на внешней поверхности самолета, не должны быть критическими: масса льда, образовавшаяся на входе в маршевый двигатель, в случае попадания в двигатель не должна нарушить его работу, а ледяные наросты на несущих поверхностях не должны недопустимо испортить аэродинамику самолета. Первое является индивидуальным свойством типа двигателя, второе – свойством геометрии самолета.

На большинстве ВС используются два СО, устанавливаемые симметрично по бокам носовой части фюзеляжа. При выборе мест расположения СО на ВС исходят из предположений, что обеспечено попадание на цилиндр СО достаточного количества воды из набегающего потока, статическая температура в месте размещения СО приблизительно равна температуре окружающей среды, а также отсутствует вредная интерференция между СО и другими датчиками, размещенными на поверхности фюзеляжа. Выбор места установки СО должен производиться с учетом изменения параметров для всей области ожидаемых условий эксплуатации в условиях обледенения. То есть должны быть определены минимальные и максимальные значения таких параметров, как число Маха, высота и скорость полета, угол атаки для различных фаз полета.

В расчетах [1] условия окружающей среды соответствовали условиям Международной стандартной атмосферы (МСА, ISA). Рассматривались водные капли диаметром от 10 до 50 мкм, а также переохлажденные крупные капли (SLD) диаметром 100 мкм и более.

Для определения количества воды, попадающего на цилиндр СО, могут использоваться различные теоретические численные методы обтекания (CFD-методы) с моделированием находящихся в потоке водных капель. Современное программное обеспечение позволяет использовать для этих целей решение уравнений Навье – Стокса (например, расчетный комплекс FLUENT или программный комплекс «EWT-ЦАГИ» [2]), в результате получая поле течения вокруг ВС. Вычисление траекторий капель (метод Лагранжа) производится «вбросом» в поток капель из равноудаленных друг от друга точек выброса, располагаемых на удаленной вверх по потоку плоскости перед ВС. Для капель задаются начальные условия, совместимые с условиями свободного потока, и рассчитываются траектории в поле потока. Отслеживание частиц производится вне рамок первоначального расчета потока. Капли различных размеров двигаются по

различным траекториям из-за разницы в их инерции и сопротивлении. Каждая капля отслеживается через пересечение с плоскостью, размещенной в той же позиции по оси X, что и СО. Вблизи фюзеляжа могут образовываться зоны, куда капли не попадают, – «затенение». На рис. 3 показан пример расчетного распределения высоты затенения для капель различного диаметра в зависимости от угловой координаты сечения – от верхнего до нижнего батекса фюзеляжа. Для заданных условий полета обычно существует критический диаметр капель, при котором высота затенения в рассматриваемой плоскости максимальна. На этом же рисунке представлена предельная величина затенения, а также положение и размер СО. При определении допустимой величины затенения должно учитываться, что СО срабатывает при обледенении не менее $3\div 4$ мм высоты цилиндра СО.

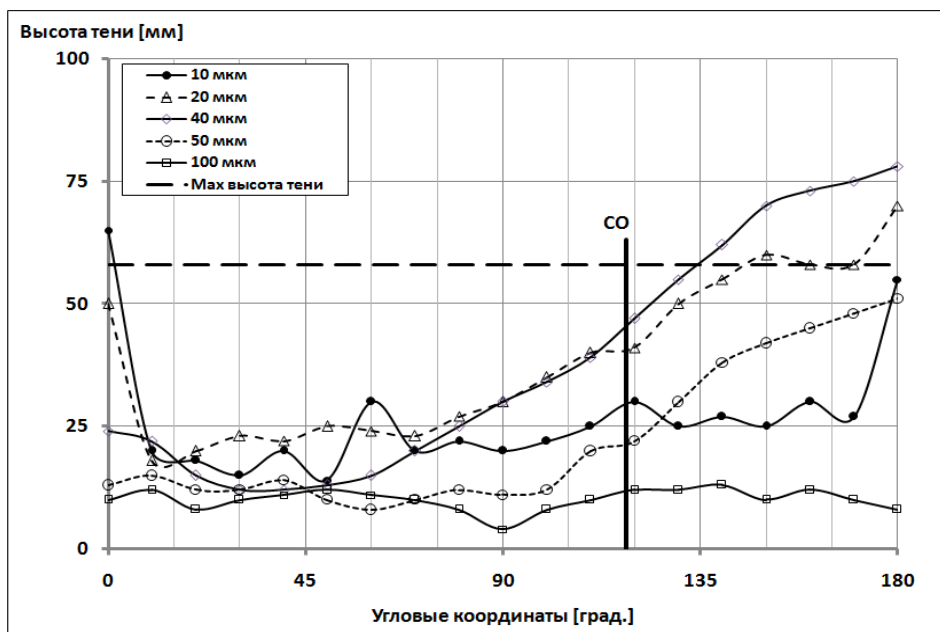


Рис. 3. Расчетное распределение капель вокруг фюзеляжа в сечении $X = \text{const}$
Fig. 3. Computed distribution of drops around fuselage in section $X = \text{const}$

Метод [1] разработан в предположении о нахождении в условиях обледенения, определенных Приложением С к АП/CS/FAR-25, однако подходы, используемые в нем, справедливы и для новых условий, изложенных в Приложениях О и Р к CS/FAR-25, а также в Приложении D к CS-E/FAR-33. Следует, однако, учесть два вопроса.

Первый вопрос – определение момента вхождения в условия, описанные в указанных документах, остается открытым. Его важность определяется необходимостью покидания зоны обледенения в случае недостаточной эффективности ПОС самолета для названных условий. В настоящее время не существует серийного мобильного оборудования, позволяющего гарантированно обеспечить распознавание попадания в такие условия обледенения. Хотя имеются стационарные установки, позволяющие на определенном расстоянии от облака определить размеры капель в нем. Принцип их действия основан, чаще всего, на использовании лазерного сканирования. Практически возможен подход к определению момента попадания в такие условия обледенения, основанный на отслеживании интенсивности льдообразования на сигнализаторе обледенения. Для реализации такого подхода необходимо проведение исследовательских работ.

Второй вопрос – определение скорости нарастания и форм ледяных отложений на внешней поверхности самолета в этих условиях. Подробнее возникающие в этом случае проблемы рассмотрим чуть далее.

ТРЕБОВАНИЯ К РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

До настоящего времени по причине недостоверных показаний датчиков СВС происходит немало катастроф ВС. В числе недавних – катастрофы Ан-148 и Боинг 737MAX.

Такое важное влияние показаний датчиков СВС на безопасность полета привело к выпуску новых сертификационных документов FAA и EASA, ужесточающих требования к их работоспособности. Особое внимание к работе датчиков СВС стало уделяться после катастрофы самолета A330, AF447 в 2009 году. Анализ показал, что ее первопричиной явилось обледенение всех датчиков полного давления. Это привело к активизации действий европейских сертификационных властей (EASA) по внедрению более жестких требований к условиям обледенения, при которых должна обеспечиваться устойчивая работа датчиков СВС для вновь сертифицируемых самолетов, определенных CRI F-05⁶.

Вводимая CRI F-05 «матрица облачности» (табл. 1) устанавливает нижние границы десяти состояний, описывающих встречающиеся типичные облака, полет в которых может привести к образованию льда на датчиках СВС.

Таблица 1
Table 1

Test #	Cloud Type	SAT (°C)	Droplet LWC (g/m ³)	Crystal LWC (g/m ³)	Droplet MVD (µm)	Crystal MVD (µm)	Time duration (min)
L1	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	–30	0.2	0	20	0	15
L2	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	–30	1.1	0	20	0	5
L3	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	–20	1.85	0	20	0	5
L4	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	–10	2.5	0	20	0	5
M1	Mixed Phase Icing (crystals/ supercooled droplets)	–10	1	4	20	1000	5
S1	Solid Phase Icing (crystals)	–35	0	2	0	1000	15
S2	Solid Phase Icing (crystals)	–35	0	5	0	1000	5
R1	Rain (droplets)	–2 to 0	2	0	1000	0	15
R2	Rain (droplets)	–2 to 0	6	0	2000	0	1.5
R3	Rain (droplets)	–2 to 0	15	0	2000	0	0.33

Здесь SAT – температура наружного воздуха;

LWC – водность – масса воды или кристаллического льда в единице объема;

MVD – среднемедианный диаметр капель или кристаллов льда.

Для удовлетворения сертификационным требованиям эффективность обогрева датчиков и их работоспособность должны быть продемонстрированы в стендовых испытаниях при условиях обледенения на числах Маха и углах атаки, величина которых закрывает всю область полетов ВС в эксплуатации. Причем каждый датчик должен быть испытан в условиях, соответствующих локальным параметрам набегающего потока в месте его установки на самолете. Это главное отличие подхода EASA от ранее применявшегося у нас в стране, когда все датчики

⁶ Certification review item (CRI) F-05. Flight Instrument External Probes – Qualification in Icing Conditions / EASA. 2007.

проходили стендовые испытания при значениях водности для потока «на бесконечности», что могло как завышать, так и занижать водность по сравнению с реальной для условий полета. Эта неопределенность отчасти компенсировалась несколько большим размером капель, принятым в отечественных сертификационных требованиях, однако EASA такой подход принят не был.

Следует отметить, что режимы стендовых испытаний датчиков СВС чаще всего не полностью охватывают эксплуатационную область ВС. Это объясняется ограниченными возможностями имеющихся АДТ с реализацией условий обледенения. Например, максимальное значение числа M при испытаниях в существующих в настоящий момент в мире АДТ с имитацией условий обледенения равно 0,65. Доказательство работоспособности датчиков при более высоких числах M необходимо подтверждать инженерным анализом.

При сертификации регионального самолета все необходимые методики, включая определение локальных параметров потока для каждого датчика, были разработаны. Все задачи для успешной сертификации самолета были решены [3].

Таким образом, учитывая важность устойчивого функционирования датчиков СВС, более жесткие требования к условиям обледенения для них были введены раньше, чем для обтекания всего самолета. И эти требования могут быть выполнены, если уже на ранних стадиях проектирования будет предусмотрен выбор оптимальных мест расположения датчиков.

ИЗМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВС В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Наиболее сложные проблемы, в связи с выходом новых требований к условиям обледенения, возникают при оценке изменения аэродинамических характеристик самолета при появлении ледяных наростов на несущих поверхностях. Это связано в первую очередь с определением формы и размеров ледяных наростов. Когда данная информация известна, получение этого влияния на АДХ самолета возможно как из эксперимента в АДТ с моделями самолета, так и из летных испытаний самолета с имитаторами ледяных наростов.

Принятый процесс сертификации самолета для полетов в условиях обледенения включает летные испытания в естественных условиях обледенения (ЕУО) и летные испытания самолета с имитаторами льда. При испытаниях в ЕУО определяются размеры и формы ледяных отложений, а также фиксируются внешние условия среды, при которых эти ледяные отложения образовались: температура, водность, размеры водных капель, а также время полета в условиях обледенения. На основании этих данных при тех же условиях полета (высоте полета, скорости, весе) проводится расчетное определение форм льда на крыле и оперении самолета. Сравнение полученных расчетных данных с полетными данными позволяет сделать вывод о возможности использования расчетного метода для определения форм льда на других режимах полета и при других условиях обледенения. Это необходимо делать ввиду того, что определенные сертификационными требованиями условия обледенения практически невозможно «обеспечить» за короткое время проведения летных испытаний. При получении расчетных данных, подтверждающих формы льда, полученные в ЕУО, этим же расчетным методом определяются формы льда для условий обледенения, определенных сертификационными требованиями, на режимах полета, характерных данному типу ВС. По полученным данным изготавливаются имитаторы льда для проведения летных испытаний, а также имитаторы льда для аэродинамических моделей, испытываемых в АДТ.

В целях экономии времени иногда идут на риск и формы ледяных отложений расчетными методами определяют до проведения летных испытаний в ЕУО, лишь затем подтверждая их данными достоверность расчетных результатов. Такой подход чреват проведением повторных испытаний моделей в АДТ и повторных летных испытаний самолета с новыми имитаторами льда. Это показывает важность использования достоверных методов расчета форм и размеров ледяных отложений на несущих поверхностях самолета.

Создание программных комплексов для расчетов форм ледяных отложений начиналось с двумерных моделей, например LEWICE 2D (США) [4], ONERA (Франция) [5], CANICE (Канада) [6], CIRA (Италия) [7]. Большинство этих комплексов затем доработаны для трехмерного случая. Следует отметить, что для того, чтобы расчетные данные по определению форм льда были приняты сертификационными властями, необходимо, чтобы примененный расчетный метод был хорошо известен и положительно зарекомендовал себя на международном уровне. В настоящее время таким является пакет прикладных программ FENSAP ICE фирмы ANSYS, разработка которого и доведение до рабочего состояния продолжают много лет [8]. В разных странах, в том числе в России и Китае, ведутся разработки собственных расчетных методик, но пока они находятся на стадии отработки [9–12].

Расчетные исследования показывают, что при моделировании условий обледенения, описанных в Приложении О к CS-25, область обледенения в носовой части несущей поверхности при ее обтекании набегающим потоком может быть существенно больше, чем при условиях, соответствующих Приложению С. На рис. 4 показаны размеры расчетных зон попадания капель по хорде профиля крыла в зависимости от размеров капель (профиль с относительной толщиной 10 %, число Маха = 0,6, угол атаки = 2°).

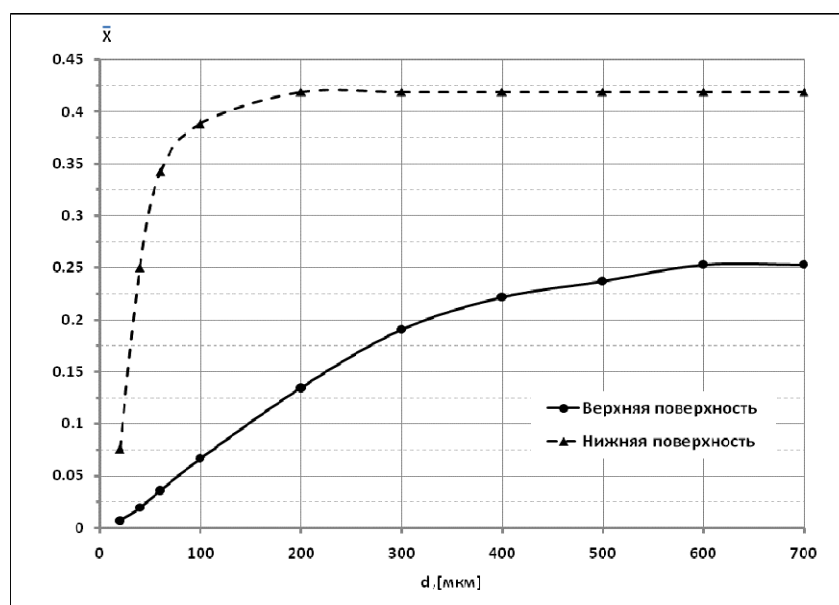


Рис. 4. Расчетные зоны попадания водных капель на профиль крыла
Fig. 4. Computed areas of water drops coming to the airfoil

Видно, что при больших размерах капель коэффициент захвата не равен нулю до 42 % хорды на нижней поверхности профиля и до 25 % — на верхней. Это означает, что лед может образовываться на крыле и за предкрылком, хорда которого обычно составляет 10–25 % от местной хорды крыла. Если образование льда на нижней поверхности крыла обычно приводит лишь к появлению дополнительного сопротивления, то лед на верхней поверхности может приводить к более существенным последствиям. При использовании ПОС крыла, обычно располагающейся на секциях предкрылка, лед на предкрылке может не образоваться. Однако лед за предкрылком будет представлять собой «барьерный лед». О влиянии барьерного льда на АДХ самолета известно, что оно даже больше, чем влияние самого большого, определенного сертификационными требованиями, рогообразного льда на носке крыла [4]. На рис. 5 приведено сравнительное влияние различного вида льда на коэффициенты подъемной силы и продольного момента модели самолета при испытаниях в АДТ. Видно, что нет смысла использовать ПОС крыла, если на верхней поверхности может образоваться барьерный лед, который может ухудшить АДХ больше, чем образовавшийся лед на передней кромке крыла.

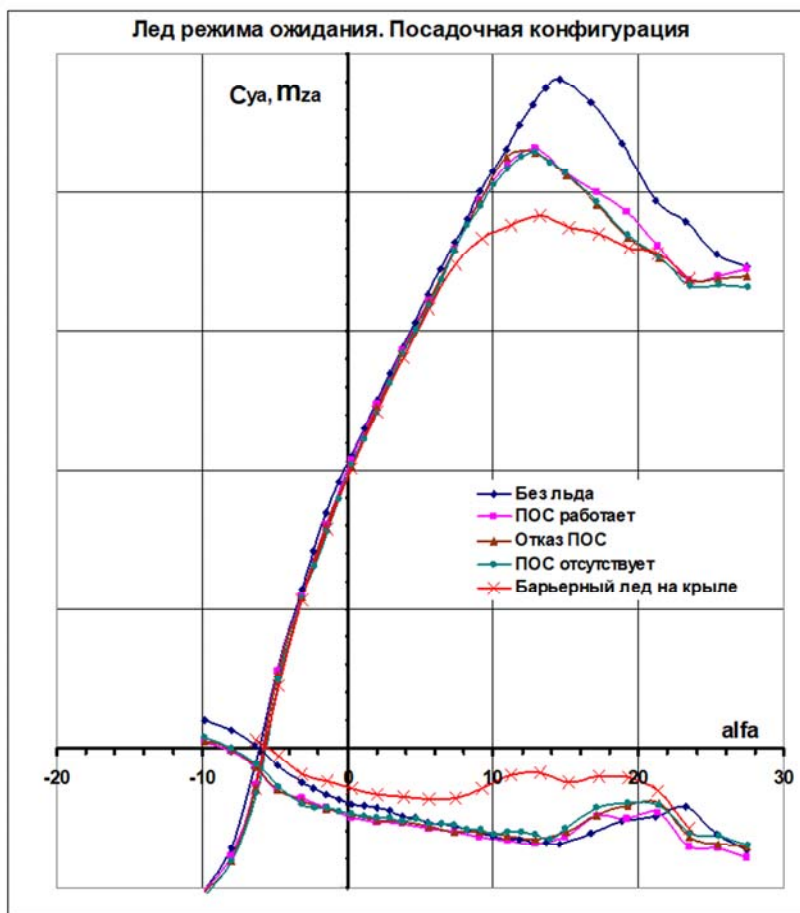


Рис. 5. Зависимости АДХ модели самолета от типа обледенения
Fig 5. Dependencies of airplane model aerodynamics performance on the icing

Следует отметить, однако, что и возможность образования барьерного льда, и его влияние на АДХ самолета зависят как от профилировки конкретного крыла, так и от характерных режимов полета самолета.

Рассматривая возможность эксплуатации самолета в условиях обледенения, определенных новыми сертификационными требованиями (приложениями О к CS-25 и D к CS-E), следует иметь в виду следующие обстоятельства.

Во-первых, в настоящее время не существует ПОС крыла приемлемой мощности, позволяющих обеспечить эффективную защиту (anti-icing) в условиях обледенения с большими переохлажденными каплями (SLD). Из этого следует вывод, что, попав в условия обледенения, соответствующие Приложению О, самолет с ПОС крыла должен немедленно покинуть зону обледенения. В противном случае возможно обледенение внешней поверхности самолета, включая появление барьерного льда, приводящее к недопустимому ухудшению АДХ самолета. Что же касается использования систем сброса льда (de-icing), например электроимпульсных или электровибрационных, то их применение в таких условиях обледенения эффективно лишь в тех случаях, когда нет ледяных образований за предкрылком, иначе также возможно формирование барьерного льда после сброса льда с предкрылка.

Во-вторых, возможность эксплуатации в условиях обледенения, определенных Приложением О, самолетов без системы защиты крыла от обледенения определяется формой ледяных отложений на несущих поверхностях и их влиянием на АДХ самолета. Следует, однако, учесть, что не исключена возможность отмены ограничений на размеры ледяных отложений в 3",

предусмотренных пока в сертификационных требованиях. Это приведет к пересмотру имеющегося опыта в оценке влияния обледенения на АДХ и проведения дополнительных расчетных и экспериментальных исследований.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенная оценка влияния новых сертификационных требований к условиям обледенения на обеспечение безопасности полета воздушных судов транспортной категории показывает, что основными проблемами могут являться обнаружение момента попадания в условия обледенения, определенные новыми требованиями, а также возможность удаления ледяных отложений с несущих поверхностей.

Использование противообледенительных систем крыла, работающих в режиме anti-icing, для условий обледенения, определенных новыми требованиями, невозможно из-за слишком высоких потребных энергетических затрат. В этом случае ВС должно срочно покинуть зону обледенения.

Что же касается использования систем сброса льда (de-icing), например электроимпульсных или электровибрационных, то их применение в таких условиях обледенения эффективно лишь в тех случаях, когда нет ледяных образований за предкрылком, иначе также возможно формирование барьерного льда после сброса льда с предкрылка.

Возможность эксплуатации в условиях обледенения, регламентированных Приложением О к CS-25, самолетов без системы защиты крыла от обледенения, определяется формой ледяных отложений на несущих поверхностях и их влиянием на АДХ самолета. Для каждого типа ВС для оценки влияния обледенения на его АДХ необходимо проведение расчетных и экспериментальных исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Шевяков В.И.** Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории – противообледенительная система // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 74–82.
2. Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летательных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений Навье – Стокса. Сб. статей // Труды ЦАГИ. 2007. Вып. 2671.
3. **Долотовский А.В.** Задачи аэродинамики при сертификации самолета SSJ-100 для условий обледенения / В.А. Терехин, В.И. Шевяков, В.А. Чочиев // Материалы XXIII Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 01–02 марта 2012 г. 2012. С. 95.
4. **Wright W.B.** Users manual for the improved NASA Lewis ice accretion code LEWICE 1.6: NASA Contractor Report 198355. 1995. June. 97 p.
5. **Gent R.W.** TRAJICE2 – A combined water droplet trajectory and ice accretion prediction program for aerofoil: RAE TR 90054. Farnborough; Hampshire, 1990. 83 p.
6. **Tran P.** Ice accretion on aircraft wings with thermodynamic effects / M.T. Brahimi, I. Paraschivoiu, A. Pueyo, F. Tezok // 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA-1994-0605 / American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1994. P. 9.
7. **Mingione G., Brandi V.** Ice accretion prediction on multielement airfoils // Journal of Aircraft. 1998. Vol. 35, № 2. March – April. Pp. 240–246.
8. **Beaugendre H., Morency F., Habashi W.G.** ICE3D, FENSAP-ICE'S 3D In-flight ice accretion module // 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA 2002-0385 / American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2002. P. 18.
9. **Приходько А.А., Алексеенко С.В.** Экспериментальное исследование и математическое моделирование физических процессов при обледенении аэродинамических поверхностей //

XV Минский международный форум по тепло- и массообмену, Минск, 23–26 мая 2016 г. Т. 1.: тезисы докладов и сообщений. С. 386–389.

10. Alekseenko S.V., Prikhod'ko A.A. Mathematical modeling of ice body formation on the wing airfoil surface // *Fluid Dynamics*. 2014. Vol. 49, № 6. Pp. 715–732.

11. Cao Y., Huang J., Yin J. Numerical simulation of three-dimensional ice accretion on an aircraft wing // *Intern. Journal of heat and mass transfer*. 2016. Vol. 92. Pp. 34–54.

12. Zhu C., Fu B., Sun Z. 3D ice accretion simulation for complex configuration basing on improved messinger model // *Intern. Journal of modern physics: Conference series*. 2012. Vol. 19. Pp. 341–350.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ципенко Владимир Григорьевич, доктор технических наук, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, avas38@yandex.ru.

Шевяков Владимир Иванович, доктор технических наук, начальник департамента аэродинамических характеристик АО «Гражданские самолеты Сухого», v_shevyakov@scac.ru.

PROMOTION OF TRANSPORT AIRCRAFT FLIGHT SAFETY TAKING INTO ACCOUNT UPDATED CERTIFICATION REQUIREMENTS FOR ICING CONDITIONS

Vladimir G. Tsipenko¹, Vladimir I. Shevyakov²

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

²*JSC Sukhoi Civil Aircraft, Moscow, Russia*

ABSTRACT

Due to the implementation of new certification requirements for icing conditions provided in Annex O to CS-25, there is a necessity to analyze the impact of the requirements on the possibility of transport aircraft certification for flights under such conditions. The particularities of such certification requirements and their impact on three main directions of aircraft certification have been considered for icing conditions: icing annunciation system, air data system and anti-icing system. It has been shown that new requirements have no effect on certification of air data system sensors but they have an impact on icing annunciation and anti-icing system. Timely annunciation of icing is important for safe operation of aircraft. The procedure providing timing annunciation was developed earlier in Annex C to AR/CS/FAR-25. It is highlighted that this procedure is also actual for new icing conditions but taking into account relevant updates in calculations of the growth of ice accretions on ice detectors, air inlets and lifting surfaces. One of the problems is to detect the moment of coming into icing conditions, determined by new requirements. It substantially determines the possibility of immediate escape from icing area if the airplane does not meet the safe operation requirements for such conditions. The techniques of removing ice accretions from lifting surfaces are described. The case of icing the wing surface behind the slats area with barrier ice accumulation was studied. The possibility of an aircraft limitless operation under icing conditions determined by new certification requirements was estimated.

Key words: aircraft, flight safety, certification requirements, icing conditions, aerodynamic performance, air data system sensor, ice accretion.

REFERENCES

1. Shevyakov, V.I. (2014). Resheniye novykh zadach aerodinamiki v protsesse sertifikatsii samoletov transportnoy kategorii – protivooledenitelnaya sistema [The solution of new problems of aerodynamics in the course of certification of transport planes category — an anti-icing system]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 199, pp. 74–82. (in Russian)

2. *Prakticheskiye aspekty resheniya zadach vneshney aerodinamiki dvigateley LA v ramkakh osrednennykh po vremeni uravneniy Navie-Stoksa* [Practical aspects of the solution of problems of external aerodynamics of AC engines within Navier-Stokes's equations, average on time]. (2007). Trudy TSAGI [Proceedings of TsAGI], iss. 2671, pp. 3–19. (in Russian)
3. **Dolotovskiy, A.V., Terekhin, V.A., Shevyakov, V.I. and Chochiev, V.A.** (2012). Zadachi aerodinamiki pri sertifikatsii samoleta SSJ-100 dlya usloviy obledeneniya [Problems of aerodynamics at certification of the SSJ-100 for ice conditions]. Materialy XXIII Nauchno-tehnicheskoy konferentsii po aerodinamike, p. Volodarskogo, 01–02 marta 2012 [Materials of XXIII scientific and technical conference on aerodynamics], p. 95. (in Russian)
4. **Wright, W.B.** (1995). Users' manual for the improved NASA Lewis ice accretion code LEWICE 1.6. NASA Contractor Report 198355. June. 97 p.
5. **Gent, R.W.** (1990). TRAJICE2 – A combined water droplet trajectory and ice accretion prediction program for airfoil. RAE TR 90054. Farnborough, Hampshire, 83 p.
6. **Tran, P., Brahimi, M.T., Paraschivoiu, I., Pueyo, A. and Tezok, F.** (1994). Ice accretion on aircraft wings with thermodynamic effects. 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA-1994-0605. American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 9.
7. **Mingione, G. and Brandi, V.** (1998). Ice accretion prediction on multielement airfoils. Journal of Aircraft, vol. 35, no. 2, March – April, pp. 240–246.
8. **Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G.** (2002). ICE3D, FENSAP-ICE'S 3D In-flight ice accretion module. 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA 2002-0385. American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 18.
9. **Prikhod'ko, A.A. and Alekseenko, S.V.** (2016). Eksperimentalnoye issledovaniye i matematicheskoye modelirovaniye fizicheskikh protsessov pri obledenении aerodinamicheskikh poverkhnostey [Experimental research and mathematical modeling of physical processes in case of aerodynamic surfaces icing]. XV Minskiy mezhdunarodnyy forum po teplo- i massoobmenu, Minsk, 23–26 Maya 2016 g. T. 1. [The XV Minsk international forum on a heat and mass exchange]. Tezisy dokladov i soobshcheniy, pp. 386–389. (in Russian)
10. **Alekseenko, S.V. and Prikhod'ko, A.A.** (2014). Mathematical modeling of ice body formation on the wing airfoil surface. Fluid Dynamics, vol. 49, no. 6, pp. 715–732.
11. **Cao, Y., Huang, J. and Yin, J.** (2016). Numerical simulation of three-dimensional ice accretion on an aircraft wing. Journal of heat and mass transfer, vol. 92, pp. 34–54.
12. **Zhu, C., Fu, B. and Sun, Z.** (2012). 3D ice accretion simulation for complex configuration basing on improved messing model. Intern. Journal of modern physics: Conference Series, vol. 19, pp. 341–350.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir G. Tsipenko, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aerodynamics, Airframe and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, avas38@yandex.ru.

Vladimir I. Shevyakov, Doctor of Technical Sciences, the Head of the Aerodynamics Performance Department, JSC Sukhoi Civil Aircraft, v_shevyakov@scac.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

22.01.2019
21.05.2019

Received
Accepted for publication

22.01.2019
21.05.2019

UDC 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-57-66

RADIO-WAVES REFLECTION AT REMOTE SENSING OF UNDERLYING COVERS

L.P. LIGTHART¹, A.I. KOZLOV², A.I. LOGVIN², I.V. AVTIN²

¹*Delft University of Technology, Delft, Netherlands*

²*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

Monitoring technologies are rapidly developing at present and allow to extract and use non-coordinate information about objects. Non-coordinate information is the information about the type and properties of an object under study. Remote sensing is the main method of solving monitoring problems where special positioning belongs to the radar methods, based on space-time processing of signals and, in particular, on methods of radio polarimetry. It is necessary to have information about the surface in order to solve the monitoring task. The slightest changes in the electrical and physical properties of such areas as salinity, humidity, soil composition, etc. will lead to a change in the basic electrodynamics of the surface, notably its complex dielectric permittivity. The article demonstrates the precise solutions to the problems of radio-waves reflection from a layered surface with various laws of changes of the complex permittivity ε in depth. Media with exponential and quadratic laws of variation ε for arbitrary angles of incidence of the radio wave on the surface are considered. Precise decision is obtained for layered media with the law of change in the complex permittivity the polynomial and linear characteristics. A similar problem for the parabolic layer is considered separately. The detailed analysis of radio waves reflection from the medium with a matching layer is carried out. The nature of the electromagnetic field inside the transition layer is studied in detail. The article is illustrated by the graphs showing the dependences of an electromagnetic wave reflection coefficient on the layered medium with linear and exponential laws of variation of the complex dielectric constant over depth.

Key words: polarization, scattering matrix, underlying surface, complex dielectric permittivity, scanning, remote sensing.

1. INTRODUCTION

In order to solve the remote sensing issues, it is very important to know polarization patterns of radio waves reflected from underlying surfaces. We initially need the information on elements of the scattering matrix of illuminated areas on the surface. It is clear that variations of electrical-and-physical properties (salinity, moisture, soil composition, etc.) of such areas will cause variations in the main electrodynamic characteristics of the surface, notably its complex permittivity ε . Complex permittivity variation results in variation of reflecting characteristics of the underlying surface (i.e. characteristics of its elements in the scattering matrix).

2. GENERAL RELATIONS

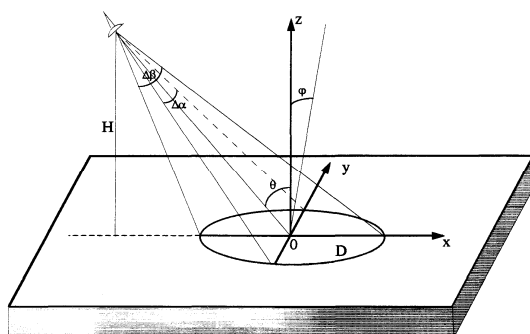


Fig. 1. To statement of a problem

In radiolocation, the scanning of underlying surfaces is carried out from top to bottom (from the aircraft board, satellite, stationary tower, etc.). Thus, the dimensions of an illuminated area of the underlying surface are determined by the height (H) from which scanning is carried out, the scanning angle (α), the antenna beam width [2, 4, 9, 15] (in two mutually perpendicular planes $\Delta\alpha$ and $\Delta\beta$ Fig. 1).

The wave radiated by the antenna induces (on the surface D) currents which are the sources of H_a scattered field [13, 14]. In general, the energy is scattered omnidirectionally and, in particular, in the direction of the antenna.

We shall consider a medium which fills the half-space $z < 0$. Electric-and-physical properties of this medium depend only on the distance to the medium surface.

Suppose that a plane electromagnetic wave is incident on a boundary (medium surface) at the angle. The electric vector of this wave is perpendicular to the plane of incidence (horizontal polarization). The field in the upper half-space will be included into the incident and reflected waves [2]. The electric vector of the reflected wave should meet the differential equation: $\Delta E(x, z) + k^2 \varepsilon(z) E(x, z) = 0$. This equation after substitution of $E(x, z) = g(z) \exp\{ikx \sin \theta\}$ will be reduced to the following differential equation:

$$g''_{zz} + k^2 [\varepsilon(z) - \sin^2 \theta] g(z) = 0. \quad (1)$$

It is possible to derive the formula for the reflection coefficient on the horizontal polarization by using standard conditions of the continuity of tangential components of the vectors $\vec{E}$ and $\vec{H}$:

$$R_{HP}(\theta) = [ikg(0) \cos \theta + g'_z(0)] / [ikg(0) \cos \theta - g'_z(0)]. \quad (2)$$

The magnetic vector for a vertical polarization may be represented by the following form:

$$H(x, z) = n(z) v(z) \exp(-ikx \sin \theta), \quad (3)$$

where $n(z) = \sqrt{\varepsilon(z)}$, the function $v(z)$ is the solution for the differential equation:

$$[n(z) v(z)]''_{zz} + k^2 [n^2(z) - \sin^2 \theta] n(z) v(z) = 0.$$

It is possible to derive the formula for the reflection coefficient by using standard conditions of the continuity of tangential components of the vectors $\vec{E}$ and $\vec{H}$:

$$R_{VP} = [g'_z(0) + ikg(0) \varepsilon(0) \cos \theta] / [g'_z(0) - ikg(0) \varepsilon(0) \cos \theta]. \quad (4)$$

3. EXPONENTIAL LAYER

The complex permittivity varies according to the exponential law $\varepsilon(z) = \beta \cdot \exp\{2\alpha \cdot z\} = (\beta_1 + i\beta_2) \exp\{2\alpha \cdot z\}$; $\text{Im } \alpha = 0$. The function $g(z)$ will be the solution for the equation (1):

$$g(z) = H_{\xi}^{(2)} \left(\frac{k}{\alpha} \sqrt{\beta} \cdot \exp\{\alpha \cdot z\} \right), \quad (5)$$

where $H_{\xi}^{(2)}$ is the Hankel function of the second kind. The order of this function is $\xi = \frac{k}{\alpha} \sin \theta$.

In case we use the formula for the Hankel function derivative we get:

$$R_{HP} = \left[iH_{\xi}^{(2)} \left(\frac{k}{\alpha} \sqrt{\beta} \right) e^{-i\theta} - \sqrt{\beta} H_{\xi+1}^{(2)} \left(\frac{k}{\alpha} \sqrt{\beta} \right) \right] / \left[iH_{\xi}^{(2)} \left(\frac{k}{\alpha} \sqrt{\beta} \right) e^{-i\theta} + \sqrt{\beta} H_{\xi+1}^{(2)} \left(\frac{k}{\alpha} \sqrt{\beta} \right) \right]. \quad (6)$$

4. QUADRATIC LAYER

The complex permittivity varies according to the quadratic law: $\varepsilon(z) = (\alpha z + \beta)^2$. For such a medium it is impossible to express the solution (1) with the use of the known functions. The following solution may be derived with small α :

$$g(z) = \frac{1}{\sqrt[4]{(\alpha z + \beta)^2 - \sin^2 \theta}} \exp \left\{ -ik \int_0^z \sqrt{(\alpha z + \beta)^2 - \sin^2 \theta} dz \right\}. \quad (7)$$

5. VERTICAL SCANNING

Vertical scanning is quite often used when solving remote sensing issues. In this case there is no difference between vertical and horizontal polarizations and the scattering matrix becomes the identity matrix. However, the reflected-wave power depends to a great extent on the behavior of dielectric properties of the surfaces under study [7, 12, 14, 15, 16, 17, 18]. Let us consider how such reflection for several laws of the complex permittivity changes with depth.

5.1. Polynomial layer

The law of the complex permittivity change is described by relation: $\varepsilon(z) = (az + b)^m$. The formula will be the solution of (2) which satisfies the condition of infinity [15]:

$$g(z) = \sqrt{az + b} \cdot J_{\frac{1}{m+2}} \left[\frac{2}{m+2} \left(\frac{k}{a} \right)^{\frac{m+2}{4}} (az + b)^{\frac{m+2}{2}} \right]. \quad (8)$$

5.2. Linear layer

The law of the complex permittivity change is described by the relation: $\varepsilon(z) = az + b$. It results in the relation [2, 18]:

$$R = \left[H_{1/3}^{(2)} \left(\frac{2k}{3a} \right) - i\sqrt{b} \cdot H_{-2/3}^{(2)} \left(\frac{2k}{3a} \right) \right] / \left[H_{1/3}^{(2)} \left(\frac{2k}{3a} \right) + i\sqrt{b} \cdot H_{-2/3}^{(2)} \left(\frac{2k}{3a} \right) \right]. \quad (9)$$

Analysis of this expression with arbitrary complex values a and b results in awkward, hardly soluble expressions. Let us consider only extreme cases of small and large $|\alpha|$ and also the relations between $|R|$ and $|\alpha|$ for several typical and practically important cases.

With small $|\alpha|$ (when the complex permittivity modulus slowly varies in depth), we derive:

$$R = \left[1 - b^{0.5} + ib^{-1.5} \frac{a}{k} (0,104 + 0,146b^{0.5}) \right] / \left[1 + b^{0.5} + ib^{-1.5} \frac{a}{k} (0,104 - 0,146b^{0.5}) \right]. \quad (10)$$

When a sharp boundary is absent (i.e. $b = 1$), we have: $R = 0,004|a|^2\lambda^2$. In this case there is almost no reflection.

Another extreme case is when the complex permittivity increases with a high speed, i.e. $|a|$ is large. In this case we derive:

$$R = -1 + 1,58 \left(\frac{2kb\sqrt{b}}{3a} \right)^{1/3} (1 - i \cdot 1,73). \text{ This formula shows that the reflection coefficient is close}$$

to 1 for large values of $|\alpha|$. With a further increase of $|\alpha|$ and λ it tends to 1.

The above mentioned behavior of R remains mainly for other kinds of the polynomial dependence. Fig. 2. shows the dependence of the reflection coefficient $|R|^2$ on the parameter $|\alpha|$ for a linear layer.

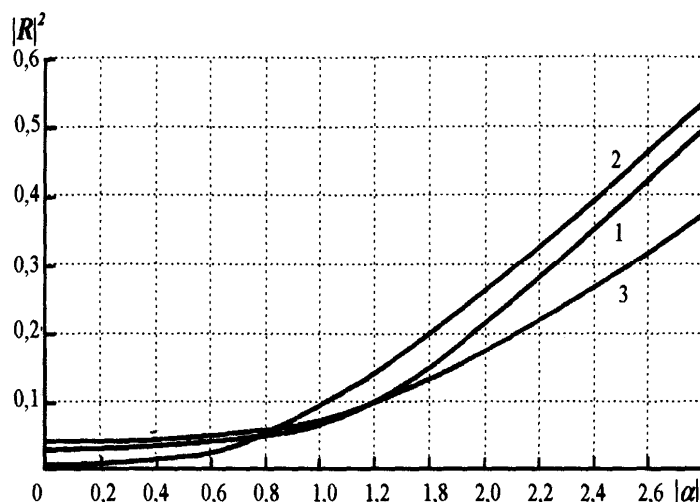


Fig. 2. Dependence $|R|^2$ upon $|\alpha|$ cm^{-1} for a liner layer. $\lambda = 3\text{cm}$.

1. $\varepsilon(z) = 2 + i|\alpha|z$; 2. $\varepsilon(z) = 1 + i|\alpha|z$; 3. $\varepsilon(z) = 2 + 0,5\sqrt{2}(1+i)|\alpha|z$

5.3. Parabolic layer

Let us introduce the following notation: $\varepsilon(z) = (az + b)^2 = [(a_1 + ia_2)z + (b_1 + b_2)]^2$. In this case:

$$R = \left[H_{0,25}^{(2)}(w) - ibH_{-0,75}^{(2)}(w) \right] / \left[H_{0,25}^{(2)}(w) + ibH_{-0,75}^{(2)}(w) \right], \quad (11)$$

where $w = \frac{kb^2}{2a}$.

When $|a| \ll b$, i.e. $|\rho| \gg 1$, we have

$$R = \left[(1-b)kw + i(0,0094 + 0,156b) \right] / \left[(1+b)kw + i(0,0094 - 0,156b) \right]. \quad (12)$$

When a sharp boundary is absent ($b = 1$): $R = 0,016|a|^2 \lambda^2$. In another extreme case when

$|\rho| \ll 1$, we have: $R = -1 + \frac{5,1(1-i)}{\sqrt{|a|\lambda}}$.

5.4. Matching layer

In a number of extreme cases a thin intermediate layer is formed on the medium-atmosphere boundary. In this layer, the complex permittivity smoothly varies from 1 (atmosphere) to its value in the depth of the medium and the curve which represents this dependence has no kinks. The presence of such a layer in a number of cases results in a substantial decrease of the reflection coefficient due to the decrease in reflections that take place on the boundary.

Let us discuss the reflection of the following structure: a region of the space z is filled with a medium with the complex permittivity ε_k . A "matching" layer is located within h . The complex permittivity ε_s of this layer varies according to the law: $\varepsilon_s = \frac{1+\varepsilon_k}{2} + \frac{1-\varepsilon_k}{2} \cos \pi \frac{z}{h}$. This relation shows that when $z = 0$ the complex permittivity is $\varepsilon_s = 1$, when $z = h$ — $\varepsilon = \varepsilon_k$ and $\varepsilon'_s(0) = \varepsilon'_s(h) = 0$, i.e. the matching over the derivative takes place on boundaries of the layer. The wave equation for the matching layer is reduced by means of substitution of an independent variable into the Mathieu equation.

Fig. 3. shows the results of calculation of the reflection coefficient with different values of the complex permittivity

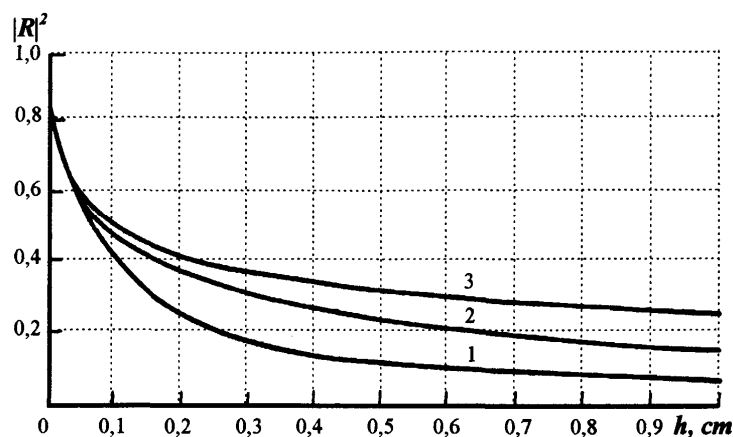


Fig. 3. Dependence of $\varepsilon(z)$ upon the thickness of an intermediate layer — h .

In an intermediate layer $\varepsilon(z)$ changes from $\varepsilon = 1$ up to $\varepsilon = 65-40i$ according to the linear (1), harmonic (2) and exponent (3) laws. $\lambda = 3\text{cm}$

This figure shows that the reflection coefficient varies from $\left| \frac{1-\sqrt{\varepsilon}}{1+\sqrt{\varepsilon}} \right|^2$ to zero. The figure demonstrates the comparison of the similar curves for the matching layer with a linear dependence (without the matching over the derivative). The figure reveals that a decrease in the reflection coefficient for the linear layer is faster than for the matching "cosinusoidal" layer. For a thick layer ($h \rightarrow \infty$) $R = 0,002 |1-\varepsilon_k|^2 \left(\frac{\lambda}{h} \right)^2$; for a thin layer ($h \rightarrow 0$) $R = \frac{20,4}{\sqrt{|1-\varepsilon_k|}} \sqrt{\frac{h}{\lambda}}$.

5.5. Intermediate layer

The law of the complex permittivity change, determined by (3), corresponds to an intermediate layer. In this case the formulae in 3 remain valid. For a medium with small α we have:

$$R = \frac{1 - \sqrt{|\beta|} e^{i\delta/2} + 0,125 \frac{i}{\rho_0} (1 + 3\sqrt{|\beta|} e^{-i\delta/2})}{1 + \sqrt{|\beta|} e^{-i\delta/2} + 0,125 \frac{i}{\rho_0} (1 - 3\sqrt{|\beta|} e^{-i\delta/2})}, \quad (13)$$

where $\rho_0 = k \frac{\sqrt{|\beta|}}{\alpha} e^{-i\delta/2}$, δ is the angle of losses. This formula shows that the reflection coefficient is determined first and foremost by the complex permittivity on the boundary. In particular, for a medium with a very small permittivity (sweet water) we derive: $R = \frac{1 - \sqrt{|\beta|}}{1 + \sqrt{|\beta|}} \left(1 - \frac{0,14\alpha\lambda}{|\beta|^2 - 1} \right)$. In another case when α is large we derive: $R \approx -1 + 2N_0(\rho_0) / [N_0(\rho_0 + 2i\sqrt{\beta} e^{i\delta/2} / \pi\rho_0)]$. Fig. 4 shows a number of dependencies of the reflection coefficient upon α with different values [5, 6, 8, 17] of β and δ .

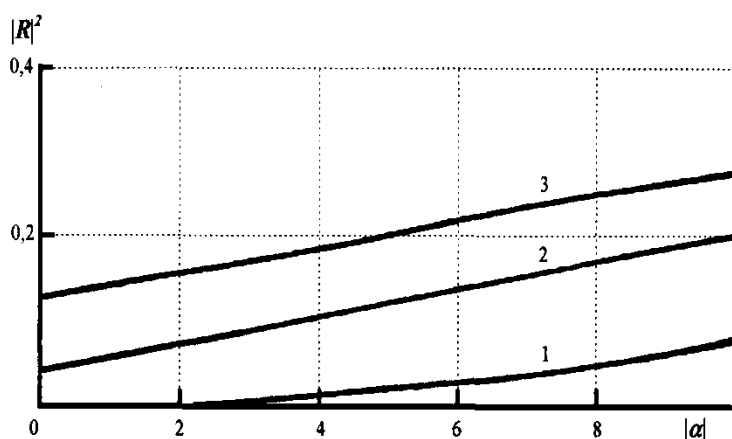


Fig. 4. Dependence $|R|^2$ upon $|\alpha| \text{ cm}^{-1}$ for an exponent medium.
1. $\varepsilon(z) = \exp(1 + i0,1\alpha z)$; 2. $\varepsilon(z) = (1 + i) \exp(\alpha z)$; 3. $\varepsilon(z) = (3,5 + 2i) \exp(\alpha z)$

It is important to mention that, regardless of the law of variation of the complex dielectric constant from depth, there is almost a linear dependence of the reflection coefficient on the determining parameter.

CONCLUSION

The paper deals with the problem of reflection of electromagnetic waves from electrically layered inhomogeneous media. Most natural formations belong to the class of such media. The corresponding problems of reflection of radio waves always arise during remote sensing of natural objects under observation. The purpose of the relevant monitoring is to remotely determine the physical characteristics of the underlying surfaces (humidity, hardness, temperature, etc.). The listed properties are determined by the electrophysical characteristics of the surface: dielectric permittivity and conductivity, which, as it is known, are combined into a complex permittivity ε .

Layered structures in which the laws of variation of the complex permittivity in terms of depth were exponential, polynomial, parabolic and linear were considered as models of remote sensing objects. The field inside each of the matching and transition layer was considered separately.

Knowledge of the reflection coefficients dependence in such media opens the way to unambiguous definition of the complex dielectric permittivity, and, consequently, of the physical characteristics of the probed surfaces.

Unfortunately, it is impossible to express the value of the complex dielectric constant explicitly as the function of the reflection coefficient and the viewing angle by means of the obtained strict dependences of the reflection coefficient on the parameters of the laws of the change in the complex dielectric constant. However, this problem is solved quite easily by numerical methods, which, in the final analysis, make it possible to determine the desired physical characteristics.

REFERENCES

1. **Kozlov, A.I., Logvin, A.I. and Sarychev, V.A.** (2007). *Polyarizatsiya radiovoln. Tom. 2. Radiolokatsionnaya polyarimetriya* [Polarization of radio waves. Vol. 2. Radar polarimetry]. Moscow: Radiotekhnika, 640 p. (in Russian)
2. **Maslov, V.Yu.** (2006). *Razresheniye po dalnosti dvukh tochechnykh obektov s ispolzovaniyem ortogonalno polyarizovannykh elektromagnitnykh voln* [Resolution on the range of two point objects using orthogonally polarized electromagnetic waves]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 107, pp. 55–59. (in Russian)
3. **Maslov, V.Yu.** (2006). *Pelengovaniye protyazhennykh obektov s ispolzovaniyem ortogonalno polyarizovannykh elektromagnitnykh voln* [Direction finding of extended objects using orthogonally polarized electromagnetic waves]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 107, pp. 68–72. (in Russian)
4. **Maslov, V.Yu.** (2005). *Differentsialnaya radiopolyarimetriya pri otrazhenii elektromagnitnykh voln ot dvukh obektov* [Differential radio polarimetry in the reflection of electromagnetic waves from two objects]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 93, pp. 116–119. (in Russian)
5. **Horn, R. and Dzhonson, Ch.** (1989). *Matrichnyy analiz* [Matrix analysis]. Per. s angl. Moscow: Mir, 120 p. (in Russian)
6. *Spravochnik po radiolokatsii. V 2-kh kn.* [Reference book of radar]. (2014). Ed. M.I. Skolnik. Moscow: Tekhnosfera. (in Russian)
7. **Verba, V.S.** (2015). *Aviacionnye komplekсы radiolokatsionnogo dozora i navedeniya. Principy postroeniya, problemy razrabotki i osobennosti funkcionirovaniya* [Aviation complexes of radar surveillance and guidance. Principles of construction, problems of designing and features of functioning]. Moscow, Radiotekhnika, 525 p. (in Russian)
8. **Kanaschenkov, A.I., Merkulov, V.I. and Samarin, O.F.** (2002). *Oblik perspektivnykh bortovykh radiolokatsionnykh sistem. Vozmozhnosti i ogranicheniya* [The appearance of perspective on-board radar systems. Possibilities and limitations]. Moscow: IPRZHR, pp. 8–18. (in Russian)
9. **Lavrov, A.A.** (2013). *Radiolokatsionnyy skorostnoy portret tseli. Osnovy teorii* [Radar high-speed portrait of the target. Fundamentals of the theory]. Moscow: Radiotekhnika, pp. 106–108. (in Russian)
10. **Dudnik, P.I., Il'chuk, A.R. and Tatarskij, B.G.** (2007). *Mnogofunktsionalnyye radiolokatsionnyye sistemy* [Multifunctional radar systems]. *Uchebnoye posobiye* [Training manual]. Moscow: Drofa, 282 p. (in Russian)
11. **Kondratenkov, G.S. and Frolov, A.Yu.** (2005). *Radiovideniye. Radiolokatsionnyye sistemy dstantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Radio broadcasting. Radar systems for remote sensing of the Earth]. *Uchebnoye posobiye* [Training manual]. Moscow: Radiotekhnika, 280 p. (in Russian)
12. *Radioelektronnyye sistemy. Osnovy postroeniya i teoriya* [Radioelectronic systems. Fundamentals of construction and theory]. (2007). *Spravochnik* [Reference book]. Ed. Ya.D. Shirman. 2-e izd., pererab. i dop. Moscow: Radiotekhnika, 340 p. (in Russian)

13. Biard, R.U. and Mak, Lejn T.U. (2015). *Malые беспилотные летательные аппараты: теория и практика* [Small unmanned aerial vehicles: theory and practice]. Per. s angl. Moscow: Tekhnosfera, 120 p. (in Russian)
14. Ostrovityanov, R.V. and Basalov, F.A. (1982). *Statisticheskaya teoriya radiolokatsii protyazhennykh tseley* [Statistical theory of the radar of extended targets]. Moscow: Radio i svyaz, 260 p. (in Russian)
15. *Obnaruzheniye, raspoznavaniye i opredeleniye parametrov obrazov obektov. Metody i algoritmy* [Detection, recognition and definition of the parameters of objects images. Methods and algorithms]. (2012). Ed. A.V. Korennoj. Moscow: Radiotekhnika, 112 p. (in Russian)
16. Zvezhinskij, S.S. and Ivanov, V.A. (2007). *Klassifikatsii i informatsionno-izmeritelnyye modeli sredstv obnaruzheniya* [Classification and information-measuring models of detection tools]. *Spetsialnaya tekhnika* [Special equipment], no. 6, pp. 26–32. (in Russian)
17. Kozlov, A.I., Ligthart, L.P. and Logvin, A.I. (1998). *Modeling and verification of earth-based radar objects. Vol. 7. Requirements to accuracy and reliability of the equipment of determination of the objects parameters and signal characteristics*. Moscow – Delft, 112 p.
18. Kozlov, A.I., Ligthart, L.P. and Logvin, A.I. (2001). *Mathematical and physical modeling of microwave scattering and polarimetric remote sensing. Monitoring the earth's environment using polarimetric radar: formulation and potential applications*. Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 410 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Leo P. Ligthart, Doctor of Philosophy, Honorary Doctor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Delft University of Technology, International Research Centre for Telecommunications-Transmission and Radar, Delft, The Netherlands, l.p.ligthart@its.tudelft.nl.

Anatoly I. Kozlov, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor of Air Transport Radio Electronic Equipment Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, vilandes@yandex.ru.

Alexander I. Logvin, Doctor of Technical Sciences, Professor of Air Traffic Control Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, vilandes@yandex.ru.

Igor V. Avtin, Post-graduate Student of Air Transport Radio Electronic Equipment Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, igarrykavt@gmail.com.

ОТРАЖЕНИЕ РАДИОВОЛН ПРИ ДИСТАНЦИОННОМ ЗОНДИРОВАНИИ ПОДСТИЛАЮЩИХ ПОКРОВОВ

Л.П. Лигхарт¹, А.И. Козлов², А.И. Логвин², И.В. Автин²

¹ Делфтский технологический университет, г. Делфт, Нидерланды

² Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

В настоящее время активно развиваются технологии мониторинга, которые позволяют извлекать и использовать некоординатную информацию об объектах. Некоординатная информация – это информация о типе и свойствах исследуемого объекта. Основным методом решения задач мониторинга является дистанционное зондирование, где особое место принадлежит радиолокационным методам, опирающимся на пространственно-временную обработку сигналов, и в частности на методы радиополяриметрии. Для решения задачи мониторинга необходимо иметь информацию о поверхности. Поскольку даже небольшие изменения электрических и физических свойств (солености,

влажности, состава почвы и т. д.) таких зон приведут к изменению основной электрофизической характеристики поверхности – комплексной диэлектрической проницаемости. В статье приводятся строгие решения задач отражения радиоволн от слоистой поверхности с различными законами изменения комплексной диэлектрической проницаемости – ϵ по глубине. Рассматриваются среды с экспоненциальным и квадратичным законами изменения ϵ при произвольных углах падения радиоволны на поверхность ϵ . Для слоистых сред с законами изменения комплексной диэлектрической проницаемости, носящими полиномиальный и линейный характер, строгое решение получено для случая вертикального визирования. Отдельно рассматривается аналогичная задача для параболического слоя. Проводится детальный анализ отражения радиоволн от среды с согласующим слоем. Подробно исследуется характер электромагнитного поля внутри переходного слоя. Статья иллюстрируется графическими зависимостями коэффициентов отражения электромагнитной волны от слоистой среды с линейным и экспоненциальным законами изменения комплексной диэлектрической проницаемости по глубине.

Ключевые слова: поляризация, матрица рассеяния, подстилающая поверхность, комплексная диэлектрическая проницаемость, сканирование, дистанционное зондирование.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. Кн. 2. Радиолокационная поляриметрия. М.: Радиотехника, 2007. 640 с.
2. Маслов В.Ю. Разрешение по дальности двух точечных объектов с использованием ортогонально поляризованных электромагнитных волн // Научный Вестник МГТУ ГА. 2006. № 107. С. 55–59.
3. Маслов В.Ю. Пеленгование протяженных объектов с использованием ортогонально поляризованных электромагнитных волн // Научный Вестник МГТУ ГА. 2006. № 107. С. 68–72.
4. Маслов В.Ю. Дифференциальная радиополяриметрия при отражении электромагнитных волн от двух объектов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2005. № 93. С. 116–119.
5. Хорн Р., Джонсон Ч. Матричный анализ: пер. с англ. М.: Мир, 1989. 120 с.
6. Справочник по радиолокации. В 2-х кн. / под ред. М.И. Сколника. М.: Техносфера, 2014.
7. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Принципы построения, проблемы разработки и особенности функционирования. М.: Радиотехника, 2014. 525 с.
8. Канащенков А.И., Меркулов В.И., Самарин О.Ф. Облик перспективных бортовых радиолокационных систем. Возможности и ограничения. М.: ИПРЖР, 2002. С. 8–18 с.
9. Лавров А.А. Радиолокационный скоростной портрет цели. Основы теории. М.: Радиотехника, 2013. С. 106–108.
10. Дудник П.И., Ильчук А.Р., Татарский Б.Г. Многофункциональные радиолокационные системы: учебное пособие. М.: Дрофа, 2007. 282 с.
11. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли: учебное пособие. М.: Радиотехника, 2005. 280 с.
12. Радиоэлектронные системы. Основы построения и теория: справочник / под ред. Я.Д. Ширмана. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2007. 340 с.
13. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика: пер. с англ. М.: Техносфера, 2015. 120 с.
14. Островитянов Р.В., Басалов Ф.А. Статистическая теория радиолокации протяженных целей. М.: Радио и связь, 1982. 260 с.
15. Обнаружение, распознавание и определение параметров образов объектов. Методы и алгоритмы / под ред. А.В. Коренного. М.: Радиотехника, 2012. 112 с.
16. Звездинский С.С., Иванов В.А. Классификации и информационно-измерительные модели средств обнаружения // Специальная техника. 2007. № 6. С. 26–32.

17. Kozlov A.I., Ligthart L.P., Logvin A.I. Modeling and verification of earth-based radar objects. Vol. 7. Requirements to accuracy and reliability of the equipment of determination of the objects parameters and signal characteristics. Moscow – Delft, 1998. 112 с.

18. Kozlov A.I., Ligthart L.P., Logvin A.I. Mathematical and physical modeling of microwave scattering and polarimetric remote sensing. Monitoring the earth's environment using polarimetric radar: formulation and potential applications. Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 2001. 410 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Лигхарт Лео Петрус, доктор философских наук, почетный доктор МГТУ ГА, Делфтский технологический университет, Международный исследовательский центр телекоммуникаций и связи и радиолокации, Делфт, Нидерланды, l.p.ligthart@its.tudelft.nl.

Козлов Анатолий Иванович, доктор физико-математических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, vilandes@yandex.ru.

Логвин Александр Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры Управления воздушным движением, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, vilandes@yandex.ru.

Автин Игорь Викторович, аспирант кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, igarrykavt@gmail.com.

Поступила в редакцию 23.07.2018
Принята в печать 21.05.2019

Received 23.07.2018
Accepted for publication 21.05.2019

УДК 519.8

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-67-78

МОДИФИКАЦИЯ МЕТАЭВРИСТИЧЕСКОГО МЕТОДА ФЕЙЕРВЕРКОВ ДЛЯ ЗАДАЧ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ НА ОСНОВЕ НЕДОМИНИРУЕМОЙ СОРТИРОВКИ

А.В. ПАНТЕЛЕЕВ¹, А.Ю. КРЮЧКОВ¹

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

В работе предлагается модификация численного метода фейерверков однокритериальной оптимизации для решения задач многокритериальной оптимизации. Метод относится к метаэвристическим алгоритмам, он не гарантирует нахождения точного решения, но может найти достаточно хорошее приближенное решение. Рассматриваются многокритериальные задачи оптимизации с числовыми критериями, имеющими одинаковую важность. Допустимое решение задачи представляется вектором из действительных чисел, значение каждой компоненты которого принадлежит определенному отрезку. Под оптимальным решением понимается решение, оптимальное по Парето. Так как точных решений, оптимальных по Парето, может быть бесконечно много, рассматривается способ нахождения приближения, состоящего из конечного числа решений, оптимальных по Парето. Модификация основана на процедуре недоминируемой сортировки, которая является основной процедурой для управления процессом поиска приближенного решения. Недоминируемая сортировка – это ранжирование решений на основе значений компонент числового вектора, полученных с помощью вычисления критериев. Каждая компонента соответствует определенному критерию, а множество решений разбивается на непересекающиеся подмножества. Первое подмножество – это решения, оптимальные по Парето, второе подмножество – это решения, оптимальные по Парето, если не учитывать первое подмножество, последнее подмножество – это решения, оптимальные по Парето, если не учитывать все предыдущие подмножества. После такого разбиения принимается решение о генерировании новых допустимых решений. Работа метода протестирована на общеизвестных задачах многокритериальной оптимизации с двумя критериями: ZDT2, LZ01. Задачи отличаются структурой расположения решений, оптимальных по Парето. Так LZ01 имеет достаточно сложную структуру решений, оптимальных по Парето. В заключении обсуждаются вопросы о дальнейшем направлении исследований и о возможности модификации метода для задач многокритериальной оптимизации с произвольными, а не параллелепипедными ограничениями.

Ключевые слова: многокритериальная оптимизация, метаэвристические методы, недоминируемая сортировка, оптимальность по Парето, теория принятия решений.

ВВЕДЕНИЕ

В современном мире проектирование новых технических систем становится все более сложным. Требования к системам в различных областях растут, поэтому приходится учитывать множество различных факторов [1, 2]. Эти факторы могут отражать противоположные цели, например, уменьшение энергопотребления и увеличение мощности процессора компьютера, уменьшение расходов и увеличение качества в процессе производства товаров. Важно найти компромисс между противоречащими друг другу требованиями. Как правило, для выбора оптимальных параметров формулируется задача оптимизации. Сравнение решений происходит на основе значений критериев, каждый критерий должен соответствовать определенному фактору и отражать степень влияния решения на этот фактор. Например, чем меньше значение критерия, тем больше экономия потребления энергии. Конечно, можно попытаться отразить влияние решения на различные факторы в одном критерии. Это упрощает задачу оптимизации, так как она становится задачей однокритериальной оптимизации. Для ее решения разработано множество методов, но здесь возникает сложность: как правило, нельзя описать влияние решения на все факторы в рамках одного критерия, поскольку можно потерять часть информации о связях между факторами, описывающими разные цели. Требуется разработка методов для решения задач многокритериальной оптимизации, позволяющих не преобразовывать несколько критериев в один.

Для соблюдения компромисса между критериями под оптимальным решением понимается решение, оптимальное по Парето. Нахождение таких решений может быть важным шагом как в дальнейшем процессе принятия решений, так и в получении всех возможных конфигураций системы, которые не позволяют улучшить значение по одному критерию без ухудшения значений по другим. Поэтому так важно разрабатывать новые эффективные методы для решения задач многокритериальной оптимизации.

Так как точных решений может быть бесконечно много и в общем случае нельзя найти способа описания решений, оптимальных по Парето, то предлагается рассмотреть способ нахождения приближенного решения. Приближенное решение представляет собой набор из конечного множества решений, близких к точному решению.

Можно выделить два направления разработки методов решения поставленной задачи: первое направление основано на аппроксимации оболочки Эджворта – Парето [3], а второе на аппроксимации границы Парето [4]. В статье рассматривается подход на основе аппроксимации границы Парето. Он связан с разработкой модификации метода фейерверков однокритериальной оптимизации [5], применимой для решения задач многокритериальной оптимизации. Метод относится к метаэвристическим алгоритмам, которые оказались эффективными при решении различных прикладных задач [6, 7].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается задача многокритериальной оптимизации с параллелепипедными ограничениями. Предполагается, что все критерии имеют одинаковую важность и уменьшение значения одного критерия при фиксированных значениях остальных критериев более предпочтительно:

$$F(x) = \begin{pmatrix} f_1(x) \\ \vdots \\ f_m(x) \end{pmatrix} \rightarrow \min_{x \in D}, \quad (1)$$

где $m \geq 2$ – число критериев, $D = \{x \in \mathbb{R}^n \mid a_i \leq x_i \leq b_i, i = 1, \dots, n\}$, $f_j : D \rightarrow \mathbb{R}$, $j = 1, \dots, m$.

Требуется найти аппроксимацию множества допустимых решений, оптимальных по Парето. Для того чтобы дать определение решений, оптимальных по Парето, необходимо ввести несколько дополнительных определений.

Определение 1. Вектор $F(x) \in \mathbb{R}^m : F(x) = (f_1(x), \dots, f_m(x))^T$ называется векторной оценкой решения $x \in D$.

Определение 2. Пусть $F^1 = F(x^1)$, $F^2 = F(x^2)$ – векторные оценки решений $x^1 \in D$, $x^2 \in D$. Оценка F^1 доминирует F^2 ($F^1 \prec F^2$), если $\forall i \in \{1, \dots, m\}, F_i^1 \leq F_i^2$ и $\exists j \in \{1, \dots, m\} : F_j^1 < F_j^2$.

Определение 3. Решение $x_1 \in D$ предпочтительнее решения $x_2 \in D : x_1 \prec x_2 \Leftrightarrow F(x_1) \prec F(x_2)$.

Определение 4. $P = \{x \in D \mid \nexists x' \in D : F(x') \prec F(x)\}$ является множеством решений, оптимальных по Парето.

Определение 5. Множество $PF = \{F(x) \mid x \in P\}$ называется границей Парето.

Приближенным решением задачи (1) будет конечное множество решений, в котором каждый элемент достаточно близко расположен к какому-то элементу из P .

СТРАТЕГИЯ ПОИСКА РЕШЕНИЯ

Для решения задачи (1) будет использоваться модификация метода фейерверков [5], основанного на имитации процесса, происходящего во время фейерверка (салюта). Фейерверк сопровождается облаком светящихся осколков, заполняющих окрестность взорвавшегося заряда. В задачах оптимизации этот процесс ассоциируется с процедурой локального поиска.

Каждый залп салюта определяет переход от одной итерации поиска к другой (от одного поколения решений к другому). Сначала для реализации первого залпа определяются NP точек (решений) в множестве допустимых решений. В этих точках происходит взрыв, генерирующий определенное количество осколков, разлетающихся от точек взрыва в окрестности некоторого радиуса, определяемого для каждой точки в отдельности.

Далее идет процесс формирования нового поколения решений. Проводится недоминируемая сортировка. Недоминируемая сортировка – это ранжирование решений на основе их векторных оценок. Пусть $I = \{x^p \mid x^p \in D, p = 1, \dots, NP\}$ – множество решений на текущей итерации, где $NP = |I| \geq 1$. Результатом сортировки является разбиение множества I на k непересекающихся подмножеств $Q_i, i = 1, \dots, k, 1 \leq k \leq |I|$, где k – номер последнего подмножества в разбиении:

$$\begin{aligned} I &= \bigcup_{i=1}^k Q_i, \quad Q_i \cap Q_j = \emptyset, \quad i \neq j, \\ Q_1 &= \{x \in I \mid \nexists x' \in I : F(x') \prec F(x)\}, \\ &\vdots \\ Q_l &= \left\{x \in I \setminus \bigcup_{i=1}^{l-1} Q_i \mid \nexists x' \in I \setminus \bigcup_{i=1}^{l-1} Q_i : F(x') \prec F(x)\right\}, \\ &\vdots \\ Q_k &= I \setminus \bigcup_{i=1}^{k-1} Q_i. \end{aligned}$$

Другими словами, недоминируемая сортировка представляет собой повторяющуюся процедуру выделения предпочтительных решений. На первом шаге выбираются предпочтительные решения из I . Далее эти предпочтительные решения удаляются из I , и процедура повторяется к оставшейся части.

Среди решений, соответствующих точкам взрыва и полученным осколкам, выбираются решения с недоминируемыми векторными оценками (множество Q_1). Остальные решения выбираются из оставшихся случайным образом с вероятностью, определяемой расстоянием в пространстве критериев до других точек (чем больше суммарное расстояние, тем больше вероятность выбора).

Процесс поиска завершается при достижении заданного числа итераций.

История развития процедуры недоминируемой сортировки связана с историей развития численных методов для решения многокритериальных задач оптимизации. Процедура недоминируемой сортировки использовалась в различных алгоритмах многокритериальной оптимизации. Основные усилия были направлены на уменьшение алгоритмической сложности процедуры. В итоге в работе [8] был предложен алгоритм, имеющий сложность $O(n \log^{m-1} n)$, где n – число решений на текущей итерации, m – число критериев. Позже в [9] была предложена модификация алгоритма с такой же оценкой сложности, но в худшем случае.

АЛГОРИТМ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

Далее описаны шаги работы модифицированного метода «фейерверков».

Шаг 1. Задать параметры метода: число зарядов на каждой итерации $NP \in \mathbb{N}$; параметр $m > 0$, контролирующий число осколков; $s_{\min}, s_{\max} \in \mathbb{N}, s_{\min} \leq s_{\max}$ – минимальное и максимальное число осколков для каждого заряда; максимальная амплитуда взрыва $A_{\max} > 0$; максимальное число итераций $Iter_{\max} \in \mathbb{N}$; номер итерации, после которой используется новая стратегия отбора решений $I_b \in \{0\} \cup \mathbb{N}, I_b \leq I_{\max}$.

Шаг 2. Положить $iter = 1$ (счетчик числа итераций). Генерировать NP решений на множестве допустимых решений D , $I^{iter} = \{x^{1,1}, \dots, x^{NP,1}\}$:

$$x_i^{p,1} = a_i + Urand(0;1) \cdot (b_i - a_i),$$

где $i = 1, \dots, n, p = 1, \dots, NP, Urand(0;1)$ – случайная величина, имеющая равномерное распределение на отрезке $[0;1]$.

Шаг 3. Провести недоминируемую сортировку множества I^{iter} . Оно разбивается на $1 \leq l \leq |I^{iter}|$ подмножеств Q_l : $I^{iter} = \bigcup_{i=1}^l Q_i$.

Шаг 4. Процедура взрыва и генерации осколков.

Шаг 4.1. Для всех $p = 1, \dots, NP$ вычислить:

1. Номер подмножества $q: x^{p,iter} \in Q_q, 1 \leq q \leq l$.
2. Число осколков:

$$s^{p,iter} = m \cdot \log_2 \left(1 + \frac{l}{q} \right) \cdot \left(1 - \frac{|Q_q|}{NP} \right), \quad \hat{s}^{p,iter} = \begin{cases} s_{\min}, & [s^{p,iter}] \leq s_{\min}, \\ s_{\max}, & [s^{p,iter}] \geq s_{\max}, \\ [s^{p,iter}], & \text{в остальных случаях,} \end{cases}$$

где l – номер последнего подмножества в разбиении, $\hat{s}^{p,iter}$ – количество осколков, порождаемых взрывом в точке $x^{p,iter}$.

Шаг 4.2. Определение положения осколков. Для каждого $p = 1, \dots, NP$ найти положения осколков с номерами $s = 1, \dots, \hat{s}^{p,iter}$:

1. Найти $q: x^{p,iter} \in Q_q, 1 \leq q \leq l$.
2. Положить $\tilde{x}^{p,iter,s} = x^{p,iter}$.
3. Для каждого номера осколка s :
 - 3.1. Положить $\xi = Urand(0;1)$.
 - 3.2. Найти число исследуемых координатных направлений:

$$\hat{n} = [n \cdot \xi],$$

где $[\cdot]$ – целая часть числа.

4. Если сгенерированная случайная величина $\xi < 0,5$, то применить первый способ определения положения осколков:

4.1. Выбрать случайным образом $\hat{n}$ координат для каждого номера осколка s .

4.2. Вычислить амплитуду (радиус) взрыва для всех $p = 1, \dots, NP$:

$$A^{p,iter} = A_{\max} \cdot \log_2 \left(1 + \frac{q}{l} \right) \cdot \frac{|Q_q|}{NP}.$$

4.3. Для каждого выбранного номера i из $\hat{n}$ координат вектора $\tilde{x}^{p,iter,s}$ и номера осколка s вычислить приращение:

$$h_i^s = A^{p,iter} \cdot Urand(-1;1),$$

$$\tilde{x}_i^{p,iter,s} = x_i^{p,iter} + h_i^s.$$

5. Если сгенерированная случайная величина $\xi \geq 0,5$, то применить второй способ определения положения осколков:

5.1. Выбрать случайным образом $\hat{n}$ координат для каждого номера осколка s .

5.2. Для каждого выбранного номера i из $\hat{n}$ координат вектора $\tilde{x}^{p,iter,s}$ и номера осколка s вычислить приращение:

$$\tilde{x}_i^{p,iter} = x_i^{p,iter} \cdot Nrand(1;1),$$

где $Nrand(1;1)$ – случайная величина, имеющая нормальное распределение с математическим ожиданием, равным 1, и дисперсией, равной 1.

Шаг 4.3. Проверка выхода за границу множества допустимых решений D .

1. Для каждого $p = 1, \dots, NP$ проверить:

1.1. Для каждого $s = 1, \dots, \hat{s}^{p,iter}$ проверить:

Если $\tilde{x}_i^{p,iter,s} \notin [a_i; b_i]$, то

$$\tilde{x}_i^{p,iter,s} = \begin{cases} Urand(a_i; 0,5 \cdot (a_i + b_i)), & \tilde{x}_i^{p,iter,s} < a_i, \\ Urand(0,5 \cdot (a_i + b_i); b_i), & \tilde{x}_i^{p,iter,s} > b_i, \end{cases}$$

где $i = 1, \dots, n$.

1.2. Добавить $\tilde{x}_i^{p,iter,s}$ к $I^{iter} : I^{iter} = I^{iter} \cup \{\tilde{x}_i^{p,iter,s}\}$.

Шаг 5. Создание новых решений.

Шаг 5.1. Провести недоминируемую сортировку $I^{iter} = \bigcup_{i=1}^l Q_i$, l – номер последнего подмножества в разбиении I^{iter} . Увеличить счетчик числа итераций: $iter = iter + 1$, $I^{iter} = \emptyset$.

Шаг 5.2. Если $I_b \leq iter - 1$, то выполнить шаг 5.3, иначе шаг 5.4.

Шаг 5.3. Если $|Q_1| \geq NP$, то $P = Q_1$. Если $|Q_1| < NP$, то $I^{iter} = Q_1, P = \bigcup_{i=2}^l Q_i$. Перейти к шагу 5.5.

Шаг 5.4. Найти $u_{\min}$:

$$u_{\min} = \min_{1 \leq u \leq l} \left\{ u : \left| \bigcup_{i=1}^u Q_i \right| \geq NP \right\}.$$

Если $u_{\min} = 1$, то $P = Q_1$. Если $u_{\min} \neq 1$ и $\left| \bigcup_{i=1}^{u_{\min}} Q_i \right| = NP$, то $I^{iter} = \bigcup_{i=1}^{u_{\min}} Q_i, P = \emptyset$, иначе $I^{iter} = \bigcup_{i=1}^{u_{\min}-1} Q_i, P = Q_{u_{\min}}$.

Шаг 5.5. Если $P \neq \emptyset$, то для каждой точки $x^w \in P$ подсчитать $R(x^w)$ – сумму расстояний до остальных точек, $p(x^w)$ – вероятность взрыва:

$$R(x^w) = \sum_{x^b \in P} \rho(F(x^w), F(x^b)), \quad p(x^w) = \frac{R(x^w)}{\sum_{x^b \in P} R(x^b)},$$

где $\rho(x, y)$ – евклидово расстояние между векторами $x, y \in \mathbb{R}^n$.

Шаг 5.6. Используя вероятность $p(x^w)$, случайным образом выбрать из множеств P множество точек (решений) в количестве $NP - |I^{iter}|$ и добавить их в множество I^{iter} .

Шаг 5.7. Если $iter \leq Iter_{\max}$, то перейти к шагу 3. Иначе в качестве приближенного решения взять I^{iter} .

Стоит заметить, что проводить недоминируемую сортировку на шаге 3 после первой итерации необязательно. Информацию о разбиении I^{iter} можно взять после выполнения шага 5.1.

ТЕСТИРОВАНИЕ РАБОТЫ МЕТОДА

Основной интерес для измерения представляют два свойства решения: как близко оно расположено к истинной границе Парето и насколько равномерно ее покрытие. Для измерения этих свойств была выбрана метрика, которая называется гиперобъем [10]. Гиперобъем $HV(I, r)$ зависит от решения I и точки r в пространстве критериев. Он определяется следующим образом:

$$HV(I, r) = \mu \left(\bigcup_{x \in I} [r_1; F_1(x)] \times \dots \times [r_m; F_m(x)] \right),$$

где $\mu(\cdot)$ – мера Лебега.

Далее приведены результаты 10 запусков решения задач с разными параметрами. После каждого запуска было получено приближенное решение I_i . Оно имело размер NP_i , где NP_i – число зарядов при i -м запуске. В результате были получены значения $\{HV_i : HV_i = HV(I_i, r), i = 1, \dots, 10\}$. Во всех тестах $r = (0; 0)$. Аналогичным образом были рассчитаны значения гиперобъема $\widetilde{HV}_i$ для истинного фронта Парето (так как задачи тестовые, то для них известно множество решений, оптимальных по Парето). Число точек, по которым считался гиперобъем для точного решения, также равнялся NP_i . В таблицах приведены следующие характеристики: среднее значение $\overline{HV} = \sum_{i=1}^{10} (HV_i - \widetilde{HV}_i) / 10$, максимальные и минимальные значения $HV_{\max} = \max_{i=1, \dots, 10} \{HV_i - \widetilde{HV}_i\}$, $HV_{\min} = \min_{i=1, \dots, 10} \{HV_i - \widetilde{HV}_i\}$.

ТЕСТОВЫЕ ЗАДАЧИ

Первая задача ZDT2 [11] имеет выпуклую границу Парето. Она имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} f_1(x) &= x_1, \\ f_2(x) &= g(x) \cdot \left(1 - \left(\frac{x_1}{g(x)} \right)^2 \right), \end{aligned}$$

где $g(x) = 1 + 9 \sum_{i=2}^n x_i / (n-1)$, $n \geq 2$, $x_i \in [0; 1]$, $i = 1, \dots, n$. Во всех тестах $n = 30$.

Множество векторных оценок найденного решения представлено на рис. 1. PF здесь и далее обозначает множество эффективных векторных оценок. Параметры и значения метрики представлены в табл. 1.

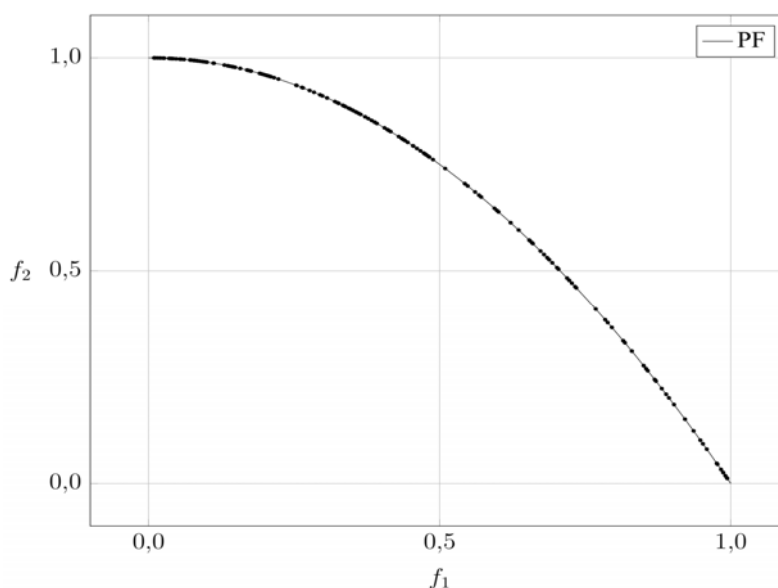


Рис. 1. Множество векторных оценок найденного решения для задачи ZDT2
Fig. 1. A set of vectors' values for the ZDT2 problem solution

Таблица 1
Table 1

Параметры метода и значения метрики для задачи ZDT2
Parameters of method and metric values for the ZDT2 problem

$I_{\max}$	NP	m	$A_{\max}$	$s_{\min}$	$s_{\max}$	I_b	$\overline{HV}$	$HV_{\min}$	$HV_{\max}$
200	200	10	1,1	5	20	0	6,3012E-003	3,4064E-003	1,0032E-002
250	200	20	1,2	10	30	0	6,7858E-003	3,6735E-003	1,2382E-002
300	200	25	1,5	5	30	0	6,2619E-003	3,5421E-003	1,1649E-002
600	200	15	1,05	20	50	0	7,6412E-003	3,9464E-003	2,0607E-002
600	200	20	0,9	20	50	0	8,7471E-003	5,9410E-003	1,6159E-002

Вторая задача LZ01 [12] имеет сложную структуру решений, оптимальных по Парето. В оригинальной статье задача называется F_1 . Она имеет следующий вид:

$$f_1(x) = x_1 + \frac{2}{|J_1|} \sum_{j \in J_1} \left(x_j - x_1^{0,5 \left(1 + \frac{3(j-1)}{n-2} \right)} \right)^2,$$

$$f_2(x) = 1 - \sqrt{x_1} + \frac{2}{|J_2|} \sum_{j \in J_2} \left(x_j - x_1^{0,5 \left(1 + \frac{3(j-1)}{n-2} \right)} \right)^2,$$

где $J_1 = \{j : j \text{ нечётное}, 2 \leq j \leq n\}$, $J_2 = \{j : j \text{ чётное}, 2 \leq j \leq n\}$, $n \geq 2$, $x_i \in [0; 1]$, $i = 1, \dots, n$. Во всех тестах $n = 30$.

Множество векторных оценок найденного решения представлено на рис. 2. Параметры и значения метрики представлены в табл. 2.

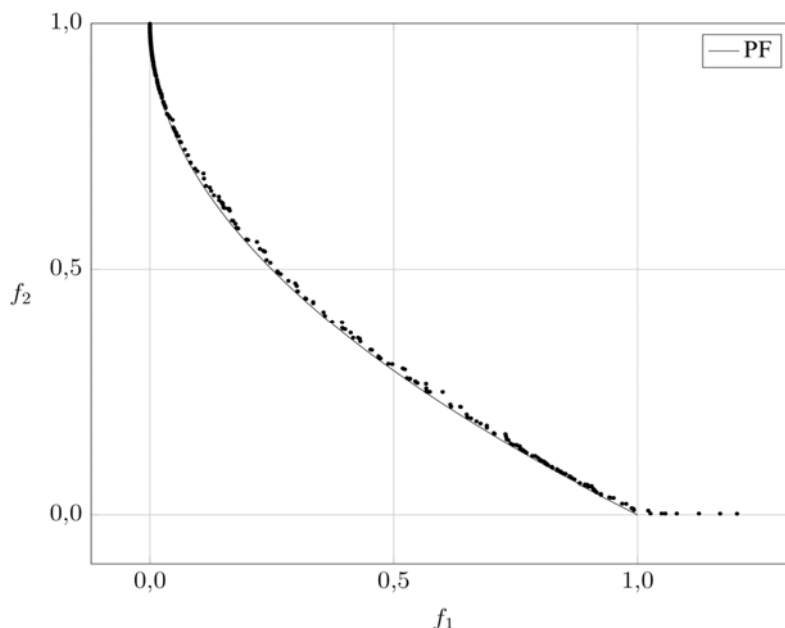


Рис. 2. Множество векторных оценок найденного решения для задачи LZ01
Fig. 2. A set of vectors' values for the LZ01 problem solution

Таблица 2
Table 2

Параметры метода и значения метрики для задачи LZ01
Parameters of method and metric values for the LZ01 problem

$I_{\max}$	NP	m	$A_{\max}$	$s_{\min}$	$s_{\max}$	I_b	$\overline{HV}$	$HV_{\min}$	$HV_{\max}$
500	400	10	1,1	8	15	0	8,3839E-03	6,9525E-03	1,0721E-02
500	400	20	0,7	8	15	0	8,0824E-03	6,0186E-03	9,6019E-03
500	400	25	1,5	8	15	0	8,8832E-03	6,7740E-03	1,0672E-02
500	400	15	1,05	8	15	0	8,5516E-03	6,0967E-03	1,0432E-02
500	400	20	0,5	8	15	0	8,0425E-03	7,0934E-03	1,0182E-02

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные проблемы, которые нужно решить при создании метода для решения задач многокритериальной оптимизации, связаны с обеспечением сходимости к истинной границе и равномерности ее покрытия. Процедура недоминируемой сортировки не решает этих проблем. Она всего лишь позволяет ранжировать решения. Вопрос о правилах формирования новых решений остается открытым для исследователей. Недоминируемая сортировка основана на принципе, который заложен в определении оптимальности по Парето, поэтому является хорошей эвристикой. У этой процедуры существует недостаток. Она позволяет определить, является ли одно решение предпочтительнее другого, но не позволяет определить количественную меру этого предпочтения. Подход на основе недоминируемой сортировки не является единственным. Существуют и другие эвристики для выделения решений [13].

Дальнейшие исследования необходимо продолжить в направлении улучшения механизмов отбора решений для обеспечения более равномерного покрытия истинной границы Парето при меньшем числе разрядов. Для решения задач многокритериальной оптимизации с произвольными ограничениями, задающими множество допустимых решений, необходимо модифицировать процедуру недоминируемой сортировки. При ранжировании решений уже недостаточно просто сравнивать их на основе доминирования. Необходимо учитывать, лежит ли решение в множестве допустимых решений и насколько сильно оно выходит за допустимые границы. Из-за этого правила разбиения на подмножества необходимо поменять. Например, если два решения являются оптимальными по Парето, но первое решение лежит в множестве допустимых решений, а второе нет, то первое доминирует второе. Основная идея заключается в пересмотре понятия доминирования. Существует успешный пример применения такого подхода к задачам многокритериальной оптимизации с ограничениями произвольного типа [14].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Arias-Montano A., Coello Coello A.C., Mezura-Montes E. Multiobjective evolutionary algorithms in aeronautical and aerospace engineering // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2012. Vol. 16, Iss. 5. Pp. 662–694. DOI: 10.1109/TEVC.2011.2169968
2. Multi-objective optimization. Techniques and applications in chemical engineering / Ed. G.P. Rangaiah. 2nd ed. World Scientific, 2017. 588 p. DOI: 10.1142/10240
3. Березкин В.Е., Лотов А.В., Лотова Е.А. Изучение гибридных методов аппроксимации оболочки Эджворта – Парето в нелинейных задачах многокритериальной оптимизации // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2014. Т. 54, № 6. С. 905–918. DOI: 10.7868/S00444466914060039

4. **Подиновский В.В., Ногин В.Д.** Парето-оптимальные решения многокритериальных задач. М.: Наука, 1982. 256 с.
5. **Tan Y., Zhu Y.** Fireworks Algorithm for Optimization // Advances in Swarm Intelligence. First International Conference. ICSI 2010, Beijing, China, June 12–15, 2010. Proceedings, Part I / Ed. Y. Tan, Y. Shi, K.C. Tan. Springer, Berlin, Heidelberg, 2010. Pp. 355–364. Lecture Notes in Computer Science, vol. 6145. DOI: 10.1007/978-3-642-13495-1_44
6. Handbook of Metaheuristics / Ed. F. Glover, G.A. Kochenberger. New-York; Boston; Moscow: Kluwer Academic Publishers, 2003. 557 p.
7. **Пантелеев А.В., Крючков А.Ю.** Метаэвристические методы оптимизации в задачах оценки параметров динамических систем // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 2. С. 37–45. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-2-37-45
8. **Fortin F.-A., Grenier S., Parizeau M.** Generalizing the improved run-time complexity algorithm for non-dominated sorting // GECCO '13. Proceedings of the 15th annual conference on Genetic and evolutionary computation. Amsterdam, The Netherlands – July 06–10, 2013. 2013. Pp. 615–622. DOI: 10.1145/2463372.2463454
9. **Buzdalov M., Shalyto A.** A Provably Asymptotically Fast Version of the Generalized Jensen Algorithm for Non-dominated Sorting // Parallel Problem Solving from Nature – PPSN XIII: 13th International Conference, Ljubljana, Slovenia, September 13–17, 2014: proceedings. Cham: Springer International Publishing, 2014. Pp. 528–537. DOI: 10.1007/978-3-319-10762-2_52
10. **Zitzler E., Thiele L.** Multiobjective optimization using evolutionary algorithms – a comparative case study // Parallel Problem Solving from Nature – PPSN V. 5th International Conference Amsterdam, The Netherlands September 27–30, 1998. 1998. Pp. 292–301. DOI: 10.1007/BFb0056872
11. **Zitzler E., Deb K., Thiele L.** Comparison of multiobjective evolutionary algorithms: empirical results // Evolutionary Computation. 2000. Vol. 8, № 2. Pp. 173–195. DOI: 10.1162/106365600568202
12. **Li H., Zhang Q.** Multiobjective optimization problems with complicated Pareto sets, MOEA/D and NSGA-II // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2009. Vol. 13, Iss. 2, April. Pp. 284–302. DOI: 10.1109/TEVC.2008.925798
13. **Amuso V.J., Enslin J.** The Strength Pareto Evolutionary Algorithm 2 (SPEA2) applied to simultaneous multi-mission waveform design // 2007 International waveform diversity and design conference. Pisa, 2007. Pp. 407–417. DOI: 10.1109/WDDC.2007.4339452
14. **Jain H., Deb K.** An evolutionary many-objective optimization algorithm using reference-point based nondominated sorting approach. Part II: Handling constraints and extending to an adaptive approach // IEEE Transactions on evolutionary computation. 2014. Vol. 18, Iss. 4, Aug. Pp. 602–622. DOI: 10.1109/TEVC.2013.2281534

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Пантелеев Андрей Владимирович, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой математической кибернетики Московского авиационного института (национального исследовательского университета), avpanteleev@inbox.ru.

Крючков Александр Юрьевич, магистрант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), alex9x99@yandex.ru.

MODIFICATION OF FIREWORKS METHOD FOR MULTIOBJECTIVE OPTIMIZATION BASED ON NON-DOMINATED SORTING

Andrei V. Panteleev¹, Alexander U. Krychkov¹

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

ABSTRACT

The article suggests a modification for numerical fireworks method of the single-objective optimization for solving the problem of multiobjective optimization. The method is metaheuristic. It does not guarantee finding the exact solution, but can give a good approximate result. Multiobjective optimization problem is considered with numerical criteria of equal importance. A possible solution to the problem is a vector of real numbers. Each component of the vector of a possible solution belongs to a certain segment. The optimal solution of the problem is considered a Pareto optimal solution. Because the set of Pareto optimal solutions can be infinite; we consider a method for finding an approximation consisting of a finite number of Pareto optimal solutions. The modification is based on the procedure of non-dominated sorting. It is the main procedure for solutions search. Non-dominated sorting is the ranking of decisions based on the values of the numerical vector obtained using the criteria. Solutions are divided into disjoint subsets. The first subset is the Pareto optimal solutions, the second subset is the Pareto optimal solutions if the first subset is not taken into account, and the last subset is the Pareto optimal solutions if the rest subsets are not taken into account. After such a partition, the decision is made to create new solutions. The method was tested on well-known bi-objective optimization problems: ZDT2, LZ01. Structure of the location of Pareto optimal solutions differs for the problems. LZ01 have complex structure of Pareto optimal solutions. In conclusion, the question of future research and the issue of modifying the method for problems with general constraints are discussed.

Key words: multiobjective optimization, metaheuristic algorithms, non-dominated sorting, Pareto efficiency, Pareto optimality, decision making.

REFERENCES

1. Arias-Montano, A., Coello Coello, A.C. and Mezura-Montes, E. (2012). *Multiobjective evolutionary algorithms in aeronautical and aerospace engineering*. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, vol. 16, iss. 5, pp. 662–694. DOI: 10.1109/TEVC.2011.2169968
2. *Multi-objective optimization. Techniques and applications in chemical engineering* (2017). Ed. G.P. Rangaiah. 2nd ed. World Scientific, 588 p. DOI: 10.1142/10240
3. Berezkin, V.E., Lotov, A.V. and Lotova, E.A. (2014). *Study of hybrid methods for approximating the Edgeworth-Pareto hull in nonlinear multicriteria optimization problems*. Computational mathematics and mathematical physics, vol. 54, no. 6, pp. 919–930. DOI: 10.7868/S0044466914060039
4. Podinovskij, V.V. and Nogin, V.D. (1982). *Pareto-optimalnyye resheniya mnogokriterialnykh zadach* [Pareto optimal solutions of multiobjective problems]. Moscow: Nauka, 256 p. (in Russian)
5. Tan, Y. and Zhu, Y. (2010). *Fireworks algorithm for optimization*. In: Tan Y., Shi Y., Tan K.C. (eds.). *Advances in Swarm Intelligence. First International Conference, ICSI 2010, Beijing, China, June 12–15, 2010, Proceedings, Part I*. ICSI 2010. Lecture Notes in Computer Science, vol. 6145. Berlin, Heidelberg: Springer, pp. 355–364. DOI: 10.1007/978-3-642-13495-1_44
6. *Handbook of Metaheuristics* (2003). Ed. F. Glover and G.A. Kochenberger. New-York; Boston; Moscow: Kluwer Academic Publishers, 557 p.
7. Panteleev, A.V. and Krychkov, A.U. (2017). *Metaheuristic optimization methods for parameters estimation of dynamical systems*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 2, pp. 37–45. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-2-37-45 (in Russian)
8. Fortin F.-A., Grenier S. and Parizeau M. (2013). *Generalizing the improved run-time complexity algorithm for non-dominated sorting*. GECCO '13. Proceedings of the 15th annual confer-

ence on Genetic and evolutionary computation. Amsterdam, The Netherlands – July 06–10, 2013, pp. 615–622. DOI: 10.1145/2463372.2463454

9. **Buzdalov, M. and Shalyto, A.** (2014). *A Provably Asymptotically Fast Version of the Generalized Jensen Algorithm for Non-dominated Sorting*. Parallel Problem Solving from Nature – PPSN XIII: 13th International Conference, Ljubljana, Slovenia, September 13–17, 2014. Proceedings. Cham: Springer International Publishing, pp. 528–537. DOI: 10.1007/978-3-319-10762-2_52

10. **Zitzler, E. and Thiele, L.** (1998). *Multiobjective optimization using evolutionary algorithms – a comparative case study*. Parallel Problem Solving from Nature – PPSN V. 5th International Conference Amsterdam, The Netherlands September 27–30, 1998, pp. 292–301. DOI: 10.1007/BFb0056872

11. **Zitzler, E., Deb, K. and Thiele, L.** (2000). *Comparison of multiobjective evolutionary algorithms: empirical results*. Evolutionary Computation, vol. 8, no. 2, pp. 173–195. DOI: 10.1162/106365600568202

12. **Li, H. and Zhang, Q.** (2009). *Multiobjective optimization problems with complicated Pareto sets, MOEA/D and NSGA-II*. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, vol. 13, iss. 2, April, pp. 284–302. DOI: 10.1109/TEVC.2008.925798

13. **Amuso, V.J. and Enslin, J.** (2007). *The Strength Pareto Evolutionary Algorithm 2 (SPEA2) applied to simultaneous multi-mission waveform design*. 2007 International waveform diversity and design conference, Pisa, pp. 407–417. DOI: 10.1109/WDDC.2007.4339452

14. **Jain, H. and Deb, K.** (2014). *An evolutionary many-objective optimization algorithm using reference-point based nondominated sorting approach. Part II: Handling constraints and extending to an adaptive approach*. IEEE Transactions on evolutionary computation, vol. 18, iss. 4, Aug., pp. 602–622. DOI: 10.1109/TEVC.2013.2281534

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Andrei V. Panteleev, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor, Head of Mathematics and Cybernetics Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), avpanteleev@inbox.ru.

Alexander U. Krychkov, Master Degree Student of Mathematics and Cybernetics Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), alex9x99@yandex.ru.

Поступила в редакцию 25.11.2018
Принята в печать 21.05.2019

Received 25.11.2018
Accepted for publication 21.05.2019

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ
05.02.22 – Организация производства

УДК 621.852.2

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-79-91

**К РАСЧЕТУ КОНЦЕНТРАЦИИ КОНТАКТНОЙ НАГРУЗКИ
В СОЕДИНЕНИЯХ С НАТЯГОМ ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ**

С.В. ШИШКИН¹

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

Целый ряд узлов авиационной техники представляет собой соединения с натягом тонкостенных деталей типа вал-втулка, выносливость которых в условиях циклического и динамического нагружения связана с концентрацией контактной нагрузки от посадки. Поэтому в статье рассмотрено численное решение данной контактной задачи. Его особенность состоит во введении в расчет условного граничного слоя, смещение которого эквивалентно деформации шероховатости посадочных поверхностей. Математическая модель напряженного соединения строится на принципе разделения деформаций на общие (осесимметричный изгиб деталей) и местные (обжатие микронеровностей) при их независимом определении. Для упрощения решения зависимость контактного сближения поверхностей от давления подвергается линеаризации в виде модели жестко-пластического тела с линейным упрочнением. Величина сближения в сечении определяется только давлением в этом же сечении и не зависит от деформативности соседних участков шероховатого межповерхностного пространства. Для вычисления радиальных смещений деталей используется метод функций влияния (функций Грина), а решение описывается интегральным уравнением Фредгольма. При дискретизации контакта оно сводится к конечной системе линейных алгебраических уравнений. Такой подход обеспечивает устойчивость решения за счет усиления главной диагонали разрешающей системы, а точность определения значения коэффициента концентрации зависит от величины шага разбиения. Установлено, что для подобной модели соединения раскрытие стыка под торцами охватываемого тела практически невозможно. Универсальный подход позволяет обобщить решение для конструктивно-ортотропных и ступенчатых оболочек, а также для деталей с конструктивными особенностями и разной жесткостью участков, близко расположенных от места посадки. Отклонения формы контактных поверхностей от прямолинейности учитываются с помощью соответствующей функции натяга. Из анализа полученных результатов следует, что величина коэффициента концентрации заметно падает с ростом контактной податливости граничного слоя. Отклонения формы посадочных поверхностей в виде конусности и вогнутости увеличивают концентрацию контактной нагрузки, а ее выпуклость приводит к обратному эффекту. Для управления качеством поверхности вала с целью увеличения деформативности стыка или создания ее искусственной бочкообразности заданной величины рекомендуется использовать такие методы отделочно-упрочняющей обработки, как нанесение регулярного микрорельефа в виде винтовой канавки с определенным шагом с постоянным или переменным усилием на алмазный индентор или вибровыглаживание. Применение подобных технологий позволяет скомпенсировать концентрацию контактной нагрузки и, наряду с фактором упрочнения, увеличить усталостную прочность таких узлов.

Ключевые слова: оболочка, осесимметричный изгиб, контактная податливость, натяг, соединение, шероховатость, концентрация напряжений, поверхность, давление.

ВВЕДЕНИЕ

В авиационной технике нередко используют посадки с натягом цилиндрических деталей типа тонкостенный вал-втулка. Например, известно применение напряженных соединений дисков первых ступеней компрессора с тонкостенным валом в сочетании с другими элементами крепления в некоторых конструкциях газотурбинных двигателей [1]. По посадке с натягом устанавливают внутренние кольца подшипников качения, полумуфты и ступицы зубчатых колес на полых валах [2]. Сюда же можно отнести прецизионные сопряжения втулок подшипников скольжения с корпусами агрегатов. К подобным конструкциям относятся прессовые и термомеханические [3] соединения трубопроводов, а также ниппельные соединения с развальцованным штуцером, получившие широкое распространение при монтаже авиационных магистралей и т. п.

Посадка с натягом является источником значительной концентрации давления под торцами охватываемой детали. Это служит одной из причин снижения выносливости напряженных соединений, поскольку в полете они, как правило, подвергаются циклическому и динамическому нагружению. Поэтому разработка методики расчета распределения контактной нагрузки для соединений с натягом типа тонкостенный вал-втулка с целью оценки ее концентрации ввиду широкого распространения таких узлов в авиационных механизмах является настоятельной практической необходимостью.

Наиболее характерные точные решения контактной задачи для оболочечной модели соединения рассмотрены в работах [4–10], где доказывается невозможность получения безотрывного контакта по всей длине напряженной посадки. Особенность расчета состоит в том, что заранее неизвестна протяженность участков раскрытия стыка; причем разрешающая функция имеет специальную структуру в виде сосредоточенных кольцевых сил и непрерывного давления. Поэтому такой подход не позволяет определить реальную величину коэффициента концентрации и даже не исключает двойственности решения, то есть образования многоточечного контакта по всей длине соединения.

МЕТОДОЛОГИЯ РЕШЕНИЯ

Очевидно, что применение численных методов открывает более широкие возможности решения этой проблемы, так как позволяет учесть конструктивные особенности деталей, деформативность шероховатости посадочных поверхностей и их отклонения формы от прямолинейности. Хотя величина контактного сближения и невелика по сравнению с упругими деформациями оболочек, она все же значительно больше рассчитанных зазоров, то есть реально раскрытие стыка невозможно. В соединениях с натягом шероховатость в стыке работает как мягкое демпфирующее покрытие, которое значительно снижает концентрацию контактной нагрузки.

Рассмотрим соединение с натягом тонкостенных, цилиндрических оболочек разной длины. Будем считать, что на границе контакта имеется условный промежуточный слой, радиальное смещение которого эквивалентно деформации шероховатости посадочных поверхностей. Отсюда условие контакта взаимно сопряженных точек деталей имеет вид

$$W_1(x) - W_2(x) + \delta(x) = \Delta(x), \quad (1)$$

где $W_i(x)$ – радиальное смещение наружной ($i = 1$) и внутренней ($i = 2$) детали в результате их осесимметричного изгиба; $\delta(x)$ – контактное смещение граничного слоя; $\Delta(x)$ – функция радиального натяга соединения, которая позволяет описать отклонения формы посадочных поверхностей от прямолинейности (при этом полагаем, что их величина ниже предельных значений, то есть контакт является сплошным).

Для упрощения решения разделим деформации элементов расчетной модели на общие (осесимметричный изгиб оболочек) и местные (обжатие микронеровностей) при их рассмотрении независимо друг от друга. Также считаем, что контактное сближение посадочных поверхностей в любом сечении определяется только давлением в этом же сечении и не зависит от деформативности соседних участков. Отметим, что подобные допущения использовались при решении целого ряда технических задач [11].

Для получения решения необходимо связать радиальные смещения тел и граничного слоя с неизвестной контактной нагрузкой. Зависимость контактного сближения в стыке от величины давления имеет нелинейный характер [12, 13]. Однако в соответствии с работой [11] ее удобно представить в квазилинейной форме

$$\delta(x) = \delta_0 + \lambda q(x), \quad (2)$$

где $q(x)$ – величина контактной нагрузки в сечении x ; δ_0 , λ – коэффициенты линейной аппроксимации, причем параметр λ связан с контактной податливостью граничного слоя. Отметим, что термины «давление» и «контактная нагрузка» являются идентичными.

Для определения связи радиального смещения деталей с контактным давлением от напряженной посадки воспользуемся соответствующими функциями влияния [14]

$$W_i(x) = \int_a^b K_i(x, \xi) q(\xi) d\xi, \quad (3)$$

где $K_i(x, \xi)$ – функция влияния (функция Грина) от давления $q(\xi)$, которая показывает радиальное смещение втулки ($i = 1$) или вала ($i = 2$) в сечении x от единичной кольцевой сосредоточенной силы, приложенной в точке ξ ; a , b – начальное и конечное сечение контакта соответственно.

При подстановке интегралов (3) с учетом выражения (2) в условие совместности (1) получаем следующее интегральное уравнение для вычисления неизвестной контактной нагрузки:

$$\lambda q(x) + \int_a^b J(x, \xi) q(\xi) d\xi = \Delta(x) - \delta_0.$$

Это выражение представляет собой интегральное уравнение Фредгольма 2-го рода с интегральным ядром

$$J(x, \xi) = K_1(x, \xi) - K_2(x, \xi).$$

Для получения численного решения [14] разобьем площадку контакта на n участков с равномерным шагом $\Delta\xi = (b - a) / n$. При подобной дискретизации контакта непрерывная искомая функция давления заменяется некоторым столбчатым распределением с удовлетворением условия совместности перемещений только в центре этих участков.

Отсюда приходим к конечной системе линейных алгебраических уравнений, которая в матричном виде запишется так

$$[J] + \lambda^* [E] \{q\} = \frac{1}{\Delta\xi} \{\Delta - \delta_0\},$$

где $[J]$ – квадратная матрица коэффициентов влияния оболочек; $[E]$ – единичная диагональная матрица n -го порядка; $\{\Delta - \delta_0\}$ – матрица-столбец натяга соединения с учетом его ослабления за счет коэффициента δ_0 граничного слоя; $\lambda^* = \lambda / \Delta\xi = \text{Const}$.

Так как давление находят в центре участков разбиения, то его величину на границах контакта определяют параболической интерполяцией. Очевидно, что чем мельче шаг разбиения, тем точнее полученное решение. Отметим, что усиление главной диагонали разрешающей системы уравнений за счет коэффициента λ обеспечивает гладкость функции распределения контактной нагрузки [15].

При отсутствии волнистости величину контактного сближения в точке x можно найти по приближенным формулам И.В. Крагельского [12]. Если контактные поверхности вала и втулки имеют соизмеримые параметры шероховатости, то

$$\delta(x) = 3,4(Ra_1 + Ra_2) K_{mp} \sqrt[3]{q(x) / HB},$$

где HB – твердость более мягкой поверхности по Бринеллю; Ra_i – параметр микрорельефа i -й детали соединения; K_{mp} – коэффициент, учитывающий увеличение контактного сближения в стыке при механической запрессовке (для поперечной сборки $K_{mp} = 1$).

$$K_{mp} = (2\sqrt{1 + f_{mp}^2})^{1/(v_1 + v_2)},$$

где f_{mp} – коэффициент трения при механической запрессовке; v_i – показатель степени кривой опорной поверхности втулки ($i = 1$) и вала ($i = 2$) соответственно.

Для контакта гладкой и шероховатой поверхности

$$\delta(x) = 4,1 Ra K_{mp} \sqrt{q(x) / HB}.$$

Линейную аппроксимацию зависимости контактного сближения от давления q реализуют методом наименьших квадратов в интервале значений $q_{cp} - q_{max}$.

Радиальное смещение цилиндрической изотропной оболочки в точке x в результате ее осесимметричного изгиба от единичной кольцевой силы, приложенной в сечении ξ , определяется выражением [16, 17]

$$\begin{aligned} W(x) = W(0)y_0(\beta x) + \frac{1}{\beta} \frac{dW(0)}{dx} y_1(\beta x) + \frac{1}{\beta^2} \frac{d^2W(0)}{dx^2} y_2(\beta x) + \\ + \frac{1}{\beta^3} \frac{d^3W(0)}{dx^3} y_3(\beta x) + \frac{S(x, \xi)}{\beta^3 D} y_3[\beta(x - \xi)], \end{aligned} \quad (4)$$

где β , D – параметр и цилиндрическая жесткость оболочки, равные

$$4\beta^4 = \frac{Eh}{Dr^2} = \frac{12(1 - \mu^2)}{h^2 r^2}; \quad D = \frac{Eh^3}{12(1 - \mu^2)},$$

h , r , E , μ – толщина стенки, радиус нейтральной поверхности, модуль упругости и коэффициент Пуассона материала детали;

$y_s(\beta x)$ – функции А.Н. Крылова ($s = 0, 1, 2, 3$)

$$\begin{aligned} y_0(\beta x) = ch\beta x \cos\beta x, \quad y_1(\beta x) = 0,5(ch\beta x \sin\beta x + sh\beta x \cos\beta x), \\ y_2(\beta x) = 0,5sh\beta x \sin\beta x, \quad y_3(\beta x) = 0,25(ch\beta x \sin\beta x - sh\beta x \cos\beta x), \end{aligned}$$

$W^{(s)}(0)$ – постоянные интегрирования, определяемые из краевых условий на торцах детали; $S(x, \xi)$ – единичная разрывная функция, равная 1, при $x > \xi$ и 0, при $x < \xi$.

Для свободных торцов оболочки можно принять следующие граничные условия:

$$\frac{d^2W(0)}{dx^2} = \frac{d^3W(0)}{dx^3} = 0, \quad \frac{d^2W(b)}{dx^2} = \frac{d^3W(b)}{dx^3} = 0. \quad (5)$$

При подстановке первой пары краевых условий (5) в уравнение (4) выражение для функции влияния запишется в следующем виде:

$$W(x) = K(x, \xi) = W(0)y_0(\beta x) + \frac{1}{\beta} \frac{dW(0)}{dx} y_1(\beta x) + \frac{S(x, \xi)}{\beta^3 D} y_3[\beta(x - \xi)].$$

Дифференцируя это равенство по x три раза и приравнявая его вторую и третью производные второй паре условий (5), получаем

$$W(0) = \frac{1}{4\beta^3 D} \frac{y_1[\beta(b-\xi)]y_2(\beta b) - y_0[\beta(b-\xi)]y_3(\beta b)}{y_2^2(\beta b) - y_1(\beta b)y_3(\beta b)};$$

$$\frac{dW(0)}{\beta dx} = \frac{1}{4\beta^3 D} \frac{y_0[\beta(b-\xi)]y_3(\beta b) - y_1[\beta(b-\xi)]y_1(\beta b)}{y_2^2(\beta b) - y_1(\beta b)y_3(\beta b)}.$$

Если длина свободного конца вала больше π/β , то при вычислении функций влияния его можно считать бесконечной оболочкой. Отсюда

$$K(x) = \frac{e^{-\beta x}}{2\beta^3 D} \cos \beta x,$$

где x – расстояние от точки приложения единичной, перерезывающей силы до сечения, в котором определяется прогиб вала.

Подобный подход применим и к соединению с натягом тонкостенных, цилиндрических оболочек, где на внутренней поверхности вала выполнены шлицы или резьба. Общее дифференциальное уравнение осесимметричного изгиба такой оболочки, которая является конструктивно-ортотропной, имеет следующий вид [17]:

$$\frac{d^4 W(x)}{dx^4} + p_2 \frac{d^2 W(x)}{dx^2} + p_4 W(x) = \frac{q(x)}{D}, \quad (6)$$

где $p_2 = -\frac{2f_4}{rD}$; $p_4 = \frac{1}{r^2 D} (f_{10} - \frac{f_2^2}{f_{1x}})$.

Функции f_{1x} , f_{2x} , f_2 , f_4 являются известными функциями x и играют роль упруго-геометрических характеристик сечения.

$$f_{1x} = \int_{-\delta_1}^{\delta_2} \frac{EK_x dz}{1 - K_x K_\theta \mu^2}; \quad f_{10} = \int_{-\delta_1}^{\delta_2} \frac{EK_\theta dz}{1 - K_x K_\theta \mu^2};$$

$$f_2 = \int_{-\delta_1}^{\delta_2} \frac{\mu EK_x K_\theta}{1 - K_x K_\theta \mu^2} dz; \quad f_4 = \int_{-\delta_1}^{\delta_2} \frac{\mu EK_x K_\theta z}{1 - K_x K_\theta \mu^2} dz; \quad D = \int_{-\delta_1}^{\delta_2} \frac{EK_x z^2}{1 - K_x K_\theta \mu^2} dz,$$

где K_θ , K_x – коэффициенты заполнения в осевом и окружном направлении; z – текущая координата, отсчитываемая от нейтральной поверхности $z = 0$ в радиальном направлении; D – цилиндрическая жесткость конструктивно-ортотропной оболочки, которая является более общим случаем цилиндрической; δ_1 , δ_2 – координаты внутренней и наружной поверхности вала относительно нейтральной поверхности, радиус которой определяется из соотношения

$$r = r_1 + \left(\int_{-h_{12}}^{h_{22}} \frac{EK_x z dz}{1 - K_x K_\theta \mu^2} \right) \left(\int_{-h_{12}}^{h_{22}} \frac{EK_x dz}{1 - K_x K_\theta \mu^2} \right)^{-1},$$

где r_1 – произвольный радиус; h_{12} – толщина основной оболочки; h_{22} – толщина вала со шлицами. Для основной оболочки и детали из биметалла $K_x = K_\theta = 1$. Для вала со шлицами $K_\theta = 0$, соответственно для внутренней резьбы $K_x = 0$.

Решение дифференциального уравнения (6) при нагружении вала перерезывающей единичной силой имеет вид

$$W(x) = W(0)Y_0(x) + \frac{dW(0)}{dx}Y_1(x) + \frac{d^2W(0)}{dx^2}Y_2(x) + \frac{d^3W(0)}{dx^3}Y_3(x) + \frac{S(x,\xi)}{D}Y_3(x-\xi), \quad (7)$$

где $Y_s(x)$ – нормальные фундаментальные функции при $s = 0, 1, 2, 3$, которые выражаются следующими соотношениями при условии $p_2^2 < 4p_4$, что и бывает в действительности:

$$\begin{aligned} Y_0(x) &= \frac{1}{2\beta\gamma} [2\beta\gamma ch\beta x \cos\gamma x - (\beta^2 - \gamma^2) sh\beta x \sin\gamma x]; \\ Y_1(x) &= \frac{1}{2\beta\gamma(\beta^2 + \gamma^2)} [\beta(3\gamma^2 - \beta^2) ch\beta x \sin\gamma x - \gamma(\gamma^2 - 3\beta^2) sh\beta x \cos\gamma x]; \\ Y_2(x) &= \frac{1}{2\beta\gamma} sh\beta x \sin\gamma x; \quad Y_3(x) = \frac{1}{2\beta\gamma(\beta^2 + \gamma^2)} [\beta ch\beta x \sin\gamma x - \gamma sh\beta x \cos\gamma x], \end{aligned}$$

где $\beta = \sqrt{\sqrt{p_4/4} - p_2/4}$; $\gamma = \sqrt{\sqrt{p_4/4} + p_2/4}$.

При $\beta = \gamma$ эти функции совпадают с функциями А.Н. Крылова.

Для свободных концов вала, незагруженных перерезывающими силами и изгибающими моментами, краевые условия можно записать так:

$$\begin{aligned} \frac{d^2W(0)}{dx^2} &= -\frac{f_4}{rD}W(0); \quad \frac{d^3W(0)}{dx^3} = -\frac{f_4}{rD}\frac{dW(0)}{dx}; \\ \frac{d^2W(b)}{dx^2} &= -\frac{f_4}{rD}W(b); \quad \frac{d^3W(b)}{dx^3} = -\frac{f_4}{rD}\frac{dW(b)}{dx}. \end{aligned} \quad (8)$$

Подставляя первую пару граничных условий (8) при $x = 0$ в выражение (7), получаем формулу для определения функции влияния

$$W(x) = K(x,\xi) = W(0)[Y_0(x) - \frac{f_4}{rD}Y_2(x)] + \frac{dW(0)}{dx}[Y_1(x) - \frac{f_4}{rD}Y_3(x)] + \frac{S(x,\xi)}{D}Y_3(x-\xi).$$

Дифференцируя это равенство по x три раза и приравнявая при $x = b$ крайевым условиям (8) вторую и третью производные, находим постоянные интегрирования

$$\begin{aligned} W(0) &= \frac{1}{\Psi} \{Y_2(b)[Y_1(b-\xi) + \frac{3f_4}{rD}Y_3(b-\xi)] - Y_3(b)[Y_0(b-\xi) + \frac{3f_4}{rD}Y_2(b-\xi)]\}; \\ \frac{dW(0)}{dx} &= \frac{1}{\Psi} \{Y_2(b)[Y_0(b-\xi) + \frac{3f_4}{rD}Y_2(b-\xi)] - [Y_1(b) + \frac{2f_4}{rD}Y_3(b)][Y_1(b-\xi) + \frac{3f_4}{rD}Y_3(b-\xi)]\}, \end{aligned}$$

где $\Psi = D[(\beta^2 + \gamma^2)^2 + (\frac{3f_4}{rD})^2] \{Y_2^2(b) - Y_3(b)[Y_1(b) + \frac{2f_4}{rD}Y_3(b)]\}$.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Распределение контактной нагрузки в симметричном соединении с натягом $\Delta = 40$ мкм изотропных цилиндрических оболочек, изготовленных из стали 45, с механическими характеристиками $E = 2 \cdot 10^5$ МПа, $\mu = 0,3$, $HB = 1970$ МПа, показано на рис. 1. Радиус наружной поверхности вала длиной $b_2 = 100$ мм и толщиной стенки $h_2 = 2$ мм составляет $R = 50$ мм. Длина втулки с толщиной стенки $h_1 = 5$ мм равна $b_1 = 30$ мм. Сборка соединения осуществлялась механическим путем при $f_{mp} = 0,25$. Для упрощения вычисления контактной деформации граничного слоя принималась одинаковая высота и форма неровностей посадочных поверхностей $Ra = 2,5$ мкм, $\nu = 1,5$. Кривую контактного сближения определяли для первой сборки соединения, а ее линейризацию проводили в интервале изменения давления 4–14 МПа.

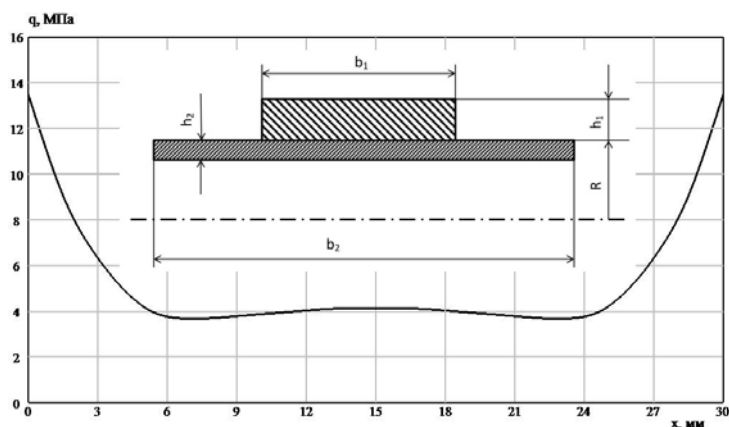


Рис. 1. Распределение контактной нагрузки в соединении с натягом тонкостенных цилиндрических оболочек
Fig. 1. Contact load distribution across pressure couplings of thin-wall cylindrical shells

На рис. 2 показано распределение контактного давления в этом же соединении для различных методов финишной обработки вала, а на рис. 3 – эпюры давления для конической, вогнутой и выпуклой контактной поверхности вала при сохранении безотрывного контакта при условии, что величина данных отклонений формы от прямолинейности ниже предельных значений.

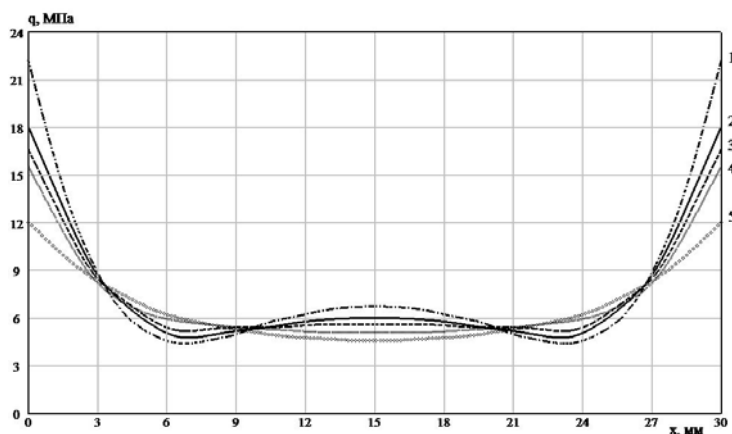


Рис. 2. Влияние чистоты обработки наружной поверхности вала (значения λ) на распределение контактного давления в соединении с натягом*:

1 – алмазное выглаживание; 2 – полирование; 3 – шлифование; 4 – точение; 5 – регулярный микрорельеф.

* Поверхность отверстия во втулке получена растачиванием и шлифованием

Fig. 2. The influence of the finish of the outer surface of the shaft (the value λ) on the distribution of the contact pressure across a pressure coupling*: 1 – diamond-tip smoothing; 2 – smooth finish; 3 – grinding; 4 – lathing; 5 – regular microterrain.

* The sleeve bore surface was finished by reaming and grinding

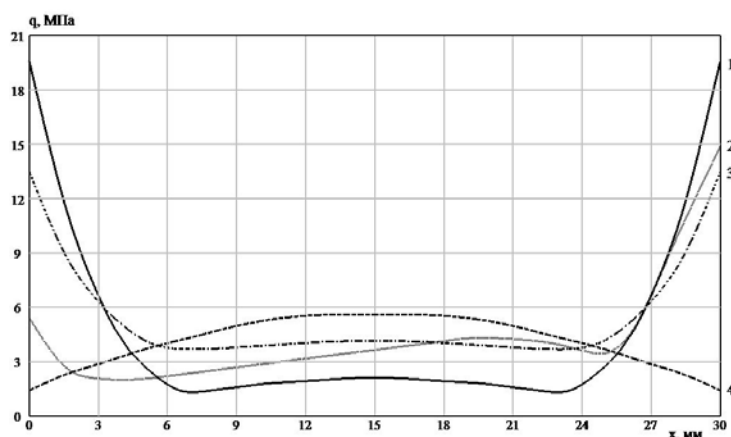


Рис. 3. Распределение давления по длине контакта при наибольшем отклонении формы посадочной поверхности вала от прямолинейности 20 мкм:

1 – вогнутость; 2 – конусность; 3 – цилиндрическая поверхность; 4 – выпуклость

Fig. 3. Pressure distribution along the contact in case of the biggest deviation of the shaft surface fitting shape from the straightness 20 μm : 1 – concavity; 2 – coning; 3 – cylindrical surface; 4 – convexity

Распределение контактной нагрузки по длине посадки с натягом $\Delta = 35$ мкм внутреннего кольца шарикоподшипника № 220 из стали ШХ-15 с полым шлицевым валом из стали 30ХГСА представлено на рис. 4. Механические характеристики деталей: $E_{1,2} = 2,15 \cdot 10^5$ МПа, $\mu_{1,2} = 0,3$, твердость стали 30ХГСА $HV = 2000$ МПа.

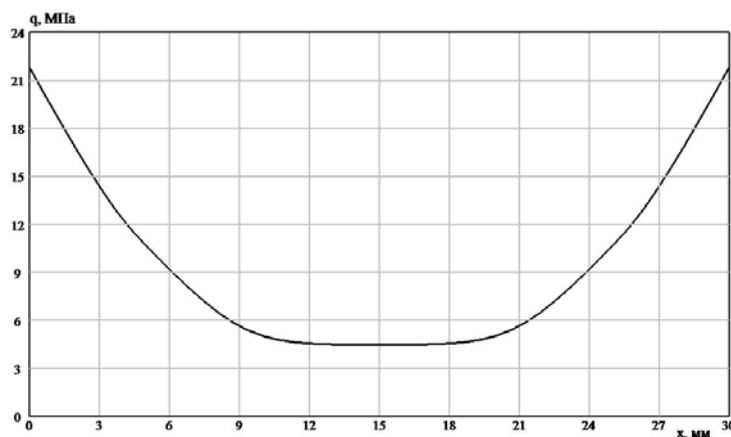


Рис. 4. Распределение контактной нагрузки по длине соединения с натягом внутреннего кольца подшипника с полым шлицевым валом

Fig. 4. Contact load distribution along the pressure coupling of the bearing inner ring with a hollow spline shaft

Если не учитывать снижение жесткости кольца подшипника за счет беговой дорожки, то приближенно его можно считать цилиндрической оболочкой длиной $b_1 = 34$ мм, с толщиной стенки $h_1 = 12,5$ мм и радиусом отверстия $R = 50$ мм. На внутренней поверхности вала по всей его длине $b_2 = 104$ мм выполнены эвольвентные шлицы. Толщина вала со шлицами $h_{22} = 8$ мм при толщине стенки основной оболочки $h_{12} = 3$ мм. Таким образом, вал моделируется в виде конструктивно-ортотропной оболочки с упруго-геометрическими характеристиками сечения $K_{12x} = K_{12\theta} = 1$, $K_{22x} = K_{22\theta} = 0,305$: $f_{1\theta} = 6,6593 \cdot 10^5$ Н/мм, $f_{1x} = 9,7398 \cdot 10^5$ Н/мм, $f_2 = 1,9978 \cdot 10^5$ Н/мм, $f_4 = -2,9967 \cdot 10^5$ Н/мм, $D = 45,6489 \cdot 10^5$ Н/мм, $p_2 = 0,002807$ мм $^{-2}$, $p_4 = 0,626 \cdot 10^{-4}$ мм $^{-4}$ и $r = 46,765$ мм. Опора занимает симметричное расположение на валу при

механической сборке соединения с $f_{mp} = 0,20$. Высотные параметры шероховатости и форма неровностей приняты одинаковыми для обеих посадочных поверхностей $Ra = 2,5$ мкм, $v = 1,5$, $K_{mp} = 1,27$.

Коэффициенты линеаризации кривой контактного сближения от давления для первой сборки соединения равны: $\delta_0 = 2,48 \cdot 10^{-3}$ мм, $\lambda = 1,015 \cdot 10^{-4}$ мм³/Н. Распределение давления получено при разбиении длины соединения на $n = 48$ элементарных участков с равномерным шагом $\Delta\xi = 0,70833$ мм.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Для оценки достоверности полученных результатов средний уровень контактной нагрузки сравнивали с тестовым решением задачи Ляме для соединения с натягом двух цилиндров одинаковой длины с учетом деформации шероховатости стыка, что дает хорошее совпадение данных. Величину коэффициента концентрации оценивали по насыщению функции распределения контактной нагрузки с наперед заданной точностью при постепенном уменьшении шага разбиения зоны контакта методом удвоения, который широко используется при численном решении контактных задач.

Предложенное решение справедливо для любого сочетания радиальных податливостей контактирующих тел, в том числе и для случая, когда охватываемая деталь является абсолютно жесткой. Оно легко обобщается на ступенчатые детали, а также на детали, имеющие слабую конусность типа конических колец роликовых подшипников.

Функция натяга позволяет учесть реальную форму посадочных поверхностей, а также получить решение при неопределенной границе контакта, то есть для случая раскрытия стыка при дополнении расчета статическими и кинематическими условиями контакта. Введение различных краевых условий дает возможность определить распределение контактной нагрузки с учетом взаимного влияния соседних участков деталей с конструктивными особенностями в виде шлицов, резьбы, отверстий, жестких фланцев и других.

Для вычисления коэффициентов влияния можно использовать конечно-элементную модель соединения, что позволяет описать реальную конструкцию деталей. Однако для получения адекватного решения необходима адаптация рабочей программы, а также оптимизация сетки разбиения при достаточно малых размерах элементов в зоне контакта, и особенно на участке концентрации. В нашем случае для формирования функции влияния используются апробированные формулы теории оболочек в замкнутом виде, что определяет практическую ценность работы.

В отличие от известных методов [4–10], при численной реализации предложенной математической модели определяют реальное значение коэффициента концентрации давления от посадки. В этом случае легко уточнить величину запаса усталостной прочности напряженного соединения с учетом его конструктивных и технологических особенностей. В частности, установлено, что при увеличении чистоты обработки (снижении деформативности граничного слоя) величина коэффициента концентрации контактной нагрузки увеличивается. Конусность и вогнутость поверхности также заметно увеличивают величину коэффициента концентрации, тогда как выпуклость создает обратный эффект.

В этой связи весьма привлекательны методы отделочно-упрочняющей обработки алмазным выглаживанием. Так, нанесение регулярного микрорельефа алмазным индентором в виде винтовой канавки на незакаленную стальную поверхность обеспечивает его высоту 6–10 мкм в зависимости от режимов обработки. С этой же целью применяется и технология алмазного вибровыглаживания. В результате существенно увеличивается контактная податливость стыка и

снижается величина коэффициента концентрации. Нанесение винтовой канавки с переменным усилием на индентор формирует искусственную выпуклость поверхности необходимого размера. Поэтому внедрение этих технологий, наряду с упрочнением вала, повышает усталостную прочность напряженных соединений [18].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, предложенная методика расчета распределения контактной нагрузки в соединениях с натягом типа тонкостенный вал-втулка с учетом их конструктивных особенностей может быть внедрена без каких-либо изменений в практику КБ, занимающихся вопросами проектирования авиационных механизмов. Полученные результаты открывают широкие перспективы применения прогрессивных методов отделочно-упрочняющей обработки с целью повышения безопасности полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей: учебник. 4-е изд. М.: Машиностроение, 1974. 520 с.
2. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчет на прочность деталей машин: справочник. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1979. 702 с.
3. Шишкин С.В., Махутов Н.А. Расчет и проектирование силовых конструкций на сплавах с эффектом памяти формы: учебное пособие. М.: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2007. 412 с.
4. Абрамян Б.Л., Александров А.Я. Осесимметричные задачи теории упругости // Механика твердого тела: труды II Всесоюзного съезда по теоретической и прикладной механике (29 января – 5 февраля 1964 г.). 1966. Вып. 3. С. 7–37.
5. Блох М.В., Цукров С.Я. Об осесимметричном контакте тонких цилиндрических оболочек // Прикладная механика. 1973. Т. IX, № 11. С. 23–28.
6. Блох М.В., Цукров С.Я. О влиянии изменения толщины стенки на осесимметричный контакт тонких цилиндрических оболочек // Прикладная механика. 1974. Т. X, № 4. С. 31–33.
7. Детинко Ф.М., Фастовский В.М. Посадка короткой втулки на цилиндрическую оболочку // Вестник машиностроения. 1967. № 7. С. 42–45.
8. Детинко Ф.М., Фастовский В.М. Контактная задача о посадке с натягом двух цилиндрических оболочек различной длины // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1974. № 3. С. 118–121.
9. Детинко Ф.М., Фастовский В.М. О посадке банджа на цилиндрическую оболочку // Прикладная механика. 1975. Т. XI, № 2. С. 124–126.
10. Абрамян Б.Л. Контактные (смешанные) задачи теории упругости // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1969. № 4. С. 181–197.
11. Иосилевич Г.Б. Концентрация напряжений и деформаций в деталях машин. М.: Машиностроение, 1981. 224 с.
12. Трение, изнашивание и смазка: справочник. В 2-х кн. Кн. 1 / под ред. И.В. Крагельского, В.В. Алисина. М.: Машиностроение, 1978. 400 с.
13. Демкин Н.Б. Контактное взаимодействие шероховатых поверхностей. М.: Наука, 1970. 226 с.
14. Михлин С.Г. Приложения интегральных уравнений к некоторым проблемам механики, математической физики и техники. М.; Л.: Гос. изд-во технико-теоретической лит., 1947. 302 с.
15. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1974. 239 с.

16. Биргер И.А. Некоторые математические методы решения инженерных задач. М.: Оборонгиз, 1956. 150 с.

17. Биргер И.А. Круглые пластинки и оболочки вращения. М.: Оборонгиз, 1961. 368 с.

18. Хворостухин Л.А. Повышение несущей способности деталей машин поверхностным упрочнением / С.В. Шишкин, А.П. Ковалев, Р.А. Ишмаков. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Шишкин Сергей Виленович, доктор технических наук, профессор, Московский авиационный институт (национальный технический университет), ssshisha@yandex.ru.

ANALYSIS OF CONTACT LOADS CONCENTRATION IN PRESSURE COUPLINGS OF THIN-WALL COMPONENTS

Sergey V. Shishkin¹

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

A number of aviation assemblies are made as pressure couplings of thin-wall components, e.g., shafts and hubs, durability of which is related to fitting contact load concentrations under cyclic and dynamic loadings. This article discusses a numeric solution to the contact problem. The solution is introducing into the calculations a conventional boundary layer, any shift of which is equivalent to a roughness deformation of fitting surfaces. The mathematical model of a pressure coupling is founded on a division of deformations into general (axisymmetric bending of components) and local deformations (microroughness compression) that are determined independently. To simplify the solution, the dependence of the contact convergence of the surfaces on the pressure is subjected to linearization in the form of a model of a rigid plastic body with linear strengthening. Convergence values in section are only determined by the pressure and do not depend on the stress-and-strain behaviors of areas adjacent to the rough interfacial space. The Green's functions method is used to find radial shifts of components, while the solution is expressed by the Fredholm integral equation. That is reduced to a finite system of linear algebraic equations when the contact is made discrete. This approach provides solution stability through strengthening of the main diagonal of the resolving system, while the evaluation accuracy of the concentration coefficient depends on the subinterval value. It has been found that any disclosure of a coupling beneath the faces of an enveloping body is practically impossible for that model. The comprehensive approach provides a generalized solution for orthotropic and stepwise shells, as well as for components with specific design features and various strengths of areas adjacent to fitting sites. Deviations of the shape of the contact surfaces from the straightness are taken into account by its respective pressure coupling function. The analysis of the findings suggests that the concentration coefficient value slumps as the contact compliance coefficient of the borderline layer increases. Any shape deviations of the fitting surfaces, including their coning and concavity, increase the contact load concentration, while their convexity causes a reverse effect. We recommend using strengthening treatment methods, e.g., application of regular micropattern in the shape of helical flute at a certain pitch while applying a constant or a variable force on the diamond indenter, or vibration smoothing in order to control the shaft surface finishing to improve the stress-and-strain behavior of the seam and to impart an artificial barrel shape of a preset value to the shaft. These technologies compensate contact load concentrations, and, together with the strengthening factor, enhance the fatigue limit of such assemblies.

Key words: shell, axisymmetric bend, contact compliance, pressure coupling roughness, concentration of stresses, surface, pressure.

REFERENCES

1. Skubachevsky, G.S. (1974). *Aviatsionnyye gazoturbinnyye dvigateli. Konstruktsiya i raschet detaley* [Aviation Gas Turbine Engines: Design and Analysis of Components]. *Uchebnik* [Textbook]. 4th ed. Moscow: Mashinostroyeniye, 520 p. (in Russian)
2. Birger, I.A., Shorr, B.F. and Ioselevich, G.B. (1979). *Raschet na prochnost detaley mashin* [Machine Components: Analysis of Strength]. *Spravochnik* [Referencebook]. 3rd ed. Moscow: Mashinostroyeniye, 702 p. (in Russian)

3. **Shishkin, S.V. and Makhutov, N.A.** (2007). *Raschet i proektirovaniye silovykh konstruktsey na splavakh s effektivnoy pamyati formy* [Analysis and Design of Load-Carrying Structures Based on Shape-Memory Alloys]. *Uchebnoye posobiye* [Training manual]. Moscow: NIC «Regulyarnaya i khaoticheskaya dinamika», 412 p. (in Russian)
4. **Abramyan, B.L. and Aleksandrov, A.Y.** (1966). *Osesimmetrichnyye zadachi teorii uprugosti* [Axisymmetric Problems of the Elasticity Theory]. *Mekhanika tvordogo tela* [Mechanics of Rigid Bodies]. *Trudy II Vsesoyuznogo sezda po teoreticheskoy i prikladnoy mekhanike* [Proceedings of the II All-Soviet Union Congress on Theoretical and Applied Mechanics], iss. 3, pp. 7–37. (in Russian)
5. **Blokh, M.V. and Tsukrov, S.Y.** (1973). *Ob osesimmetrichnom kontakte tonkikh tsilindricheskikh obolochek* [Axisymmetric Contact between Thin Cylindrical Shells]. *International Applied Mechanics*, vol. IX, no. 11, pp. 23–28. (in Russian)
6. **Blokh, M.V. and Tsukrov, S.Y.** (1974). *O vliyaniy izmeneniya tolshchiny stenki na osesimmetrichnyy kontakt tonkikh tsilindricheskikh obolochek* [The Influence of Changes in Wall Thicknesses on Axisymmetric Contact between Thin Cylindrical Shells]. *International Applied Mechanics*, vol. X, no. 4, pp. 31–33. (in Russian)
7. **Detinko, F.M. and Fastovsky, V.M.** (1967). *Posadka korotkoy vtulki na tsilindricheskuyu obolochku* [Fitting of a Collar around a Cylindrical Shell]. *Vestnik mashinostroeniya* [Russian engineering research], no. 7, pp. 42–45. (in Russian)
8. **Detinko, F.M. and Fastovsky, V.M.** (1974). *Kontaktnaya zadacha o posadke s natyagom dvukh tsilindricheskikh obolochek razlichnoy dliny* [A Contact Problem of Pressure Fitting of Two Cylindrical Shells of Dissimilar Lengths]. *Izv. AN SSSR. Mekhanika tverdogo tela* [Mechanics of Rigid Bodies], no. 3, pp. 118–121. (in Russian)
9. **Detinko, F.M. and Fastovsky, V.M.** (1975). *O posadke bandazha na tsilindricheskuyu obolochku* [Fitting of a Bandage around a Cylindrical Shell]. *International Applied Mechanics*, vol. XI, no. 2, pp. 124–126. (in Russian)
10. **Abramyan, B.L.** (1969). *Kontaktnye (smeshannyye) zadachi teorii uprugosti* [Contact (Mixed) Problems of the Elasticity Theory]. *Izv. AN SSSR. Mekhanika tverdogo tela* [Mechanics of Rigid Bodies], no. 4, pp. 181–197. (in Russian)
11. **Ioselevich, G.B.** (1981). *Kontsentratsiya napryazheniy i deformatsiy v detalyakh mashin* [Stresses and Deformations Concentration in Machine Components]. Moscow: Mashinostroyeniye, 224 p. (in Russian)
12. *Treniye, iznashivaniye i smazka* [Friction, Wear, and Lubrication] (1978). *Spravochnik* [A Handbook]. *V 2-hk kn. Kn. 1* [Book 1]. Ed. I.V. Kragelsky and V.V. Alisin. Moscow: Mashinostroyeniye, 400 p. (in Russian)
13. **Dyomkin, N.B.** (1970). *Kontaktirovaniye sherokhovatykh poverkhnostey* [Contacting of Rough Surfaces]. Moscow: Nauka, 226 p. (in Russian)
14. **Mikhlin, S.G.** (1947). *Prilozheniya integralnykh uravneniy k nekotorym problemam mekhaniki, matematicheskoy fiziki i tekhniki* [Applications of integral equations to some problems of mechanics, mathematical physics and engineering]. Moscow; Leningrad: Gos. izd-vo tekhniko-teoreticheskoy lit. [State Publishing House of Technical-Academic literature], 302 p. (in Russian)
15. **Tikhonov, A.N. and Arsenin, V.Y.** (1974). *Metody resheniya nekorrektnykh zadach* [Methods for the Solution of Ill-Posed Problems]. Moscow: Nauka, 239 p. (in Russian)
16. **Birger, I.A.** (1956). *Nekotorye matematicheskiye metody resheniya inzhenernykh zadach* [Some of the Mathematical Methods of Solving Engineering Problems]. Moscow: Oborongiz, 150 p. (in Russian)
17. **Birger, I.A.** (1961). *Kruglye plastinki i obolochki vrashcheniya* [Round Plates and Rotational Shells]. Moscow: Oborongiz, 368 p. (in Russian)

18. Khvorostukhin, L.A., Shishkin, S.V., Kovalyov, A.P. and Ishmakov, R.A. (1988). *Povysheniye nesushchey sposobnosti detaley mashin poverkhnostnym uprochneniyem* [The Enhancement of the Load Bearing Capacity of Machine Components by Surface Strengthening]. Moscow: Mashinostroyeniye, 144 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Shishkin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Moscow Aviation Institute, (National Research University), Moscow, Russia, ssshisha@yandex.ru.

Поступила в редакцию 21.02.2019
Принята в печать 21.05.2019

Received 21.02.2019
Accepted for publication 21.05.2019

ББК 05
Н 34
Св. план 2019

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 22, № 03, 2019
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 22, No. 03, 2019

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 21.05.19 г.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

11,5 усл. печ. л.

Заказ № 490 / 91

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 Респечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2018