

Том 23, № 01, 2020

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 23, No. 01, 2020

Издается с 1998 г.

Москва
2020

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

Главная редакция

Главный редактор: *Елисеев Б.П.*, заслуженный юрист РФ, проф., д. ю. н., ректор МГТУ ГА, Москва, Россия.

Зам. главного редактора: *Воробьев В.В.*, проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия.

Ответственные секретари главной редакции: *Наумова Т.В.*, доцент, к. филос. н., доцент кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;
Полешкина И.О., доцент, к. э. н., доцент кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия.

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Станислав Сзабо, PhD, Факультет авиационной техники, Технический университет в Кошице, Кошице, Словацкая Республика.

Сайт: <http://avia.mstuca.ru>

E-mail: vestnik@mstuca.aero

Тел.: +7 (499) 459-07-16

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

Chief Editorial Board

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

Members of the Chief Editorial Board:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Нечаев Е.Е., проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

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

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

Самохин А.В., д. т. н., проф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Editorial Council

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Evgeniy E. Nechaev, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

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

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

Aleksey V. Samokhin, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

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

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

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

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

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

Vladimir A. 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

Бачкало Б.И., Золотых В.И.

Метод формализации личностного фактора в эргатической системе 8

Bolelov E.A., Vasiliev O.V., Galaeva K.I., Ziabkin S.A.

Analysis of the height difference of the zero isotherm according to two temperature profilers 19

Галаева К.И.

Анализ результатов испытаний и сертификации метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны 28

Зоричев А.В., Пашенко Г.Т., Парфеновская О.А., Самойленко В.М., Головлева Т.И.

Сравнительное исследование защитных покрытий на термостойкость 41

Kuznetsov S.V.

Analysis of on-board wireless sensor network as an alternative to traditional wired network 49

Stecenko I.P., Parkhimovich A.V.

Passenger air transportation market in Europe 59

Чинючин Ю.М., Соловьев А.С.

Применение марковских процессов для анализа и управления эксплуатационной технологичностью летательного аппарата 71

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Куринный С.М.

Особенности испытаний парашютных систем в процессе их создания 84

Санько А.А., Шейников А.А., Тищенко Т.А., Смольский Д.А.

Использование метода локализации для расчета параметров робастного ПИД-регулятора для сервопривода беспилотного летательного аппарата 95

CONTENTS

TRANSPORT

Bachkalo B.I., Zolotykh V. I.	
The ergatic system personal factor formalizing method	8
Bolelov E.A., Vasiliev O.V., Galaeva K.I., Ziabkin S.A.	
Analysis of the height difference of the zero isotherm according to two temperature profilers	19
Galaeva K.I.	
Results analysis of the tests and certification of near-airfield meteorological radar complex	28
Zorichev A.V., Pashchenko G.T., Parfenovskaya O.A., Samoylenko V.M., Golovneva T.I.	
Comparative study of protective coatings for heat resistance	41
Kuznetsov S.V.	49
Analysis of on-board wireless sensor network as an alternative to traditional wired network	
Stecenko I.P., Parkhimovich A.V.	
Passenger air transportation market in Europe	59
Chinyuchin Yu.M., Solov'ev A.S.	
Application of Markov processes for analysis and control of aircraft maintainability	71

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Kurinnyy S.M.	
Features of parachute systems testing during their creation	84
Sanko A.A., Sheinikov A.A., Tishchenko T.A., Smolskiy D.A.	
The use of the localization method for calculation of the robust PID regulator parameters for unmanned aircraft servo motor	95

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 351.814.2

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-8-18

**МЕТОД ФОРМАЛИЗАЦИИ ЛИЧНОСТНОГО ФАКТОРА
В ЭРГАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ**

Б.И. БАЧКАЛО¹, В.И. ЗОЛОТЫХ¹

*¹Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия
им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия*

Причины большинства авиационных происшествий, произошедших с государственными воздушными судами в Российской Федерации, обусловлены проявлениями «личностного фактора» летного состава во время выполнения полетного задания. Однако учет и оценка влияния «личностного фактора» на защищенность авиационной системы в настоящее время проводится фрагментарно и системного характера не имеет. Это является фактором, препятствующим применению системного подхода к проблеме влияния человеческого фактора на безопасность полетов. В связи с этим возникает необходимость количественно оценивать влияние «личностного фактора» на безопасность предстоящего полета с целью снижения этого влияния. Решение этой задачи потребует определить набор наиболее существенных показателей безопасности предстоящего полета со стороны «личностного фактора» летчика и обоснованно определить величину каждого определенного показателя. Ввиду отсутствия известных авторам механизмов оценки, позволяющих решить стоящую задачу, в статье обоснована необходимость разработки инструмента количественной оценки влияния потенциальных угроз, связанных с социальными и психофизиологическими ограничениями человека-оператора на безопасность управляемой им эргатической системы. В результате лично-ориентированного подхода к оценке состояния защищенности системы, реализованного путем применения интегрального показателя, определяющего суммарную величину угроз состоянию эргатической системы со стороны личностного фактора конкретного человека-оператора – суммарного показателя опасности человека-оператора, и выработки критериев оценки степени влияния данного показателя на безопасность эргатической системы, получен универсальный инструмент оценки влияния личностного фактора на безопасность эргатической системы. Данный инструмент назван «Метод формализации личностного фактора в эргатической системе». Полученный метод позволяет разработать методику оценки влияния личностного фактора оператора применительно к любой эргатической системе, в том числе к системе «экипаж – воздушное судно».

Ключевые слова: эргатическая система, человек-оператор, личностный фактор, авиационная система, количественная оценка, опасный фактор.

ВВЕДЕНИЕ

Согласно официальной статистике причины большинства авиационных происшествий (АП), произошедших с государственными воздушными судами в Российской Федерации, обусловлены проявлениями личностного фактора (ЛФ) летного состава во время выполнения полетного задания. В связи с этим возникает необходимость в управлении ЛФ каждого летчика в аспекте его негативных проявлений. Но, в соответствии с основным постулатом менеджмента, управлять возможно только тем, что измеримо, поэтому необходимо оценивать влияние ЛФ летчика на защищенность авиационной системы (АС) от воздействия факторов опасности (ФО).

Таким образом, определена задача численной оценки влияния ЛФ на безопасность полетов. Для решения этой задачи необходимо иметь методический аппарат количественной оценки состояния защищенности АС от ФО, обусловленных проявлениями ЛФ летного состава.

Ввиду отсутствия известных авторам инструментов количественной оценки влияния на защищенность АС угроз, связанных с ЛФ авиационных специалистов, возникает необходимость в разработке метода, позволяющего учесть социальные и психофизиологические ограничения, связанные с участием человека в управлении эргатической системой. Целью настоящей статьи является доведение до научной общественности и специалистов в области безопасности полетов разработанного метода, позволяющего количественно учесть влияние потенциальных угроз, связанных с проявлениями ЛФ человека-оператора на безопасность управляемой им технической системой, который назван «Метод формализации личностного фактора в эргатической системе».

МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Системы, связанные с деятельностью человека, называются искусственными. В данном случае нас интересует система, которую человек создает в самом процессе труда для получения общественно-необходимого продукта. Такая система называется *эргатической системой* (от греч. "эргон" – работа) [1–4]. В зависимости от характера продукта труда они могут быть производственными, информационными, транспортными и т.п.

Эргатическая система (далее ЭС) – это любая система, работающая с участием человека. Одним из видов технической ЭС является система «человек-машина».

Существует несколько оснований классификаций ЭС. Так, в зависимости от числа действующих в них людей, различают моноэргатические (один оператор) и полиэргатические (несколько человек) системы. Представление о современной моноэргатической системе схематично показано на рис. 1.

По типу взаимодействия человека и машины различают системы непрерывного взаимодействия (например, система «экипаж – воздушное судно») и системы эпизодического взаимодействия (например, система «человек – компьютер»).

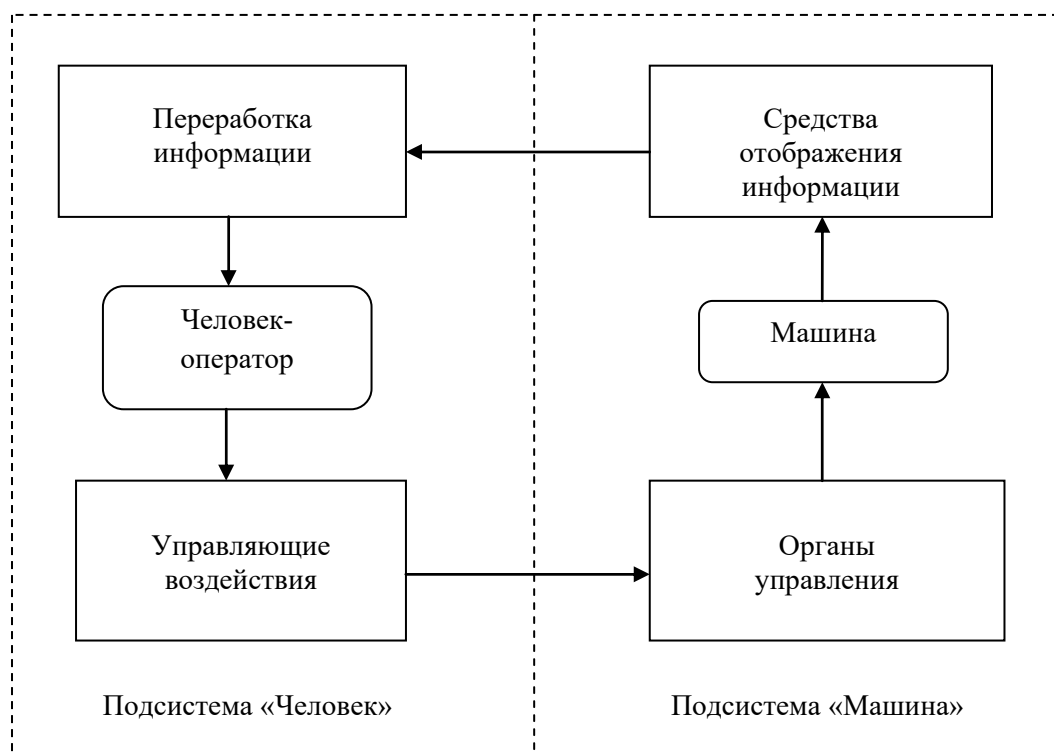


Рис. 1. Схема моноэргатической системы
Fig. 1. The monoergatic system scheme

Результатом функционирования ЭС выступает эргатическая функция. Эргатическая функция – сложная функция управления, составной элемент которой – человек-оператор. Одной из важнейших эргатических функций в [5] Е.А. Климовым выделена защита ЭС от помех и разрушений. Ввиду того, что современная ЭС – это человеко-машинная система, то при функционировании таких систем для реализации этой функции необходим учет человеческого фактора (далее ЧФ), то есть выделения аспектов, связанных с присутствием человека.

В данном случае необходимо рассматривать ЧФ в аспекте личностного фактора (далее ЛФ) человека-оператора. Под «личностным фактором» будем понимать набор социальных, физиологических и психологических возможностей и ограничений, присущих конкретному специалисту – индивидууму, представляющих собой потенциальную угрозу безаварийному функционированию ЭС.

В общем случае трагические события, причины которых обусловлены проявлениями ЛФ человека-оператора в ЭС, развиваются, как правило, по одному из двух путей развития ситуации:

- ошибочное решение, ставшее следствием неполной или искаженной информации о состоянии ЭС или низкой квалификации, которое приводит к неверным поступкам, которые, в свою очередь, становятся причиной развития или углубления аварийной ситуации;
- несанкционированные действия, которые расцениваются как преступные, ведущие к аварии или катастрофе.

Можно ли спрогнозировать и предотвратить негативные проявления социальных и психофизиологических аспектов, связанных с участием человека в управлении техническими системами? Иными словами, возможно ли «обуздать» ЛФ? Над решением этой проблемы пока без особых положительных результатов работают ученые многих стран на протяжении векового отрезка истории развития технического прогресса. В последнее время проблема влияния ЛФ на безопасность функционирования технических систем рассматривалась рядом исследователей [6–16].

По мнению авторов статьи решение обозначенной выше проблемы потребует применения личностно-ориентированного подхода к оценке состояния системы человек – машина [17]. Суть одной из задач, поставленной для решения этой проблемы, заключается в необходимости численной оценки или учета влияния ЛФ человека, участвующего в управлении ЭС, на безопасность этой системы. В таком аспекте проблема ЛФ широко не рассматривалась.

Прежде чем приступить к решению поставленной задачи, необходимо определить, что такое безопасность ЭС, ведь именно безопасность ЭС необходимо обеспечивать при ее функционировании.

Главной целью системы безопасности является сохранение целостности ЭС в процессе функционирования в результате защиты системы от воздействия внутренних и внешних угроз. Для удобства назовем угрозу ЭС термином «фактор опасности». В настоящей статье под *безопасностью любой эргатической системы понимается защищенность системы от воздействия факторов опасности, которая позволяет обеспечить целостность системы в процессе ее функционирования по назначению*. Под защищенностью следует понимать способность ЭС противостоять ФО с сохранением возможности функционировать по назначению в штатных и нештатных ситуациях. Данное определение дает возможность установить прямую зависимость между состоянием системы в процессе функционирования и воздействием на нее ФО.

Необходимо отметить, что безопасность или защищенность ЭС достигается в результате функционирования системы безопасности в двух контурах:

1. Система обеспечения безопасности ЭС, главной целью которой является создание необходимых условий для безаварийного функционирования ЭС по назначению.

2. Система управления безопасностью функционирования ЭС, предназначенная для компенсации влияния воздействия ФО на состояние ЭС в процессе ее функционирования по предназначению.

В настоящей статье речь идет об обеспечении безопасности ЭС. Очевидно, для того, чтобы достичь главной цели обеспечения безопасности ЭС, необходимо выявить все ФО, потенциально угрожающие безаварийному функционированию ЭС, и устранить их, если это реально возможно, или минимизировать их влияние на состояние ЭС до начала процесса функционирования ЭС по предназначению.

При решении задач защиты ЭС от ФО, связанных с ЛФ человека-оператора, возникает необходимость учета влияния ЛФ каждого конкретного индивидуума, выступающего в роли оператора в конкретной ЭС, будь то самолет, электростанция, поезд, буровая установка и т.д.

Представим абстрактную ЭС в виде модели, изображенной на рис. 2, где ЭС – система «человек-машина»;

$ЧО_i$ – i -й человек-оператор, участвующий в управлении ЭС;

n – количество операторов, допущенных к управлению данной ЭС.

В качестве оператора в ЭС могут выступать только штатные специалисты. Отсюда следует, что размерность n – конечна, поэтому задача по выявлению угроз системе, обусловленных ЛФ, – решаемая.

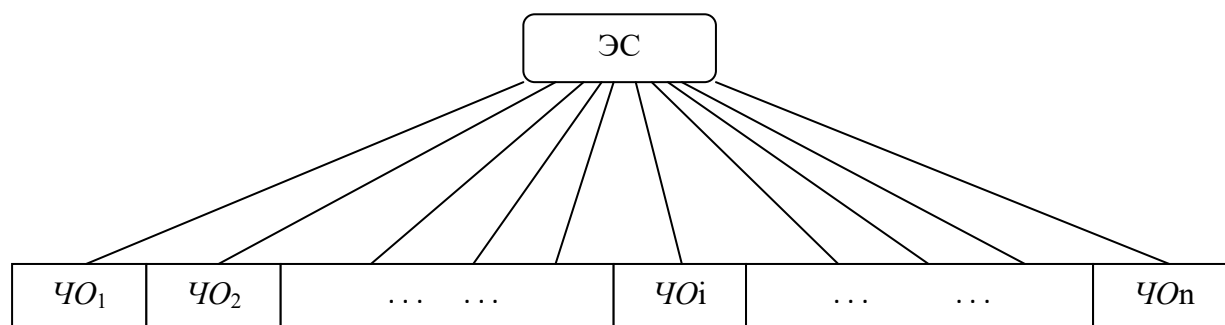


Рис. 2. Модель абстрактной эргатической системы
Fig. 2. Abstract ergatic system model

Учет влияния на состояние защищенности ЭС опасных факторов, связанных с личностью конкретного человека-оператора, как главного элемента ЭС, определяет необходимость разработки дополнительных критериев оценки уровня обеспечения безопасности ЭС, которые позволят объективно учесть влияние на безопасность системы показателей, связанных с такими явлениями, как:

- возникновение особой ситуации по вине человека-оператора (здесь под особой ситуацией понимается любая нештатная ситуация, перерастание которой в аварийную возможно предотвратить только своевременными, чаще всего неординарными действиями);
- ошибочные действия или бездействие при управлении ЭС;
- иные проявления недостаточного профессионализма при управлении ЭС;
- проявления недисциплинированности при управлении ЭС;
- иные несанкционированные действия при управлении ЭС;
- факты отстранения от управления ЭС;
- нечестность (сокрытие фактов возникновения особой ситуации) и т.д.

Для того, чтобы учесть влияние данных показателей на уровень обеспечения безопасности ЭС и увеличить количество достоверно известной информации о состоянии защищенности

ЭС, потребуется применить интегральный показатель, определяющий суммарную величину угроз состоянию ЭС со стороны ЛФ конкретного человека-оператора. Назовем этот показатель термином «суммарный показатель опасности человека-оператора».

Итак, *суммарный показатель опасности человека-оператора – это показатель, характеризующий потенциальную угрозу безопасности эргатической системы со стороны «личностного фактора» конкретного человека-оператора.* Численное значение суммарного показателя опасности человека-оператора (K_{oc}) напрямую зависит от негативных проявлений ЛФ конкретного индивида, задействованного в управлении ЭС. Очевидно, что на величину K_{oc} влияют все перечисленные выше проявления ЛФ.

Для того, чтобы вывести формулу K_{oc} , необходимо определить набор существенных для безопасности системы показателей потенциальной угрозы безопасности предстоящего этапа или цикла функционирования ЭС (показателей опасности K). Сумма значений показателей опасности даст величину, которую мы назвали «суммарный показатель опасности человека-оператора» – K_{oc} :

$$K_{oc} = K_1 + K_2 \dots + K_i \dots + K_n, \quad (1)$$

где K_{oc} – суммарный показатель опасности человека-оператора;
 K_i – i -й показатель опасности ЭС со стороны ЛФ человека-оператора;
 n – количество определенных показателей опасности.

Зададим диапазон изменений величины суммарного показателя опасности человека-оператора в определенной n области показателей K : величина K_{oc} может изменяться от 0 до 1. При $K_{oc} = 0$ угрозы состоянию ЭС со стороны ЛФ человека-оператора отсутствуют, при $K_{oc} = 1$ угрозы состоянию ЭС со стороны ЛФ человека-оператора определяются как максимально возможные.

Для удобства использования введем новый показатель, характеризующий человека-оператора, как источника потенциальных угроз безаварийному функционированию ЭС. Назовем этот показатель термином «уровень безопасности человека-оператора». Используя K_{oc} при определении величины уровня безопасности человека-оператора (U_{co}), мы получаем возможность учитывать влияние проявлений ЛФ человека-оператора на обеспечение безопасности ЭС. Для удобства применения численная величина уровня безопасности человека-оператора должна быть обратной численному значению суммарного показателя опасности человека-оператора. При максимальном значении $K_{oc} = 1$, уровень безопасности человека-оператора должен приобретать минимальное значение $U_{co} = 0$. И наоборот, при минимальном значении $K_{oc} = 0$, уровень безопасности человека-оператора должен приобретать максимальное значение. Переведем в проценты значение, обратное значению K_{oc} , и представим значение уровня безопасности человека-оператора в виде выражения (2):

$$U_{co} = (1 - K_{oc}) \cdot 100\%, \quad (2)$$

где U_{co} – уровень безопасности человека-оператора;
 K_{oc} – суммарный показатель опасности человека-оператора.

Очевидно, что величина U_{co} может меняться от 0% до 100%.

Далее для разработки метода формализации ЛФ в ЭС потребуется использовать введенный в употребление суммарный показатель опасности человека-оператора (K_{oc}). K_{oc} является показателем, величина которого напрямую зависит от негативных проявлений ЛФ конкретного человека-оператора. Для того, чтобы вставить в формулу (1) конкретные величины, необходимо:

1. Определить набор показателей потенциальной угрозы безопасности ЭС (показателей опасности K).

2. Обоснованно определить величину каждого показателя потенциальной угрозы безопасности ЭС, представленного в виде показателя опасности K .

Чтобы сформировать набор показателей потенциальной угрозы состоянию ЭС со стороны ЛФ человека-оператора, необходимо применить экспертные методы.

На первом этапе наиболее целесообразным является метод опроса. Важным условием получения достоверных оценок при применении методов экспертных оценок является формирование экспертной группы, т.к. от компетентности, креативности, конформизма, самокритичности экспертов зависит объективность и справедливость результатов экспертизы.

Опрос экспертов следует провести в два тура. Первый тур проводится в очной форме, индивидуально, способом интервьюирования-анкетирования. Основной задачей интервьюирования является определение наиболее существенных показателей потенциальной угрозы состоянию ЭС со стороны ЛФ человека-оператора. В ходе опроса следует делать упор на опыт опрашиваемых.

При проведении второго тура следует применить групповой вид экспертного опроса, в ходе которого ранее опрошенные индивидуально эксперты в процессе совместной дискуссии вырабатывают консолидированную позицию в отношении угроз состоянию ЭС со стороны ЛФ человека-оператора. В результате опроса экспертов должны быть определены существенные, с точки зрения большинства экспертов, показатели потенциальной угрозы безопасности ЭС со стороны ЛФ человека-оператора.

На втором этапе определенные в результате экспертного опроса показатели угрозы безопасности ЭС подвергаются процедуре субъективного шкалирования с применением шкалы Лайкерта. Это необязательно, но может быть целесообразным в том случае, если в результате рассогласованности мнений экспертов было определено неоправданно завышенное количество показателей.

Следующим этапом будет определение численной величины каждого определенного показателя, названного показателем опасности.

Причинно-обусловленные явления, признаки которых не поддаются точной количественной оценке, называют атрибутивными признаками. К числу таких явлений относятся проявления ЛФ человека-оператора, поэтому наибольшую трудность представляет обоснование весовой доли каждого показателя опасности. Для решения этой задачи следует использовать метод экспертных оценок, в частности, метод парных сравнений.

Методом парных сравнений определяется относительная значимость или весовая доля каждого определенного показателя опасности, иными словами, устанавливается степень влияния каждого показателя потенциальной угрозы со стороны ЛФ человека-оператора на состояние ЭС. Полученные численные величины, определяющие весовые доли каждого показателя опасности переводятся в проценты с таким расчетом, чтобы в сумме все определенные показатели давали 100%.

Следующим этапом будет определение текущих значений каждого показателя опасности в зависимости от зафиксированных фактов проявления того или иного негативного проявления ЛФ человека-оператора при управлении ЭС, определенные как показатели потенциальной угрозы состоянию ЭС. Для решения этой задачи необходимо использовать экспертные методы, в частности, метод опроса и метод балльных оценок.

Применение метода опроса компетентных экспертов позволит определить, сколько фиксированных значений должна иметь величина того или иного показателя опасности в зависимости от количества зафиксированных фактов проявления оцениваемого показателя ЛФ человека-оператора.

Затем определяется максимальное значение, которое может принимать оцениваемый показатель опасности. С учетом того, что максимальная величина $K_{оч} = 1$, и имея полученные весовые доли каждого показателя опасности, выраженные в процентах от максимального значения $K_{оч}$, получим максимальное значение оцениваемого показателя опасности в виде десятичной дроби, которое будет кратно полученному процентному эквиваленту оцениваемого показателя.

Потом методом балльных оценок определяются значения оцениваемого показателя опасности в зависимости от количества зафиксированных фактов проявления оцениваемого показателя ЛФ человека-оператора.

После этого, путем опроса компетентных экспертов, определяется срок влияния факта проявления оцениваемого показателя ЛФ человека-оператора на величину соответствующего показателя опасности.

Подобным образом следует определять значения каждого показателя опасности в зависимости от фактов проявления соответствующего показателя угрозы состоянию ЭС со стороны ЧФ оператора. Определенные таким образом значения каждого показателя опасности в сумме дадут численное значение суммарного показателя опасности $K_{оч}$, которое будет изменяться от 0 до 1.

Подставляя в формулу (2) полученное значение $K_{оч}$, вычисляем текущее значение уровня безопасности человека-оператора $U_{чо}$.

Завершающим этапом будет разработка критериев оценки влияния ЛФ человека-оператора на состояние защищенности ЭС. Для этого целесообразно использовать цветовую шкалу $U_{чо}$, состоящую, например, из 5 цветов: красного, оранжевого, синего, желтого и зеленого цветов.

При переходе к номинативной шкале (шкале наименований) красному цвету соответствует категория «уровень безопасности оператора $U_{чо}$ совсем не соответствует требованиям, предъявляемым к безопасности ЭС. Недопустимо».

Оранжевый цвет – «уровень безопасности оператора $U_{чо}$ в основном не соответствует требованиям, предъявляемым к безопасности ЭС. Условно допустимо».

Синий цвет – «уровень безопасности оператора $U_{чо}$ не в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к безопасности ЭС. Допустимо».

Желтый цвет – «уровень безопасности оператора $U_{чо}$ в основном соответствует требованиям, предъявляемым к безопасности ЭС. Вполне допустимо».

Зеленый цвет – «уровень безопасности оператора $U_{чо}$ в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к безопасности ЭС. Допустимо в первую очередь».

Затем необходимо распределить значения $U_{чо}$ по цветовой шкале. Для решения этой задачи следует применить метод экспертных оценок, в частности, балльный метод или метод непосредственной оценки.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Представленный метод соответствует требованиям, предъявляемым к механизму численной оценки угроз безопасности ЭС, связанных социальными и психофизиологическими возможностями и ограничениями человека, управляющего этой системой. Этапы полученного метода показаны на рис. 3. В основе метода формализации личностного фактора в эргатической системе лежат те же принципы, что и в методе формализации атрибутивных признаков, подробно описанного в работе [18].



Рис. 3. Этапы метода формализации личностного фактора в эргатической системе
Fig. 3. The ergatic system personal factor formalizing method stages

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, получив возможность определять численное значение K_{oc} в зависимости от фактов проявления ЛФ человека-оператора и выработав критерии оценки степени влияния данного показателя на безопасность ЭС, в зависимости от численного значения U_{co} , получен метод формализации личностного фактора в эргатической системе. Представленный в статье метод является универсальным инструментом, позволяющим разработать методику оценки влияния ЛФ оператора применительно к любой конкретной эргатической системе.

В заключение следует отметить, что данный метод взят за основу при разработке методического аппарата оценки состояния защищенности АС от факторов опасности, обусловленных проявлениями ЛФ авиационных специалистов из числа летного состава на безопасность полетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бусленко Н.П., Калашников В.В., Коваленко И.Н. Лекции по теории сложных систем. М.: Советское радио, 1973. 440 с.
2. Волкова В.Н., Денисов А.А. Теория систем. М.: Высшая школа, 2006. 511 с.
3. Дружинин В.В., Конторов Д.С. Системотехника. М.: Радио и связь, 1985. 200 с.
4. Зараковский Г.М., Павлов В.В. Закономерности функционирования эргатических систем. М.: Радио и связь, 1987. 232 с.
5. Климов Е.А. Введение в психологию труда: учебник для ВУЗов. М.: Культура и спорт, ЮНИТИ, 1998. 350 с.

6. Евдокимов В.Г. Мониторинг и обеспечение безопасности полетов с учетом изменения функциональных свойств и факторов рисков сложных технических систем: авиационных систем: дисс. ... док. тех. наук. СПб.: СПб ГУГА, 2013. 329 с.
7. Козлов А.С. Человеческий фактор и система обеспечения безопасности полетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 182. С. 84–88.
8. Козлов В.В. Человеческий фактор: психофизиологические опасные факторы полета и их профилактика: метод. пособие / В.В. Козлов, О.А. Косолапов, В.И. Зорилэ, И.И. Мединцев. М.: ООО Полиграф, 2000. 76 с.
9. Котик М.А., Емельянов А.М. Природа ошибок человека-оператора на примерах управления транспортными средствами: монография. М.: Транспорт, 1993. 252 с.
10. Королев Л.М. Психологическое обеспечение профессионального становления летного состава: монография. Монино: ВВА, 2000. 199 с.
11. Ноздрин В.И. Расширение понятия «человеческий фактор» // Проблемы безопасности полетов. 2001. № 4. С. 25–27.
12. Носов Н.А. Ошибки пилота: психологические причины. М.: Транспорт, 1990. 64 с.
13. Пономаренко В.А. Психология человеческого фактора в опасной профессии. Красноярск: Поликом, 2006. 629 с.
14. Пономаренко В.А. Психологический анализ летных происшествий и предпосылок к ним: метод. пособие. М.: Военное издательство, 1990. 56 с.
15. Розов С.А. Определение уровня безопасности полетов с учетом проявления человеческого фактора, внешней среды и безотказности авиационной техники: дис. ... канд. техн. наук. М.: МГТУ ГА, 2001. 225 с.
16. Усик И.В., Гаранина О.Д. Антропологические ограничения безопасности техники // Научные ведомости БГУ. Серия: Философия. Социология. Право. 2009. № 10 (65). С. 25–33.
17. Бачкало Б.И., Золотых В.И. Личностно-ориентированный подход при оценке и управлении состоянием безопасности полетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 4. С. 21–32. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-21-32
18. Бачкало Б.И., Золотых В.И. Метод формализации атрибутивных признаков // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 8–15. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-8-15

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бачкало Борис Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры боевой подготовки Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», bachkalo@list.ru.

Золотых Валерий Иванович, кандидат военных наук, доцент кафедры безопасности полетов Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», zolotikh-valeri@yandex.ru.

THE ERGATIC SYSTEM PERSONAL FACTOR FORMALIZING METHOD

Boris I. Bachkalo¹, Valeri I. Zolotikh¹

¹*Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", Voronezh, Russia*

The majority of reasons for aviation accidents that occurred with the state aircraft in the Russian Federation are due to the flight personnel manifestations of the "personality factor" during the flight mission. However, the aviation system security record and evaluation of "personality factor" influence is carried out fragmentarily at present and does not have a systemic character. This is

the factor that impedes the use of a systematic approach to the problem of the human factor influence on flight safety. In this regard, there is a need to quantify the "personality factor" impact on the safety of the upcoming flight in order to reduce this impact. The solution to this problem will require the determination of the most significant pilot's upcoming flight "personality factor" safety indicators set and a substantial description of each specific indicator value. Due to the lack of the assessment mechanisms to solve this problem which are known to the authors the article substantiates the need to develop a tool for the quantitative assessment of potential threats impact associated with the social and psychophysiological restrictions of a human-operator on ergatic system safety controlled by this person. As a result of a personality-oriented approach to assessing the state of system security, implemented by means of using an integral indicator determining the total threats magnitude of a particular human operator personality factor to the ergatic system state - the total human operator hazard indicator, and developing criteria for ergatic system safety this indicator influence degree; a universal tool for assessing the influence of the personality factor on ergatic system safety has been obtained. This tool is called the "The ergatic system personality factor formalizing method". The obtained method allows us to develop a methodology for assessing the influence of the operator's personality factor which is applicable to any ergatic system, including the system of "crew – aircraft".

Key words: ergatic system, human operator, personality factor, aviation system, quantitative assessment, hazardous factor.

REFERENCES

1. Buslenko, N.P., Kalashnikov, V.V. and Kovalenko, I.N. (1973). *Lektsii po teorii slozhnykh system* [Complex systems theory lectures]. Moscow: Sovetskoye radio, 440 p. (in Russian)
2. Volkova, V.N. and Denisov, A.A. (2006). *Teoriya system* [The theory of systems]. Moscow: Vysshayashkola, 511 p. (in Russian)
3. Druzhinin, V.V. and Kontorov, D.S. (1985). *Sistemotekhnika* [Engineering systems]. Moscow: Radio i svyaz, 200 p. (in Russian)
4. Zarakovskiy, G.M. and Pavlov, V.V. (1987). *Zakonomernosti funktsionirovaniya ergaticheskikh system* [Ergatic systems functioning patterns]. Moscow: Radio i svyaz, 232 p. (in Russian)
5. Klimov, E.A. (1998). *Vvedeniye v psikhologiyu truda: uchebnik dlya VUZov* [Labor psychology introduction: a textbook for high schools]. Moscow: Kultura i sport, YuNITI, 350 p. (in Russian)
6. Evdokimov, V.G. (2013). *Monitoring i obespecheniye bezopasnosti poletov s uchetom izmeneniya funktsionalnykh svoystv i faktorov riskov slozhnykh tekhnicheskikh system: aviatsionnykh sistem: dis. ... dok. tekhn. nauk* [Monitoring and flight safety promotion with regard to complex technical systems functional properties and risk factors changes: diss. ... doc. of technical sciences]. St.Petersburg: SPb GUGA, 332 p. (in Russian)
7. Kozlov, A.S. (2012). *The human factor as the main element in safety of flight system of*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 182, pp. 84–88. (in Russian)
8. Kozlov, V.V., Kosolapov, O.A., Zorile, V.I. and Medintsev, I.I. (2000). *Chelovecheskiy faktor: psikhofiziologicheskiye opasnyye factory poleta i ikh profilaktika: metodicheskoye posobiye* [The human factor: psychophysiological flight hazards and their prevention: methodological manual]. Moscow: LLC Polygraph, 76 p. (in Russian)
9. Kotik, M.A. and Emelyanov, A.M. (1993). *Priroda oshibok cheloveka-operatora na primerekh upravleniya transportnymi sredstvami: Monografiya* [The nature of human operator errors on the examples of vehicle management: Monograph]. Moscow: Transport, 252 p. (in Russian)
10. Korolev, L.M. (2000). *Psikhologicheskoye obespecheniye professionalnogo stanovleniya letnogo sostava: Monografiya* [Psychological support for the professional development of flight personnel]. Monino: VVA, 199 p. (in Russian)
11. Nozdrin, V.I. (2001). *Rasshireniye ponyatiya «chelovecheskiy faktor»* [The "human factor" concept extension]. Problemy bezopasnosti poletov [Flight safety problems], no. 4, pp. 25–27. (in Russian)
12. Nosov, N.A. (1990). *Oshibki pilota: psikhologicheskiye prichiny* [Psychological reasons for pilot errors]. Moscow: Transport, 64 p. (in Russian)
13. Ponomarenko, V.A. (2006). *Psikhologiya chelovecheskogo faktora v opasnoy professii* [A dangerous profession human factor psychology]. Krasnoyarsk: Polycom, 629 p. (in Russian)

14. Ponomarenko, V.A. (1990). *Psikhologicheskiy analiz letnykh proisshествiy i predposylok k nim: metodicheskoye posobiye* [Flight accidents and their prerequisites psychological analysis: methodological manual]. Moscow: Voennoyeizdatelstvo, 56 p. (in Russian)

15. Rozov, S.A. (2001). *Opredeleniye urovnya bezopasnosti poletov s uchetom proyavleniya chelovecheskogo faktora, vneshney sredy i bezotkaznost iaviatsionnoy tekhniki: dis. ...kand. tekhn. nauk* [The level of human factor, the external environment and the reliability of aircraft manifestation in flight safety determination: dissertation. ... candidate of technical sciences]. Moscow: MGTU GA, 225 p. (in Russian)

16. Usik, I.V. and Garanina, O.D. (2009). *Antropologicheskiye ogranicheniya bezopasnosti tekhniki* [Technical safety anthropological limitations]. Nauchnyye vedomosti BGU. Seriya: Filosofiya. Sotsiologiya. Pravo, no. 10 (65), pp. 25–33. (in Russian)

17. Bachkalo, B.I. and Zolotikh, V.I. (2019). *The personality-oriented approach in the evaluation and management of the flight safety conditions*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 4, pp. 21–32. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-21-32. (in Russian)

18. Bachkalo, B.I. and Zolotikh, V.I. (2019). *Method of attributive signs formalization*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, pp. 8–15. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-8-15. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Boris I. Bachkalo, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Professor of the Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", bachkalo@list.ru.

Valeri I. Zolotikh, Candidate of Military Sciences, the Associate Professor of the Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", zolotikh-valeri@yandex.ru.

Поступила в редакцию 28.11.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 28.11.2019
Accepted for publication 23.01.2020

UDC 551.:629.130

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-19-27

ANALYSIS OF THE HEIGHT DIFFERENCE OF THE ZERO ISOTHERM ACCORDING TO TWO TEMPERATURE PROFILERS

E.A. BOLELOV¹, O.V. VASILIEV², K.I. GALAEVA¹, S.A. ZIABKIN¹

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

²*JSC "International Aeronavigation Systems Concern", Moscow, Russia*

One of the main indicators characterizing the quality of meteorological support of flights is the justifiability of aviation weather forecasts and forecasts of dangerous weather phenomena. For the detection and prediction of dangerous meteorological weather phenomena are currently used very advanced systems, which include meteorological radar stations near the airfield zone. The reliability of the forecast of such dangerous weather events as icing, thunderstorms, hail, squally wind according to the information from the meteorological radar stations of the near airfield zone significantly depends on the data on the height of the zero isotherm. The correctness of the entered values of the zero isotherm position directly affects the probability of false alarms, and, consequently, the degree of justification of weather forecasts and forecasts of dangerous weather events. The source of information about the position of the zero isotherm can serve as radiosonde data of the atmosphere. However, the data of aerological radiosondeing of the atmosphere are not operational. In addition, at present, obsolete systems are used on Roshydromet aerological network in addition to fairly modern aerological radar systems. This, in conjunction with the sufficiently low cost of the network of aerological stations on the territory of the Russian Federation does not allow the operational use of radiosonde data to determine the height of the zero isotherm at a particular airport. An alternative source of information about the position of the zero isotherm for solving the problems of meteorological location are temperature profilers. Temperature Profiler refers to the remote means of measuring the parameters of the atmosphere, and the principle of its operation is based on the methods of radiometry. Use the temperature of a caliper can be operatively obtain information about the temperature profile at the airport and, therefore, it can be a source for weather radar data on the zero isotherm, and isotherm -22°C, which is also used to identify hazardous weather phenomena. In this paper, the spatial variability of the zero isotherm position is analyzed according to the data of two temperature profilers. As a result of experimental studies, it was determined that within a radius of about 10 kilometers from the installation site of the Profiler, the measured temperature profiles remain virtually unchanged. This result can be used in the development of methods of placement of meteorological support for flights at the airport. Of practical interest are similar studies for airfields located in the mountainous, coastal and other geographical regions of Russia.

Key words: temperature profiler, temperature profile, flight safety, meteorological support of flights, freezing level, weather hazard.

INTRODUCTION

According to the Federal Aviation Regulations¹, meteorological service is provided for the purpose of safety, regularity and response security of civil aviation flights. In view of this meteorological bulletins, weather forecasts, weather hazard (WH) forecasts, and other meteorological data are developed and provided to the relevant users, such as crews, air traffic management office, airfield service, etc., by airfield meteorological office (AMSC, AMC, etc). Forecast development for such WH as thunderstorms, storm rainfalls, icing, squall winds, hail precipitation, severe turbulence and wind shear largely relies on meteorological observation and measurement data. These measures are conducted at the airfield [1–3].

Notably sophisticated meteorological systems, such as short-distance airfield meteorological radars (SDAMR) are used with the aim of WH sighting and forecast. Veracity of meteorological observations, conducted by using SDAMR, and forecasts, provided on the ground of these searches, substantially depends on freezing level data. For instance, freezing level is used with the aim of thunderstorm, hail precipitation, squall winds, whirlwind identification and hydrometeor phase state recognition while radar observation. Input freezing level data authenticity broadly influences the

¹ FAR "Preparation and Implementation of Civil Aviation Flights of the Russian Federation". No 128. July, 31. 2009.

probability of SDAMR false alarms, and, consequently, meteorological forecast and WH forecast success rate degree.

Radiosonde observation data in the form of relative and irrelative baric topography maps might serve as a reference source in terms of freezing level. Besides that, temperature distribution data, which was received after every certain radiosonde output, may be used at the airfield, providing that aerologic radiosonde observation station is located over a distance of not more than 10 kilometers from the airfield fix point.

Along with that, it's necessary to notice that aerologic radiosonde observation data isn't investigative because radiosonde observation is conducted only twice a day, at 00:00 UTC and 12:00 UTC. Besides that, nowadays there are about 30 ARS (aerological radar systems) AVK, which have already run its course, along with sufficiently updated MARLA-(T), VEKTOR - M, RAM-1 (2) at the upper-air network of The Russian Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring. The nominative operational endurance of the greater part of ARS AVK is overdrawn greater than twice, in which connection technical specification of AVK frequently turns out not to match the updated standards of radiosonde systems.

Sufficiently serious challenge for the radiosonde network of the Russian Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring is a deficiency of highly qualified aerologists, which can't help but affect the quality of the meteorological data reduction. The conducted analysis of radiosonde observation data showed that the procedure and technical errors of the aerologists are not uncommon.

All the above in conjunction with sufficiently low full value of aerological stations network on the territory of the Russian Federation doesn't allow to use the radiosonde observation data with the aim of freezing level recognition at the certain airfield².

Temperature BGT, for instance, MTR-5, may serve as an alternative reference source in terms of a freezing level for the purpose of the solution to the problems of meteolocation. The microwave temperature BGT MTR-5 is the most admissible means of temperature distribution measurement, in contradistinction to SODAR and RASS [4-6] systems. It provides the measurement of temperature at the surface upward to 1000 meters with the discretization in 5 minutes [7-10]. Blending technique is used to derivate temperature distribution higher than 1000 m. This is the integration of temperature distribution observations. Temperature BGT MTR-5 is the investigative means of obtaining data on temperature distribution at the airfield and may serve as an extra data source in terms of freezing level for SDAMR or in terms of the freezing level -22°C, which is also used with the aim of WH identification.

Alongside this, pinpoint location of BGT requires answering the question: on what distance is its information representative for using it in radar data reduction algorithms? Answering this question allows us to form recommendations for recognition of an appropriate temperature BGT MTR-5 installation area at the airfield.

The present article covers the questions of freezing level spatial variability and height difference analysis, according to the data of the two BGT MTR-5.

FREEZING LEVEL ESTIMATED AND EXPERIMENTAL DATA INFLUENCE ON WEATHER HAZARD IDENTIFICATION

The updated SDAMR works in the mode SEGMENT alongside with the major mode SURVEY. The mode SEGMENT permits WH sighting in the segments of the aircraft taking-off and landing. Trial runs of SDAMR "Monocle", conducted in "Group of Companies "International Air Nav-

² Radiosonde plan. Federal State Budgetary Institution "Central Aerologic Observatory". Available at: <http://caontr.mipt.ru/monitor/stuff/upperair/upperair-rf2017> (accessed 25.10.2019).

igation Systems" showed the high WH forecast success rate degree of the present weather radar. Along with WH sighting (among others, wind shear and turbulence), this SDAMR precipitates the phase of hygrometeorological evolutions (snowfall, rainfall, ice rain, supercooled droplets, etc). Hydrometeor phase precipitating can be implemented in two ways:

- on the ground of dual polarization data (differential reflectivity, cross-correlation, differential phase shift);

- on the ground of vertically-integrated liquid water content data and temperature distribution at the weather radar installation point.

In terms of the second way WH forecast success rate degree, according to the data of SDAMR, largely depends on freezing level recognition accuracy (0°C and -22°C). Freezing level data is either accounted in SDAMR according to the data of the weather base at the airfield (temperature at the surface at the altitude of 2 meters and gradient of the temperature at the surface within the conditions of normal air $-6,5^{\circ}\text{C}/\text{km}$), or actual freezing level experimental value is set into the weather radar. Meanwhile, experimental freezing level data is with highest priority because it provides more qualitative solving of WH identification problems.

There is the weather events map according to the data of the SDAMR "Monocle" at Pulkovo airfield (17.07.2015) in Figure 1. Freezing level estimated data (2900 m) was used in the aim of the map development.

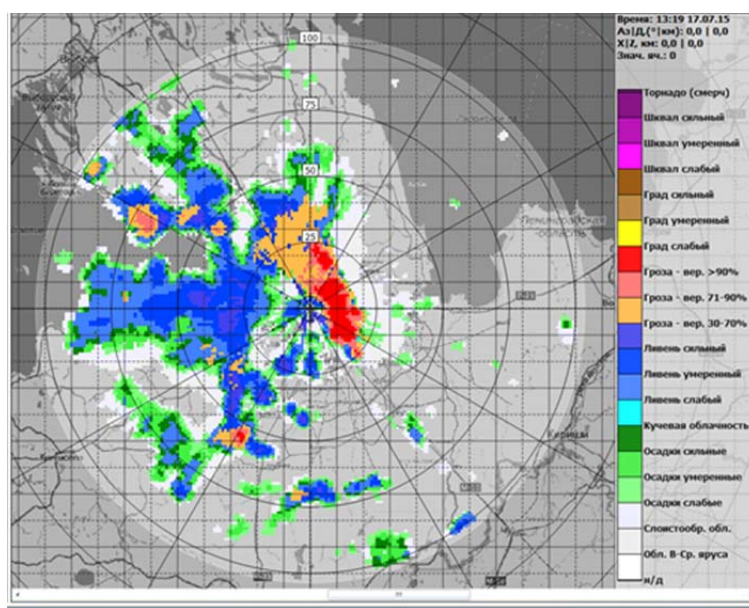


Fig.1. Map of meteorological phenomena according to MRLS BZ «Monocle» at the calculated freezing level

Some zones (marked with black) were missed in the SDAMR "Monocle" while using freezing level estimated data. Hail precipitation was being factually observed in these zones. Hail precipitation was identified according to DML-S of The Russian Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring meteoradar network data (Figure 2).

There is the weather events map according to the data of the SDAMR "Monocle" in Figure 3. Freezing level experimental data (2395 m) was used in the aim of the map development according to the temperature distribution data of upper-air sounding station ("Voeykovo" AS). The areas of hail precipitation storm centers according to the data of SDAMR "Monocle" coincided in space and time with the ones according to the data of DML - S while using freezing level experimental data.

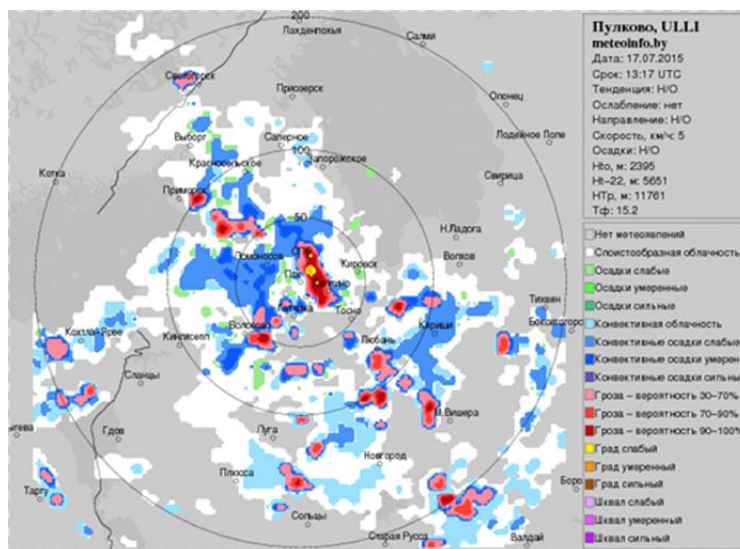


Fig. 2. Map of meteorological phenomena according to DMRL-C

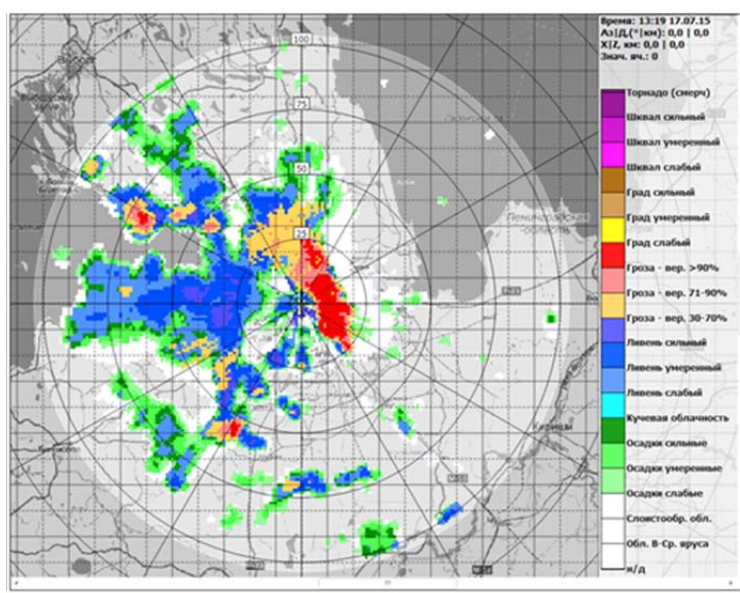


Fig. 3. Map of meteorological phenomena according to MRLS BZ «Monocle» at the actual freezing level

Thus, freezing level experimental data permit to avoid mistakes while identifying WH and to increase weather forecast success rate degree. This is utterly important for flight security at the airfield.

EXPERIMENTAL ESTIMATE OF FREEZING LEVEL SPATIAL VARIABILITY AT THE AIRFIELD

Experimental research was conducted in order to analyze the freezing level height difference and estimate the freezing level spatial variability according to the data of the two MTR-5. The BGT were spaced-apart. The two single -type temperature BGT were installed at "Orlovka" airfield and in the country of Abutkovo, Tver Region.



Fig. 4. Placement of temperature profilers MTR-5

The research was conducted in winter time (18.01.2019 – 18.02.2019). There is temperature BGT MTR-5 installation, demonstrated in Figure 4. BGT were spaced-apart at a distance of about 10 kilometers long.

While conducting the experimental research and handling its data, they didn't take the following cases into consideration:

- when the freezing level was registered near the ground (up to dozens of degrees)
- there was frontal passage, because frontal zones are distinct in remarkable changes in the temperature at the surface (up to dozens of degrees).

With this in mind, handling the experiment data was being conducted for a sampling size of 161 measurements. Handling of the two temperature BGT data resulted in the following:

- the maximum value of the freezing level height differences is 600 m;
- the minimum value of the freezing level height differences is -200 m;
- the mid-value of the freezing level height differences is 27,64 m;
- the standard deviation of the freezing level height differences is 169,64 m.

There is a histogram of the freezing level height differences proportioning, according to the data of the two MTR-5 in Figure 5.

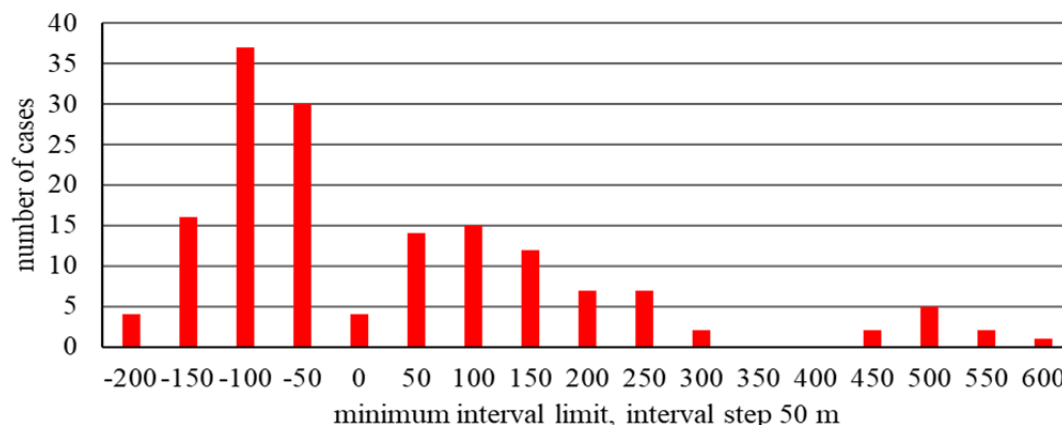


Fig. 5. Histogram of the distribution of the height difference of the freezing level according to two MTR-5

It should be noted that it's important to take into account the changes in the freezing levels at two points during the advective heat transfer while setting the freezing level data into SDAMR. Such cases were not detected in the present sample.

Thus, the experimental data shows us that the freezing level height difference varies within a relatively narrow range - from -200 m to 600 m. The roughness of the freezing level height differences deviation (more than 200 m in absolute value) is 12 %. These results permit to make an important conclusion. There is a practical possibility of using the one temperature BGT MTR-5 data within a radius of 10 km from its installation point with the aim of setting the derived values of the freezing level height into SDAMR. Derived data (from one MTR-5) may be used for estimating the hydrometeor phase in meteoradar at the airfield in the segments of the aircraft taking-off and landing, including the detection of possible icing areas.

CONCLUSION

The conducted experimental research showed us that using the two temperature BGT permits to prolong obtained temperature distribution values in the radius of 10 km from the installation area and to apply obtained temperature distribution values of one of them while carrying take-off and landing manoeuvres out. Along with that, experimental research was conducted in the winter period and for the certain district in Tver Region. Further experimental researches in different seasons and in different regions of the Russian Federation are of some practical interest. Besides that, the methods of detecting the spatial and temporal changes in the temperature distribution according to the results of some temperature BGT MTR-5 measurements is also of some practical interest [12–13]. More accurate freezing level data might be derived by a complex handling of temperature BGT (such as BGT) data and the results of temperature distribution measurement during the certain radiosonde output at the airfield. Using the Unmanned Aerial Vehicle as the means of the radiosonde getting up is the most appropriate way in these purposes [14].

REFERENCES

1. **Bogatkin, O.G.** (2009). *Osnovy aviatsionnoy meteorologii* [Fundamentals of Aviation Meteorology]. St.Petersburg: Ed. RGGMU, 339 p. (in Russian)
2. **Bogatkin, O.G.** (2010). *Aviatsionnyye prognozy pogody: uchebnoye posobie* [Aviation Weather Forecasts]. 2nd ed., ster., St.Petersburg: BHV-Petersburg, 288 p. (in Russian)
3. **Seleznev, V.P.** (2018). *Meteorologicheskoe obespechenie poletov* [Meteorological Support of Flights]. Moscow: Knizhnyy dom «LIBROKOM», 190 p. (in Russian)
4. **Emeis, S., Munkel, C., Vogt, S., Muller, W.J. and Schafer, K.** (2004). *Atmospheric boundary-layer structure from simultaneous SODAR, RASS and ceilometer measurement*. Atmospheric Environment, vol. 38, no. 2, pp. 273–286.
5. **Keder, J.** (1999). *Detection of inversions and mixing height by REMTECH PA2 Sodar in comparison with collocated radiosonde measurement*. Meteorology and Atmospheric Physics, vol. 71, iss. 1/2, pp. 133–138. DOI: 10.1007/s007030050051
6. **Walezewski, J. and Feleksi-Bielak, M.** (1988). *Diurnal variation of characteristic sodar and the diurnal change of atmospheric stability*. Atmospheric Environment, vol. 22, no. 2, pp. 1793–1800.
7. **Kadygrov, E.N.** (2009). *Microwave radiometry of atmospheric boundary layer: method, equipment, and applications*. Optika atmosfery i okeana, vol. 22, no. 7, pp. 697–704. (in Russian)
8. **Kadygrov, E.N., Kuznetsova, I.N., Ganshin, E.V., Gorelik, A.G., Knyazev, A.K., Miller, E.A., Nekrasov, V.V., Tochilkina, T.A. and Shaposhnikov, A.N.** (2017). *Modern experience of using ground-based microwave radiometric systems for the study of atmospheric parameters*. Optika atmosfery i okeana, vol. 30, no. 6, pp. 502–508. DOI: 10.15372/AOO20170609. (in Russian)

9. Kadygrov, E.N., Ganshin, E.V., Miller, E.A. and Tochilkina, T.A. (2015). *Ground-based microwave temperature profilers: potential and experimental data*. Atmospheric and ocean optics, vol. 28, no. 6, pp. 521–528. DOI: 10.1134/S102485601506007X
10. Kuznetsova, I.N., Kadygrov, E.N., Miller, E.A. and Nahaev, M.I. (2012). *Characteristics of lowest 600 m atmospheric layer temperature on the basis of MTP-5 profiler data*. Optika atmosfery i okeana, vol. 25, no. 10, pp. 877–883. (in Russian)
11. Galaeva, K.I., Bolelov, E.A., Khuberman, B.I., Yeshchenko, A.A. and Daletskiy, S.V. (2018). *Justification of tasks, solved by near-airfield meteorological radar complex*. Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, no. 20 (331), pp. 74–81. (in Russian)
12. Reshetov, V.D. (1973). *Izmenchivost meteorologicheskikh elementov v atmosfere* [Variability of Meteorological Elements in the Atmosphere]. Leningrad: Gidrometeoizdat, 215 p. (in Russian)
13. Borisenko, M.M. (1974). *Vertikalnye profily vetra i temperatury v nizhnikh sloyakh atmosfery* [Vertical Profiles of Wind and Temperature in the Lower Atmosphere]. Trudy GGO [Proceedings of the Main Geophysical Observatory], iss. 320, 205 p. (in Russian)
14. Bolelov, E.A., Korablev, Y.N., Baranov, N.A., Demin, S.S. and Yeshchenko, A.A. (2018). *Integrated processing of meteorological data in a mobile airfield complexes of meteorological and sounding of the atmosphere*. Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, vol. 20 (331), pp. 82–92. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Eduard A. Bolelov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Technical Maintenance of Aircraft Radio-electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.bolelov@mstuca.aero.

Oleg V. Vasiliev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Designer – Head of Direction JSC “International Aeronavigation Systems Concern” (IANS), vas_ov@mail.ru.

Ksenia I. Galaeva, Postgraduate Student of Technical Maintenance of Aircraft Radio-electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ks.galaeva@mail.ru.

Sergey A. Ziabkin, Postgraduate Student of Technical Maintenance of Aircraft Radio-electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.zyabkin@ians.aero.

АНАЛИЗ РАЗНОСТИ ВЫСОТ НУЛЕВОЙ ИЗОТЕРМЫ ПО ДАННЫМ ДВУХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПРОФИЛЕМЕРОВ

Э.А. Болелов¹, О.В. Васильев², К.И. Галаева¹, С.А. Зябкин¹

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

²АО «Концерн «Международные аэронавигационные системы», г. Москва, Россия

Одним из основных показателей, характеризующих качество метеорологического обеспечения полетов, является оправдываемость авиационных метеопрогнозов и прогнозов опасных метеорологических явлений погоды. Для обнаружения и прогноза опасных метеорологических явлений погоды в настоящее время используются весьма совершенные системы, к которым относятся метеорологические радиолокационные станции ближней аэродромной зоны. Достоверность прогноза таких опасных метеоявлений, как обледенение, грозы, град, шквалистый ветер по информации от метеорологических радиолокационных станций ближней аэродромной зоны в существенной степени зависит от данных о высоте нулевой изотермы. Корректность введенных значений положения нулевой изотермы напрямую влияет на вероятность ложных тревог, а следовательно, и на степень оправдываемости метеопрогнозов и прогнозов опасных метеоявлений. Источником информации о положении нулевой изотермы могут служить данные радиозондирования

атмосферы. Однако данные аэрологического радиозондирования атмосферы не являются оперативными. Кроме этого, в настоящее время на аэрологической сети Росгидромета помимо достаточно современных аэрологических радиолокационных систем используют морально устаревшие системы. Сказанное, в совокупности с достаточно низкой плотностью сети аэрологических станций на территории Российской Федерации, не позволяет оперативно использовать данные радиозондирования для определения высоты нулевой изотермы на конкретном аэродроме. Альтернативным источником информации о положении нулевой изотермы для решения задач метеолокации являются температурные профилемеры. Температурный профилемер относится к дистанционным средствам измерения параметров атмосферы, а принцип его работы основан на методах радиометрии. С помощью температурного профилемера можно оперативно получать информации о профиле температуры на аэродроме и, следовательно, он может выступать источником необходимых для метеорологической радиолокационной станции данных о нулевой изотерме, а также о изотерме -22°C , которая тоже используется для идентификации опасных метеоявлений. В настоящей статье проведен анализ пространственной изменчивости положения нулевой изотермы по данным двух температурных профилемеров. В результате экспериментальных исследований определено, что в радиусе около 10 километров от места установки профилемера измеренные профили температуры остаются практически неизменными. Этот результат может быть использован при разработке методик размещения средств метеорологического обеспечения полетов на аэродроме. Практический интерес также представляют аналогичные исследования для аэродромов, расположенных в горных, приморских и других географических регионах России.

Ключевые слова: температурный профилемер, профиль температуры, безопасность полетов, метеорологическое обеспечение полетов, нулевая изотерма, опасные метеоявления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Богаткин О.Г.** Основы авиационной метеорологии. СПб.: Изд.РГГМУ, 2009. 339 с.
2. **Богаткин О.Г.** Авиационные прогнозы погоды: учеб. пособие. 2-е изд. стер. СПб.: БХВ-Петербург, 2010. 288 с.
3. **Селезнев В.П.** Метеорологическое обеспечение полетов. М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2018. 190 с.
4. **Emeis S.** Atmospheric boundary-layer structure from simultaneous SODAR, RASS and ceilometer measurement / S. Emeis, C. Munkel, S. Vogt, W.J. Muller, K. Schafer // *Atmospheric Environment*. 2004. Vol. 38, no. 2. Pp. 273–286.
5. **Keder J.** Detection of inversions and mixing height by REMTECH PA2 Sodar in comparison with collocated radiosonde measurement // *Meteorology and Atmospheric Physics*. 1999. Vol. 71, iss. 1/2. Pp. 133–138. DOI: 10.1007/s007030050051
6. **Walezewski J.** Diurnal variation of characteristic sodar and the diurnal change of atmospheric stability / J. Walezewski, M. Feleksi-Bielak // *Atmospheric Environment*. 1988. Vol. 22, no 2. Pp. 1793–1800.
7. **Кадыгров Е.Н.** Микроволновая радиометрия атмосферного пограничного слоя: метод, аппаратура, результаты измерений // *Оптика атмосферы и океана*. 2009. Т. 22, № 7. С. 697–704.
8. **Кадыгров Е.Н.** Современный опыт использования данных наземных микроволновых радиометрических систем для измерения параметров атмосферы / Е.Н. Кадыгров, И.Н. Кузнецова, Е.В. Ганьшин, А.Г. Горелик, А.К. Князев, Е.А. Миллер, В.В. Некрасов, Т.А. Точилкина, А.Н. Шапошников // *Оптика атмосферы и океана*. 2017. Т. 30, № 6. С. 502–508. DOI: 10.15372/AOO20170609
9. **Кадыгров Е.Н.** Наземные микроволновые температурные профилемеры: потенциал и реальность / Е.Н. Кадыгров, Е.В. Ганьшин, Е.А. Миллер, Т.А. Точилкина // *Оптика атмосферы и океана*. 2015. Т. 28, № 6. С. 521–528. DOI: 10.15372/AOO20150604
10. **Кузнецова И.Н.** Характеристики температуры в нижнем 600-метровом слое по данным дистанционных измерений приборами МТП-5 / И.Н. Кузнецова, Е.Н. Кадыгров, Е.А. Миллер, М.И. Нахаев // *Оптика атмосферы и океана*. 2012. Т. 25, № 10. С. 877–883.

11. Галаева К.И. Обоснование задач, решаемых метеорологическим радиолокационным комплексом ближней аэродромной зоны / К.И. Галаева, Э.А. Болелов, И.Б. Губерман, А.А. Ещенко, С.В. Далецкий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 20 (331). С. 74–81.

12. Решетов В.Д. Изменчивость метеорологических элементов в атмосфере. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 215 с.

13. Борисенко М.М. Вертикальные профили ветра и температуры в нижних слоях атмосферы // Труды ГГО. 1974. Вып. 320. 205 с.

14. Болелов Э.А. Комплексная обработка метеоинформации в аэродромных мобильных комплексах метеолокации и зондирования атмосферы / Ю.Н. Кораблев, Н.А. Баранов, С.С. Демин, А.А. Ещенко // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 20. С. 82–92.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Болелов Эдуард Анатольевич, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, e.bolelov@mstuca.aero.

Васильев Олег Валерьевич, доктор технических наук, профессор, главный конструктор – руководитель направления АО «Концерн «Международные аэронавигационные системы», vas_ov@mail.ru.

Галаева Ксения Игоревна, аспирантка кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, ks.galaeva@mail.ru.

Зябкин Сергей Алексеевич, аспирант кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, s.zyabkin@ians.aero.

Поступила в редакцию 05.11.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 05.11.2019
Accepted for publication 23.01.2020

УДК 551.508.855

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-28-40

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ И СЕРТИФИКАЦИИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА БЛИЖНЕЙ АЭРОДРОМНОЙ ЗОНЫ

К.И. ГАЛАЕВА¹

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

В статье представлены решаемые задачи, характерные особенности, тактико-технические характеристики, возможное размещение и область применения метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны. Произведен анализ результатов сравнения метеорологических радиолокационных данных метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны с достоверными источниками метеорологической информации, полученных в ходе предварительных, приёмочных, сертификационных испытаний. Описаны особенности проведения в ходе испытаний валидации метеорологических радиолокационных данных метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны, а именно: опасных метеорологических явлений (ливни разной интенсивности, грозы вероятности 30–70 %, 71–90 %, > 90 %, град разной степени интенсивности, шквал различной интенсивности), скорости и направления перемещения облачных образований, векторного поля скорости. Показаны примеры сопоставления данных метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны с данными из априорно достоверных источников информации в виде карт, графиков и таблиц. Показано, что результаты данных метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны получены в ходе испытаний и сертификации с охватом тёплого и холодного периодов года, объём выборки является статистически значимым (кроме выборки для оценки качества построения векторного поля скорости по самолётным и радиолокационным данным ввиду особенности пространственно-временного сопоставления данных двух указанных источников). Установлено, что метеорологический радиолокационный комплекс ближней аэродромной зоны обеспечивает приемлемое в соответствии с требованиями качество построения карт метеорологических явлений, векторного поля скорости и оценку вектора перемещения облачных образований. В статье проиллюстрированы результаты статистического анализа данных метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны, полученные автором статьи лично. Анализ метеорологических данных метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны осуществлён в целях дальнейшей эксплуатации метеорологического радиолокационного комплекса ближней зоны аэродрома.

Ключевые слова: метеорологический радиолокатор, ближняя зона аэродрома, опасные явления погоды, векторное поле скорости, вектор смещения облачных образований, испытания и сертификация, валидация метеорологических данных.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время метеорологические радиолокаторы являются источником данных о метеорологических явлениях и параметрах с высокой дискретностью во времени и пространстве. Повсеместное внедрение метеолокаторов в XX в. обеспечило дальнейшее развитие метеорологии в направлении изучения явлений погоды, а также предоставило возможность использования метеорологических радиолокационных данных в синоптической практике и в прогностических моделях погоды [1–6]. В свою очередь, наблюдение за гидрометеорологическими образованиями при помощи радиолокационного метода измерений напрямую повлияло на развитие мезометеорологии, изучающей мезомасштабные явления погоды, а именно: грозовые и градовые очаги, фронты порывов, шквалы, смерчи, бризы, конвективные ячейки, суперячейки [7–9]. Благодаря данным метеорологического радиолокатора стало возможным количественно интерпретировать обнаруживаемые осадки на больших площадях [10–12]. В настоящее время оперативно функционирует множество метеорологических радиолокационных систем с различными тактико-техническими характеристиками [13–15], однако существует потребность в создании малогабаритных метеорологических радиолокаторов, которые в том числе смогут работать в отдалённых

регионах Российской Федерации [16]. Малогабаритные метеорологические радиолокаторы могут устанавливаться между крупногабаритными – на базе оперативно работающих метеолокаторов Росгидромета [17]. При этом существует положительный опыт объединения метеорологических радиолокаторов с различными тактико-техническими характеристиками [18,19]

Организацией ОАО «Бортовые аэронавигационные системы» был разработан МРЛК БАЗ, предназначенный для создания радиолокационного метеорологического поля в ближней зоне аэродрома. Создание отечественного МРЛК БАЗ отвечает современным требованиям импортозамещения.

НАЗНАЧЕНИЕ, ЗАДАЧИ, ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ МРЛК БАЗ

МРЛК БАЗ обеспечивает предоставление метеорологической информации метеорологическим службам и подразделениям аэродромов различных видов авиации и другим потребителям радиолокационной метеорологической информации.

МРЛК БАЗ решает следующие задачи в соответствии с требованиями, изложенными в источнике¹:

- 1) обнаружение и классификация метеорологических явлений при круговом и секторном обзорах пространства;
- 2) оценка координат и размеров обнаруженных метеообъектов и явлений;
- 3) обнаружение зон опасной турбулентности и сдвига ветра с приоритетом в секторах взлета и посадки воздушных судов;
- 4) оценка направления и скорости перемещения обнаруженных метеообъектов.

Характерными особенностями МРЛК БАЗ являются:

- предоставление метеорологических радиолокационных данных о ветровых характеристиках, а именно векторное поле скорости, сдвиги ветра (горизонтальный и вертикальный), удельная скорость диссипации турбулентной энергии;
- предоставление метеорологической информации для режимов «ОБЗОР» и «СЕКТОР», позволяющее повысить эффективность работы беспилотных летательных аппаратов и других воздушных судов [20, 21].

Основные тактико-технические характеристики МРЛК БАЗ представлены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Основные тактико-технические характеристики МРЛК БАЗ
The main tactical and technical characteristics of MRLK BAZ

Наименование характеристики	Значение
Мощность излучения в импульсе	100 Вт
Рабочая частота	9330-9375 МГц
Тип антенны	Щелевая антенная решётка с горизонтальной поляризацией
Ширина ДНА	3° 15' x 3° 15'
Метеорологический радиолокационный потенциал	не менее 250 дБ
Размеры	диаметр – 115 см; высота – 110 см
Масса	не более 75 кг

Таким образом, представленные в табл. 1 низкие массо-габаритные характеристики метеорологического радиолокационного комплекса позволяют устанавливать МРЛК БАЗ на базе

¹ Наставление по метеорологическому обеспечению гражданской авиации Российской Федерации (НМО ГА-95). М.: Росгидромет, 1995. 156 с.

грузопассажирского длиннобазового автомобиля с высокой крышей для осуществления временных наблюдений (рис. 1). Другое возможное размещение МРЛК БАЗ – на крышах административных и других зданий, специальных мачтах (вышках) – рис. 2. Для установки МРЛК БАЗ необходима ровная горизонтальная площадка размером не менее 750х750 мм, обеспечивающая надёжную установку МРЛС с помощью штатного крепёжного комплекта.



Рис. 1. Размещение МРЛК БАЗ на базе грузопассажирского длиннобазового автомобиля
Fig. 1. The placement of MRLK BAZ on the basis of a cargo-passenger long-base vehicle



Рис. 2. Размещение МРЛК БАЗ на специальной мачте (вышке)
Fig. 2. The placement of MRLK BAZ on a special mast (tower)

Областью применения МРЛК БАЗ являются аэродромы, посадочные площадки, площадки приземления, районы возможных чрезвычайных ситуаций.

ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И СЕРТИФИКАЦИИ МРЛК БАЗ

Для проверки приемлемой идентификации метеорологических явлений и корректного определения величин метеорологических характеристик и параметров на одном из этапов предварительных, приемочных, сертификационных испытаний метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны проводилась непосредственная валидация метеорологических радиолокационных данных МРЛК БАЗ с данными из априорно достоверных источников. За достоверные источники были приняты: наземные метеорологические станции, в том числе аэрологические (далее – МС), сертифицированные локаторы сети Росгидромет (далее – МРЛС), гронопеленгаторы, данные AMDAR.

Для определения порядка и правил валидации перед предварительными, приемочными и сертификационными испытаниями МРЛК БАЗ организацией ОАО «Бортовые аэронавигационные системы» были разработаны методики валидации данных метеорологических радиолокационных комплексов ближней зоны (далее – Методика) в соответствии с разделом 8.1 источника², разделом 11 источника³ и была согласована со структурами Росгидромета Российской Федерации.

В Методике представлены особенности валидации (или пространственные, временные и качественные правила сопоставления) следующей метеорологической информации:

- классифицированные метеорологические явления - опасные явления погоды (ливни; грозы вероятности 30-70%, 71-90%, >90%; град разной степени интенсивности, шквал различной интенсивности, торнадо (смерч));

² Временные методические указания по использованию информации доплеровского метеорологического радиолокатора ДМРЛ-С в синоптической практике. М., 2014. 110 с.

³ Временные методические указания по использованию информации доплеровского метеорологического радиолокатора ДМРЛ-С в синоптической практике. М., 2017. 121 с.

- скорость и направление перемещения метеорологических явлений;
- векторное поле скорости.

В качестве примера сопоставления данных о классифицируемых метеорологических явлениях из различных источников продемонстрированы карта метеоявлений в ячейках МРЛК БАЗ с 25-км окрестностями относительно МС – рис. 3 и объединённая карта метеоявлений в ячейках локаторов сети Росгидромет – рис. 4.

Согласно Методике грозы, наблюдаемые на МС, подтверждаются данными МРЛК БАЗ в случае их диагностирования в 25-км окрестности относительно МС (т.е. гроза разной степени вероятности является оправдавшейся по данным МРЛК БАЗ). Цветовые градации шкал метеорологических явлений соответствуют друг другу.

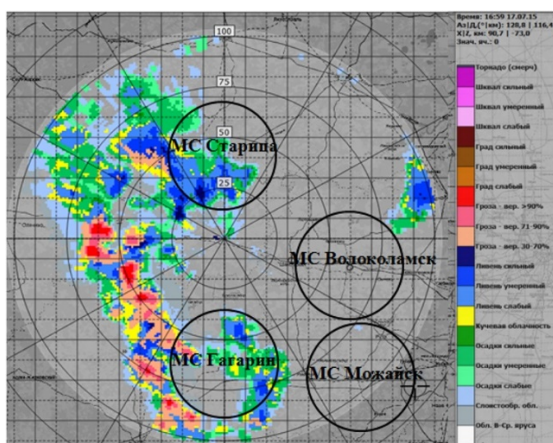


Рис. 3. Карта метеорологических явлений в ячейках МРЛК БАЗ 17.07.2015 г. 16:59 UTC. Пункт размещения – аэродром «Орловка». Чёрные окружности – 25-км радиусы относительно наземных метеостанций

Fig. 3. The map of meteorological phenomena in the cells of the MRLK BAZ 07/17/2015 16:59 UTC. The placement point – Orlovka airfield. Black circles – 25km radii relative to terrestrial weather stations

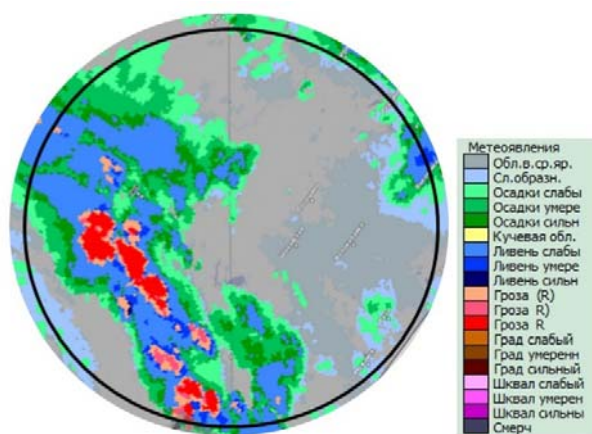


Рис. 4. Карта метеоявлений МРЛС 17.07.2015 г. 17:00 UTC. Чёрная окружность – масштаб дальности 100- км МРЛК БАЗ относительно аэродрома «Орловка»

Fig. 4. The map of meteorological phenomena of MRLC 07/17/2015 17:00 UTC. The black circle is the range scale of 100 km of MRLK BAZ relative to the Orlovka airfield

Согласно данным журнала КН-01 на МС Старица и Гагарин наблюдались грозы между синоптическими сроками (с 15:00 до 18:00 UTC). Таким образом, наблюдавшиеся по данным МС грозы подтвердились данными МРЛК БАЗ и данными МРЛС.

При анализе качества построения вектора перемещения метеоявлений по данным МРЛК БАЗ сопоставлялись полученные алгоритмически из радиальной скорости значения скорости и направления перемещения и рассчитанные значения скорости и направления перемещения метеоявлений по двум соседним кадрам по времени.

Полученные диаграммы статистики разности значений характеристик скорости перемещения метеоявлений представлены на рис. 5, 6 (скорость и направление перемещения метеоявлений соответственно).

Таким образом, значения среднего смещения оценок скорости и направления перемещения составило минус 0,75 м/с и минус 0,05° (составляют для скорости и направления около 10% значений оцениваемого параметра). Следовательно, оценки скорости и направления перемещения метеоявлений в МРЛК БАЗ по данным доплеровской радиальной скорости являются несмещёнными.

При анализе векторного поля скорости к сопоставлению привлекались МРЛК БАЗ, размещённого в г. Красногорск, и данные аэрологического зондирования (далее – АЭ) п. Долгопрудный, включающие в себя данные о ветровых характеристиках.

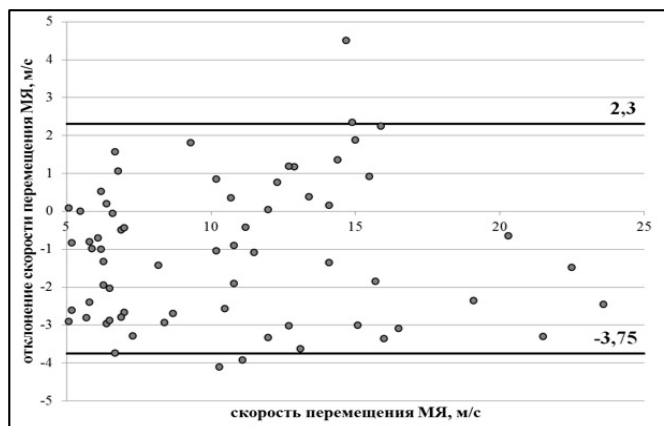


Рис. 5. Диаграмма выборки разностей оценок скорости перемещения метеоявлений в зависимости от их значения по данным карты метеоявлений

Fig. 5. The diagram of the differences sample that estimates the weather phenomena movement velocity depending on their value according to the map of weather phenomena

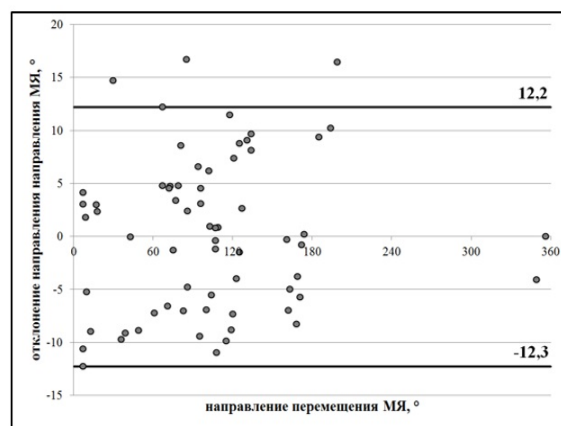


Рис. 6. Диаграмма выборки разностей оценок направления перемещения метеоявлений в зависимости от их значения по данным карты метеоявлений

Fig. 6. The diagram of the differences sample that estimates the weather phenomena movement direction depending on their value according to the map of weather phenomena

Местонахождение МРЛК БАЗ и аэрологической станции в г. Долгопрудный представлено на рис. 7.

На рис. 8–11 представлены примеры профилей скорости и направления ветра по данным аэрологического зондирования и МРЛК БАЗ (по оси ординат указана середина высотного слоя толщиной 1 км, например, значение 500 метров соответствует диапазону высот от 0 метров до 1000 метров).

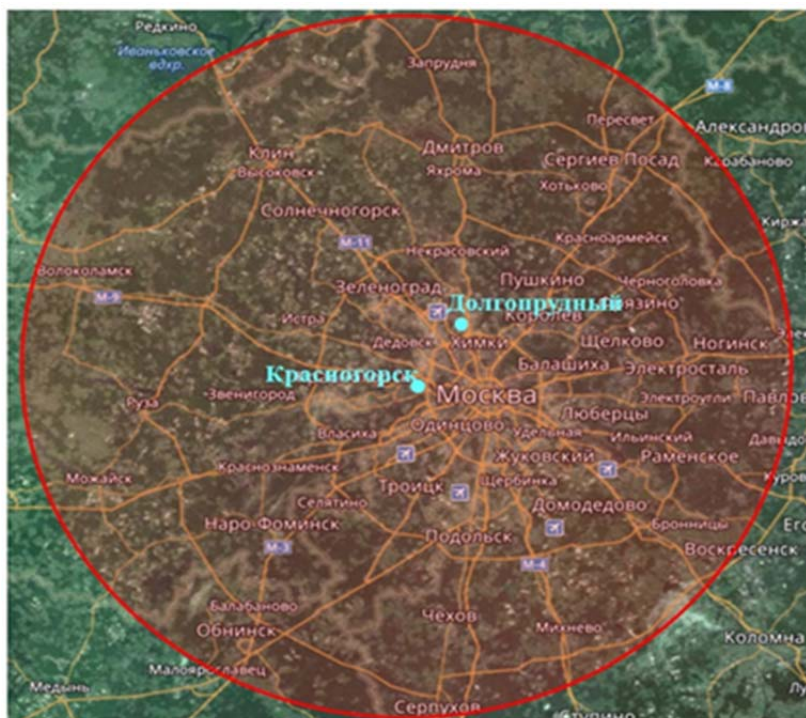


Рис. 7. Местонахождение МРЛК БАЗ «Красногорск» с 100-км радиусом действия (показано красным цветом) и аэрологической станции «Долгопрудный» (показано голубым цветом)

Fig. 7. The location of MRLK BAZ Krasnogorsk with a radius of 100 km (shown in red) and the Dolgoprudny aerological station (shown in blue)

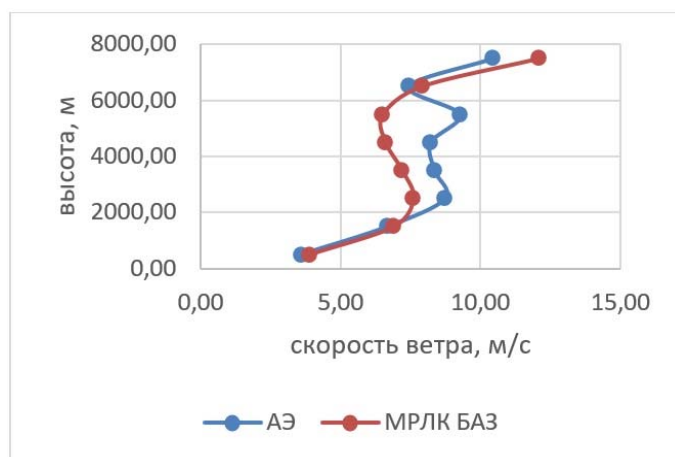


Рис. 8. Профили скорости ветра по данным аэрологического зондирования «Долгопрудный» и МРЛК БАЗ «ЦВКГ им. А.А. Вишневого» от 15.05.2018 г. 12:00 UTC

Fig. 8. The profiles of wind velocity according to the data of aerological sounding “Dolgoprudny” and MRLK BAZ “Vishnevsky TsVKG” 05/15/2018 12:00 UTC

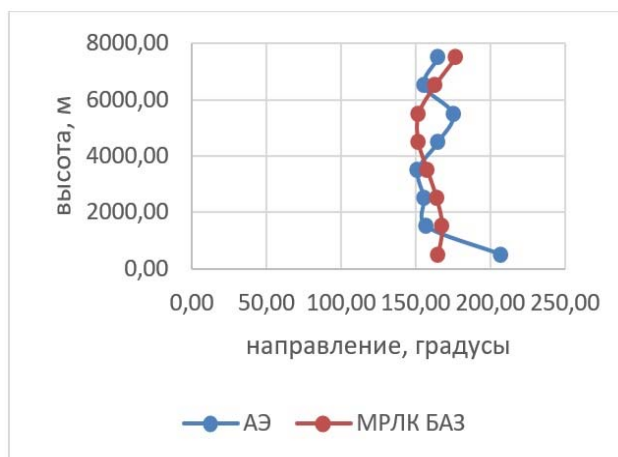


Рис. 9. Профили направления ветра по данным аэрологического зондирования «Долгопрудный» и МРЛК БАЗ «ЦВКГ им. А.А. Вишневого» от 15.05.2018 г. 12:00 UTC

Fig. 9. The profiles of wind direction according to the data of aerological sounding “Dolgoprudny” and MRLK BAZ “Vishnevsky TsVKG” 05/15/2018 12:00 UTC

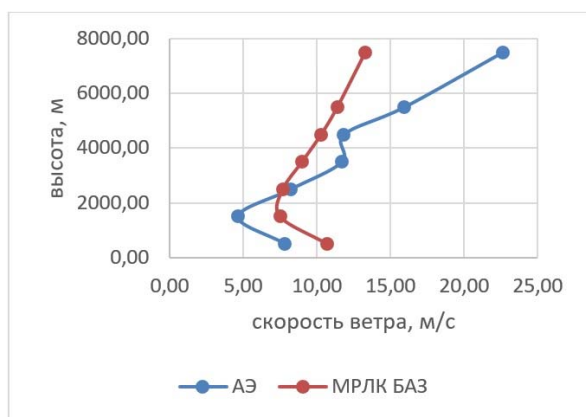


Рис. 10. Профили скорости ветра по данным аэрологического зондирования «Долгопрудный» и МРЛК БАЗ «ЦВКГ им. А.А. Вишневого» от 16.09.2018 г. 12:00 UTC

Fig. 10. The profiles of wind velocity according to the data of aerological sounding “Dolgoprudny” and MRLK BAZ “Vishnevsky TsVKG” 09/16/2018 12:00 UTC

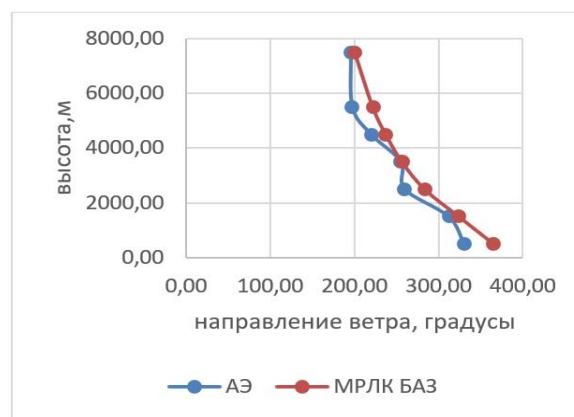


Рис. 11. Профили направления ветра по данным аэрологического зондирования «Долгопрудный» и МРЛК БАЗ «ЦВКГ им. А.А. Вишневого» от 16.09.2018 г. 12:00 UTC

Fig. 11. The profiles of wind direction according to the data of aerological sounding “Dolgoprudny” and MRLK BAZ “Vishnevsky TsVKG” 09/16/2018 12:00 UTC

Итак, анализ скорости и направления ветра по данным аэрологического зондирования и МРЛК БАЗ показал, что среднее значение разности скорости ветра составило -0.32 м/с, стандартное отклонение 4.70 м/с, что удовлетворяет требованиям⁴ (не превышает 2.5 м/с и 5 м/с соответственно); среднее значение разности направления ветра составило -1.34° , стандартное отклонение 35.77° , что удовлетворяет требованиям (не превышает 30° и 45° соответственно).

⁴ Авиационные правила. Часть 170. Сертификация оборудования аэродромов и воздушных трасс (АП-170). Том II. Сертификационные требования к оборудованию аэродромов и воздушных трасс. Изд. 3. М., 2013. 217 с.



Рис. 12. Местонахождение МРЛК БАЗ «Санкт-Петербург» с 100-км радиусом действия (показано чёрным пунктиром) и аэродрома Пулково (показано красным цветом)

Fig. 12. The location of the MRLK BAZ “St. Petersburg” with a radius of 100 km (shown with a black dotted line) and the airfield Pulkovo (shown in red)

В ходе валидации векторного поля скорости к сопоставлению также привлекались данные МРЛК БАЗ, размещённого в г. Санкт-Петербург и сводки AMDAR, включающие в себя данные о ветровых характеристиках в окрестностях аэродрома Пулково. Местонахождение МРЛК БАЗ и аэродрома Пулково представлено на рис. 12.

В ходе валидации был осуществлён расчёт разности значений скорости и направления ветра по данным AMDAR и МРЛК БАЗ, выборка составила 10 случаев, что говорит о её статистической незначимости в связи с особенностями пространственно-временного сопоставления данных двух источников информации – МРЛК БАЗ и AMDAR.

Как видим, среднее значение разности скорости ветра по данным МРЛК БАЗ и AMDAR составило 1.66 м/с, что удовлетворяет требованиям⁴ – не превышает 3 м/с; среднее значение разности направления ветра составило 14.51°, что удовлетворяет требованиям⁴ – не превышает 30°.

АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ВАЛИДАЦИИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ДАННЫХ

Для оценки эффективности работы МРЛК БАЗ был организован сбор статистических данных с охватом тёплого и холодного периодов года.

Количественная характеристика выборки, используемая в оценке эффективности работы МРЛК БАЗ, представлена в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Объём выборки, используемый в оценке эффективности работы МРЛК БАЗ
The sample size used in performance assessment of the MRLK BAZ

№ п/п	Наименование	Число случаев
1	Общее количество принятых к рассмотрению случаев метеорологических явлений (от слабого ливня до умеренного града)	596
2	Выборка для оценки качества построения векторного поля скорости (АЭ и МРЛК БАЗ)	228
3	Выборка для оценки качества построения векторного поля скорости (AMDAR и МРЛК БАЗ)	10
4	Выборка для анализа качества оценки вектора перемещения облачных образований по радиальной скорости	66

Результаты обработки статистических данных для тёплого и холодного периодов года представлены в табл. 3.

Таблица 3
Table 3

Результаты обработки статистических данных МРЛК БАЗ для тёплого
и холодного периодов года
The results of processing statistical data of the MRLK BAZ for the warm
and cold periods of the year

№ п/п	Наименование	Значение
1	Оправдываемость обнаружения опасных явлений погоды (ливни, грозы, град):	86.07%
2	ливни	84.7%
3	грозы	88.6%
4	град	100%
5	Вероятность ложных тревог опасных явлений погоды (грозы, град)	0.01%
6	Среднее значение разности скорости ветра (АЭ-МРЛК БАЗ), м/с	-0.32
7	Среднее значение разности направления ветра (АЭ-МРЛК БАЗ), °	1.34
8	Среднее значение разности скорости ветра (AMDAR-МРЛК БАЗ), м/с	1.66
9	Среднее значение разности направления ветра (AMDAR-МРЛК БАЗ), °	14.51
10	Пределы ошибок в оценках скорости перемещения явлений по доплеровским данным	не более ± 3 м/с
11	Среднее значение смещения оценок скорости перемещения облачных образований	0.75 м/с (оценка скорости не-смещённая)
12	Пределы ошибок в оценках направления перемещения явлений по доплеровским данным	не более $\pm 30^\circ$
13	Среднее значение смещения оценок направления перемещения облачных образований	-0.05° (оценка направления не-смещённая)

Таким образом, было установлено, что МРЛК БАЗ обеспечивает качество построения карт метеорологических явлений и векторного поля скорости, оценку направления и скорости перемещения не ниже оценки «удовлетворительно», выполняя требования^{4,5}.

На основании проведённого статистического анализа, можно сделать статистически обоснованный вывод о приемлемом качестве работы малогабаритного метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны МРЛК БАЗ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Итак, в настоящее время создан, испытан и сертифицирован уникальный отечественный метеорологический радиолокационный комплекс ближней зоны аэродрома МРЛК БАЗ с низ-

⁵ Методические указания по производству метеорологических радиолокационных наблюдений на ДМРЛ-С на сети Росгидромета. СПб., 2013. 164 с.

кими массо-габаритными характеристиками. Комплекс в полной мере соответствует современным международным и отечественным требованиям, формирует всю номенклатуру метеорологического радиолокационного продукта в удобном для потребителя виде. Основным преимуществом комплекса является его высокая автономность, возможность применения на аэродромах государственной и гражданской авиации в стационарном, а также в мобильном варианте - на временных аэродромах, вертолетных площадках, в районах применения беспилотной авиации, авиации МЧС. Для метеообеспечения взлета и посадки летательных аппаратов впервые реализован специализированный режим «СЕКТОР», отличающийся формированием ветровых характеристик с повышенной точностью.

На основании проведенного статистического анализа можно сделать статистически обоснованный вывод о приемлемом качестве работы малогабаритного метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны.

Оперативность, детальность и достоверность представляемой МРЛК БАЗ метеорологической информации выводит метеообеспечение на новый качественный уровень и существенно повысит безопасность полетов отечественной авиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вельтищев Н.Ф., Степаненко В.М. Мезометеорологические процессы: учеб. пособие. М.: Географический факультет МГУ, 2007. 127 с.
2. Гущина Д.Ю. Синоптическая метеорология. Атмосферные фронты: учеб. пособие. М.: МГУ, 2013. 103 с.
3. Богаткин О.Г. Основы авиационной метеорологии: учебник. СПб.: РГГМУ, 2009. 339 с.
4. Иванова А.Р. Опыт верификации численных прогнозов влажности и оценка их пригодности для прогноза зон обледенения воздушных судов // Метеорология и гидрология. 2009. № 6. С. 33–46.
5. Fabry F. Radar meteorology: principles and practice. Cambridge University Press, 2015. 256 p. DOI: <https://doi.org/10.1017/CBO9781107707405>
6. Kumjian R.M. Weather Radars // Remote Sensing of Clouds and Precipitation. Springer International Publishing. February 2018. Pp. 15–63. DOI: 10.1007/978-3-319-72583-3_2
7. Bruning E.C. Formation of charge structures in a supercell / E.C. Bruning, W.D. Rust, D.R. MacGorman, M.I. Biggerstaff, T.J. Schuur // Monthly Weather Review. 2010. Vol. 138, iss. 10. Pp. 3740–3761. DOI: 10.1175/2010MWR3160.1
8. Emersic C., Saunders C.P.R. Further laboratory investigations into the relative diffusional growth rate theory of thunderstorm electrification // Atmospheric Research. 2010. Vol. 98, iss. 2–4. Pp. 327–340. DOI:10.1016/j.atmosres.2010.07.011
9. Albrecht B., Fang M., Ghate V. Exploring stratocumulus cloud-top entrainment processes and parameterizations by using doppler cloud radar observations // Journal of the Atmospheric Sciences. 2016. Vol. 73, iss. 2. Pp. 729–742. DOI: <https://doi.org/10.1175/JAS-D-15-0147.1>
10. Koistinen J., Hohti H., Pohjola H. Diagnosis of precipitation detection range. AMS, 2005. 3 p. (Prepr. / 32nd International Conference on Radar Meteorology).
11. Nanding N., Rico-Ramirez M.A. Precipitation Measurement with Weather Radars. The Handbook of Environmental Chemistry. Springer, Berlin, Heidelberg, November 2019. Pp. 1–24. DOI: 10.1007/698_2019_404

- 12. Boodoo S.** Quantitative precipitation estimation from a C-band dual-polarized radar for the 8 July 2013 flood in Toronto / S. Boodoo, D. Hudak, A. Ryzhkov, P. Zhang, N. Donaldson, D. Sills, J. Reid // *Journal of Hydrometeorology*. 2015. Vol. 16. Pp. 2027–2044.
- 13. Ефремов В.С.** Поляризационный доплеровский метеорологический радиолокатор С-диапазона со сжатием импульсов [Электронный ресурс] / В.С. Ефремов, Б.М. Вовшин, И.С. Вылегжанин, В.В. Лаврукевич, Р.М. Седлецкий // *Журнал радиоэлектроники*. 2009. № 10. URL: <http://jre.cplire.ru/iso/oct09/6/text.html#1> (дата обращения: 29.10.2019).
- 14. Battaglia A.** G band atmospheric radars: a new frontier in cloud physics / A. Battaglia, C.D. Westbrook, S. Kneifel, P. Kollias, N. Humpage, U. Löhnert, J. Tyynelä, G.W. Petty // *Atmospheric Measurement Techniques*. 2014. Vol. 7, iss. 6. Pp. 1527–1546. DOI: <https://doi.org/10.5194/amt-7-1527-2014>
- 15. Bechini R., Baldini L., Chandrasekar V.** Polarimetric radar observations of the ice region of precipitation clouds at C-band and X-band radar frequencies // *Journal of Applied Meteorology and Climatology*. 2013. Vol. 52. Pp. 1147–1169. DOI: <https://doi.org/10.1175/JAMC-D-12-055.1>
- 16. Жуков В.Ю., Щукин Г.Г.** Состояние и перспективы сети метеорологических радиолокаторов [Электронный ресурс] // *Дистанционное зондирование атмосферы и земных покровов, радиометеорология*. РРВ-24. 2014. Т. 3. С. 133–136. URL: <http://rrv.iszf.irk.ru/sites/default/files/conf2014/articles/tom3/133-136.pdf> (Дата обращения 01.11.2019).
- 17. Немудрый К.В.** Аэродромы и аэропорты как один из элементов системы региональной авиации России [Электронный ресурс] // *Труды МАИ*. 2008. Вып. 75. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/3d8/3d861abaea6eacea2d677527b4fe34ca.pdf> (Дата обращения: 01.11.2019).
- 18. Istok M., Crum T.** WSR-88D and TDWR-SPG data status and plans [Электронный ресурс] // *National Weather Service. Family Of Services. Partners Meeting*. Phoenix, AZ. 15 January 2009. URL: https://www.roc.noaa.gov/WSR88D/PublicDocs/Level_II/FOS_011509.pdf (дата обращения: 16.11.2018).
- 19. Germann U.** Triggering Innovation: The latest MeteoSwiss Alpine weather Radar Network, Rad4Alp / U. Germann, J. Figueras, M. Gabella, A. Hering, I. Sideris and B. Calpini // *Meteorological technology international*. April 2016. Pp. 62–65.
- 20. Галаева К.И.** Обоснование требований к современным метеорологическим локаторам ближней зоны аэродрома // *Перспективные бортовые радиоэлектронные комплексы и системы: сборник трудов XIV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвящённые памяти Н.Е. Жуковского»*. Москва, 13–14 апреля 2017. ОАО «Бортовые аэронавигационные системы». Москва, 2017. С. 45–48.
- 21. Галаева К.И.** Обоснование задач, решаемых метеорологическим радиолокационным комплексом ближней аэродромной зоны / К.И. Галаева, Э.А. Болелов, И.Б. Губерман, А.А. Ещенко, С.В. Далецкий // *Научный вестник ГосНИИ ГА*. 2018. № 20 (331). С. 74–81.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Галаева Ксения Игоревна, аспирантка кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, ks.galaeva@mail.ru.

RESULTS ANALYSIS OF THE TESTS AND CERTIFICATION OF NEAR-AIRFIELD METEOROLOGICAL RADAR COMPLEX

Ksenia I. Galaeva¹

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

ABSTRACT

The article presents the tasks, characteristic features, tactical and technical characteristics, the possible location and scope of the near-airfield meteorological radar complex. The analysis is made of the comparison of meteorological radar data from the near-airfield meteorological radar complex with reliable sources of meteorological information obtained during preliminary, acceptance, certification tests. The features of carrying out during the validation tests of meteorological radar data of the near-airfield meteorological radar complex are described, namely: dangerous meteorological phenomena (showers of different intensities, thunderstorms with a probability of 30-70%, 71-90%, > 90%, hail of varying degrees of intensity, squall of different intensities), velocity and direction of movement of cloud formations, vector velocity field. Examples of comparing the data of the near-airfield meteorological radar complex with data from a priori reliable sources of information are shown in the form of maps, graphs and tables. It is shown that the data of the near-airfield meteorological radar complex were obtained during testing and certification covering the warm and cold periods of the year, the sample size is statistically significant (except for the sample to assess the vector velocity field from data of aircraft and radar due to the spatial-temporal features comparing data from the two indicated information sources). It was established that the near-airfield meteorological radar complex provides acceptable in accordance with the requirements the construction quality of meteorological phenomena maps, the vector velocity field and the estimation of the cloud formations movement vector. The article illustrates the results of the statistical analysis of the data of the near-airfield meteorological radar complex, obtained personally by the author of the article. Analysis of meteorological data of the near-airfield meteorological radar complex was carried out with the aim of further exploitation of the near-airfield meteorological radar complex.

Key words: weather radar, near-airfield, dangerous weather phenomena, velocity vector field, cloud formations movement vector, tests and certification, meteorological data validation.

REFERENCES

1. Veltishchev, N.F. and Stepanenko, V.M. (2007). *Mezometeorologicheskiye protsessy: uchebnoye posobie*. [Mesometeorological processes: Training manual]. Moscow: Geographical faculty of MSU Publ., 127 p. (in Russian)
2. Gushchina, D.Yu. (2013). *Sinopticheskaya meteorologiya. Atmosfernyye fronty: uchebnoye posobie*. [Synoptic meteorology. Atmospheric fronts: Training manual]. Moscow: Geographical faculty of MSU Publ., 103 p. (in Russian)
3. Bogatkin, O.G. (2009). *Osnovy aviatsionnoy meteorologii: uchebnik*. [Fundamentals of Aeronautical Meteorology: Textbook]. St.Petersburg: RGGMU, 339 p. (in Russian)
4. Ivanova, A.R. (2009). *An experience of the humidity forecasts verification and assessment of their applicability in forecasting of the aircraft icing zones*. Meteorology and hydrology, vol. 34, no. 6, pp. 354–363. DOI: 10.3103/S106837390906003X
5. Fabry, F. (2015). *Radar meteorology: principles and practice*. Cambridge University Press, 253 p. DOI: <https://doi.org/10.1017/CBO9781107707405>
6. Kumjian, R.M. (2018). *Weather Radars. Remote Sensing of Clouds and Precipitation*. Springer International Publishing, pp. 15-63. DOI: 10.1007/978-3-319-72583-3_2
7. Bruning, E.C., Rust, W.D., MacGorman, D.R., Biggerstaff, M.I. and Schuur, T.J. (2010). *Formation of charge structures in a supercell*. Monthly Weather Review, vol. 138, issue 10, pp. 3740–3761. DOI: 10.1175/2010MWR3160.1

8. **Emersic, C. and Saunders, C.P.R.** (2010). *Further laboratory investigations into the relative diffusional growth rate theory of thunderstorm electrification*. Atmospheric Research, vol. 98, issues 2-4, pp. 327–340. DOI:10.1016/j.atmosres.2010.07.011
9. **Albrecht, B., Fang, M. and Ghate, V.** (2016). *Exploring stratocumulus cloud-top entrainment processes and parameterizations by using doppler cloud radar observations*. Journal of the Atmospheric Sciences, vol. 73, issue 2, pp. 729–742. DOI: <http://doi.org/10.1175/JAS-D-15-0147.1>
10. **Koistinen, J., Hohti, H. and Pohjola, H.** (2005). *Diagnosis of precipitation detection range*. Preprints, 32nd International Conference on Radar Meteorology. AMS, 3 pp.
11. **Nanding, N. and Rico-Ramirez, M.A.** (2019). *Precipitation Measurement with Weather Radars*. The Handbook of Environmental Chemistry. Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 1–24. DOI: 10.1007/698_2019_404
12. **Boodoo, S., Hudak, D., Ryzhkov, A., Zhang, P., Donaldson, N., Sills, D. and Reid, J.** (2015). *Quantitative precipitation estimation from a C-band dual-polarized radar for the 8 July 2013 flood in Toronto*. Journal of Hydrometeorology, no. 16, pp. 2027–2044.
13. **Efremov, V.S. Vovshin, B.M., Vylegzhanin, I.S., Lavrukevich, V.V. and Sedletskiy, R.M.** (2009). *C-band polarized Doppler meteorological radar with pulse compression*, Journal of Radio Electronics no. 10. Available at: <http://jre.cplire.ru/iso/oct09/6/text.html#1> (accessed 29.10.2019). (in Russian)
14. **Battaglia, A., Westbrook, C.D., Kneifel, S., Kollias, P., Humpage, N., Löhnert, U., Tyynelä, J. and Petty, G.W.** (2014). *G band atmospheric radars: a new frontier in cloud physics*. Atmospheric Measurement Techniques, vol. 7, issue 6, pp. 1527–1546. DOI: <https://doi.org/10.5194/amt-7-1527-2014>
15. **Bechini, R., Baldini, L. and Chandrasekar, V.** (2013). *Polarimetric radar observations of the ice region of precipitation clouds at C-band and X-band radar frequencies*. Journal of Applied Meteorology and Climatology, vol. 52, pp. 1147–1169. DOI: <https://doi.org/10.1175/JAMC-D-12-055.1>
16. **Zhukov, V.Yu. and Shchukin, G.G.** (2014). *Status and prospects of weather radar network*. Remote sensing of atmosphere and Earth surface, radio meteorology, vol. 3, pp. 133–136. Available at: <http://rrv.iszf.irk.ru/sites/default/files/conf2014/articles/tom3/133-136.pdf> (accessed 01.11.2019). (in Russian)
17. **Nemudryy, K.V.** (2008). *Aerodromy i aeroporty kak odin iz elementov sistemy regionalnoy aviatsii Rossii* [Airfields and airports as one of the elements of the regional aviation system of the Russian Federation]. Trudy MAI [Proceedings of MAI], issue 75. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/3d8/3d861abaea6eacea2d677527b4fe34ca.pdf> (accessed 01.11.2019). (in Russian)
18. **Istok, M. and Crum, T.** (2009). *WSR-88D and TDWR-SPG data status and plan*. National Weather Service. Family of Services. Partners Meeting. Phoenix, AZ. Available at: https://www.roc.noaa.gov/WSR88D/PublicDocs/Level_II/FOS_011509.pdf (accessed 16.11.2018).
19. **Germann, U., Figueras, J., Gabella, M., Hering, A., Sideris, I. and Calpini, B.** (2016). *Triggering Innovation: The latest MeteoSwiss Alpine weather Radar Network, Rad4Alp*. Meteorological technology international, pp. 62–65.
20. **Galayeva, K.I.** (2017) *Obosnovanie trebovaniy k sovremennym meteorologicheskim lokatoram blizhney zony aerodrome* [Justification of requirements for modern weather radar of the near-airfield] *Perspektivnye bortovye radioelektronnye komplekсы i sistemy: sbornik trudov XIV Vserossiyskoj nauchno-tekhnicheskoy konferencii «Nauchnye chteniya po aviacii, posvyashchyonnye pamyati N.E. Zhukovskogo»*. [Promising on-board radio electronic complexes and systems: Proceedings

of the XIV all-Russian scientific and technical conference “Scientific readings on aviation in memory of N.E. Zhukovsky”], pp. 45–48. (in Russian)

21. Galayeva, K.I., Bolelov, E.A., Guberman, I.B., Eshchenko, A.A. and Daletskiy, S.V. (2018). *Justification of tasks, solved by near-airfield meteorological radar complex*. Scientific bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (*GosNII GA*), no. 20 (331), pp. 74–81.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Ksenia I. Galaeva, Postgraduate Student of Technical Maintenance of Aircraft Radio-electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e-mail: ks.galaeva@mail.ru.

Поступила в редакцию 07.11.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 07.11.2019
Accepted for publication 23.01.2020

УДК 621.438-226.739.6

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-41-48

СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ТЕРМОСТОЙКОСТЬ

А.В. ЗОРИЧЕВ¹, Г.Т. ПАЩЕНКО², О.А. ПАРФЕНОВСКАЯ³, В.М. САМОЙЛЕНКО⁴,
Т.И. ГОЛОВНЕВА⁵

¹Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков
им. Героя Советского Союза А.К. Серова, г. Краснодар, Россия

²Военное представительство МО РФ, г. Москва, Россия

³Московский политехнический университет, г. Москва, Россия

⁴Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

⁵Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия
им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Современные ГТД работают в условиях изменения температурных нагрузок, поэтому одной из важных характеристик применяемых защитных покрытий на рабочих лопатках турбины является их высокая сопротивляемость возникновению и развитию трещин при механических и термических нагрузках. Применяемые эффективные системы внутреннего теплоотвода охлаждаемых лопаток турбины приводят к росту их теплонапряженности. В настоящее время возникающие трещины от термической усталости являются одним из распространенных дефектов, применяемых на лопатках турбины защитных покрытий. Термостойкость покрытий при высоких температурах определяется тремя факторами: формой детали, на которую нанесено покрытие, толщиной покрытия и фазовым составом поверхностных слоев или максимальным содержанием алюминия в покрытии. Поэтому при выборе защитного покрытия для данных условий эксплуатации важно знать влияние данных факторов на термостойкость покрытия. В работе проведено сравнительное исследование различных покрытий на их стойкость к образованию трещин при циклическом изменении температуры. Установлена зависимость термостойкости рассматриваемых покрытий от метода их нанесения и фазово-структурного состояния. Особенно ценным является установленный механизм образования и распространения термоусталостных трещин в зависимости от фазового состава исходного покрытия. Показано, что долговечность защитных покрытий при циклическом изменении температуры зависит от химического состава покрытия и способа его формирования. Установлена зависимость образования термоусталостных трещин на образцах с исследуемыми покрытиями от количества циклов изменения температуры.

Ключевые слова: термостойкость, трещина, защитное покрытие, долговечность, рабочая лопатка.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из важных характеристик покрытий, применяемых для защиты жаропрочных сплавов от газовой коррозии, является высокая их сопротивляемость возникновению и развитию трещин при механических и термических нагрузках [1, 2]. Увеличение температуры газа перед турбиной в современных двигателях без обеспечения эффективного охлаждения лопаток турбины привело к росту термических напряжений в материале самих лопаток. Термоусталостные трещины как материала лопатки, так и защитного покрытия на них стали одним из наиболее часто повторяющихся дефектов лопаток турбины ГТД (рис. 1).

В строгом смысле термостойкость материалов не является физической константой материалов, а представляет собой своеобразную интегральную техническую характеристику вещества, зависящую от состава, микроструктуры, размеров, геометрической формы и теплофизических свойств материала и его соединений. На этих зависимостях основаны формулы расчёта коэффициентов и критериев термостойкости. На практике термостойкость оценивают обычно числом теплосмен (циклов нагрева и охлаждения), выдерживаемых образцом (изделием) до по-

явления трещин, частичного или полного разрушения, либо температурным градиентом, при котором возникают трещины.

Наибольшее влияние на относительный уровень термической стойкости оказывает характер фазово-структурных превращений, происходящих при нагревании и охлаждении материалов [3].

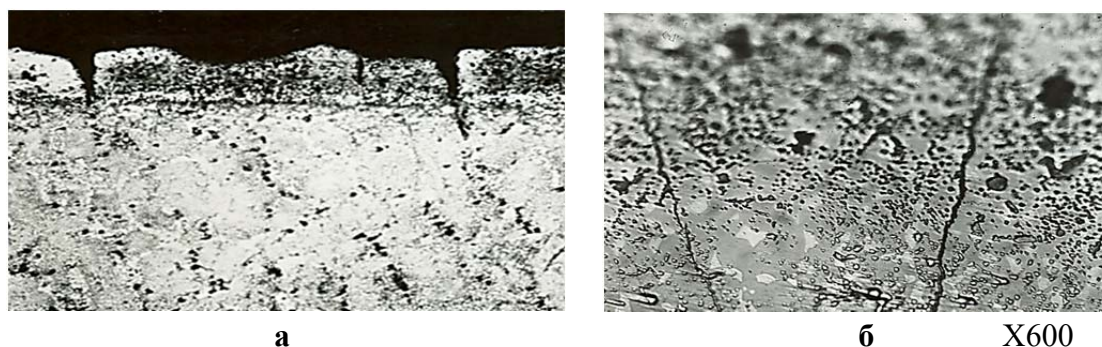


Рис. 1. Трещины в покрытии, проникающие в сплав (а), и на внутренней поверхности рабочей лопатки турбины двигателя ПС90А (б)

Fig. 1. Cracks in the coating penetrating the alloy (a) and on the inner surface of the turbine blade of the PS90A engine (б)

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Термостойкость лопаток турбин определяется конструктивными факторами и свойствами материала, и их защитными покрытиями.

Конструктивные факторы можно разделить на два вида: решаемые и трудно решаемые [4].

Решаемые факторы можно рассмотреть на блоке соплового аппарата. Жесткое закрепление с двух сторон блока СА к неподвижным кольцам (рис. 2,а) приводит к повышенным термическим напряжениям в блоке и появлению в нем трещин. Изменение конструкции: 2 сопловые лопатки (рис. 2,б) попеременно через одну приваривают к внешнему и внутреннему кольцам, что обеспечивает свободное расширение конструкции при нагреве.

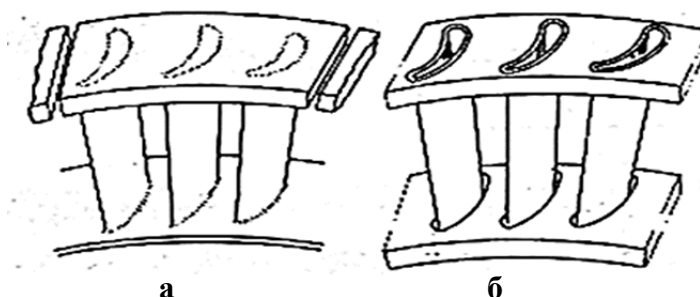


Рис. 2. Жесткая конструкция направляющего аппарата (а) и допускающая свободное расширение лопаток (б) [4]

Fig. 2. Rigid structure of the guide device (a) and allowing free expansion of the blades (б) [4]

Трудно решаемые факторы. Геометрический профиль рабочей лопатки турбины определяет более высокую скорость нагрева и охлаждения передней кромки лопатки по сравнению с остальной частью лопатки (по хорде). Поэтому в первую очередь трещины будут появляться в передней кромке рабочей лопатки как без покрытия, так и с любым покрытием. Отсюда следует, что определяющим показателем термостойкости покрытия является не количество циклов теплосмен до появ-

ления трещин на передней кромке (хотя это тоже следует учитывать), а количество циклов теплообмен до появления первых трещин на спинке и корите лопатки.

Термостойкость покрытия лопатки зависит от его химического и фазового состава, толщины и его свойств.

1. Увеличение пластичности материала способствует повышению термостойкости. Основным недостатком диффузионных алюминидных покрытий – их низкая пластичность. Пластичность диффузионных покрытий, полученных в порошках (хромоалитирование) или газодиффузионным способом по изгибу, составляет (0,6 – 0,7) %, а пластичность сплава ЖС32 – от 5 до 15 % [1].

2. Температурный коэффициент линейного расширения (ТКРЛ) – чем меньше ТКРЛ, тем выше термостойкость. Термическое расширение алюминидных покрытий изучено мало. В работе [3, 5] представлен ТКРЛ алюминидов никеля, откуда видно, что ТКРЛ алюминидного покрытия примерно в 2 раза меньше ТКРЛ никеля.

3. Модуль упругости. Материалы с низким модулем упругости (например: углерод-углерод) хорошо сопротивляются термическому удару.

4. Высокая теплопроводность материала способствует уменьшению пиков температуры на поверхности.

На термостойкость покрытий существенное влияние оказывают прочностные характеристики структурных составляющих покрытия. Структурными составляющими алюминидных покрытий являются алюминиды: NiAl , Ni_2Al_3 и Ni_3Al , карбиды и другие интерметаллидные фазы. Наиболее важной фазой является NiAl , так как она отвечает за жаростойкость покрытия и занимает основную долю покрытия. С увеличением содержания алюминия прочность и пластичность β -фазы уменьшаются [1, 2]. При циклических испытаниях сколы на покрытии начинают происходить уже после охлаждения до комнатной температуры в связи с накоплением покрытием термических напряжений. Прочность β -фазы можно повысить путем легирования, например, введением хрома.

Основным фактором испытаний на термостойкость является скорость нагрева и особенно охлаждения – более 20 °C/с. При малых скоростях нагрева и охлаждения термические напряжения не значительны. В условиях быстрых нагрева и охлаждений, постоянно сменяющих друг друга, в покрытии происходит быстрое изменение фазового состава из-за обеднения алюминием, затрачиваемым на образование стабильного $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$. Изменения фазового состава влекут за собой снижение пластичности жаростойкого покрытия, что также способствует накоплению внутренних напряжений, что снижает способность покрытия к их компенсации за счет пластических деформаций.

Методика испытаний исследуемых покрытий осуществлялась следующим образом. Электрическую печь сопротивления нагревали до 1100 °C. В нее закладывали лопатки (одной конструкции) и одинаковые образцы, чтобы имитировать одинаковую скорость нагрева и охлаждения для всех покрытий. Выдержку лопаток и образцов при температуре 1100 °C проводили в течение 20 минут в открытой атмосфере. Затем по одной лопатке с исследуемыми покрытиями быстро перемещали на установку, где лопатки охлаждали со скоростью ~ 50 – 70 град/с в течение 15 минут в струе воздуха. После охлаждения в течение ~ 10 минут лопатки осматривали под микроскопом на наличие трещин. После выемки лопаток из печи и достижения температуры 1100 °C закладывали вторую партию лопаток и образцов с теми же покрытиями. Аналогично поступали со следующей партией лопаток, обеспечивая цикличность исследования. После каждого цикла поверхность образцов осматривали с помощью микроскопа МБС-9 при увеличении 12,5 крат на предмет появления трещин и сколов. Сравнительную оценку термостойкости исследуемых покрытий проводили по числу циклов до появления трещин или сколов в поверхностном слое, а также по площади выкрашивания. Характер и глубину проникновения

трещин определяли металлографическим способом на 2-3 образцах. Одновременно исследовали термостойкость образцов с покрытиями: хромоалитированием в порошках (ХА), циркуляционное хромоалитирование (ЦХА), циркуляционное алитирование (ЦА) и разработанное авторами новое покрытие, полученное из водной суспензии с протеканием экзотермической реакции (ЭТ-3).

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

При испытании на термостойкость лопаток с покрытиями ХА, ЦА, и ЭТ-3 выявились дефекты, которые можно было бы разделить на две категории.

- конструкционные, вследствие геометрического профиля лопатки, которые не связаны с покрытием;
- дефекты, связанные с покрытием.

К конструкционным дефектам следует отнести появление трещин на лопатках со всеми покрытиями в трех местах: место перехода от пера к замку; место перехода с большого сечения к малому – верхняя часть лопатки; места около выходных щелей.

Остановимся на дефектах, связанных с покрытиями ХА, ЦА, и ЭТ-3. Выявилась общая закономерность разрушения покрытия. Сначала появляются локальные выкрашивания покрытия на поверхности на входной кромке, затем на корыте и далее на спинке. С увеличением количества циклов испытания растет общая площадь выкрашивания (рис. 3). Даже невооруженным взглядом видно изменение поверхности образцов этих покрытий.

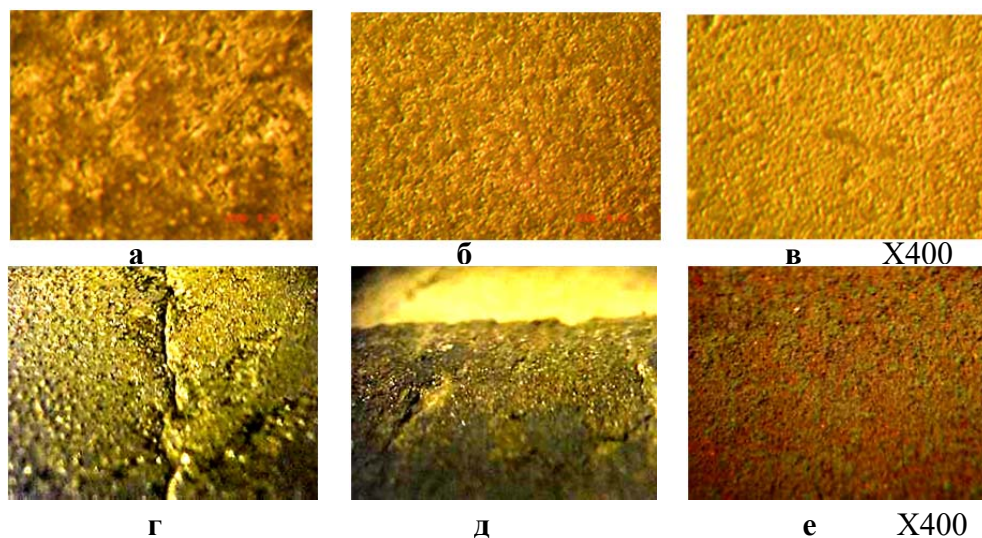


Рис. 3. Внешний вид с поверхности лопатки с покрытиями: ХА (а); ЦА (б); ЭТ-3 (в), до испытаний и с покрытиями: ХА (г); ЦА (д); ЭТ-3 (е) после 385 циклов испытаний на термостойкость

Fig. 3. Appearance from the surface of the blade with coatings: ХА (а); ЦА (б); ЭТ-3 (в), before the test and with coatings: ХА (г); ЦА (д); ЭТ-3 (е) after 385 cycles of heat resistance tests

При испытании на образцах с циркуляционным алитированием и хромоалитированием покрытием площадь выкрашенного покрытия линейно увеличивается и к тридцати циклам достигает: для ХА – 40...50% поверхности, для ЦА – 15...20% поверхности. На образцах с покрытием Экзотерма – 3 первые сколы на гранях наблюдаются после 25 циклов испытаний. Это можно объяснить присутствием в покрытии ЭТ-3 до испытания рационального сочетания $\beta + \gamma'$ фаз и существенному легированию хромом, подавляющим структурные превращения при охлаждении с высоких температур и увеличивающим предел текучести покрытия [3–5].

Затем в местах выкрашивания появляются трещины в покрытиях. Кинетика появления трещин в покрытиях представлена на рис. 4. Покрытие ХА показало самую низкую термостойкость. Начало его разрушения около 200 циклов и через ~ 400 циклов покрытие практически разрушилось. До 500 циклов лопатки с покрытиями ЦА и ЭТ-3Б показывали хорошую термостойкость и трудно было отдать предпочтение какому-то из покрытий. Однако в районе 500 – 600 циклов покрытие ЦА начало быстро разрушаться. Покрытие ЭТ-3 до ~ 870 циклов находилось в удовлетворительном состоянии. Затем появились выкрашивания на входной кромке и первые признаки разрушения на корыте.

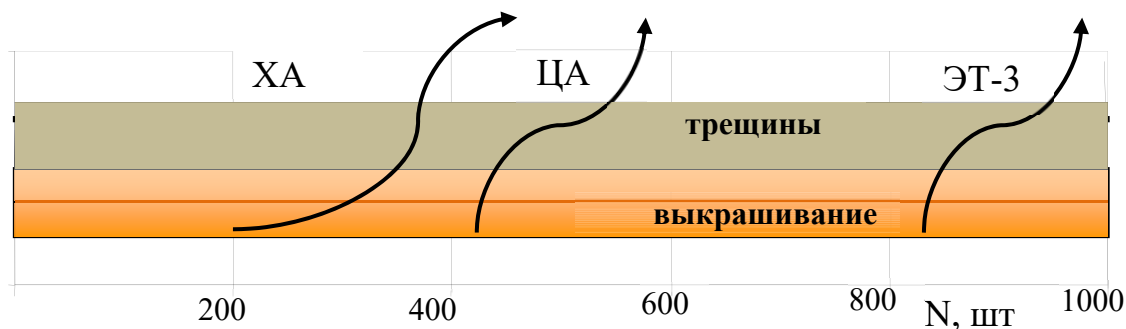


Рис. 4. Термостойкость покрытий ХА, ЦА и ЭТ-3 на лопатках (без учета трещин в местах концентраторов напряжений: около замка, верхняя часть лопатки и около выходных щелей)

Fig. 4. The thermal stability of the coating HA, CA and ET-3 on the blades (excluding cracks in areas of stress concentrators: near the lock, the upper part of the blade and near the output slots)

Такое поведение покрытий можно объяснить высоким содержанием алюминия в покрытиях ХА и ЦА. Наличие в покрытии ЭТ-3 более высокого содержания хрома (10...13 % по сравнению с 3...4% хрома в покрытиях ХА и ЦА) подавляет структурные превращения при охлаждении с высоких температур и увеличивающим предел текучести покрытия [6, 7, 8]. Выбор защитного покрытия и способа его нанесения должен проводиться с учетом их термостойкости и влияния на длительную прочность никелевых сплавов [9, 10].

Таким образом, проведенные испытания показали зависимость термостойкости покрытий от фазового и химического состава покрытий и легирования β - фазы хромом [11]. Кроме того, для покрытия ЭТ-3 высокая термостойкость является особенностью технологии в получении покрытия с применением экзотермической реакции, в результате чего увеличивается его стабильность.

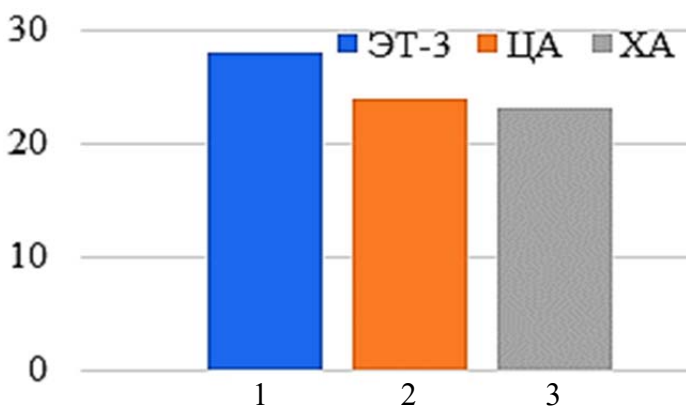


Рис. 5. Термостойкость исследуемых покрытий:
1. ЭТ – 3; 2. ЦА; 3. ХА

Fig. 4. Heat resistance of the coatings under study:
1. ET-3; 2. CA; 3. HA

Термостойкость (до появления трещин) исследуемых покрытий представлена в виде диаграммы на рис. 5. Из диаграммы видно, что покрытие, получаемое из водной суспензии по термостойкости, значительно выше ХА и ЦА покрытий.

Высокая термостойкость покрытия ЭТ-3, по сравнению с ЦА и ХА, будет способствовать и высокой стойкости при высокотемпературном окислении за счет повышенной концентрации хрома в наружной зоне покрытия, который обеспечивает формирование защитной пленки Al_2O_3 при пониженных концентрациях алюминия в слое и получением в структуре покрытия барьерного слоя.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Установлено, что если не учитывать трещин в местах концентраторов напряжений (место перехода пера к замку, переход сечений в верхней части лопатки и около выходных щелей), то основными дефектами покрытий ХА, ЦА и ЭТ-3 являются выкрашивания, переходящие в трещины.

При исследованном режиме цикла $1100 \leftrightarrow 20^{\circ}\text{C}$ термостойкость покрытий составляет: покрытие ХА ~ 200 циклов, ЦА ~ 500 циклов и ЭТ-3 ~ 900 циклов.

Установлено, что термостойкость покрытий зависит от химического и фазового состава покрытия, а легирование β - фазы хромом позволяет увеличить термостойкость покрытия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Tamarin Y.A. Protective coatings for turbine blades. ASM-International, 2002. 247 p.
2. Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С. Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: «Интермет Инжиниринг», 2001. 622 с.
3. Качанов Е.Б., Тамарин Ю.А. Термомеханическая усталость защитных покрытий лопаток турбин // Технология легких сплавов. М.: ВИАС. 2002. № 4. С. 122-128.
4. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Серия: Газотурбинные двигатели. Том II. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Общие сведения. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства: учебник для ВУЗов. М.: Машиностроение, 2008. 366 с.
5. Иванов Е.Г. Температурный коэффициент линейного расширения алюминидов железа, никеля и хрома // Известия АН СССР. Металлы. 1986. № 2. С. 168–169.
6. Moskovic R. Mechanical Properties of precipitation-Strengthened Ni-Al-Cr Alloy based on an NiAl intermetallic compaund // Journal of Materials Science. 1978. Vol. 13, no. 9. Pp. 1901-1906. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00552896>
7. Tamarin Y.A., Soundyrin V.G., Bychkov N.G. Thermo-mechanical fatigue tests of coatings for turbine blades // High Temperature Surface Engineering, Book 693, Published by IOM Communications Ltd, Cambridg, 2000. Pp. 157-169.
8. Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Зоричев А.В. Термостойкость лопаток турбины ГТД с теплозащитным покрытием // Коррозия: материалы, защита. 2009. № 12. С. 1-3.
9. Качанов Е.Б., Тамарин Ю.А. Влияние защитных покрытий на длительную прочность жаропрочных сплавов // Технология легких сплавов. 2007. № 1. С. 140-148.
10. Самойлов А.И. Термические напряжения в алюминидных покрытиях / А.И. Самойлов, И.А. Игнатова, А.И. Кривко, Ю.А. Тамарин // Сборник “Вопросы авиационной науки и техники”. 1988. С. 45-49.
11. Бахрунов К.К. Анализ свойств хромоалитированных покрытий на никелевых жаропрочных сплавах // Ползуновский вестник. 2012. № 1/1. С. 28–31.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Зоричев Алексей Викторович, кандидат технических наук, Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков им. Героя Советского союза А.К. Серова, zorralex@yandex.ru

Пашенко Геннадий Трофимович, кандидат технических наук, Военное представительство МО РФ, pashenko_g07@mail.ru.

Парфеновская Ольга Алексеевна, кандидат технических наук, Московский политехнический университет, nissangt-r.2010@mail.ru.

Самойленко Василий Михайлович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой АТО и РЛА МГТУ ГА, v.samoilenko@mstuca.aero.

Головнева Татьяна Игоревна, кандидат технических наук, Военный учебно-научный центр «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», golovnyev@rambler.ru.

COMPARATIVE STUDY OF PROTECTIVE COATINGS FOR HEAT RESISTANCE

**Alexey V. Zorichev¹, Gennady T. Pashchenko², Olga A. Parfenovskaya³,
Vasily M. Samoylenko⁴, Tatyana I. Golovneva⁵**

¹*Krasnodar Higher Military Aviation School of Pilots n.a. Hero of the Soviet Union A. K. Serov, Krasnodar, Russia*

²*Military Mission of the Russian Federation Defense Ministry, Moscow, Russia*

³*Moscow Polytechnic University, Moscow, Russia*

⁴*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

⁵*Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", Voronezh, Russia*

ABSTRACT

Modern gas turbine engines operate under changing temperature loads. Therefore, one of the important characteristics of the protective coatings used on the turbine blades is their high resistance to the occurrence and development of cracks under mechanical and thermal loads. The applied effective systems of internal heat removal of the cooled turbine blades lead to an increase in their heat stress. At present, cracks arising from thermal fatigue are one of the common defects of the protective coatings used on turbine blades. The heat resistance of coatings at high temperatures is determined by three factors: the shape of the part on which the coating is applied, the thickness of the coating and the phase composition of the surface layers or the maximum aluminum content in the coating. Therefore, when choosing a protective coating for these operating conditions, it is important to know the impact of these factors on the thermal stability of the coating. The paper presents a comparative study of various coatings on their resistance to crack formation under cyclic temperature change. The dependence of the heat resistance of the considered coatings on the method of their application and phase-structural state is established. Especially valuable is the established mechanism of formation and propagation of thermal fatigue cracks depending on the phase composition of the initial coating. It is shown that the durability of protective coatings with cyclic temperature change depends on the chemical composition of the coating and the method of its formation. The dependence of the formation of thermal fatigue cracks on the samples with the coatings under study on the number of cycles of temperature change is established.

Key words: heat resistance, crack, protective coating, durability, working blade.

REFERENCES

1. **Tamarin, Y.A.** (2002). *Protective coatings for turbine blades*. ASM International, 247 p.
2. **Abraimov, N.V. and Eliseev, Y.S.** (2001). *Khimiko-termicheskaya obrabotka zharo-prochnykh staley i spлавov* [Chemical and thermal treatment of heat-resistant steels and alloys]. Moscow: "Internet Engineering", 622 p. (in Russian)
3. **Kachanov, E.B. and Tamarin, Y.A.** (2002). *Termomekhanicheskaya ustalost zashchitnykh pokrytiy lopatok turbin* [Thermomechanical fatigue of protective coatings of turbine blades]. *Tekhnologiya legkikh spлавov* [Technology of lightweight alloys], Moscow: VILS, no. 4, pp. 122-128. (in Russian)
4. **Inozemtsev, A.A. Nikhamkin, M.A. and Sandratskiy V.L.** (2008). *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Seriya: Gazoturbinnyye dvigateli. Tom. II.*

Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Obshchiye svedeniya. Kompresory. Kamery sgoraniya. Forsazhnyye kamery. Turbiny. Vykhodnyye ustroystva. Uchebnik dlya VUZov [Fundamentals of designing aircraft engines and power plants. Series Gas turbine engines. Volume II. Fundamentals of aircraft engines and power plants design. General information. Compressors. Combustion chambers. Afterburners. Turbines. Output devices: Textbook for Universities]. Moscow: Mashinostroyeniye, 366 p. (in Russian)

5. **Ivanov, E.G.** (1986). *Temperaturnyy koeffitsiyent lineynogo rasshireniya alyuminidov zheleza, nikelya i khroma* [Temperature coefficient of linear expansion of aluminides of iron, nickel and chromium]. *Izvestiya Academy of Sciences of the USSR. Metals*, no. 2, pp. 168-169. (in Russian)

6. **Moskovic R.** (1978). *Mechanical properties of precipitation-strengthened Ni-Al-Cr alloy based on an NiAl intermetallic compound*. *Journal of Materials Science*, vol. 13, no. 9, pp. 1901-1906. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00552896>

7. **Tamarin Y. A., Sundyrin, V.G. and Bychkov, N.G.** (2000). *Thermo-mechanical fatigue tests of coatings for turbine blades*. *High Temperature Surface Engineering*, Book 693, IOM Published by Communications Ltd, Cambridge, 2000, pp. 157-169.

8. **Samoylenko, V.M., Fatyanov, E.A. and Zorichev, A.V.** (2009). *Termostoykost lopatok turbiny GTD s teplozashchitnym pokrytiyem* [The Heat Resistance of GTE turbine blades with thermal protection coating]. *Korroziya: materialy, zashchita* [Corrosion: materials, protection], no. 12, pp. 1-3. (in Russian)

9. **Kachanov, E.B. and Tamarin, Y.A.** (2007). *Vliyaniye zashchitnykh pokrytiy na dlitelnuyu prochnost zharoprochnykh splavov* [Influence of protective coatings on long-term strength of heat-resistant alloys]. *Tekhnologiya legkikh splavov* [Technology of lightweight alloys] no. 1, pp. 140-148. (in Russian)

10. **Samoylov, A.I., Ignatova, I.A., Krivko, A.I. and Tamarin Y.A.** (1988). *Termicheskiye napryazheniya v alyuminidnykh pokrytiyakh* [Thermal stresses in aluminide coatings]. *Voprosy aviatsionnoy nauki i tekhniki* [Issues of aviation science and technology], pp. 45-49. (in Russian)

11. **Bakhrunov, K.K.** (2012). *Analiz svoystv khromoalitirovannykh pokrytiy na nikelovykh zharoprochnykh splavakh* [Analysis of the properties of chromolithograph coatings on nickel superalloys]. *Polzunovskiy Vestnik* [Polzunov Bulletin], no. 1/1, pp. 28-31. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexey V. Zorichev, Candidate of Technical Sciences, the Krasnodar Air Force Institute for Pilots n. a. Hero of the Soviet Union A. K. Serov, zoralex@yandex.ru.

Gennady T. Pashchenko, Candidate of Technical Sciences, Military Mission of the Russian Federation Defense Ministry, pashenko_g07@mail.ru.

Olga A. Parfenovskaya, Candidate of Technical Sciences, Moscow Polytechnic University, nissangt-r.2010@mail.ru.

Vasily M. Samoylenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Chair of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.samoylenko@mstuca.aero.

Tatyana I. Golovneva, Candidate of Technical Sciences, Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", govovnyev@rambler.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

21.09.2019
23.01.2020

Received
Accepted for publication

21.09.2019
23.01.2020

UDC 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-49-58

ANALYSIS OF ON-BOARD WIRELESS SENSOR NETWORK AS AN ALTERNATIVE TO TRADITIONAL WIRED NETWORK

S.V. KUZNETSOV¹

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

Wireless networks based on the principle and technology of Wireless Avionics Intra-Communications (WAIC), that is, wireless avionics or wireless onboard intercom are becoming increasingly widespread on modern aircraft. The development and deployment of WAIC on board is a complex task, as its solution is directly related to ensuring safety of flights. It requires preliminary careful scientific analysis. The article analyzes the on-board wireless sensor network as an alternative to a traditional wired network using the example of a short-haul aircraft. A rough estimate of the length of the electrical harness connecting the sensors of the aircraft systems with the electronic units is carried out in order to determine the possible gain in the length of the wires when switching to a wireless sensor network (WSN). To solve this problem, the aircraft sensors of each aircraft system are placed on a large-scale grid; for each sensor, analyze the feeder circuits by the composition of the plug connectors, the number of occupied contacts and the length of wires for each contact to the corresponding electronic unit. It is shown that the heterogeneous sensor system of the aircraft with wireless sensors can reduce the number of wires by about 1200, the length of the wires of the feeder network by about 15 km. The most promising aircraft systems in terms of switching to wireless sensors are: fuel system (about 3400m), fire equipment system (about 1300m) and hydraulic system (about 1300m). Further scientific research is required to make an informed decision about the technical feasibility and advisability of using a wireless sensor network for each specific aircraft system.

Key words: mathematical models, processes and systems, technical operation, avionics, aircraft, on-board complexes, functional systems.

INTRODUCTION

Wireless networks are being increasingly spread onboard the modern aircraft. These networks are based on Wireless Avionics Intra-Communications (WAIC), i.e. wireless avionics or wireless intra-communication system. The WAIC development and implementation is a challenging task as its solution is directly connected with flight safety. This challenge requires a thorough scientific analyses [1,9]. The recent development of wireless technologies, which are widely used for general computer networks (i.e. not airborne networks), telephones and Internet communications, enable the wireless technologies also to be used in airborne networks [2-5].

Papers [6-8] determine the three stages of airborne wireless system implementation. The first stage (which is currently in progress) the WAICs introduced on board execute the new, compared to traditional networks, functions such as providing Internet access for the passengers. The second stage (which has already started) WAICs implement the functions of the traditional airborne networks. The upcoming third stage implies that the WAICs replace the traditional networks partially or completely.

For example, the wireless flight control function which may replace the fly-by-wire. The fly-by-wire, in its turn, used to replace the mechanical flight control system. The further research requires the development of wireless sensors with self-contained power supply, data hubs, corresponding airborne computer software, WAIC data transition reliability analyses, fail-operational capability and system safety assessment for both the aircraft system in question and the adjacent systems.

The international requirements^{1,2,3} define the WAIC performance properties and provide the airborne implementation guidance. Papers [10-12] analyze and provide wireless solutions for non-aviation areas.

¹ Technical characteristics and operational objectives for wireless avionics intra-communications (WAIC) // M Series Mobile, radio determination, amateur and related satellites services. Report ITU-R M. 2197, 2010. 58 pp.

The present article provides short-haul aircraft WAIC assessment as an alternative to the traditional wired network layout. The paper evaluates the approximate length of the electric wiring harnesses, which connect the aircraft system sensors and probes with their control units in order to determine the possible savings in the wire length in case of transition to wireless sensor network.

The solution supposes the positioning of every aircraft system sensor on the scale grid. Each sensor feeder diagram has to be analyzed for the number of plugs, the number of terminal elements engaged and the wire length from every terminal element to the corresponding control unit.

AIR CONDITIONING SYSTEM WIRELESS SENSOR NETWORK

Figure 1 shows the positioning of the air conditioning system sensors on the aircraft scale grid. The system comprises the following sensors.

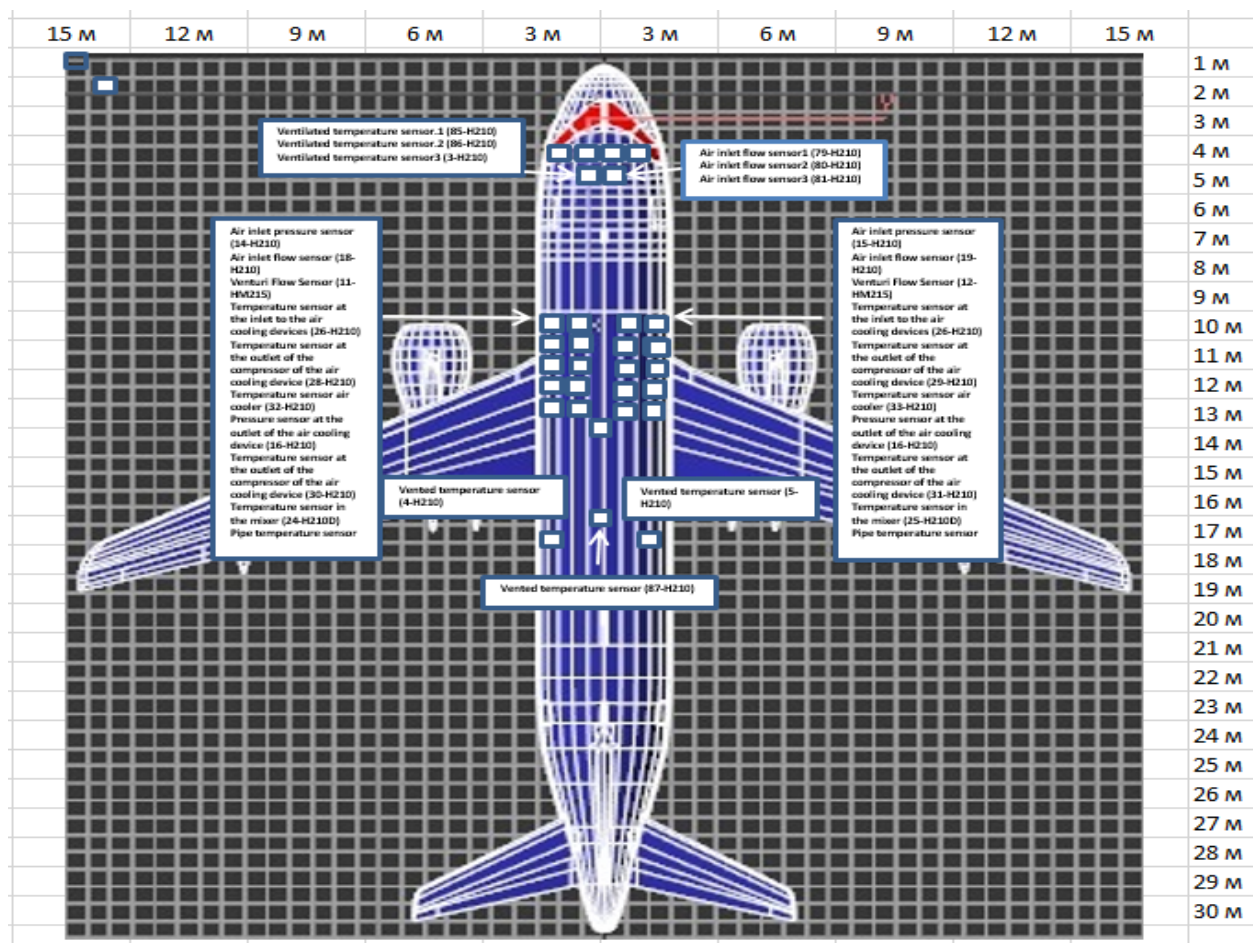


Fig. 1. Location of air conditioning system sensors (SLE) on an airplane

² Operational and technical characteristics and protection criteria of radio altimeters utilizing the band 4 200-4 400 MHz . M Series Mobile, radio determination, amateur and related satellite services. Recommendation ITU-R M. 2059-0, 2014. 24 pp.

³ Technical characteristics and protection criteria for Wireless Avionics Intra-Communication systems . M Series Mobile, radio determination, amateur and related satellite services. Recommendation ITU-R M. 2067-0, 2015. 6 pp.

The ventilated temperature sensor has a socket connector with 8 pins, 6 of them engaged. There are three sensors located in the avionics compartment 3 meters away from the conditioning system control units, the overall wire length is 48 meters. There are three sensors in the passenger cabin at the distance of 10 meters. The total number of wires is 36, the overall length is 180 m.

Air cooling (pack) inlet pressure sensor has a socket connector with 4 pins, 4 pins engaged. Two sensors are located within the RH and LH wing fairings 6 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 8 with the overall length of 36 m.

Air cooling outlet (pack discharge) pressure sensor has a socket connector with 4 pins, 4 pins engaged. Two sensors are located in the LH and RH forward cargo/baggage compartment under floor space 6 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 8 with the overall length of 36 m.

Pack inlet consumption sensor has a socket connector with 8 pins, 6 pins are engaged. Three sensors are located in the avionics compartment three meters away from the air conditioning control unit. The total number of wires is 18 with the overall length of 48 m.

The compressor outlet temperature sensor has socket connector with 6 pins, 6 pins engaged. Two sensors are located within the RH and LH wing fairings 3 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 12 with the overall length of 36 m.

The mixing unit temperature sensor has socket connector with 6 pins, 6 pins engaged. Two sensors are located within the RH and LH bottom fuselage below the air conditioning compartment 6 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 12 with the overall length of 72m.

The pack outlet temperature sensor has a socket connector with 6 pins, 6 pins engaged. Two sensors are located within the RH and LH wing fairings 6 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 12 with the overall length of 72 m.

The manifold temperature sensor has a socket connector with 6 pins, 6 pins engaged. Three sensors are located within the RH and LH bottom fuselage below the air conditioning compartment 6 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 18 with the overall length of 108 m.

The pack outlet temperature sensor has a socket connector with 6 pins, 6 pins engaged. Two sensors are located within the RH and LH wing fairings 6 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 18 with the overall length of 108 m.

The venturi consumption sensor has a socket connector with 12 pins, 9 pins engaged. Two sensors are located within the RH and LH wing fairings 6 meters away from the air conditioning control units. The total number of wires is 18 with the overall length of 108 m.

Thus, the wireless sensor heterogeneous air conditioning system allows to diminish the number of wires by 174 and reduce the wire length approximately to 900 meters.

THE FLIGHT CONTROL SENSOR SYSTEM

Figure 2 shows the location and aircraft scale grid placement of flight control system sensors. The system comprises the following sensors.

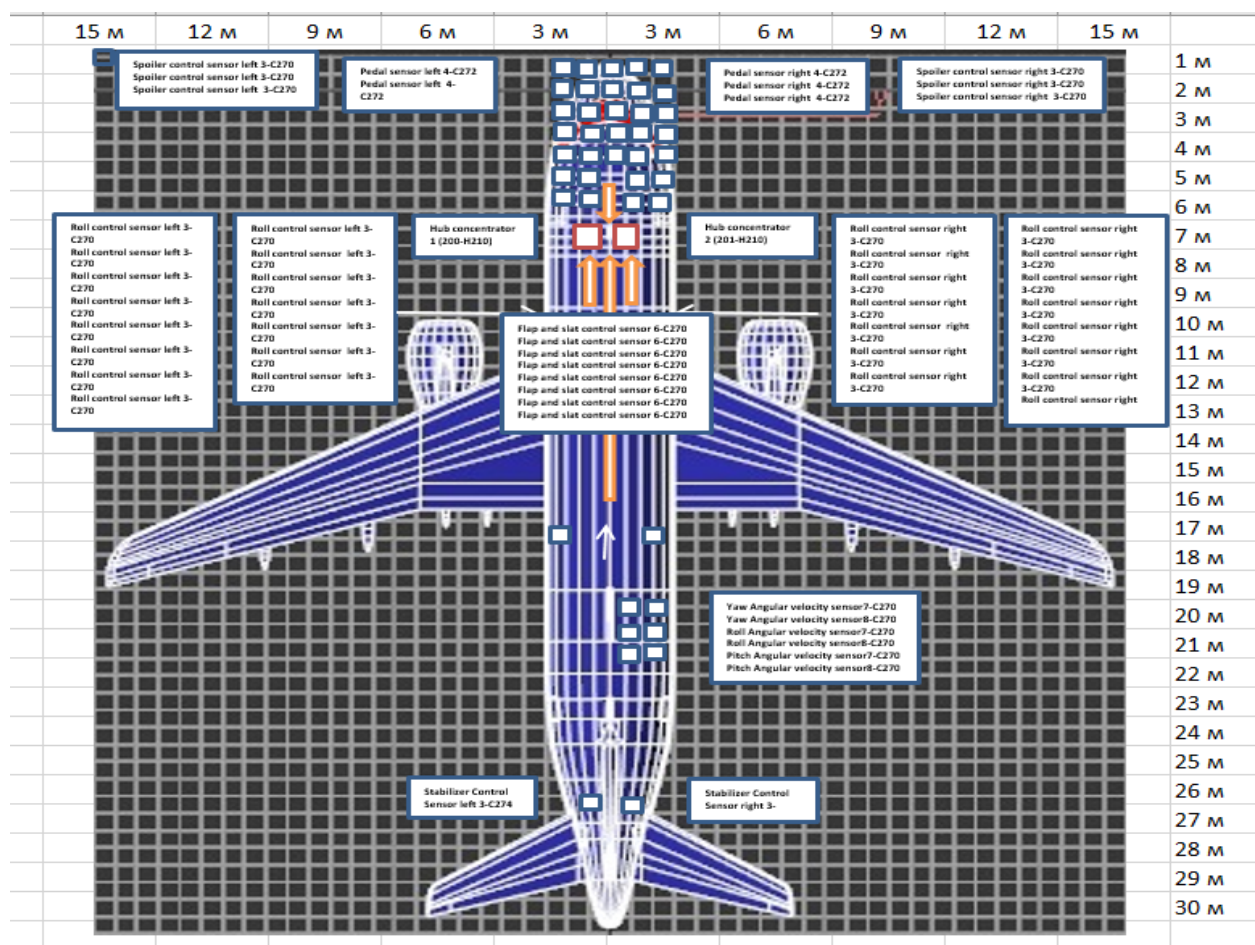


Fig. 2. Location of aircraft control system sensors on an airplane

The roll control sensor has two socket connectors with 32 pins. There are 11 pins engaged on the first socket connector, the second connector has the same number of contacts engaged. The right control stick roll sensors are located 5 meters away from the RH avionics rack. The total number of wires is 22 with the overall length of 110 m. The same is the length of wires for the left control stick, 110m. The total number of wires is 22. The overall length of wires to the left and right control sticks is 220m.

The pitch control sensor has two socket connectors with 36 pins. There are 12 pins engaged on the first socket connector, the second connector has the same number of contacts engaged. The left control stick roll sensors are located 5 meters away from the LH avionics rack. The total number of wires is 24 with the overall length of 120 m. The same is the length of wires for the right control stick, 120m. The total number of wires is 24. The overall length of wires to the left and right control sticks is 240m.

The spoiler control sensor has two socket connectors with 32 pins. There are 5 pins engaged on the socket connector, the remaining contacts are not engaged. The spoiler control sensors for right and left control sticks are located 5 meters away from the LH and RH avionics racks. The total number of wires is 10 with the overall length of 50 m.

The pedal control sensor has one socket connector with 32 pins. The left pedal connector has 5 pins engaged; the remaining pins are free. The same are the numbers for the right pedal connector. The right and left pedal control sensors are located 5 meters away from the LH and RH avionics racks. The total number of wires is 10 with the overall length of 50 m.

The flaps and slats control sensor has one socket connector with 8 pins. The first connector has 5 pins engaged; the remaining pins are free. The same are the numbers for the second connector. The flaps and control sensors are located in the GC area 5 meters away from the LH and RH avionics racks. The total number of wires is 10 with the overall length of 50 m.

The stabilizer control sensor one socket connector with 8 pins. There are 6 pins engaged; the remaining pins are free. The same are the numbers for the second sensor. The stabilizer control sensors are located 5 meters away from the LH and RH avionics racks. The total number of wires is 12 with the overall length of 60 m.

Each angular velocity sensor has one socket connector with 8 pins. The yaw angular velocity connector has 6 pins engaged; the remaining pins are free. The same are the numbers for the roll and pitch angular velocity sensors connector. The angular velocity sensors are located in the GC area 5 meters away from the LH and RH avionics racks. The total number of wires is 18 with the overall length of 160 m.

Thus, the total number of wires is 152, the flight control systems sensors require about 830 m of wires.

THE FUEL SYSTEM SENSOR NETWORK

Figure 3 shows the location of fuel system sensors on the aircraft scale grid.

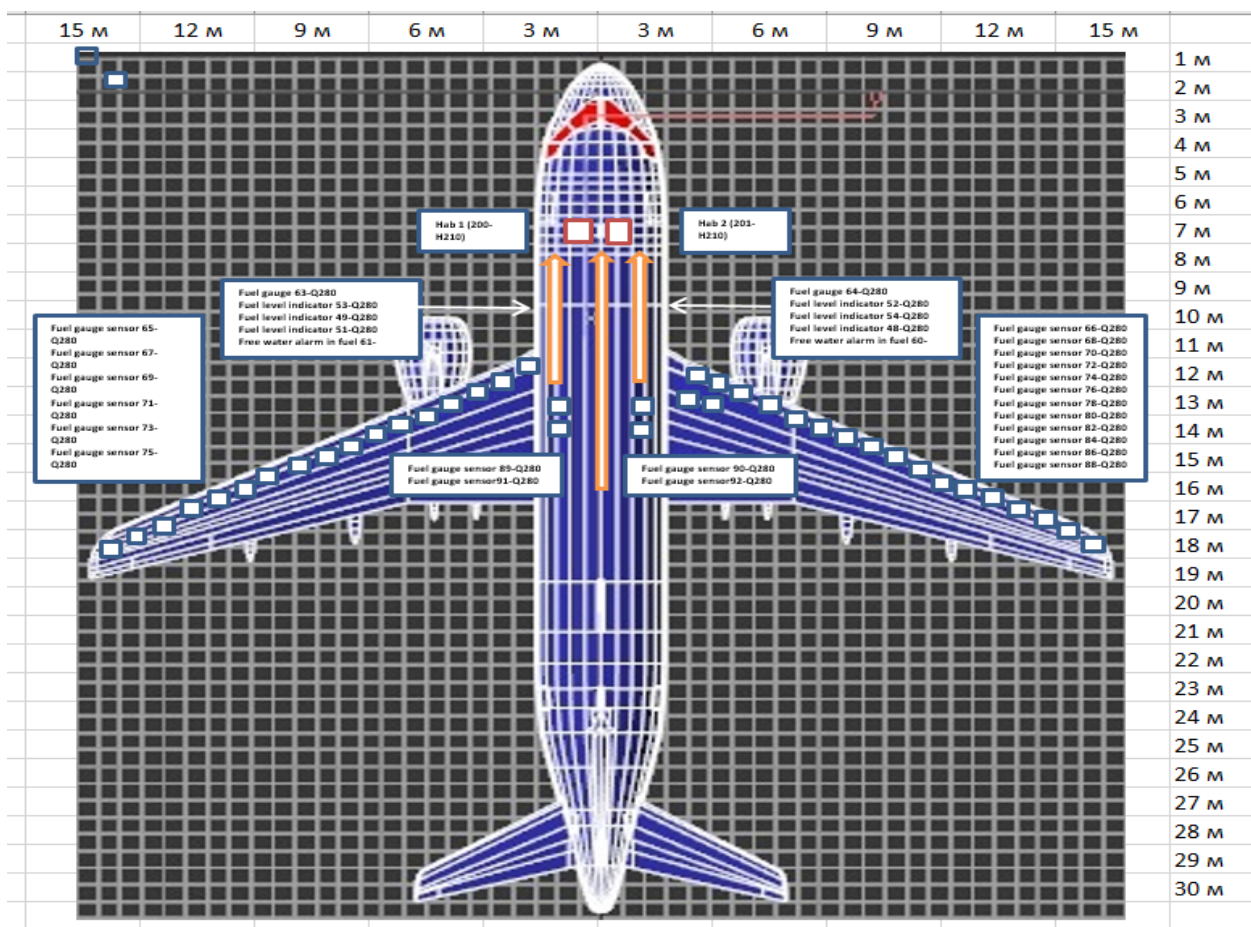


Fig. 3. Placement of fuel system sensors on the scale grid of the aircraft

Fuel quantity indicating probe has a socket connector with 3 pins, 3 pins engaged. Three probes are located in fuel tank compartments 1,2 and 3 and 20, 15 and 10 meters accordingly away from the system control units rack. The total number of wires is 9 with the overall length of 135m.

The water – in fuel indicating probe has a socket connector with 3 pins, 3 pins engaged. The probe is located in fuel tank compartment 3 and is 15 meters away from the system control units rack. The overall wire length is 45m.

Fuel quantity gage has a socket connector with 4 pins, 4 pins engaged. Two gages are located in fuel tank compartments 1 and 3 and are 10 and 15 meters accordingly away from the system control units rack. The total number of wires is 8 with the overall length of 150 m.

Fuel quantity gage (1) has a socket connector with 7 pins, 7 pins engaged. The gage is located in fuel tank compartment 2 and is 20 meters away from the system control units rack. The total number of wires is 7 with the overall length of 140 m

Fuel quantity gage (2) has a socket connector with 10 pins, 10 pins engaged. The gage is located in fuel tank compartment 3 and is 15 meters away from the system control units rack. The total number of wires is 10 with the overall length of 300 m.

All-in all, the total length of wires for the first group LH wing fuel sensors is approximately 770 meters. The same amount of wires is used for the first group RH wing fuel sensors. The total number of wires is 37. The overall length of wires for both first group left and right wing fuel sensors is 1540.

Now let us estimate the second group of LH wing fuel sensors. The fuel quantity gage has a socket connector with 4 pins, 4 of them engaged. There are 8 gages in the fuel tank compartments 1,2 and 3 and are 10,15 and 20 meters away from the fuel control units rack. The total number of wires is 24, the overall length equals 500 m.

The fuel quantity gage has a socket connector with 7 pins, 7 of them engaged. The gage is in the fuel tank compartment 1, 20 meters away from the fuel control units rack. The total number of wires is 7, the overall length equals 140 m.

Thus, the total length of wires for the second group LH wing fuel sensors is approximately 640 meters. The same amount of wires is used for the second group RH wing fuel sensors. The total number of wires is 38. The overall length of wires for both second group left and right wing fuel sensors is 1280.

Let us estimate the center tank sensor groups. The fuel quantity indicating probe has a socket connector with 3 pins, 3 pins engaged. Two probes are located in the center wing fuel tank compartment 10 meters away from the system control units rack. The total number of wires is 6 with the overall length of 50 m.

The fuel quantity gage has a socket connector with 4 pins, 4 of them engaged. There are 3 gages in the center tank compartment, 10 meters away from the fuel control units rack. The total number of wires is 6, the overall length equals 50 m.

The fuel quantity gage has a socket connector with 4 pins, 4 of them engaged. There are 3 gages in the center tank compartment, 10 meters away from the fuel control units rack. The total number of wires is 12, the overall length equals 70 m.

The fuel quantity gage has a socket connector with 7 pins, 7 of them engaged. The gage is in the center tank compartment, 10 meters away from the fuel control units rack. The total number of wires is 7, the overall length equals 70 m.

Thus, the total length of wires for the center tank fuel sensors is approximately 190 meters. The number of wires for the center tank fuel sensors is 25.

The fuel pressure sensor has a socket connector with 4 pins, 3 pins engaged. Nine pressure sensors are located in fuel tank compartments 1, 2 and 3 and center tank compartment and 20, 15 and 10 meters accordingly away from the system control units rack. The total number of wires is 45 with the overall length of 405 m.

Thus, the total number of wires is 138. The wireless sensor heterogeneous fuel system allows to reduce the wire length approximately by 3415 meters.

The consolidated data on the number and the length of wires for the aircraft systems are shown in Table 1.

Table 1

Summary data on the number and length of wires of aircraft systems

№	Aircraft system	Number of wires	Wire length
1.	Air conditioning system sensor network	174	900m
2.	Flight control system sensor network	152	830m
3.	Fire protection system sensor network	91	1334m
4.	Anti-icing system sensor network	98	860m
5.	Landing gear system sensor network	82	800m
6.	Oxygen system sensor network	18	24m
7.	Water supply system sensor network	16	320m
8.	Inerting agent system sensor network	20	200m
9.	APU system sensor network	36	900m
10.	Engine fuel system sensor network	52	1040m
11.	Engine control system sensor network	64	920m
12.	Engine instrumentation system sensor network	56	1120m
13.	Exhaust system sensor network	16	160m
14.	Oil system sensor network	42	840m
15.	Doors and hatches system sensor network	48	480m
16.	Fuel system sensor network	138	3415m
17.	Hydraulic system sensor network	100	1280m
	Total	1203	15423m

CONCLUSIONS

1. The aircraft heterogeneous sensor system with the wireless sensors allows to minimize the number of wires approximately by 1200, the with the feeder network being reduced by 15 km.

2. The most promising aircraft systems for the sake of wireless sensor transformation are: the fuel system (approx.3400m), the fire protection system (approx.1300m) and the hydraulic system (approx.1300m)

3. The possibility of technical implementation and feasibility of WSN for every particular aircraft system is a subject to further research.

REFERENCES

1. **Kuznetsov, S.V.** (2019). *On-board heterogeneous information computer networks of perspective aircraft*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, pp. 16-27. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-16-27. (in Russian)

2. **Voskov, L.S.** (2009). *Besprovodnyye sensornyye seti i prikladnyye proyekty* [Wireless Sensor Networks and Applied Projects]. Avtomatizatsiya i IT v energetike, no. 2-3, pp. 44-49. (in Russian)

3. **Padalko, S.N. and Terentev, M.N.** (2013). *Avtomatizirovannoye proyektirovaniye adaptivnykh diskretnykh besprovodnykh sensorykh setey dlya kosmicheskikh system: uchebnoye posobiye*. [Automated Design of Adaptive Discrete Wireless Sensor Networks for Space Systems: Training Manual]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 128 p. (in Russian)
4. **Terentev, M.N.** (2017). *Obzor publikatsiy, posvyashchennykh samoorganizatsii besprovodnykh sensorykh setey* [A Review of Publications on the Wireless Sensor Networks Self-organization]. Trudy MAI, no. 94, p. 28. (in Russian)
5. **Gurevich, O.S., Kesselman, M.G., Trofimov, A.S. and Chernyshov, V.I.** (2017). *Sovremennyye besprovodnyye tekhnologii: problemy primeneniya na aviatsionnom bortu* [Modern Wireless Technologies: Application Problems on Board the Aircraft]. The Proceedings of MAI, Trudy MAI, no. 94, p. 27. (in Russian)
6. **Fedosov, Ye.A.** (2017). *Osnovnyye napravleniya formirovaniya nauchno-tekhnicheskogo zadela v oblasti bortovogo oborudovaniya perspektivnykh vozдушnykh sudov* [The Main Trends of the Scientific and Technical Reserve Formation in the Field of Prospective Aircraft Airborne Equipment]. Materialy dokladov 4-y Mezhdunarodnoy konferentsii Perspektivnyye napravleniya razvitiya bortovogo oborudovaniya grazhdanskikh vozдушnykh sudov: materialy dokladov 4-y Mezhdunarodnoy konferentsii [Report at the 4th International Conference "Prospective Trends for the Development of Airborne Equipment of Civil Aircraft"]. Zhukovskiy, pp. 6-14. (in Russian)
7. **Canaday, H.** (2017). *War on wiring*. Aerospace America, issue May. Available at: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/war-on-wiring/> (accessed 10.06.2018).
8. **Elliott, K.** (2017). *Development of wireless avionics intra-communications*. Avionics, issue June/July. Available at: <http://interactive.aviationtoday.com/avionicsmagazine/june-july-2017/development-of-wireless-avionics-intra-communications/> (accessed 09.06.2018).
9. **Kuznetsov, S.V.** (2018). *Perspektivy razvitiya bortovykh geterogennykh informatsionno-vychislitelnykh i upravlyayushchikh setey vozдушnogo sudna* [Prospects for the Development of On-board Heterogeneous Computer and Control Networks of an Aircraft]. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sbornik tezisov dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 95-letiyu grazhdanskoy aviatsii* [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 95th anniversary of civil aviation], p. 41. (in Russian)
10. **Efimenko, M.S., Klymiv, S.I. and Satkenov, R.B.** (2018). *Besprovodnyye sensoryye seti* [Wireless Sensor Networks]. Molodoy uchenyy, no. 51, p. 40-42. (in Russian)
11. **Achilova, I.I. and Glushak, Ye.V.** (2018). *The study of wireless sensor networks*. Mezhdunarodnyy zhurnal prikladnykh i fundamentalnykh issledovaniy, no. 5-1, pp. 11-17. (in Russian)
12. **Mulyarchik, K.S., Polochanskiy, A.S.** (2017). *Quality of service in wireless sensor networks*. Journal of the Belarusian State University. Mathematics and Informatics, no. 2, pp. 65–70. (in Belarus)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Kuznetsov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Head of Chair of Aircraft Electrical Systems and Avionics Technical Operation, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.kuznetsov@mstuca.aero.

АНАЛИЗ БОРТОВОЙ БЕСПРОВОДНОЙ СЕНСОРНОЙ СЕТИ КАК АЛЬТЕРНАТИВЫ ТРАДИЦИОННОЙ ПРОВОДНОЙ СЕТИ

С.В. Кузнецов¹

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

На современных воздушных судах все большее распространение получают беспроводные сети, основанные на принципе и технологии Wireless Avionics Intra-Communications (WAIC), то есть беспроводной авионики или беспроводной бортовой внутренней связи (ББВС). Разработка и внедрение на борт воздушного судна (ВС) ББВС (WAIC) – сложнейшая задача, так как ее решение непосредственно связано с обеспечением безопасности полетов. В статье проведен анализ бортовой беспроводной сенсорной сети как альтернативы традиционной проводной сети на примере ближнемагистрального самолета. Проведена приблизительная оценка длины электрожгутов, соединяющих датчики самолетных систем с электронными блоками, с тем, чтобы определить возможный выигрыш в длине проводов при переходе на беспроводную сенсорную сеть (БСС). Для решения этой задачи самолетные датчики каждой самолетной системы размещены на масштабной сетке, для каждого датчика проведен анализ фидерных схем по составу штепсельных разъемов, количеству занятых контактов и длине проводов по каждому контакту до соответствующего электронного блока. Показано, что гетерогенная сенсорная система самолета с беспроводными датчиками позволяет сократить количество проводов примерно на 1200, длину проводов фидерной сети примерно на 15 км. Наиболее перспективными самолетными системами с точки зрения перехода на беспроводные датчики являются: топливная система (около 3400 м), система пожарного оборудования (около 1300 м) и гидравлическая система (около 1300 м). Для принятия обоснованного решения о технической возможности и целесообразности использования беспроводной сенсорной сети для каждой конкретной самолетной системы требуется проведение дальнейших научных исследований.

Ключевые слова: бортовые беспроводные сети, беспроводная бортовая внутренняя связь, беспроводные сенсорные сети, бортовые гетерогенные сети, электродистанционные системы управления полетом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузнецов С.В. Бортовые гетерогенные информационно-вычислительные сети перспективных воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 16–27. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-16-27
2. Восков Л.С. Беспроводные сенсорные сети и прикладные проекты // Автоматизация и ИТ в энергетике. 2009. № 2-3. С. 44–49.
3. Падалко С.Н., Терентьев М.Н. Автоматизированное проектирование адаптивных дискретных беспроводных сенсорных сетей для космических систем: учебное пособие. М.: Изво МАИ, 2013. 128 с.
4. Терентьев М.Н. Обзор публикаций, посвященных самоорганизации беспроводных сенсорных сетей // Труды МАИ. 2017. № 94. С. 28.
5. Гуревич О.С. Современные беспроводные технологии: проблемы применения на авиационном борту / О.С. Гуревич, М.Г. Кессельман, А.С. Трофимов, В.И. Чернышов // Труды МАИ. 2017. № 94. С. 27.
6. Федосов Е.А. Основные направления формирования научно-технического задела в области бортового оборудования перспективных ВС // Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов: материалы докладов 4-ой Международной научно-практической конференции. Москва. г. Жуковский, 20 июля 2017 г. Дом ученых ФГУП «ЦАГИ», 2017. С. 6–14.
7. Canaday H. War on wiring [Электронный ресурс] // Aerospace America. May 2017. URL: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/war-on-wiring/> (дата обращения: 10.06.2018).
8. Elliott K. Development of wireless avionics intra-communications [Электронный ресурс] // Avionics. Jun/July 2017.

URL: <http://interactive.aviationtoday.com/avionicsmagazine/june-july-2017/development-of-wireless-avionics-intra-communications/> (дата обращения: 09.06.2018).

9. Кузнецов С.В. Перспективы развития бортовых гетерогенных информационно-вычислительных и управляющих сетей воздушного судна // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию гражданской авиации. Москва, 16–17 мая 2018 г. Академия имени Н.Е. Жуковского, 2018. С. 41.

10. Ефименко М.С., Клымив С.И., Саткенов Р.Б. Беспроводные сенсорные сети // Молодой ученый. 2018. № 51 (237). С. 40–42.

11. Ачилова И.И., Глушак Е.В. Исследование беспроводных сенсорных сетей // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. 2018. № 5-1. С. 11–17.

12. Мулярчик К.С., Полочанский А.С. Качество обслуживания в беспроводных сенсорных сетях // Журнал Белорусского государственного университета. Математика. Информатика. 2017. № 2. С. 65–70.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Кузнецов Сергей Викторович, профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, s.kuznetsov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 13.12.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 13.12.2019
Accepted for publication 23.01.2020

УДК 656.7.022.1

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-59-70

PASSENGER AIR TRANSPORTATION MARKET IN EUROPE

I.P. STECENKO¹, A.V. PARKHIMOVICH²

¹*The Baltic International Academy, Riga, Latvia*

²*The company Lime, Vienna, Austria*

The civil aviation is a systemically important sector of the European economy. In 2015, a new development strategy defining the role of air transport in passenger communications was adopted. The implementation of the strategy provides for, among other things, tickets cost reduction, which will have its impact on the population mobility. In this context, the article considers the priorities of the development strategy, noting that the demand for passenger air travel depends on multiple factors. They can be aggregated into four groups: social stability, macroeconomic, intrasectoral, and inter-transport factors. Their influence on the demand value varies by its degree, while being both price-based and non-price-based in nature. The article defines the leaders of the passenger air transportation market, addresses the problems obstructing the air transportation network development. It also highlights the European passenger air transportation market specifics and the prospects for development of a unified transport system to ensure a positive socio-economic effect in the development of the economy. A high level of competition with a comparable level of service quality calls for new forms of relationship with consumers. With a convenient passenger transportation infrastructure built nowadays in Europe, there are companies operating on the market that offer fairly expensive as well as low-cost transportation service. In addition, the level of average per capita income in Europe is quite high. All combined, these factors predetermine increased demand for transportation by air. Given these conditions, adoption of innovations and digital technologies, together with the encouragement of investments, should present a stimulus for growth. The adoption of the said measures will lead to passenger service quality improvement, traffic turnover and airlines' revenues increase, and more job opportunities. Reliability, safety, environment are regarded as strategic priorities.

Key words: passenger air traffic, air traffic demand, demand management, passenger traffic infrastructure, development strategy.

INTRODUCTION

Transport plays a fairly large role in the global economy. With the help of transport, passengers and cargo are transported over long or short distances; it determines the development of both trade and tourism. Passenger transport is one of the components of the global market for transport services. The ability of persons and goods to move freely across the borders is essential for European integration. The EU wants to create a "Single European Transport Area" in which obstacles, both between the national transport systems and between the various modes of transport, are removed [1].

Intercity passenger transport determines the development of urban infrastructure, and transport that is capable of transporting passengers between cities and countries largely determines the development of different types of tourism (i.e. standard tourism associated with leisure and excursions, business tourism, studying abroad, working abroad and etc.).

Currently, long-distance and international transportation is carried out with the help of railways, roads (buses), sea and river transport routes (ships) and aviation (aircraft). The advantages of aircraft are the high speed of transportation, which allows you to quickly cover long distances, move passengers and cargo from one point of the world to another in a few hours, provided that there is an adequate infrastructure at both points (airports, equipped with modern equipment, flight control equipment, runways). Despite an extensive road and rail network, 43% of international travel within the EU was by air in 2013¹. For example, in 2018, 1106 million people traveled by air in the EU, which is 6% more than in 2017.

¹ Tourism statistics - intra-EU tourism flows. Eurostat. Available at: https://ec.europa.eu/eurostat/statistics-explained/index.php/Tourism_statistics_-_intra-EU_tourism_flows (accessed 20.06.2019)

Nowadays, air travel is not a highly expensive mode of passenger transportation. The safety of air travel is also constantly increasing; passengers are less and less exposed to the risks associated with flying.

In general, the development of passenger air travel in the world and in Europe is affected by various price and non-price factors. Price factors are closely related to the ratio of the distance and cost of the flight in comparison with other alternatives (movement by other modes of transport). Non-price factors are determined by the development of tourism, the growing needs of the population in moving between cities and countries, as well as the increasing convenience of air travel, when they become more comfortable and accessible to the consumer from the moment of ticket purchase to the end of the flight.

The growth trend in passenger traffic has stabilized, at the same time it faces a number of unfavorable market conditions, including oil prices, which are still at a fairly high level and growing uncertainty in the global economy.

Therefore, the goal set in the article is to analyze the factors that influence the development of the European market of passenger air travel, the demand for services in this market.

To achieve this goal, we studied the concept of demand for passenger air travel, the factors that determine it, analyzed the development of air transportation in Europe, identified the problems and prospects for the demand for passenger air transportation in Europe.

The article used some analytical materials on the subject of the demand for passenger air transportation, given in the works of other authors.

DEMAND FOR PASSENGER AIR TRANSPORTATION AND FACTORS DETERMINING IT

The demand for passenger air travel is of great interest to the manufacturers of aircraft, airlines, airports and other institutions related to aviation. Airlines use passenger demand forecasts to better understand potential behavior along the way and the expected number of passengers. These forecasts are crucial for pricing strategies, ordering and fleet utilization and, therefore, for the airline's corporate success². Airport infrastructures are consequently adjusted for future projected demand [2].

We can provide some definitions. The market is a competitive form of communication between economic entities. The market mechanism is a mechanism of interrelation and interaction of the main market elements – demand, supply, price, competition, and the basic economic laws of the market. The mechanism of the market allows you to meet the needs of a man and society, which are expressed through demand.

The law of demand. If the prices for any product or service increase, and at the same time all other parameters remain unchanged, then the demand for less and less of this product (service) will be presented. Demand is the effective need for any product or service. It should be noted that in the airline industry, a passenger buys fast, safe and comfortable movement to another city (country), and not just a seat on the plane.

The law of supply. An offer is a collection of goods and services that are present on the market and that the sellers are willing to sell to the buyer at a given price. Thus, demand from the point of view of microeconomics is the dependence of the quantity and quality of goods (Q) purchased by buyers (what they can and wish to purchase) over a period of time from the price of this product (P), which determines, in particular, K. R. McConnell and S.L. Brue (2011).

Microeconomics assumes that price is the main determinant factor in demand for goods [3] and services, and that its reduction contributes to growth in demand, as well as an increase in its reduction,

² Understanding the Demand for Air Travel: How to Compete More Effectively (2006). Boston Consulting Group. Available at: <https://www.bcg.com/documents/file14820.pdf>

taking into account the flexibility of demand for the price of a product or service (and for different types of goods and services elasticity is different).

However, the theory of microeconomics states that price is not the only factor that determines the volume of demand. Other factors include: change in the number of customers; income of the population; consumer preferences, availability and quality of substitutes and alternative/related goods; traffic quality, service, safety; consumer preferences and expectations, the use of advertising. The demand for air transport services is characterized by great scholasticism and uncertainty [4].

Considering the price of air travel, it should be borne in mind that they cannot be substantially low: significant costs are necessarily associated with the acquisition of aircraft themselves and their maintenance, there are significant costs for the use of airport infrastructure, fuel, flight safety, and pilots labor (a pilots profession is highly paid, because it requires a large amount of knowledge and practical skills). However, the thoughtful organization of passenger traffic provides an opportunity to save on some costs of travel for passengers [5]. For example, these are charter flights (when tickets are sold in advance, along with travel vouchers, and the entire plane is full of passengers, and the airline receives a guaranteed amount of transportation and revenue), as well as low-cost airlines (low-cost carriers, also denoted as LCC).

LCC have recently performed not only domestic low-cost flights, but also developed hubs around the world, starting to fly along more long-distance routes. In general, low-cost airlines offer the possibility of flying at a low price “no frills” for a passenger (for example, lack of food or paid meals on board, paid baggage if there is one, etc.) [6]. For example, in 2018, the ultra-low-profile West Jet (Swoop) appeared, the flight on which from Ontario to British Columbia costs only \$ 7.5 one way, which is very cheap, and in other directions the cost of tickets varies from \$ 35 to 99 in one direction, which is also a low price that attracts potential customers³.

It is possible to single out such factors of successful functioning and development of low-cost airlines as:

- Optimization of the structure of operating expenses;
- Other expenses of the airline are transferred to additional services that are provided on a paid basis and allow you to receive additional income (for example, meals on board and transportation of baggage);
- A built-in policy of generating additional incomes, for example, from paying for priority boarding on a plane, choice of seats by passengers during check-in, etc.;
- A unified fleet, which includes relatively new aircraft that have higher fuel efficiency, relatively small costs associated with maintenance;
- Hedge prices for aviation fuel³;
- The implementation of integrated modern technologies of ticket sales with the sale of additional services;
- Flexible prices to meet the demand for affordable air travel, taking into account eventual requests of passengers to save on flights.

All this provides both cost reduction and sales growth, when, on average, up to 80 % or more of the seats are occupied during the flight. In general, the share of low-cost airlines in the world pas-

⁴ The new WestJet low cost airline offers one-way tickets for \$ 7.50 between British Colombia and Ontario (2018). Our Vancouver. Available at: <https://nashvancouver.com/novyj-loukoster-westjet-predlagaet-bilety-v-odnu-storonu-za-7-50-mezhdu-britanskoj-kolumbiej-i-ontario/> (accessed 24.01.2019)

senger air traffic has now reached 33 % (which is about 1.2 billion transported passengers per year). For comparison, in 2003 the share of traffic by such companies was only 12.2 % (about 250 million passengers). In Western Europe, the share of low-cost airlines is 42 % for domestic and 18 % for international flights (for comparison, in 2003 only 18.1 and 3.3 %, respectively), in Eastern and Central Europe – 4.9 % for domestic flights and 30.2 % in international terms (for comparison, only 4.1 % and 4.0 % in 2003, respectively) [7].

Irish company Ryanair, with annual revenues of \$ 7.4 billion, ranks first among low-cost airlines in Europe. In addition to Ryanair, low-cost airlines WizzAir (Hungary), Norwegian (Norway, flights in Northern Europe, USA), EasyJet (UK), Air Baltic (Lithuania), Aegeanair (Greece), Vueling Airlines (Spain), Eurowings (Germany, Lufthansa subsidiary low cost), Blue Air (Romania) and a number of others have been set up.

The advent of low-cost carriers over the years has led to a large increase in air travel within Europe. Air transportation is now often the cheapest way of travelling between cities. This increase in air travel has led to problems of airspace overcrowding and environmental concerns. The Single European Sky is one initiative aimed at solving these problems [8].

Within the European Union, the complete freedom of the air and the world's most extensive cabotage agreements allow budget airlines to operate freely across the EU [9].

In general, it can also be noted that the liberalization of the airline market, the growing number of airlines in the market (including low-cost airlines), tougher competition – all leads to lower fares and ultimately makes air travel more affordable, supporting passenger demand. The recent decline in oil prices has also positively impacted global air travel decreasing the cost of airline tickets thus making the issue of the need to raise tariffs no longer acute.

These factors led to the stabilization of prices for airline tickets at this stage of development of passenger aviation. As can be seen from a study done in relation to Sweden and the UK, business passengers are less sensitive to price fluctuations in the direction of increasing air ticket prices than passengers traveling for the purpose of leisure.

The change in the number of buyers is also an important factor affecting the demand for passenger air travel. At present, the development of air travel in Europe is closely linked to the growth of urbanization: most European citizens live in urban agglomerations, and even relatively small cities and villages are increasingly “merging” with large cities, and the urban transport and suburban infrastructure makes it accessible to all residents of the agglomeration.

Those social services that were previously available only to residents of large cities, including tourism in general and air travel in particular are becoming widespread. According to the World Bank, at the beginning of 2018, the urban population accounted for 70 % of the total population. In European countries, the level of urbanization, as in the whole world, varies country by country, but it is above 50 % and in most countries this share exceeds 65 %. The population density is usually the highest in areas surrounding European capitals and major cities (for example, Paris, London, Rome, Berlin) or in large metropolitan areas (for example, German Ruhrgebiet).

The monetary income of the population is another important factor in the demand for air travel. IATA analysis⁴ shows that an increase in people's revenue directly leads to an increase in air transportation demand. About 5 % of the total cash expenditures of the population accounted for the costs of all types of transport. In the total revenue from the provision of such services, the share of air transport is about 35 %.

⁴ IATA. Air Travel Demand (2008). IATA Economics Briefing, No. 9, pp. 50-55.

The increase in demand for air travel is influenced by the overall favorable economic development, due to which airlines increase the frequency of flights and introduce non-stop flights between a large number of city pairs. Improving the quality of services is an incentive to increase demand over the long term. Consumer tastes and preferences are also an important factor in the development of passenger air traffic in Europe.

Eurostat cited the general characteristics of the European air transport market, outlined the factors that influence and stimulate the demand for travel among various categories of air passengers. In this case, for example, three different groups of senior travelers were considered: the age group from 55 to 64, from 65 to 79, and 80 and older. The number of trips per year was more for the first group, since these people are still at the active stage, while the volume of trips has decreased for the last two groups.

The survey data suggests that the duration of the trip increases with age, and the refusal to travel is caused by a lack of funds, as well as deterioration of health. Older passengers usually travel during off-peak seasons and prefer a longer stay at their destination.

Regarding the behavior of young participants in air travel, the World Tourism Organization⁵, as well as the International Confederation of Student Travel, together with the Association for Education in Tourism and Recreation, explored travel planning, expectations and travel duration of this particular group. The WTO report looks at air passengers between the ages of 15 and 29, who account for about 23 percent of all travelers around the world. The main motivation for this group is the initiation to new cultures, meeting local residents for "living together". In addition, with the increase in the number of students receiving higher education, studying abroad is becoming increasingly prestigious. Some young travelers combine their trips with work at the appropriate destination in order to make the most efficient use of their budget.

Thus, the main reasons for air travel for young people are acquaintance with new cultures, the opportunity to expand their knowledge of the world and, ultimately, to enjoy the journeys themselves. The Internet is the predominant method of planning and booking trips for this category of passengers. Accordingly, a significant proportion of this group travels on long-distance directions and mainly uses air transport. It should also be noted that the category of young air passengers is not homogeneous, but varies depending on the destination of the flight, age, income level or the very purpose of the flight [9].

External shocks, such as terrorist acts committed on September 11, 2001, had a negative impact on the behavior of passengers and led to a temporary drop in demand for air travel in both European countries and the United States [11].

The task of determining the demand for passenger air transport is advisable to solve in two stages. At the first stage, it is necessary to estimate the number of the share of potential users of services that are able to pay for the flight from their own funds - the "effective part" of the population. In the second stage, there is a need to identify the number of passengers that the "effective" part of the residents "supplies" to the market [12].

ANALYSIS OF THE EUROPEAN AIR TRANSPORT MARKET

The transport market has a complex structure. Market structuring is the basis for the analysis and serves as a foundation for forecasting. The table below gives a description of the structure and flow of the European transport market (Table 1).

⁵ Understanding the Demand for Air Travel: How to Compete More Effectively (2006). Boston Consulting Group. Available at: <https://www.bcg.com/documents/file14820.pdf>

Table 1
Overview of EU-28 air passenger transport by Member States in 2018: passengers carried
(Thousands)

		Total transport		National transport		International intra-EU-28 transport		International extra-EU-28 transport	
		Number of passengers	Growth (%) 2017-2018	Number of passengers	Growth (%) 2017-2018	Number of passengers	Growth (%) 2017-2018	Number of passengers	Growth (%) 2017-2018
EU-28^(*)		1 105 937	6.0	181 850	3.6	513 531	4.6	410 555	9.1
Belgium	BE	34 506	3.7	9	-10.9	24 717	0.8	9 781	11.9
Bulgaria	BG	12 138	9.4	315	12.5	9 414	10.6	2 408	4.5
Czechia	CZ	17 838	9.8	62	-8.5	12 200	7.2	5 577	16.2
Denmark	DK	34 701	4.3	1 947	-0.2	23 475	3.3	9 279	8.2
Germany	DE	222 422	4.7	23 626	-0.9	123 158	4.5	75 638	7.0
Estonia	EE	2 996	13.7	28	13.3	2 330	11.2	638	23.6
Ireland	IE	36 345	6.0	99	13.6	29 906	4.1	6 341	15.9
Greece	EL	54 259	8.1	8 554	2.6	36 699	10.1	9 006	5.9
Spain	ES	220 611	5.1	40 057	10.8	148 341	3.2	32 213	7.7
France	FR	161 991	5.1	31 035	3.4	72 894	4.8	58 062	6.5
Croatia	HR	9 731	10.0	528	0.4	7 498	9.1	1 705	18.3
Italy	IT	153 352	6.3	32 183	3.4	90 443	5.5	30 727	11.7
Cyprus	CY	10 927	6.7	0	-	7 424	9.0	3 503	2.2
Latvia	LV	7 037	15.8	11	67.6	4 984	12.9	2 043	23.2
Lithuania	LT	6 254	19.2	0	1547.8	4 681	17.0	1 573	26.5
Luxembourg	LU	3 989	12.2	1	-31.1	3 599	12.0	389	14.8
Hungary	HU	15 176	13.7	0	30.6	11 530	8.7	3 646	32.9
Malta	MT	6 806	13.3	0	5042.9	6 179	12.4	627	22.7
Netherlands	NL	79 644	4.5	3	21.4	50 088	3.6	29 553	6.0
Austria	AT	31 138	9.9	585	10.1	21 267	8.7	9 286	12.8
Poland	PL	43 746	16.1	1 905	-13.9	31 401	12.0	10 440	40.4
Portugal	PT	51 018	7.0	5 170	4.3	36 156	5.9	9 692	13.2
Romania	RO	19 317	7.7	1 420	3.7	15 191	5.9	2 706	21.7
Slovenia	SI	1 811	7.6	0*	-	1 111	10.1	700	3.9
Slovakia	SK	2 794	16.3	21	-14.5	2 003	11.7	771	31.5
Finland	FI	22 174	10.6	2 992	8.4	13 579	8.8	5 603	16.3
Sweden	SE	38 945	1.3	7 640	-2.8	23 710	1.0	7 595	6.7
United Kingdom	UK	272 190	2.9	23 661	1.0	167 477	1.4	81 053	6.6

(*) Double counting is excluded in the intra-EU-28 and total EU-28 aggregates by taking into consideration only departure declarations.

0 less than 500 passengers carried

(-) not applicable

0* real zero no passengers carried

For travel in both directions for the EU and EFTA states, all types of travel include at least one overnight stay at the destination. Countries with a very high proportion of exit trips, such as Luxembourg, Belgium, Malta, Switzerland or Slovenia, are small states in terms of geographic size.

Figure 1 below shows the growth in the total volume of passenger traffic in 2017-2018.

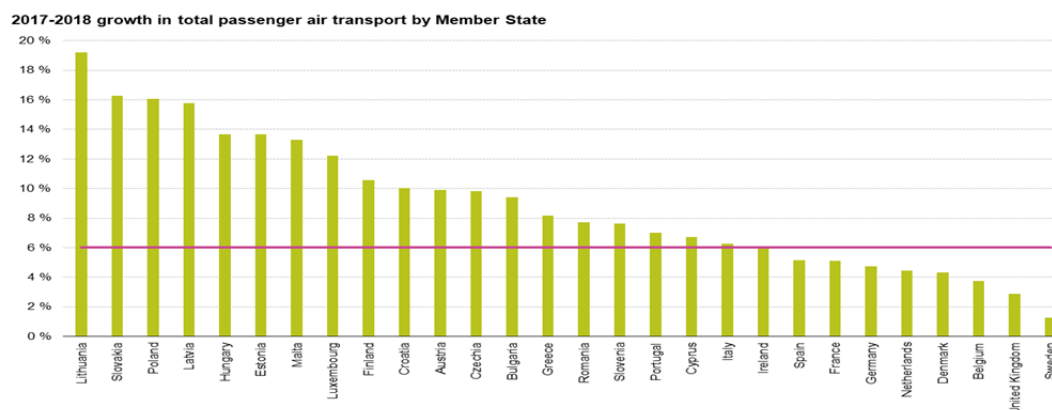


Fig. 1. Growth in total passenger traffic

Due to the growth in volumes, airports need reliable demand patterns, their infrastructures (parking, terminal buildings, ground handling, and airspace infrastructure) are adjusted for future demand².

In 2018, the aviation world continued to discover the opportunities offered by digital innovation. Research from the London School of Economics has shown that by 2035 an additional income of \$ 130 billion from digital innovations could be obtained.

Figure 2 shows the distribution of seats provided by airlines for each country.

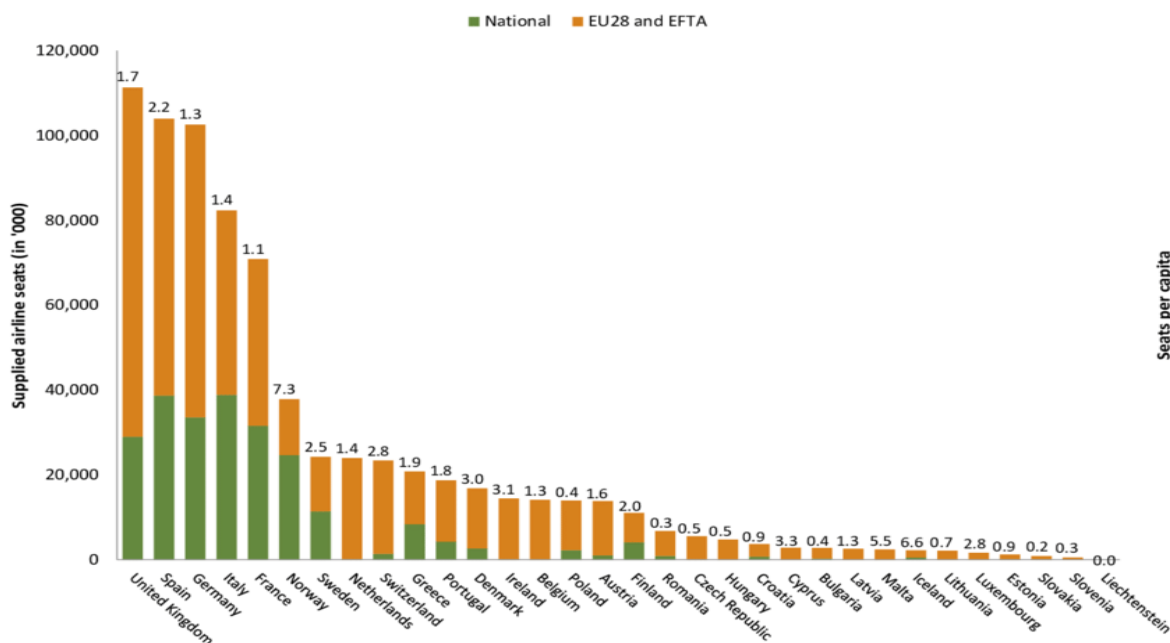


Fig. 2. Supplied national and intra-EU airline seats by each country⁶

The number of seats is correlated with the population of the country, for example, the more people in the country, the higher the absolute number of seats offered to and from this country. Norway is the country with the highest share of the proposed national places in relation to the total number of seats (65 percent). This is due to the geography and configuration of this country, which is characterized by long distances and low population density. The same is applicable to Sweden and Finland, where the national places are respectively 47 and 37 percent [13]. Italy, France and Spain also have a high share of national air traffic, with 47%, 45% and 37%, respectively. These three countries also have a high proportion of domestic traffic, taking into account all types of transport. For Spain and France, the large size of the country and the presence of few, but large urban centers contribute to the high level of domestic traffic⁷.

When considering the European air transport market and the associated passenger demand, the destination regions for each of the EU countries and EATT give an idea of the main traffic flows in Europe. Figure 3 shows the three main air currents for all these countries in terms of departing seats.

⁶ Official Airline Guide Schedules Data (2016). Available at: <https://www.iata.org/publications/store/Pages/standard-schedules-information> (accessed 17.10.2019).

⁷ World Tourism Organization (2016). Affiliate Members Global Reports, vol. 13 - The Power of Youth Travel, UNWTO, Madrid. DOI: <https://doi.org/10.18111/9789284417162>

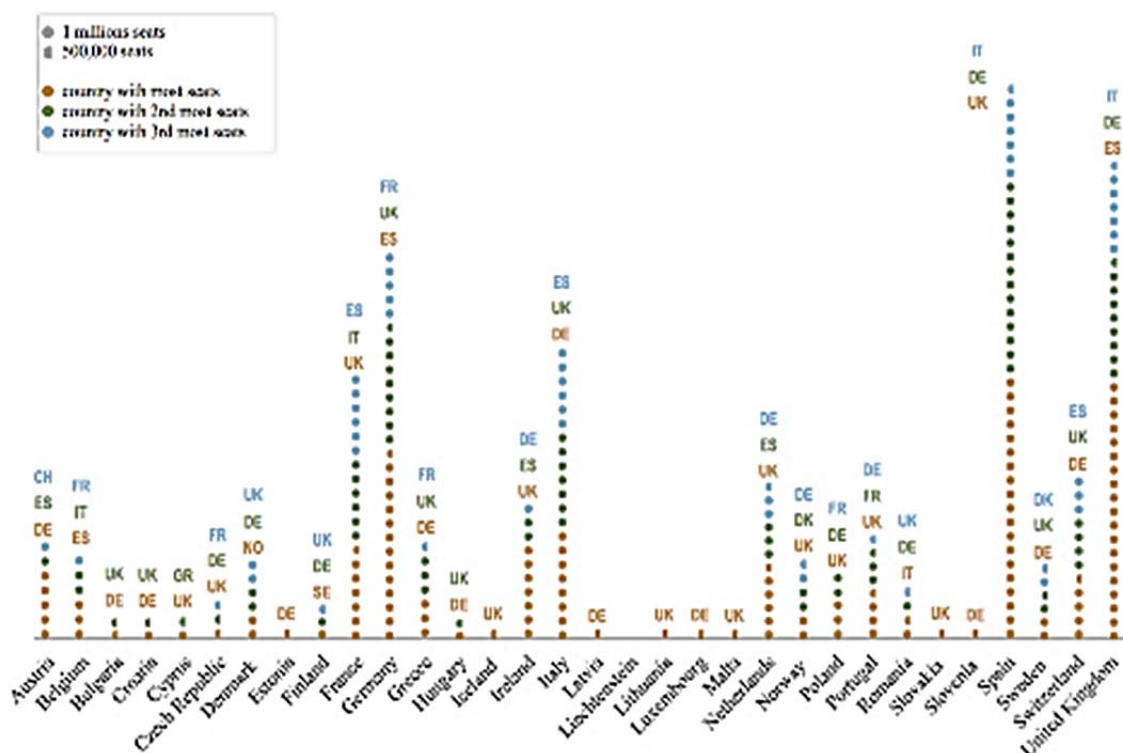


Fig. 3. Top three air traffic flows for EU28 and EFTA countries⁸

Spain, Germany, Great Britain, France and Italy own most of the European traffic. This correlates with the corresponding population figures, runways and the number of flights per capita.

Romania, Bulgaria and the Czech Republic have the lowest share of air travel in the total volume of transport travel compared to other European countries. Portugal, Poland, Slovakia, Slovenia, Hungary and Croatia have a share of less than 10 percent.

Passenger traffic reporting reflects only actual demand. Market analysis has become an important part of the work of planning and organizing air travel. For this purpose, airlines use various systems for forecasting the demand for air travel. Automated demand forecasting systems consist of a subsystem for collecting and processing information, analyzing and issuing recommendations, which allows airlines to correctly use the obtained forecasts and optimally manage available resources, be prepared for seasonal fluctuations in advance, and influence consumer demand [14].

As stated above, various factors affect the level of demand for air travel within a country or region. Leaving aside aspects of supply, such as affordable airport infrastructure or regulatory restrictions, the analysis has so far focused on such aspects of demand as affordable income, age structure, or level of education. The question that needs to be addressed through empirical analysis is whether these factors have a statistically significant effect on passenger demand in the European Union and EFTA [15].

Studies show that per capita income, often expressed using per capita GDP, is one of the main factors determining the number of flights per person. This factor, like the others discussed in the previous sections, is included into the regression analysis to determine their respective effect on the number of flights per capita in Europe.

Table 2 gives an overview of these factors.

⁸ The same source.

Table 2

Overview of variables used in regression analysis

Variable	Definition	Reference
Airtripscap	The number of air trips per capita per country in 2014; dependent variable	Eurostat (2014a)
GDP	The gross domestic product (GDP) per capita in 2014, purchasing power parity in USD, logged variable	The World Bank Group (2014)
Geo	A dummy variable indicating whether a country is an island (1 if country is an island)	N/A
Educ	The share of population having a tertiary education degree	Eurostat (2014d)
Urbanpop	The share of people living in urban agglomerations	The World Bank Group (2016)

In the regression analysis using the least squares model (OLS), the number of flights per capita is a dependent variable. This indicator is an indicator of the level of demand for air transport within a country. WFP has a positive effect on the number of flights per capita, as well as the level of higher education of air passengers. In addition, it is considered in the analysis taking into account geographic location, for example, whether a country is an island state, since in many cases air transport may be the only possible transport alternative. The proportion of people living in urban agglomerations also affects the level of demand.

Air travel per capita shows a high divergence in these countries, with Romania having the lowest number of flights per capita (0.02) and Cyprus the highest (1.35). Gross domestic product per capita ranges from a minimum of \$ 17,207 (~ 16,000 euros) in Bulgaria to \$ 98,459 (~ 90,000 euros) in Luxembourg. The share of people with higher education is the highest in the UK (~ 37 percent) and Luxembourg (~ 40 percent) and the lowest in Romania (14 percent). The degree of urbanization also varies greatly: about 98 percent in Belgium and 14 percent in Liechtenstein.

CONCLUSION

Passenger carrying capacities of airlines (expressed in available seat-km, or ASK) increased by an average of 6.5%, while the load factor increased by 1 pp. - up to 82.8%. During the first half of 2018, the average passenger traffic of airlines increased by 7% (in the same period of 2017 - 7.9%). A number of factors influenced the slowdown in demand. The main one is the growth of airline expenses, which reduces incentives for low fares. A change in price leads to a change in the value of demand. Certain negativity is introduced by the looming threat of a global trade war. A decrease in supply under the influence of rising costs and a decrease in demand under the influence of price changes for interchangeable goods and changes in consumer preferences led to a decrease in sales of major air carriers and a decrease in their revenue. Reduced revenue, while increasing costs, led to lower profits.

Despite a slight slowdown, 2018 was a year that demonstrated an increase in demand above the trend. This was facilitated by the measures that were taken by the airlines - the abolition of unprofitable routes, the reduction in the number of personnel - are aimed at reducing costs and, consequently, at reducing losses and, thus, increasing profits. According to forecasts for the next 20 years, global air travel will continue to grow at an average rate of 4.6% per year. The leaders of growth in the world will remain the United States, China, the UAE, in Europe - the United Kingdom and Germany.

The results of the empirical analysis confirm important determinants at the European level. In a market economy, the form of relations between airlines and clientele has changed on the basis of consumer preferences for a bottom-up choice. As research has shown, the cost of air tickets is not the main

factor in the demand for business passengers, but affects the demand of passengers traveling for personal purposes.

The purpose of this article was to assess the factors influencing the demand for air transportation at the European level, to study the interdependence between them and to give an idea of the expectations of potential passengers regarding the European transport system. Since the passenger himself chooses the type of transport, a number of factors, both quantitatively and qualitatively, influencing his choice has been studied. The general characteristics of the European air transport market are presented, indicating the main air traffic flows in the European Union and EFTA countries.

REFERENCES

1. Abramowitz, A.D. and Brown, S.M. (1993). *Market share and price determination in the contemporary airline industry*. Review of Industrial Organization, vol. 8, issue 4, pp. 419-433. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF01024279>
2. Bießlich, P., Schroeder, M.R., Gollnick, V., and Lütjens, K. (2014). A System Dynamics Approach to Airport Modeling. 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 1–13 June. Available at: <http://doi.org/doi:10.2514/6.2014-2159> (accessed 24.01.2019)
3. McConnell C.R., Brue, S.L. and Flynn, S.M. (2011). *Economics: Principles, Problems, and Policies*: textbook. 19th ed. McGraw-Hill Education, 896 p.
4. Call, G.D. and Keeler, T.E. (1986). *Airline deregulation, fares, and market behavior: Some empirical evidence*, in A.F. Daughety (Ed.). *Analytical Studies in Transport Economics*, Cambridge, Cambridge University Press, pp. 221–248. DOI: <https://doi.org/10.1017/CBO9780511895913.010>
5. Dresner, M. and Tretheway, M. (1992). *Modelling and testing the effect of market structure on price. The case of international air transport*. Journal of Transport Economics and Policy, vol. 26, no. 2, pp. 171-184.
6. Maltsev, A.A., Matveeva, A.V. and Tarasov, A.G. (2016). *Low-cost companies as a driving force of growth of the global flight passenger turnover*. Problems of Modern Economics, no. 1 (57), pp. 63-67. (in Russian)
7. Matveeva, A.V. and Maltsev, A.A. (2017). *Low-cost airlines as a vector of global air transport dynamic development*. Russian Foreign Economic Journal, no. 8, pp. 80-91. (in Russian)
8. Morrell, P. (1998). *Air transport liberalization in Europe: The progress so far*. Journal of Air Transportation World Wide, vol. 3, no. 1, pp. 42-60.
9. Dargay, J. and Hanly, M. (2001). *The determinants of the demand for international air travel to and from the UK*. ESRC Transport Studies Unit. Center for Transport Studies, University College: London, no. 59, pp. 1-14.
10. Havel, B.F. and Sanchez, G.S. (2014). *The Principles and Practice of International Aviation Law*. Cambridge University Press, 462 p.
11. **We Have Some Planes: Inside the Four Flights** (2004). The 9/11 Commission Report. National Commission on Terrorist Attacks Upon the United States. Available at: https://govinfo.library.unt.edu/911/report/911Report_Ch1.pdf (accessed 06.08.2019).
12. Graham, D.R., Kaplan, D.P. and Sibley, D.S. (1983). *Efficiency and competition in the airline industry*. The Bell Journal of Economics, Spring, vol. 14, no. 1, pp. 118-138.
13. Gillen, D. (2006). *Airline Business Models and Networks: Regulation, Competition and Evolution in Aviation Markets*. Review of Network Economics, vol. 5, no. 4, pp. 366–385.
14. Gillen, D., Harris, R. and Oum, T.H. (1998). *A model for measuring economic effects of bilateral air transport liberalization*. Department of Economics, Work paper series 99-08, Paper presented at the International Colloquium on Air Transportation, Toulouse, November 17-19.
15. Doganis, R. (2010). *Flying off Course: Airlines economics and marketing*. 4th ed., Routledge: Oxford. 336 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTORS

Inna P. Stecenko, Professor, Doctor of Economic Sciences, Vice Rector for Research, the Baltic International Academy, i.stecenko@gmail.com

Anton V. Parkhimovich, Magister, Mechanics Manager in the Company Lime, Vienna, Austria. antonparkhimovich@gmail.com

РЫНОК ПАССАЖИРСКИХ АВИАЦИОННЫХ ПЕРЕВОЗОК В ЕВРОПЕ

И.П. Стеценко¹, А.В. Пархимович²

¹*Балтийская Международная Академия, г. Рига, Латвия*

²*Компания Lime, г. Вена, Австрия*

Гражданская авиация является системно значимым сектором европейской экономики. В 2015 году была утверждена новая стратегия развития, определяющая роль воздушного транспорта в пассажирских коммуникациях. Реализация стратегии предусматривает, среди прочего, снижение стоимости билетов, что отразится на мобильности населения. В этом контексте в статье рассматриваются приоритеты стратегии развития, отмечается, что спрос на пассажирские авиаперевозки зависит от большого количества факторов. Их можно объединить в четыре группы: социальная стабильность, макроэкономические, внутриотраслевые и межтранспортные факторы. Их влияние на величину спроса варьируется, и носит как ценовой, так и неценовой характер. В статье определены лидеры рынка пассажирских авиаперевозок, рассмотрены проблемы, препятствующие развитию сети воздушных перевозок. Также освещаются особенности европейского рынка пассажирских авиаперевозок и перспективы развития единой транспортной системы для обеспечения позитивного социально-экономического эффекта в развитии экономики. Высокий уровень конкуренции с сопоставимым уровнем качества обслуживания требует новых форм отношений с потребителями. В настоящее время в Европе построена удобная для пассажиров инфраструктура авиаперевозок, на рынке работают компании, которые предлагают довольно дорогие, а также недорогие транспортные услуги. Кроме того, уровень доходов населения в странах Европы достаточно высок. В совокупности эти факторы предопределяют возросший спрос на авиаперевозки. В этих условиях внедрение инноваций и цифровых технологий вместе с привлечением инвестиций должно стать стимулом для роста. Принятие указанных мер приведет к улучшению качества обслуживания пассажиров, увеличению пассажиропотока и увеличению доходов авиакомпаний, а также расширению возможностей трудоустройства. Надёжность, безопасность, экология рассматриваются как стратегические приоритеты.

Ключевые слова: пассажирские авиаперевозки, спрос на авиаперевозки, управление спросом, инфраструктура пассажирских перевозок, стратегия развития.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Abramowitz A.D., Brown S.M.** Market share and price determination in the contemporary airline industry // Review of Industrial Organization. 1993. Vol. 8, iss. 4. Pp. 419-433. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF01024279>
2. **Bießlich, P.** A System Dynamics Approach to Airport Modeling [Электронный ресурс] / P. Biesslich, M.R. Schroeder, V. Gollnick, K. Lütjens // 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 1–13 June 2014. URL: <http://doi.org/doi:10.2514/6.2014-2159> (accessed 24.01.2019)
3. **Макконнелл С.Р., Брю С.Л., Флинн Ш.М.** Экономикс: принципы, проблемы и политика: учебник. 19-е изд., пер. с англ. М.: НИЦ ИНФРА-М, 2017. 1028 с.
4. **Call G.D., Keeler T.E.** Airline Deregulation, Fares, and Market Behavior: Some Empirical Evidence, in A.F. Daughety (Ed.). Analytical Studies in Transport Economics. Cambridge: Cambridge University Press, 1986. Pp. 221-248. DOI: <https://doi.org/10.1017/CBO9780511895913.010>

5. **Dresner M., Tretheway M.** Modelling and testing the effect of market structure on price. The case of international air transport // *Journal of Transport Economics and Policy*. 1992. Vol. 26, no. 2. Pp. 171-184.
6. **Мальцев А.А., Матвеева А.В. Тарасов А.Г.** (2016). Лоукост-компании как драйвер роста мирового авиапассажиропотока // *Проблемы современной экономики*. 2016. № 1 (57). С. 63–67.
7. **Матвеева А.В., Мальцев А.А.** Лоукостеры как вектор динамичного развития мирового рынка авиаперевозок // *Российский внешнеэкономический вестник*. 2017. № 8. С. 80-91.
8. **Morrell P.** Air transport liberalization in Europe: The progress so far // *Journal of Air Transportation World Wide*. 1998. Vol. 3, no. 1. Pp. 42-60.
9. **Dargay J., Hanly M.** The determinants of the demand for international air travel to and from the UK // *ESRC Transport Studies Unit. Center for Transport Studies. University College: London*. 2001. No. 59. Pp. 1-14.
10. **Havel B.F., Sanchez G.S.** The Principles and Practice of International Aviation Law. Cambridge University Press, 2014. 462 p.
11. **We Have Some Planes: Inside the Four Flights** [Электронный ресурс] // The 9/11 Commission Report. National Commission on Terrorist Attacks Upon the United States. URL: https://govinfo.library.unt.edu/911/report/911Report_Ch1.pdf (accessed 06.08.2019).
12. **Graham D.R., Kaplan D.P., Sibley D.S.** Efficiency and competition in the airline industry // *The Bell Journal of Economics*. Spring. 1983. Vol. 14, no. 1. Pp. 118-138.
13. **Gillen, D.** Airline Business Models and Networks: Regulation, Competition and Evolution in Aviation Markets // *Review of Network Economics*. 2006. Vol. 5, no. 4. Pp. 366–385.
14. **Gillen D., Harris R., Oum T.H.** A model for measuring economic effects of bilateral air transport liberalization. Department of Economics. Work paper series 99-08. Paper presented at the International Colloquium on Air Transportation. Toulouse, 17-19 November 1998.
15. **Doganis R.** Flying off Course: Airlines economics and marketing. 4th ed. Routledge: Oxford, 2010. 336 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Стеценко Инна Петровна, проректор по науке Балтийской Международной Академии, доктор экономических наук, профессор, i.stecenکو@yahoo.com

Пархимович Антон Викторович, магистр, Mechanics Manager in the company Lime, Вена, Австрия, antonparkhimovich@gmail.com

Поступила в редакцию 02.08.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 02.08.2019
Accepted for publication 23.01.2020

УДК 629.735.08 (075.8)

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-71-83

ПРИМЕНЕНИЕ МАРКОВСКИХ ПРОЦЕССОВ ДЛЯ АНАЛИЗА И УПРАВЛЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬЮ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю.М. ЧИНЮЧИН¹, А.С. СОЛОВЬЕВ²

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

²*АО «Камов», г. Москва, Россия*

Процесс эксплуатации летательного аппарата сопровождается постоянным воздействием различных факторов на его компоненты, приводящие к случайным или систематическим изменениям их технического состояния. Марковские процессы являются частным случаем случайных процессов, которые имеют место в процессе эксплуатации объектов авиационной техники. Очевидная связь характеристик безотказности объектов с затратами на их восстановление позволяют применить аналитический аппарат марковских процессов для анализа и управления эксплуатационной технологичностью летательных аппаратов. В статье описываются методы анализа и управления эксплуатационной технологичностью объектов, основанных на стационарных и нестационарных марковских цепях. Модель стационарной марковской цепи используется для объектов, у которых интенсивность событий постоянна во времени. Для объектов с переменной во времени интенсивностью событий используется нестационарная марковская цепь. С целью сокращения вычислительных объемов, необходимых для выполнения анализа эксплуатационной технологичности объектов авиационной техники с помощью нестационарных марковских процессов, представлен алгоритм их оптимизации. Предложенные методы анализа с помощью марковских цепей позволяют провести сравнительные оценки ожидаемых затрат на техническое обслуживание и ремонт одного или нескольких однотипных объектов с учётом их начальных состояний и времени эксплуатации. Процесс управления эксплуатационной технологичностью с использованием марковских цепей заключается в поиске оптимальной при каждом состоянии объекта стратегии технического обслуживания и ремонта (варианта действий), при которой затраты на его техническую эксплуатацию будут минимальными. Проведённая апробация методов анализа и управления эксплуатационной технологичностью с использованием марковских процессов для объекта, подконтрольного в эксплуатации, позволила построить прогнозно-управляемую модель, в которой рассчитаны ожидаемые затраты на его техническое обслуживание и ремонт, а также необходимое количество запасных частей на каждый заданный интервал наработки. Показана возможность использования математического аппарата марковских процессов для большого количества объектов с различными законами распределения характеристик надёжности. Программная реализация описанных методов, а также использование программного обеспечения, адаптированного к табличной среде, будут способствовать снижению трудоёмкости расчётов и более наглядному представлению получаемых данных.

Ключевые слова: марковские процессы, марковские цепи, эксплуатационная технологичность, анализ эксплуатационной технологичности.

ВВЕДЕНИЕ

Марковский процесс как математическая модель для изучения сложных технических систем хорошо известен в авиационной отрасли. Наглядность, высокий уровень адекватности математической модели и глубоко проработанный математический аппарат марковских процессов позволяют использовать его по таким направлениям, как управление процессами технической эксплуатации (ПТЭ) летательных аппаратов (ЛА), системами массового обслуживания парка ЛА, эксплуатационно-техническими свойствами ЛА (эксплуатационной надёжности и технологичности ЛА и их компонентов) [1,2,3]. Основные преимущества марковских процессов заключаются в возможности построения прогнозно-управляемых моделей поведения объекта или группы объектов во времени на основе статистических данных или по результатам эксплуатационных наблюдений. Наиболее часто марковский процесс представляется как модель с веро-

яностной структурой, которая позволяет определять вероятность попадания объекта в одно из состояний процесса за определённое время или интервал времени.

Одним из наиболее эффективных путей существенного снижения затрат на техническое обслуживание и ремонт ЛА является выбор оптимальной стратегии ТОиР (варианта действий по ТОиР), которая во многом зависит от поведения в эксплуатации компонентов ЛА [4]. При описании модели поведения объекта с использованием аналитического аппарата марковского процесса представляется возможным связать вероятностную структуру смены состояний объекта с доходами или расходами, которые возникают при переходе объекта из одного состояния процесса в другое (например, переход объекта из неработоспособного состояния в работоспособное сопровождается затратами на его ремонт). Для анализа ЭТ объекта в качестве основного показателя используются трудозатраты на его техническое обслуживание, а модель на основе марковских процессов позволяет оценить суммарные трудозатраты на обслуживание объекта за определенный период эксплуатации, а также выбрать стратегию ТОиР (вариант действий), при которой затраты труда будут оптимальными.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Процесс эксплуатации объекта как марковский процесс представляет собой последовательную смену состояний объекта и его переходов в различные состояния. Объект совершает переход из одного состояния в другое, когда значения его параметров, характеризующие одно состояние, сменяются другими параметрами. В общем случае эксплуатируемый объект может иметь три состояния:

- исправное;
- неисправное работоспособное;
- неисправное неработоспособное.

Переход объекта из одного состояния в другое носит случайный во времени характер и описывается как непрерывный процесс. Однако, так как контроль состояния ЛА происходит через определённый интервал времени (послеполётный осмотр, осмотр каждые 25 часов налёта и т.д.), целесообразно процесс эксплуатации представить как марковский процесс с дискретным временем, в котором переход из состояния в состояние происходит за равные интервалы времени. В литературе марковский процесс с дискретным пространством состояний и времени именуется как марковская цепь [5].

Таким образом, объект наделяется набором значений вероятностей переходов p_{ij} , при этом, находясь в конкретный момент времени в состоянии i , в течение следующего интервала времени объект окажется в состоянии j . Пример графа состояний и переходов для объекта, имеющего три указанных выше состояния, показан на рис. 1.

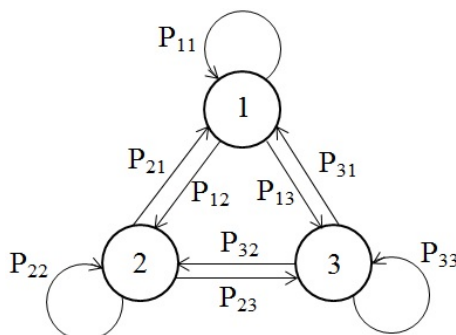


Рис. 1. Пример графа состояний и переходов объекта
Fig. 1. Example of a graph of states and transitions of an object

В матричной форме набор вероятностей переходов будет иметь вид:

$$P = [p_{ij}] = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} \\ p_{21} & p_{22} & p_{23} \\ p_{31} & p_{32} & p_{33} \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Так как после перехода объект обязательно окажется в одном из трёх состояний, сумма вероятностей по каждой строке будет равна 1, а матрица вероятностей переходов будет называться стохастической [6].

Если переход из одного состояния в другое сопровождается некоторыми доходами r_{ij} , то такой набор может быть принят как матрица доходов R вида:

$$R = [r_{ij}] = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Следует отметить, что данная матрица называется матрицей доходов лишь условно. На самом деле переход объекта из одного состояния в другое может приносить как доход, так и сопровождаться некоторыми расходами.

При анализе ЭТ объекта элементы матрицы доходов будут иметь либо нулевые значения, свидетельствующие о том, что при переходе из одного состояния в другое работы по ТОиР не потребовались, либо отрицательные значения, отражающие затраты на ТОиР. Сама задача снижения затрат на ТОиР объекта сводится к выбору стратегии ТОиР (варианта действий), при которой суммарные затраты на ТОиР будут минимальны за определённое количество переходов. Таким образом, суммарные затраты на ТОиР объекта после наработки за n интервалов (шагов) исследуемого процесса будут описываться уравнением полных доходов (расходов) V вида:

$$v_i(n) = q_i + \sum_{j=1}^N p_{ij} * v_j(n-1), \quad (3)$$

где q_i – средний одношаговый доход;

N – количество состояний.

Средний одношаговый доход представляет собой величину, которую объект (условно) принесёт при выходе из состояния i :

$$q_i = \sum_{j=1}^N p_{ij} * r_{ij}. \quad (4)$$

В период нормальной эксплуатации наступление события (например, отказа) происходит неожиданно и повторяется примерно с одинаковой интенсивностью за достаточно большие и равные промежутки времени. Как правило, если интенсивность отказов постоянна на всех временных интервалах, то вероятность отказа будет также одинакова на каждом взятом временном интервале [7]. Марковский процесс, описывающий состояние объекта, у которого вероятности

переходов на каждом интервале не зависят от общей наработки, называется стационарной марковской цепью [8]:

$$\lambda(n) = \text{const}; \quad P(n) = [p_{ij}] = \text{const}. \quad (5)$$

Для объектов, у которых интенсивность смены состояний изменяется со временем непрерывной работы (износ, старение и т.д.), матрица вероятностей переходов не будет одинакова для всех интервалов времени, а марковская цепь, описывающая состояние объекта, в этом случае называется нестационарной:

$$\lambda(n) = f(n); \quad P(n) = [p_{ij}(t)]. \quad (6)$$

Приведенные марковские цепи являются цепями первого порядка, так как не зависят от предыдущих изменений состояний. При описании процесса эксплуатации объектов АТ нестационарная марковская цепь может быть цепью высшего порядка, в которой смена состояний зависит от предыдущих. Так, если за определённое время объект отказал и происходит его замена на новый, то вновь установленный объект только начинает свою наработку, в то время как общее время процесса эксплуатации продолжается. Таким образом, изменение вероятностей состояний процесса на каждом шагу в целом будет зависеть от предыдущих изменений:

$$\lambda(n) = f(t); \quad P(n) = [p_{ij}(t, n-1)]. \quad (7)$$

Марковские процессы высшего порядка в наибольшей степени соответствуют процессам технической эксплуатации (ПТЭ) ЛА. Однако в условиях повышенных требований к подтверждению степени адекватности модели увеличивается объём обрабатываемой статистики, при этом значительно усложняется математический аппарат марковского процесса. Некоторые методы оптимизации математической модели поведения объекта позволяют условно заменить марковские цепи высших порядков на цепи первого порядка, обеспечивая точность, достаточную для анализа и управления ЭТ ЛА и приемлемую для практики.

МОДЕЛЬ РАСЧЁТА ТРУДОЗАТРАТ ПРИ СТАЦИОНАРНОМ МАРКОВСКОМ ПРОЦЕССЕ

При стационарном марковском процессе вероятности смены состояний объекта подчиняются экспоненциальному закону и одинаковы за любой одинаковый промежуток времени:

$$p_{ij} = 1 - e^{-\int_0^t \lambda_{ij} dt} = 1 - e^{-\lambda_{ij} t}. \quad (8)$$

Порядок определения интенсивности переходов объекта из одного состояния в другое по статистическим данным изложен в ряде многих научных изданий [7, 9].

Пусть объект работает в период нормальной эксплуатации и может находиться в трёх состояниях: исправное; неисправное работоспособное (повреждение); неисправное неработоспособное (отказ).

Для данного объекта выбрана следующая стратегия ТО (вариант действий). Объект контролируется через каждые 10 часов наработки. Если при следующем контроле объект оказался исправным, то он не нуждается в техническом обслуживании и продолжает работать. Если объект отказал, то производится его замена, трудоёмкость которой составляет 30 чел.-ч, и к началу

следующего интервала времени он становится исправным. Если объект оказался неисправным, но работоспособным, то имеются три варианта дальнейших действий ($S = 3$):

- 1) продолжить эксплуатацию объекта;
- 2) провести регулировку объекта с трудозатратами 10 чел.-ч;
- 3) заменить объект с трудозатратами 30 чел.-ч.

Вероятности переходов и соответствующие им затраты на ТОиР для каждого варианта действий показаны в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Исходные данные эксплуатируемого объекта
Initial data of an operational object

Состояние i	Варианты действий S	Вероятности переходов			Затраты на ТОиР, чел.-ч		
		p_{i1}	p_{i2}	p_{i3}	r_{i1}	r_{i2}	r_{i3}
1. Исправное	1	0,89	0,1	0,01	0	0	30
	2	0,89	0,1	0,01	0	10	30
	3	0,89	0,1	0,01	0	30	30
2. Повреждение	1	0	0,8	0,2	0	0	30
	2	0,85	0,1	0,05	0	10	30
	3	0,89	0,1	0,01	0	0	30
3. Отказ	1	0,89	0,1	0,01	0	30	30
	2	0,89	0,1	0,01	0	10	30
	3	0,89	0,1	0,01	0	30	30

По формулам (3) и (4) рассчитаем и составим сравнительную таблицу полных трудозатрат для всех вариантов действий на каждом интервале за 100 часов эксплуатации. Полученные значения представлены в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Полученные данные ЭТ эксплуатируемого объекта
Calculated data of maintainability of an operational object

$i(s)$	Ожидаемая трудоёмкость ТОиР, чел.-ч									
	10 ч	20 ч	30 ч	40 ч	50 ч	60 ч	70 ч	80 ч	90 ч	100 ч
1	0,3	1,2	2,4	4,0	5,7	7,6	9,6	11,6	13,7	15,8
2	1,3	2,7	4,1	5,6	7,0	8,4	9,8	11,2	12,7	14,1
3	3,3	6,6	9,9	13,2	16,5	19,8	23,1	26,4	29,7	33,0
1	6	10,9	14,9	18,4	21,5	24,4	27,0	29,5	32,0	34,3
2 (+10)	2,5	3,9	5,3	6,8	8,2	9,6	11,0	12,4	13,9	15,3
3 (+30)	3,3	6,6	9,9	13,2	16,5	19,8	23,1	26,4	29,7	33,0
1 (+30)	0,3	1,2	2,4	4,0	5,7	7,6	9,6	11,6	13,7	15,8
2 (+30)	1,3	2,7	4,1	5,6	7,0	8,4	9,8	11,2	12,7	14,1
3 (+30)	3,3	6,6	9,9	13,2	16,5	19,8	23,1	26,4	29,7	33,0

Прибавка к начальному (плановому) значению затрат на ТОиР объекта будет зависеть от его фактического состояния до начала работы на нем, отличного от исправного, при этом непосредственно ожидаемый одношаговый доход q является сравнительным параметром для оценки целесообразности начала работы с целью вывода объекта из данного состояния. Если затраты на ремонт поврежденного объекта ниже ожидаемого одношагового дохода, то данный объект целесообразно отремонтировать до начала эксплуатации.

Полученные значения показывают, какие суммарные трудозатраты мы ожидаем получить, начиная с i состояния и применяя S -вариант действий. Например, начиная работы по 10 исправным объектам и применяя на каждом интервале первый вариант действий, ожидаемые суммарные трудозатраты после 100 ч наработки составят 158 чел.-ч, применяя второй вариант, можем получить 141 чел.-ч. Это соответствует данным, полученным путём компьютерного моделирования процесса эксплуатации 100 объектов.

Сравнительная таблица ожидаемых трудоёмкостей служит для принятия оптимального решения по вариантам действий для заранее определённой наработки изделия. Из таблицы видно, что выбор оптимального варианта действий зависит как от начального состояния, так и от планируемой наработки объекта. Так для исправного объекта, который планируется эксплуатировать 70 часов, оптимальной стратегией уже будет первая, а не вторая.

Если в процессе эксплуатации объекта на каждом интервале имеется возможность смены вариантов действий, тогда применимо рекуррентное соотношение:

$$v_i(n+1) = \min_s \left| q_i^s + \sum_{j=1}^N p_{ij}^s * v_j(n) \right|. \quad (9)$$

Таким образом, исходя из ожидаемых затрат на ТОиР, рекуррентное соотношение позволяет выбрать оптимальный вариант действий в каждом состоянии и на каждом интервале (шаге) наработки объекта.

МОДЕЛЬ РАСЧЁТА ТРУДОЗАТРАТ ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ МАРКОВСКОМ ПРОЦЕССЕ

При анализе и управлении ЭТ объекта, интенсивность отказов которого изменяется по его наработке, целесообразно построить математическую модель, которая достаточно точно описывала бы исследуемый процесс, а количество математических расчётов было бы приемлемым [6].

Первым этапом такой оптимизационной задачи является замена непрерывного характера изменения интенсивности состояния (отказов) объекта на ряд ее дискретных во времени величин (рис. 2).

Разбиение функции распределения показателя надёжности на средние постоянные значения для каждого интервала наработки позволяет перевести непрерывную марковскую модель в дискретную, при этом вероятности смены состояний на каждом шагу будут достаточно точно описываться экспоненциальной функцией распределения:

$$\lambda(n) = f(n); \quad P(n) = [p_{ij}(n)]. \quad (10)$$

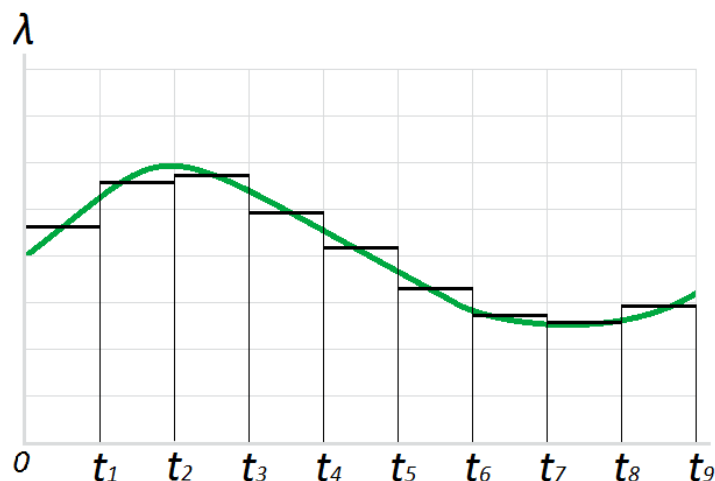


Рис. 2. Разбиение распределения функции интенсивности изменения состояния (отказов) на ряд постоянных значений в заданных интервалах наработки t объекта

Fig. 2. Separation of the distribution function of change intensity of the state (failures) into constants at specified time intervals t

Дискретная связь матрицы вероятностей переходов с интервалом наработки позволяет использовать математический аппарат стационарного марковского процесса для анализа и управления ЭТ объекта с использованием модели нестационарного марковского процесса. В расчётах также следует учесть изменение среднего одношагового дохода на каждом интервале наработки объекта:

$$q_i(n) = \sum_{j=1}^N p_{ij}(n) * r_{ij}. \quad (11)$$

На втором этапе решения задачи применяется условная замена марковский цепи высшего порядка на цепь первого порядка. Алгоритм условной замены заключается в поиске такого шага m , на котором полные ожидаемые затраты будут примерно равны затратам замены объекта при попадании в состояние отказа:

$$v_i(m) = r_{\text{зам}}. \quad (12)$$

Следующий шаг связан с наделением объекта параметрами его начального (исправного) состояния, а полные ожидаемые расходы складываются из расходов, полученных за m шагов и расходов на каждом последующем шаге:

$$v_i(m+1) = v_i(m) + v_{\text{испр}}(n), \quad n = 1, 2, 3 \dots \quad (13)$$

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Объектами исследования стали V-образные торсионы, установленные в рукавах колонки несущих винтов вертолёта Ка-226. Торсион представляет собой пакет тонких стальных пластин из высокопрочной стали и воспринимает центробежную силу, вертикальный изгибающий

момент при маховом движении лопасти, закручивается при повороте лопасти и нагружается в плоскости вращения [10]. Такие нагрузки приводят к регулярным повреждениям торсиона, характеризующимся разрушением одной или нескольких пластин. При принятой стратегии ТОиР вертолёта допускается его эксплуатация при наличии не более трёх разрушенных пластин в одном рукаве. Если в процессе эксплуатации выявлено разрушение четырёх и более пластин либо разрушение хотя бы одной пластины в зоне крепления торсиона, тогда торсион подлежит замене.

Известны 198 случаев разрушения пластин торсиона, позволяющие сформировать интенсивность наступления такого рода событий по времени наработки (рис. 3).

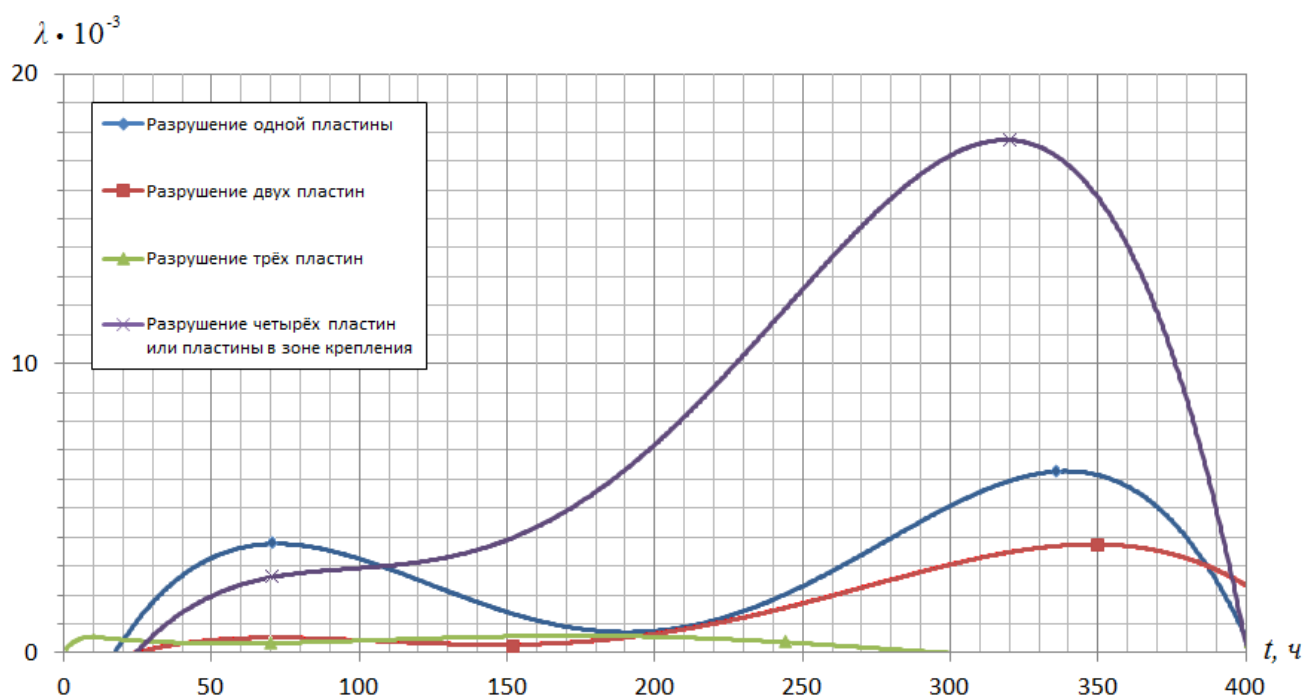


Рис. 3. Зависимость интенсивности отказов различных видов при эксплуатации торсиона от наработки t
Fig. 3. The dependence of the failure rate of different types in the operation of the torsion on the operating time t

Анализ полученных зависимостей интенсивностей отказов различных категорий указывает на необходимость использования нестационарного марковского процесса.

Для оптимизации нестационарного марковского процесса интенсивности отказов аппроксимированы средними постоянными значениями на каждом интервале в 100 часов. Воспользовавшись полученными значениями интенсивностей, находим вероятности каждого события на заданном интервале по формуле (8).

Далее рассчитаны вероятности смены состояний для интересующих нас интервалов наработки, исходя из свойства конечной аддитивности вероятностей [11]:

$$P(A_1 + \dots + A_n) = P(A_1) + \dots + P(A_n). \quad (14)$$

Для исследуемого объекта выбран контролируемый интервал наработки (шаг), равный 10 ч. Результаты расчёта вероятности разрушений пластин на каждом шагу представлены в табл. 3.

Таблица 3
Table 3

Вероятность наступления события на каждом шаге в зависимости
от интервала наработки
The probability of occurrence of the event at each step depending on the operating time
(for every 10 hours of operation with a change every 100 hours)

Событие (состояние)	Вероятность события за каждые 10 ч			
	0-100	100-200	200-300	300-400
1. Исправный	0,9618	0,9386	0,9055	0,8786
2. Разрушение одной пластины	0,0207	0,0188	0,0126	0,0283
3. Разрушение двух пластин	0,0042	0,0051	0,0027	0,0000
4. Разрушение трёх пластин	0,0018	0,0041	0,0150	0,0154
5. Разрушение четырёх и более /в зоне крепления	0,0115	0,0334	0,0642	0,0777

Общий вид матрицы вероятностей переходов составляется, исходя из свойства её стохастичности и принципа накопления отказов объектом:

$$P(n) = \begin{vmatrix} 1 - \sum_{j=2}^5 p_{1j}(n) & p_{12}(n) & p_{13}(n) & p_{14}(n) & p_{15}(n) \\ 0 & 1 - \sum_{j=3}^5 p_{2j}(n) & p_{12}(n) & p_{13}(n) & \sum_{j=4}^5 p_{1j}(n) \\ 0 & 0 & 1 - \sum_{j=4}^5 p_{3j}(n) & p_{12}(n) & \sum_{j=3}^5 p_{1j}(n) \\ 0 & 0 & 0 & 1 - p_{45}(n) & \sum_{j=2}^5 p_{1j}(n) \\ 1 - \sum_{j=2}^5 p_{1j}(n) & p_{12}(n) & p_{13}(n) & p_{14}(n) & p_{15}(n) \end{vmatrix} \quad (15)$$

Замена торсиона в эксплуатации включает ряд дополнительных операций, таких, как демонтаж/монтаж лопасти и рукава несущего винта, в котором торсион установлен. Данная работа выполняется силами трёх специалистов за пять часов (трудоемкость 15 чел.-ч). Построение предварительного распределения ожидаемых трудоемкостей позволяет интервал (шаг), на котором произойдет замена блока и начало наработки нового. Итоговые значения ожидаемых трудоемкостей ТОиР с учетом замены торсиона в течение 400 часов наработки торсиона отражены в табл. 4.

Таблица 4
Table 4

Ожидаемые трудоёмкости ТОиР по достижению наработки объекта
Anticipated factors of manhours of maintenance and repair

Начальное состояние по табл. 3	Ожидаемая трудоёмкость ТОиР, чел.-ч							
	50 ч	100 ч	150 ч	200 ч	250 ч	300 ч	350 ч	400 ч
1	0,9	1,8	4,4	7,1	12,3	15,8	16,7	18,4
2	1	2,1	5	7,9	13,6	16,4	17,5	19,6
3	1,4	2,8	6	9	14,5	16,7	18,1	20,9
4	2,7	5,1	8,6	11,8	16,3	18,9	21,5	24,9
5 (+15)	0,9	1,8	4,4	7,1	12,3	15,8	16,7	18,4

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Полученные в ходе исследования значения позволяют рассчитать ожидаемые суммарные затраты на ТОиР как для одного, так и для множества объектов, находящихся в различных состояниях. Суммарные ожидаемые расходы на ТОиР для торсионов в различных состояниях будут складываться из полученных ожидаемых расходов для исправленных торсионов, расходов для торсионов с одной разрушенной пластиной и т.д.

Для модели эксплуатации торсионов, а также в других моделях, в которых имеют место затраты, связанные только с заменой объекта $T_{\text{зап}}$, математический аппарат марковского процесса позволяет рассчитать число запасных частей $n_{\text{зап}}$, необходимых для эксплуатации N изделий в течение заданной наработки:

$$n_{\text{зап}} = \frac{\sum_{i=1}^N T_i}{T_{\text{зам}}}. \quad (16)$$

Для парка из десяти исправных соосных вертолётов, каждый из которых имеет в составе колонки несущих винтов шесть торсионов, количество запасных частей, необходимых для эксплуатации вертолётов в течение 100 ч наработки, составит:

$$n_{\text{зап}} = \frac{1,8 * 6 * 10}{15} \cong 7. \quad (17)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для проведения мероприятий по анализу и снижению затрат на ТОиР летательного аппарата необходимо наглядное представление поведения его объектов во времени. Наглядной и достаточно точной прогнозно-управляемой моделью эксплуатации объекта является марковская цепь, которая позволяет описать вероятностную картину эксплуатации объекта в интервалах времени. Связь вероятностной структуры марковской модели с расходами на ТОиР позволяет провести анализ затрат на ТОиР объекта за заданную наработку, выявить его оптимальную, с

точки зрения минимизации затрат труда, стратегию технической эксплуатации, а также количество необходимых запасных частей для обслуживания объекта. Преимуществом математического аппарата марковских процессов является его универсальность для широкого круга изделий АТ с различными законами распределения надёжности, которые установлены путём аппроксимации результатов испытаний, наблюдений при эксплуатации или взяты из справочных данных.

Представленные методы оптимизации марковских процессов позволяют снизить трудоёмкость математических расчётов, подтверждая адекватность математической модели процесса эксплуатации и обеспечивая приемлемую для практики точность получаемых результатов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ицкович А.А., Смирнов Н.Н.** Управление эффективностью процесса технической эксплуатации самолетов гражданской авиации: учеб. пособие. М.: МИИГА, 1993. 88 с.
2. **Барзилович Е.Ю.** Модели технического обслуживания сложных систем: учеб. пособие. М.: Высшая школа, 1982. 232 с.
3. **Кузнецов В.И., Барзилович Е.Ю.** Надёжность и эффективность в технике: справочник. Том 8. Эксплуатация и ремонт / Под ред. В.И. Кузнецова, Е.Ю. Барзиловича. М.: Машиностроение, 1990. 320 с.
4. **Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М.** Эксплуатационная технологичность летательных аппаратов: учеб. пособие. М.: Транспорт, 1994. 256 с.
5. **Тихонов В.И., Миронов М.А.** Марковские процессы. М.: Советское радио, 1977. 488 с.
6. **Ховард Р.А.** Динамическое программирование и марковские процессы / Пер. с англ. В.В. Рыкова, под ред. Н.П. Бусленко. М.: Советское радио, 1964. 189 с.
7. **Шишмарев В.Ю.** Надёжность технических систем: учебник для ВУЗов. М.: Издательский центр «Академия», 2010. 304 с.
8. **Кузнецов С.В.** Математические модели процессов и систем технической эксплуатации авионики как марковские цепи // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 201. С. 56–64.
9. **Воробьёв В.Г., Константинов В.Д.** Надёжность и техническая диагностика авиационного оборудования. М.: МГТУ ГА, 2010. 488 с.
10. **Далин В.Н., Михеев С.В.** Конструкция вертолётов: учебник. М.: издательство МАИ, 2001. 352 с.
11. **Чжун К.Л., АитСахлиа Ф.** Элементарный курс теории вероятностей. Стохастические процессы и финансовая математика: учебник. 2-е издание / Пер. М.Б. Лагутин, К.Л. Чжун. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2014. 457 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Чинючин Юрий Михайлович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

Соловьев Алексей Сергеевич, ведущий инженер отдела надёжности АО «Камов», soloviev-avia@yandex.ru.

APPLICATION OF MARKOV PROCESSES FOR ANALYSIS AND CONTROL OF AIRCRAFT MAINTAINABILITY

Yuriy M. Chinyuchin¹, Alexey S. Solov'ev²

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

²JSC "Kamov", Moscow, Russia

ABSTRACT

The process of aircraft operation involves constant effects of various factors on its components leading to accidental or systematic changes in their technical condition. Markov processes are a particular case of stochastic processes, which take place during aeronautical equipment operation. The relationship of the reliability characteristics with the cost recovery of the objects allows us to apply the analytic apparatus of Markov processes for the analysis and optimization of maintainability factors. The article describes two methods of the analysis and control of object maintainability based on stationary and non-stationary Markov chains. The model of a stationary Markov chain is used for the equipment with constant in time intensity of the events. For the objects with time-varying events intensity, a non-stationary Markov chain is used. In order to reduce the number of the mathematical operations for the analysis of aeronautical engineering maintainability by using non-stationary Markov processes an algorithm for their optimization is presented. The suggested methods of the analysis by means of Markov chains allow to execute comparative assessments of expected maintenance and repair costs for one or several one-type objects taking into account their original conditions and operation time. The process of maintainability control using Markov chains includes search of the optimal strategy of maintenance and repair considering each state of an object under which maintenance costs will be minimal. The given approbation of the analysis methods and maintainability control using Markov processes for an object under control allowed to build a predictive-controlled model in which the expected costs for its maintenance and repair are calculated as well as the required number of spare parts for each specified operating time interval. The possibility of using the mathematical apparatus of Markov processes for a large number of objects with different reliability factors distribution is shown. The software implementation of the described methods as well as the usage of tabular adapted software will contribute to reducing the complexity of the calculations and improving data visualization.

Key words: Markov processes, Markov chains, maintainability, analysis of maintainability factors.

REFERENCES

1. **Itskovich, A.A. and Smirnov, N.N.** (1993). *Upravlenie effektivnostyu protsessa tekhnicheskoy ekspluatatsii samoletov grazhdanskoy aviatsii: uchebnoe posobie* [Efficiency management of the process of technical operation of civil aviation aircraft: Training manual]. Moscow: MII GA, the Moscow Institute of Engineers of Civil Aviation, 88 p. (in Russian)
2. **Barzilovich, E.Yu.** (1982). *Modeli tekhnicheskogo obsluzhivaniya slozhnykh sistem: uchebnoe posobiye* [Models of maintenance of complex systems: Training manual]. Moscow: Vysshaya shkola, Higher school, 232 p. (in Russian)
3. **Kuznetsov, V.I. and Barzilovich, E.Yu.** (1990). *Nadezhnost i effektivnost v tekhnike: spravochnik. Tom 8. Ekspluatatsiya i remont* [Reliability and efficiency in engineering: Reference book. Vol. 8. Maintenance and Repair]. Moscow: Mashinostroenie, Mechanical Engineering, 320 p. (in Russian)
4. **Smirnov, N.N. and Chinyuchin, Yu.M.** (1994). *Ekspluatatsionnaya tekhnologichnost letatelnykh apparatov: uchebnoe posobie* [Maintainability of aircraft: Training manual]. Moscow: Transport, 256 p. (in Russian)
5. **Tikhonov, V.I. and Mironov, M.A.** (1977). *Markovskiy protsessy* [Markov processes]. Moscow: Sovetskoe radio, Soviet Radio, 488 p. (in Russian)
6. **Howard, R.A.** (1960). *Dynamic programming and Markov processes*. Transl. from English by V.V. Rikov, ed. by N.P. Buslenko. Moscow: Soviet Radio, 1964, 189p. The MIT Press, 136 p.

7. **Shishmarev, V.Yu.** (2010). *Nadezhnost tekhnicheskikh system. Uchebnik dlya VUZov* [Reliability of engineering systems: Textbook for higher educational institutions]. Moscow: Izdatelskiy tsentr «Akademiya», Publ.house "Akademia", 304 p. (in Russian)
8. **Kuznetsov, S.V.** (2014). *Processes and systems of avionics technical operation as Markov chains in mathematical models*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 201, pp. 56-64. (in Russian)
9. **Vorobev, V.G. and Konstantinov, V.D.** (2010). *Nadezhnost i tekhnicheskaya diagnostika aviatsionnogo oborudovaniya* [Reliability and technical diagnostics of aeronautical equipment]. Moscow: MGTU GA, the Moscow State Technical University of Civil Aviation, 488 p. (in Russian)
10. **Dalin, V.N. and Mikheev, S.V.** (2001). *Konstruktsiya vertoletov. Uchebnik* [Helicopter design: Textbook]. Moscow: izdatelstvo MAI, Publ.house of the Moscow Aviation Institute, 352 p. (in Russian)
11. **Chung, K.L. and AitSahlia, F.** (2003). *Elementary Probability Theory. With Stochastic Processes and an Introduction to Mathematical Finance*. 4th ed, Springer-Verlag New York, 404 p. DOI: 10.1007/978-0-387-21548-8

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Yuriy M. Chinyuchin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Aircraft and Aircraft Engines Maintenance Chair, the Moscow State Technical University of Civil Aviation, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

Alexey S. Solov'ev, Leading Engineer of Reliability Department, JSC "Kamov", soloviev-avia@yandex.ru.

Поступила в редакцию 07.10.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 07.10.2019
Accepted for publication 23.01.2020

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;

05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;

05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;

05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;

05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;

05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК. 629.734.7.018.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-84-94

ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАНИЙ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ В ПРОЦЕССЕ ИХ СОЗДАНИЯ

С.М. КУРИННЫЙ¹

*¹Федеральное государственное унитарное предприятие
«Научно-исследовательский институт аэроупругих систем»,
г. Феодосия, Республика Крым, Россия*

В статье рассмотрен ряд этапов создания парашютных систем военного и специального назначения и некоторые особенности проведения их испытаний. Детально проанализирована необходимость проведения доводочных испытаний и их максимальные режимы. Обоснована возможность создания спасательной парашютной системы (СПС) для спасения весового макета при летных испытаниях, связанных с проверкой прочности парашютных систем. Предложен порядок введения СПС в схему действия испытываемой парашютной системы (ИПС). Рассмотрен порядок и этапы функционирования трехкаскадной СПС, состоящей из вытяжного парашюта, тормозного парашюта и основного парашюта. Приведен анализ работы такой системы с рассмотрением фазовых траекторий движения СПС и ИПС. Учтено развитие возможных аварийных ситуаций (АС) на всех этапах движения ИПС с приведением их фазовых траекторий. Фазовые траектории движения приведены с учетом области эксплуатационных (испытательных) режимов с наложением на них предельного эксплуатационного режима и режима форсажа. Развитие АС проанализировано с учетом запаса времени на ввод в действие СПС. Рассмотрен пример создания системы распознавания аварийной ситуации и порядок её работы при введении в действие СПС. Спрогнозированы положительные результаты от внедрения СПС в летные испытания при создании парашютных систем специального назначения. Отдельно предлагается новая стратегия проведения летных испытаний с внедрением корректируемой (по решению главного конструктора) программы испытаний. Расширение области испытательных режимов позволит значительно увеличить информационную содержательность летного эксперимента, эффективность и качество его результатов. Введение системы распознавания АС существенно повысит надежность функционирования испытываемой парашютной системы.

Ключевые слова: летные испытания, спасательная парашютная система, фазовая траектория движения, аварийная ситуация, область эксплуатационных режимов.

ВВЕДЕНИЕ

В соответствии с Положением¹ к авиационной технике военного назначения и авиационной технике специального назначения (АТ ВН и АТ СН) относятся парашютные и парашютно-реактивные системы различного назначения, средства воздушного и посадочного десантирования личного состава, вооружения, военной техники и грузов (ПС).

¹ Положение о создании авиационной техники военного назначения и авиационной техники специального назначения. Утверждено Военно-промышленной комиссией при Правительстве Российской Федерации 08.12.2010г.

При стандартном выполнении требований Положения летные испытания образца АТ ВН, требующего летной оценки, начинаются на этапе предварительных испытаний, когда сформирован его окончательный облик и реализованы технические решения по результатам моделирования и наземных испытаний.

Цель этапа технического проекта: определение окончательных технических решений, дающих полное представление о конструкции ПС, о ее составе и эксплуатационно-технических характеристиках, принципиальных технологических решениях по его производству.

Этап предусматривает создание натурного макетного образца АТ ВН, требующего оценки в летном эксперименте.

Летный эксперимент на этом этапе создания ПС должен подтвердить не только работоспособность и надежность разрабатываемой парашютной техники, но и стать источником получения научно-технической информации о фактических аэродинамических, аэроупругих, прочностных и баллистических характеристик ПС с учетом ее конструктивных решений в реальных условиях эксплуатации [1-4].

Процесс летных испытаний является итерационным процессом, что предусматривает дополнительный объем доводочных испытаний (ДИ), которые могут не вписываться в жесткие рамки Программы испытаний.

ДИ относятся к исследовательским испытаниям, проводимым при разработке (доработке) конструкции ПС с целью оценки целесообразности вносимых в неё (в схему её работы) изменений для достижения заданных значений показателей её качества. Основным показателем качества является надежность работы ПС, что, в свою очередь, предусматривает летные эксперименты без внесения каких бы то ни было изменений.

Кроме надежности существует ряд параметров, дополнительно определяющих качество ПС, к ним относятся:

- посадочная скорость $V_{\text{пос}}$;
- коэффициент сопротивления C_p ;
- максимальная аэродинамическая нагрузка R_{max} ;
- путь наполнения S_n и время наполнения ПС t_n , и др.

Особенности летных ДИ ПС:

- отсутствие (ограниченность) управляющих воздействий (за исключением управляемых ПС);
- повышенная реакция на внешние возмущения, связанная с большими деформациями ПС при нагружении, влияющая на результаты испытаний;
- отсутствие надежной измерительной системы для определения усилий в ткани купола и натяжений в его подкрепляющем силовом каркасе;
- необходимость внесения конструктивных доработок в процессе испытаний в зависимости от их результатов;
- проведение ужесточенных испытаний для подтверждения прочностных характеристик;
- отсутствие полномасштабной структурной математической модели функционирования компоновки «объект + ПС».

В практике летных испытаний парашютных систем периодически возникает необходимость выполнять испытания ПС на прочность методом доведения до разрушения, на наполняемость, определение критической скорости наполнения, функционирование, ужесточение, граничные испытания.

При ДИ такого типа значительно чаще, чем при обычных испытаниях, возникают аварийные ситуации (АС), приводящие к необратимым последствиям и, как правило, к потере дорогостоящей материальной части, неоправданным временным и финансовым затратам.

С целью исключения потери дорогостоящей материальной части при возникновении АС во время проведения летного эксперимента, необходимо предусмотреть возможность сохранения весового макета (ВМ) с системой автоматического управления (САУ) и системой измерений.

В качестве варианта спасения ВМ при возникновении АС на этапе работы испытываемой парашютной системы (ИПС) предлагается введение в состав системы ВМ-ИПС спасательной парашютной системы (СПС). Таким образом, речь идет о создании комплекса ВМ-ИПС-СПС, функционирующего с высокой степенью надежности.

ОБОСНОВАНИЕ СХЕМЫ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ ВМ-ИПС-СПС

На основе существующего опыта испытаний ПС [1] предлагается, описанная ниже, схема действия ВМ-ИПС-СПС, которая представлена на рис. 1.

После сбрасывания ВМ в действие вводится вытяжной парашют (ВП) ИПС, который, в свою очередь, вводит в действие ИПС, в рассматриваемом случае состоящей из основного парашюта (ОП) и тормозного парашюта (ТП).

В случае возникновения АС в процессе функционирования любого из каскадов ИПС, САУ распознает отказ, отделяет от ВМ ИПС и выдает команду на введение в действие СПС.

Весь процесс функционирования СПС можно условно разбить на три этапа.

I этап. Функционирование ВП.

ВП СПС вводится в действие либо методом катапультирования в поток с помощью специального механизма (пирознергетического или механического катапультного устройства), либо методом извлечения ВП из контейнера СПС, принудительно отделяющимся от ВМ элементом ИПС.

ВП, наполняясь и принимая на себя аэродинамическую нагрузку, создает тяговое усилие, необходимое для расчеховки камеры и извлечения из нее ТП (ОП в случае двухкаскадной схемы).

II этап. Функционирование ТП.

После извлечения из камеры и вытягивания ТП на полную длину начинается процесс его наполнения. Одновременно с этим происходит вытягивание соединительного звена, основным назначением которого является удаление ТП от ядра аэродинамического спутного следа, образующегося за ВМ (длина звена приблизительно равна 5 – 7 диаметров миделя ВМ).

Далее, купол ТП наполняется до рифленой фазы с заданным параметром рифления. Система объект-ТП движется в рифленой фазе. Время движения в рифленой фазе определяется устанавливаемыми на куполе двумя пирорезаками, с помощью которых происходит разрифление (методом перерубания шнура рифления).

После разрифления ТП полностью наполняется. Процесс торможения системы продолжается до момента отделения ТП от ВМ.

III этап. Функционирование ОП.

Отделяясь от ВМ, ТП расчеховывает швартовочные ремни камеры блока ОП, извлекает блок из контейнера, вытягивая основной парашют на полную длину, и отделяется от ОП вместе с его камерой.

В процессе вытягивания ОП, после полного вытягивания строп происходит расчеховка камеры и взведение пирорезаков.

Далее, купол ОП наполняется до рифленой фазы с заданным параметром рифления.

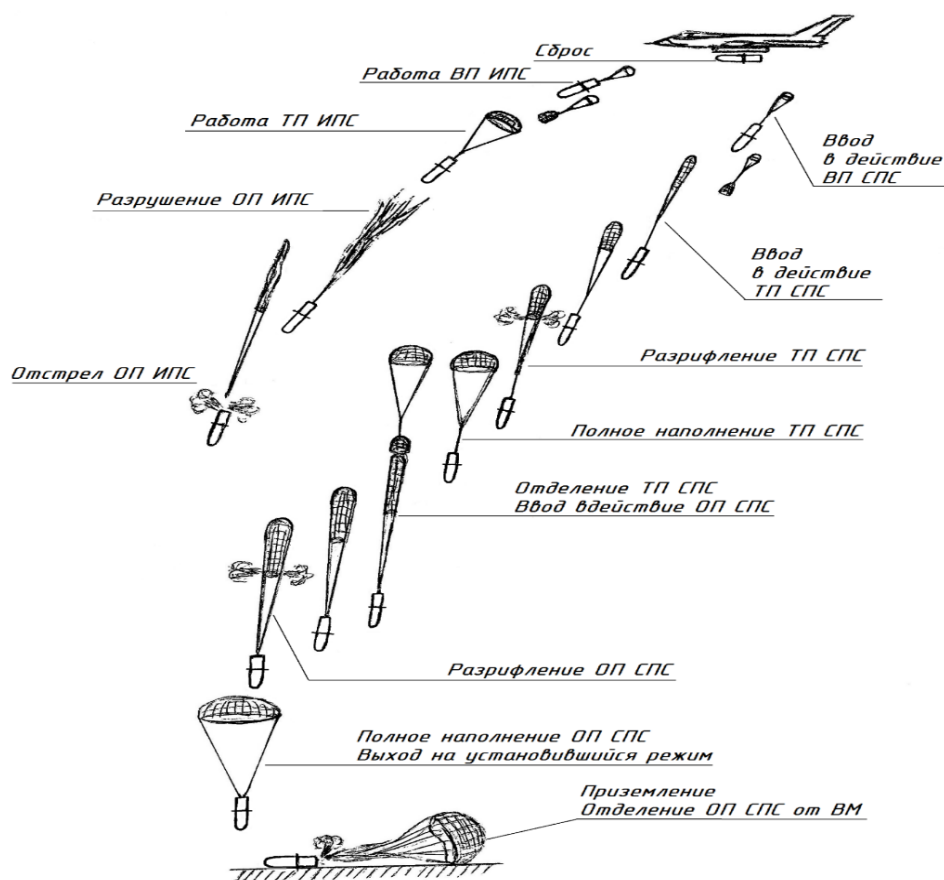


Рис. 1. Схема действия системы ВМ-ИПС-СПС
Fig. 1. The action scheme of the WM tested and recovery parachute systems

Система объект-ОП движется в рифленой фазе. Время движения в рифленой фазе определяется устанавливаемыми на куполе четырьмя пирорезаками, с помощью которых происходит разрифление.

После разрифления ОП полностью наполняется. Процесс торможения продолжается до момента выхода системы на установившийся режим.

Затем происходит приземление и отделение ОП от ВМ с целью исключения протаскивания ВМ при наличии ветра.

Построение фазовой траектории ИПС и СПС

При рассмотрении области эксплуатационных режимов в качестве предельного, наиболее жесткого расчетного случая, рассматривался вертикальный вход в атмосферу с углом наклона траектории ВМ $\Theta = -90^\circ$ полетной массой $M = 3200$ кг.

При этом, для каждого выбранного эшелона высоты H (с шагом 500 или 1000 м), рассматриваются случаи отказов в функционировании ИПС. Это могут быть: обрыв соединительного звена, соединяющего объект с ИПС; разрушение ИПС; не наполнение ОП ИПС, не ввод ИПС в действие по различным причинам и т.д.

Кривая предельного эксплуатационного режима определяет слева от себя область эксплуатационных режимов системы объект-СПС, в которой допустимо по условиям прочности ТП безопасное его многократное введение в действие (применение).

Кривая режима форсажа определяет максимально допустимую границу, слева от которой еще допустимо по условиям прочности ТП безопасное его однократное применение.

Аналогично строятся зависимости эксплуатационного режима и режима форсажа для ОП СПС.

В качестве примера рассмотрим, что в области испытательных режимов вводится в действие трехкаскадная ИПС (ВП+ТП+ОП) с целью проверки на прочность путем доведения ТП и ОП до разрушения.

Пусть начальные режимы введения в действие ИПС H_0 , V_0 заданы: $H_0=4000\text{м}$; $V_0=100\text{м/с}$. Задаем эту точку в области испытательных режимов (предположим, что после отделения от носителя ТП немедленно вводится в действие).

Потом от начальной точки, проводя баллистические расчеты, выполненные по зависимостям, приведенным в источниках [5-8], строим фазовую траекторию движения ИПС с учетом работы всех ее каскадов с временной разметкой ($\Delta t=1\text{с}$) фазовой траектории (рис. 2).

Допустим для нашего примера $M_0=3200\text{кг}$, $C_x=0,7$; $f_z=1,13\text{м}^2$, где C_x – коэффициент сопротивления ВМ; f_z – площадь миделя ВМ, при этом характеристики ИПС:

- $F_{ТП}=15\text{м}^2$, $C_{ТП}=0,6$, $\phi_{ТП}=0,35$ – степень рифления купола ТП;
 - $F_{ОП}=500\text{м}^2$, $C_{ОП}=0,75$, $\phi_{ОП}=0,15$ – степень рифления купола ОП;
- характеристики СПС (оснащается серийными ПС):
- $F_{ТП}=20\text{м}^2$, $C_{ТП}=0,6$, $\phi_{ТП}=0,25$ – степень рифления купола ТП;
 - $F_{ОП}=325\text{м}^2$, $C_{ОП}=0,75$, $\phi_{ОП}=0,18$ – степень рифления купола ОП.

Фазовая траектория движения ИПС и СПС представлена на рис. 2.

По имеющейся схеме действия и фазовым траекториям выполняется детальный анализ работы ИПС с целью обнаружения моментов реализации возможных аварийных ситуаций на фазовой траектории функционирования ИПС.

Наиболее вероятным является возникновение АС на переходных процессах и режимах введения ИПС в действие: отделение (разделение), вытягивание, наполнение, разрифление и т. д., что характеризуется наличием точек изломов на фазовой траектории движения системы объект-ИПС.

Определяются точки изломов на фазовой траектории ИПС с номерами (рис. 2):

- 1 – совмещены в данной точке сброс, этап работы ВП, вытягивание и выход ТП в рифленую фазу;
- 2 – разрифление ТП;
- 3 – отстрел ТП, введение в действие ОП (начало вытягивания);
- 4 – вытягивание ОП на полную длину;
- 5 – выход ОП в рифленую фазу;
- 6 – разрифление ОП;
- 7 – полное наполнение ОП.

Выполняется локализация переходных зон в точках излома фазовой траектории работы системы объект-ИПС и построение для них возможных (наиболее вероятных) фазовых траекторий АС в области эксплуатационных (испытательных) режимов ИПС, которые представлены на рис. 2.

На линиях аварийных фазовых траекторий АС выполняется разметка времени с определенным шагом ($\Delta t=1\text{с}$), что дает возможность предварительной оценки резервного времени на фазовой траектории АС, необходимого для введения в действие СПС (время достижения предельных эксплуатационных режимов или режимов форсажа).

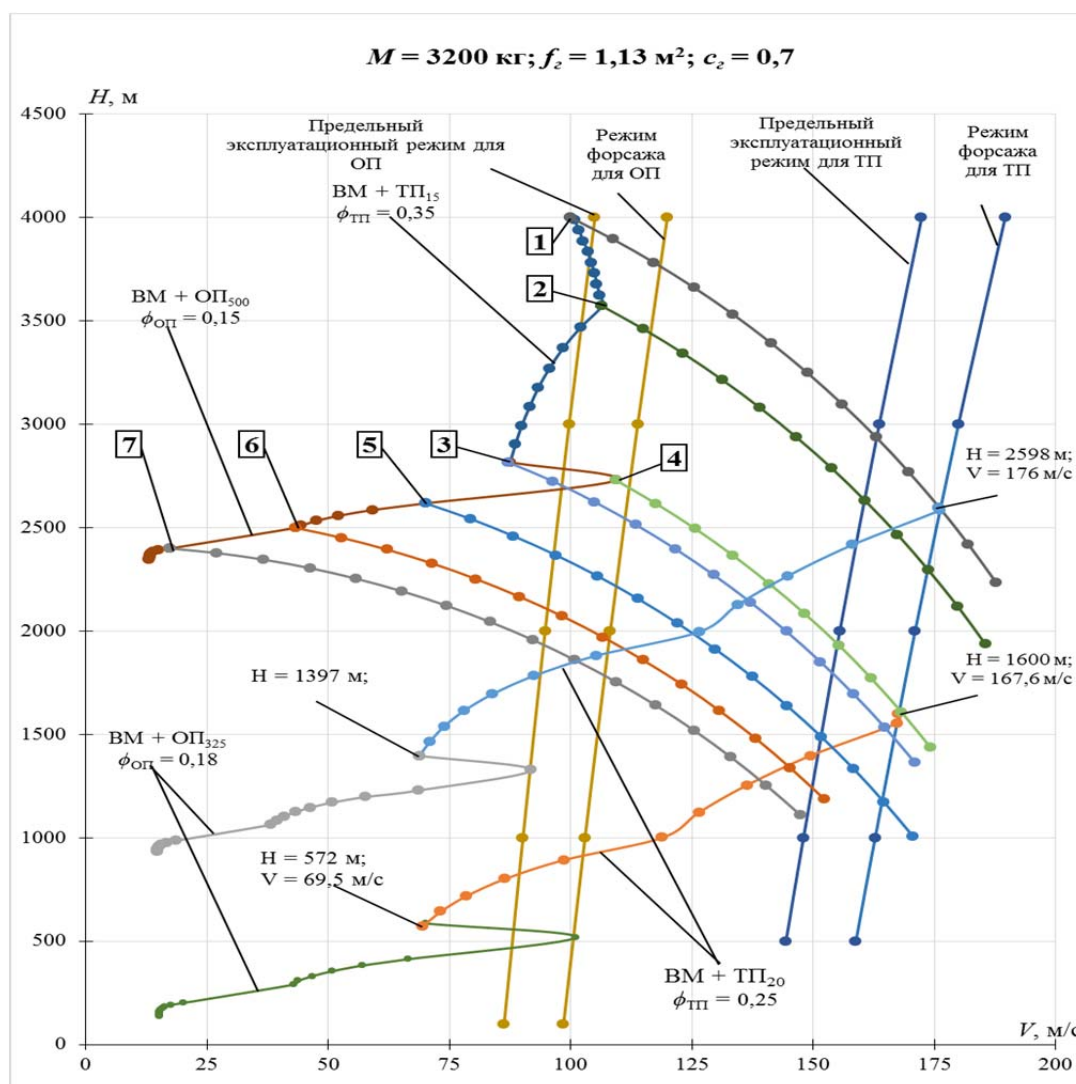


Рис.2. Фазовая траектория ИПС и СПС

Fig. 2. The phase trajectory of the tested and recovery parachute systems movement

В течение резервного времени необходимо: распознать отказ; сформировать и выдать команду на отделение ИПС; с небольшой задержкой по времени (что дает возможность удалиться ИПС от объекта) сформировать и выдать команду на введение в действие СПС.

Таким образом, в логику программы работы АСУ, в зависимости от высоты и скорости на момент прохождения команды «Авария» (для данного конкретного эксперимента), вводится реле времени (в память процессора АСУ) и определяется момент отделения ИПС и, с некоторой задержкой по времени, момент введения в действие СПС. После чего выполняется операция введения в действие СПС по данной аварийной программе.

Резервное время на ФТАС – это время, необходимое для введения в действие СПС, т. е. время на распознавание отказа, отсоединение ИПС и введение в действие СПС.

Анализ зависимостей на рис. 2 показывает, что наиболее жесткими, по условиям введения в действие СПС, будут случаи развития АС при отказах ТП вблизи точек 1 и 2. Учитывая, что временные промежутки между точками ФТАС составляют 1 с, то время на распознавание АС и введение в действие СПС будет не более 8 с из условия приближения к форсажному режиму для ТП СПС.

Минимально возможной высотой ввода в действие СПС на скорости близкой к 170 м/с будет высота около 1500 м. При этих начальных условиях СПС обеспечит приемлемую (менее 20 м/с) скорость снижения ВМ.

Фазовые траектории АС, развивающиеся из точек 4-7 (показательные для АС ОП ИПС), характеризуются существенной динамикой по увеличению скорости с возможным достижением минимальной высоты для ввода в действие СПС за промежуток времени более 8 с, что позволяет надежно ввести в действие СПС.

Исходя из вышеизложенного, при достаточном (до 3 с) запасе времени на распознавание АС и времени (до 5 с) на введение в действие СПС, обеспечивается достаточно надежное спасение ВМ при проведении испытаний на проверку прочности ИПС.

ПРИМЕР СИСТЕМЫ РАСПОЗНАВАНИЯ АС

В качестве системы распознавания АС возможно комбинированное (параллельное) использование перегрузки и перепада давления для достоверной выдачи команды на введение в действие СПС, функционирующее по следующему принципу: если и по перегрузке n , и по градиенту давления Δp обнаружен сигнал «Авария», то гарантировано формируется команда на введение в действие СПС.

В противном случае проводится повторный опрос датчиков и в случае повторения ситуации с противоречивой информацией приоритет отдается информации, полученной от датчика перепада давления.

Заранее назначается высота завершения работы ИПС, определяемая по данным баллистического расчета, на которой принудительно вводится СПС, независимо от того, как отработала ИПС (в соответствии со схемой действия или нет).

Однако перед введением СПС в действие, необходимо проверить значение перегрузки: если $n \approx 1_{-0.1}^{+0.2}$, то с целью предотвращения несанкционированного введения в действие СПС, АСУ блокирует прохождение команды на введение в действие СПС.

Заранее выбирается интервал времени, в течение которого полностью реализуется схема действия системы ВМ-ИПС, после чего вводится в действие СПС (независимо от результата работы ИПС).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Внедрение в летно-испытательную практику комплекса ВМ-ИПС-СПС позволит:

1. Существенно изменить концепцию и стратегию проведения ЛИ, перейти на новую стратегию, при которой существенно снижается потребное количество дорогостоящих летных экспериментов при проверке прочности парашюта методом доведения его до разрушения.

Если до сих пор стратегия проведения ЛИ заключалась в том, чтобы методом последовательных приближений в области эксплуатационных режимов в соответствии с программой испытаний (на что уходило достаточно большое число экспериментов, средств и времени) выйти в точку предельных эксплуатационных режимов, то только после этого можно выполнить проверку прочности парашюта. С введением в действие СПС достаточно провести только один эксперимент в средней точке эксплуатационного режима для проверки качества функционирования ИПС и, если он окажется удачным, сразу же перейти на максимальный эксплуатационный режим или режим форсажа для проверки полной несущей способности парашюта [9].

Если при этом окажется, что парашют не выдерживает по прочности этих режимов, то необходима его оперативная доработка и повторный эксперимент. При условии, что в эксперименте он не теряет своей несущей способности, то остается проверить качество функциониро-

вания его всего лишь в нескольких отдельных контрольных точках области эксплуатационных режимов.

Когда же парашют после проверки его на предельных эксплуатационных режимах выдерживает по прочности эти режимы, то теперь, по степени приоритета, он может быть проверен в остальных, наиболее важных для летно-испытательной практики, точках эксплуатационного режима.

Новая стратегия и концепция проведения ЛИ предполагает использование гибкой (корректируемой по решению главного конструктора) программы испытаний, что экономит число летных экспериментов, необходимых для полной проверки новых (разрабатываемых) ПС [10-14], а также затраты времени и средства на их подготовку и проведение.

2. Оперативно проверять требуемые летно-тактические характеристики (аэродинамические нагрузки и перегрузки, путь и время наполнения, коэффициенты сопротивления, их статистические оценки и дисперсии, динамику процесса наполнения, характер формообразования элементов конструкции в процессе раскрытия, устойчивость, управляемость системы объект-парашют и др.), а также качество функционирования ИПС на предельных эксплуатационных режимах, режимах форсажа и в любых точках области эксплуатационных режимов.

Это позволит существенно повысить информационную содержательность летного эксперимента, эффективность и качество его результатов.

3. Своевременно распознавать АС в процессе функционирования ИПС и оперативно вводить в действие СПС при любых нештатных ситуациях, возникающих в процессе работы ИПС, что позволит спасти ВМ, дорогостоящую измерительную и регистрирующую аппаратуру САУ, как и сохранять ценную научно-техническую информацию, полученную по результатам летного эксперимента практически в любых прогнозируемых АС.

Распознавание отказов основано на четко сформулированных заранее критериях отказов, и на физических принципах, позволяющих измерительной и регистрирующей аппаратуре четко определять их. Стратегия и тактика распознавания отказов основаны на вероятностной оценке возможных исходов и степени риска, а также анализе вариантов развития аварийных и катастрофических ситуаций.

4. Существенно повысить надежность функционирования системы объект-парашют в целом, опять же за счет многорежимности СПС появляется возможность проверки и оперативного расширения области эксплуатационных режимов ИПС.

Последнее достигается путем переноса узловых (граничных) точек области эксплуатационных режимов и последовательного перевода области испытательного режима (включая форсаж) в область эксплуатационных режимов, при условии, что ИПС эффективно и устойчиво работает в расширенной (по скорости, высоте и скоростному напору) области испытательных режимов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Иванов П.И.** Лётные испытания парашютных систем. Феодосия: Гранд-С, 2001. 332 с.
2. **Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарёв А.Т.** Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М.: Физматлит, 2009. 576 с.
3. **Береговой Г.Т.** Безопасность космических полетов / Г.Т. Береговой, А.А. Тищенко, Г.П. Шибанов, В.И. Ярополов. М.: Машиностроение, 1977. 264 с.
4. **Knacke T.W.** Parachute Recovery Systems: Design Manual. Santa Barbara, CA: Para Publishing, 1992. 511 p.
5. **Иванов П.И., Шмерова Г.В., Куринный С.М.** Разработка системы парашютной спасательной для спасения ВМ типа ФАБ-3000 в случае возникновения аварийных ситуаций

при проведении летных испытаний на предельных эксплуатационных режимах и режимах форсажа. Результаты расчетов. ВКИБ. 18132. Феодосия, 2019. 57 с.

6. **Лобанов Н.А.** Основы расчета и конструирования парашютов. М.: Машиностроение, 1965. 363 с.

7. **Иванов П.И., Шмерова Г.В.** Предварительные расчеты для разработки парашютной системы спасения ВМ типа ФАБ-3000, используемой при проведении летных испытаний парашютных систем. Техническая справка. ВКИБ. 18079. Феодосия, 2018. 57 с.

8. **Антоненко А.И.** Динамика движения парашютных систем / А.И. Антоненко, О.В. Рысев, Ф.Ф. Фатыхов, В.М. Чуркин, Ю.Н. Юрцев. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.

9. **Иванов П.И.** Некоторые проблемные вопросы оценки прочности осесимметричных парашютных систем путём доведения их до разрушения в лётном эксперименте / П.И. Иванов, С.М. Куринный, М.М. Криворотов, Г.В. Шмерова // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 91–99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99

10. **Журин С.В.** Парашютная система с упругим звеном и tandemным разделением груза на две части // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 1. С. 29-38. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-1-29-38

11. **Taylor A.P., Sinclair R.J., Allamby R.D.** Design and testing of the Kistler Landing system parachutes // American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA-99-1707. URL: https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/10/aiaa-1999-1707_design_and_testing_of_the.pdf (дата обращения 13.09.2019).

12. **Джалалова М.В., Леонов С.В.** Исследование влияния конструктивной проницаемости на устойчивость парашюта с четырьмя стропами // Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. 2013. № 1. С. 65-68.

13. **Агроник А.Г., Эгенбург Л.И.** Развитие авиационных средств спасения. М.: Машиностроение, 1990. 254 с.

14. **Рысев О.В.,** Парашютные системы / О.В. Рысев, А.Т. Пономарев, М.И. Васильев, А.А. Вишняк, И.В. Днепров, Ю.В. Мосеев. М.: Наука. Физматлит, 1996. 288 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Куринный Сергей Михайлович, ведущий инженер по летным испытаниям ФГУП «Научно-исследовательский институт аэроупругих систем», г. Феодосия, Республика Крым, kurinniys@yandex.ru.

FEATURES OF PARACHUTE SYSTEMS TESTING DURING THEIR CREATION

Sergey M. Kurinnyy¹,
*Federal State Unitary Enterprise, Research Institute of Aeroelastic Systems,
Feodosiya, Russia*

ABSTRACT

The article describes a number of stages in the creation of parachute systems for military and special purposes and some features of executing their testing. The necessity of development flight tests and their peak modes are analyzed in details. The feasibility of recovery parachute system creation for saving the weight model during the flight tests connected with checking of parachute systems strength is proved. The procedure of putting the recovery parachute system into the action scheme of the tested parachute

system is suggested. The sequence and the stages of three-cascade recovery parachute system operation consisting of the auxiliary parachute, the drogue parachute and the main one are given. The analysis of this system operation considering the phase trajectories of the recovery parachute system and the tested parachute system movement is conducted. Development of possible emergency situations of the tested parachute system including the phase trajectories of motion at all stages is considered. The phase trajectories of motion are given taking into account test envelope with overlapping of the maximum operation conditions and acceleration modes. Development of emergencies is analyzed considering time buffer to put the recovery parachute system into operation. The article considers the example of creating the emergency detection system and its operating procedure when putting the recovery parachute system into action. Positive results from introduction of the recovery parachute system into the flight tests when creating parachute systems for different purposes are predicted. A new strategy of executing flight tests with the introduction of an updated (by the decision of the Chief Designer) test program is proposed. Extension of the test envelope will enable to significantly advance information awareness of the flight experiment, efficiency and quality of its results. Introduction of the emergency detection system will considerably improve reliability of the tested parachute system operation.

Key words: flight tests, recovery parachute system, phase trajectory of movement, emergency situation, test envelope.

REFERENCES

1. **Ivanov, P.I.** (2001). *Letnyye ispytaniya parashyutnykh system* [Flight tests of parachute systems]. Feodosia: Grand-S, 332p. (in Russian)
2. **Lyalin, V.V., Morozov, V.I. and Ponomarev, A.T.** (2009). *Parashyutnyye systemy. Problemy i metody ikh resheniya* [Parachute systems. The problems and the methods of their solution]. Moscow: Fizmatlit, 576 p. (in Russian)
3. **Beregovoy, G.T., Tishchenko, A.A., Shibarov, G.P. and Yaropolov, V.I.** (1977). *Bezopasnost kosmicheskikh poletov* [Safety of space flights]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 264 p. (in Russian)
4. **Knacke, T.W.** (1992). *Parachute Recovery Systems: Design Manual*. Santa Barbara, CA: Para Publishing, 511 p.
5. **Ivanov, P.I., Shmerova, G.V. and Kurinnyy, S.M.** (2019). *Razrabotka systemy parashyutnoy spasatelnoy dlya spaseniya VM tipa FAB-3000, v sluchaye vozniknoveniya avariynnykh situatsiy pri provedenii letnykh ispytaniy na predelnykh ekspluatatsionnykh rezhimakh i rezhimakh for-sazha. Rezultaty raschyotov* [Development of a recovery parachute system for salvage of FAB-3000 - type weight model in case of emergency during flight tests under maximum operating conditions and acceleration mode. The results of calculation]. VKIB. VCIB. 18132, Feodosiya, 57p. (in Russian)
6. **Lobanov, N.F.** (1965). *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* [Basics of calculation and design of parachutes]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 363 p. (in Russian)
7. **Ivanov, P.I. and Shmerova, G.V.** (2018). *Predvartelnyye raschety dlya razrabotki parashyutnoy systemy spaseniya VM tipa FAB-3000, ispolzuyemoy pri provedenii letnykh ispytaniy parashyutnykh system. Tekhnicheskaya spravka* [Preliminary calculation for the development of a recovery parachute system for salvage of FAB-3000-type weight model used during flight tests of parachute systems. Technical reference]. VKIB. VCIB. 18079, Feodosiya, 57 p. (in Russian)
8. **Antonenko, A.I., Rysev, O.V., Fatykhov, F.F., Churkin, V.M. and Yurtsev, Yu.N.** (1982). *Dinamika dvizheniya parashyutnykh system* [Dynamics of parachute systems movement]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 152 p. (in Russian)
9. **Ivanov, P.I., Kurinnyy, S.M., Krivorotov, M.M. and Shmerova, G.V.** (2018). *Problematic issues of assessing the strength of axisymmetric parachute systems by conducting breakdown tests in flight experiments*. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, vol. 17, no. 2, pp. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99. (in Russian)
10. **Zhurin, S.V.** (2019). *The parachute system with the elastic link and the load divided into two parts as a tandem*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 1, pp. 29-38. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-1-29-38. (in Russian)

11. Taylor, A.P., Sinclair, R.J. and Allamby, R.D. (2016). *Design and testing of the Kistler Landing system parachutes*. American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA-99-1707. Available at: https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/10/aiaa-1999-1707_design_and_testing_of_the.pdf (accessed 13.09.2019).

12. Dzhahalova, M.V. and Leonov, S.V. (2013). *Effect of structural permeability on the stability of a parachute with four suspension lines*. The Moscow University Herald, Series 1, Mathematics. Mechanics, no 1, pp. 65-68. DOI: 10.3103/S0027133013010068 (in Russian)

13. Agronik, A.G. and Egenburg, L.I. (1990). *Razvitiye aviatsionnykh sredstv spaseniya* [Development of aviation recovery facilities]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 254 p. (in Russian)

14. Rysev, O.V., Ponomarev, A.T., Vasilev, M.I., Vishnyak, A.A., Dneprov, I.V. and Moseev, Yu.V. (1996). *Parashyutnyye systemy* [Parachute systems]. Moscow: Nauka. Fizmatlit, 288 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Kurinnyy S.M., Leading Engineer on Flight Tests, Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosiya, Crimea Republic, kurinniys@yandex.ru.

Поступила в редакцию 01.11.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 01.11.2019
Accepted for publication 23.01.2020

УДК 681.513

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-95-105

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА ЛОКАЛИЗАЦИИ ДЛЯ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ РОБАСТНОГО ПИД-РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ СЕРВОПРИВОДА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.А. САНЬКО¹, А.А. ШЕЙНИКОВ², Т.А. ТИЩЕНКО¹, Д.А. СМОЛЬСКИЙ¹

¹Белорусская государственная академия авиации, г. Минск, Беларусь

²Военная академия Республики Беларусь, г. Минск, Беларусь

Рассмотрена задача управления типовым нелинейным сервоприводом беспилотного летательного аппарата с нестационарными параметрами с помощью робастного ПИД-регулятора. Рассмотрена процедура расчета параметров робастного ПИД-регулятора, основанного на методе локализации (далее – МЛ ПИД-регулятор), для непрерывных и дискретных систем управления. Рассмотрено влияние возмущающих факторов (внутренних и внешних), действующих на параметры сервопривода. Установлено, что к основным возмущениям, действующим на сервопривод, относятся внутренние возмущения, представляющие собой изменения постоянной времени и его коэффициента усиления от температуры окружающей среды и качества питающего напряжения. Проведенное моделирование в классе линейных и нелинейных непрерывных систем показало, что сервопривод с МЛ ПИД-регулятором имеет свойство робастности в рабочем диапазоне изменения как входного сигнала, так и параметров сервопривода и регулятора. Приведены результаты моделирования, демонстрирующие полученные результаты. При описании сервопривода с МЛ ПИД-регулятором в классе линейных дискретных систем, его робастность ограничена узким диапазоном изменения как его нестационарных параметров, так и периодом квантования входного сигнала. По мере увеличения степени неопределенности в параметрах сервопривода (приближения к рабочему диапазону их изменения), дискретная система теряет не только робастность, но и устойчивость. Приведены результаты моделирования, демонстрирующие полученные результаты. Для синтеза робастных контуров управления беспилотным летательным аппаратом с заданными характеристиками представлены математические зависимости времени установления и статической ошибки типового сервопривода с МЛ ПИД-регулятором от периода квантования входного сигнала и степени неопределенности в его параметрах.

Ключевые слова: система управления, сервопривод, робастный ПИД-регулятор, переходной процесс, метод локализации.

ВВЕДЕНИЕ

Задача синтеза систем управления беспилотного летательного аппарата (далее – БЛА) характеризуется сложностью их математических моделей и наличием существенных ограничений и возмущений. К основным ограничениям можно отнести ограничения, обусловленные нелинейностью элементов сервопривода (далее – СП), входящего в состав автопилота, а к возмущениям – наличие некоторой степени параметрической неопределенности в параметрах [1, 2]. В настоящее время широкое распространение в сложных многосвязных нелинейных робастных системах получили: ПИД-регулятор (самый простой по вычислительным затратам и распространённый в практике), гауссовский линейно-квадратичный регулятор (*Gaussian-LQG*) [3], H_∞ -управление по подходу смешанной чувствительности и ее модификации [4, 5], управление с учетом внутренней модели (*internal-model control-IMC*) [6], регуляторы, основанные на идее “сильной” обратной связи [7] и т.д. Несмотря на современные достижения в теории робастного управления, популярной стратегией управления на практике по-прежнему остается ПИД-регулятор. По оценкам экспертов, его использование в системах управления достигает более 95 % [8]. В работах [9, 10] представлен метод МЛ, основанный на организации в замкнутой системе специального “быстрого” контура, в котором локализуются: неконтролируемые внешние возмущения, нестационарности параметров объекта и его нелинейность характеристик путем использования ПИД-регулятора и специального фильтра. Таким образом, проведение исследо-

ваний по эффективности использования метода МЛ для системы “сервопривод БЛА и ПИД-регулятор”, работающей в широком диапазоне динамических нагрузок и температуры, является актуальной задачей.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Будем рассматривать задачу управления СП, который является линейным объектом второго порядка (рис.1). Параметры модели: $T_э = 0,2$ [с] (постоянная электрическая времени); $K_m = 0,027$ (коэффициент пропорциональности между электромагнитным моментом и током якоря, называемый постоянной момента двигателя); $K_w = 0,027$ (постоянная ЭДС двигателя); $K_p = 193$ (коэффициент редуктора); $J_n = 6,5595 \cdot 10^{-7}$ [кг·м²] (момент инерции нагрузки за редуктором); $B_t = 0,132$ (коэффициент вязкого трения); $R_я = 4,37$ [Ом] (сопротивление якорной обмотки).

Передаточная функция СП имеет вид:

$$W_{сп}(p) = \frac{a_2}{p^2 + a_1 p + a_2} = \frac{2500}{p^2 + 234.5p + 2500}. \quad (1)$$

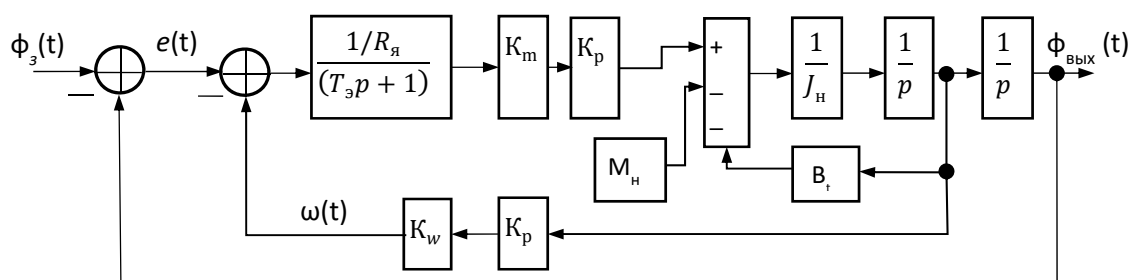


Рис. 1. Линейная модель СП
Fig. 1. Linear model of servomotor

В качестве системы управления выступает ПИД-регулятор, имеющий закон управления:

$$\varphi_3(t) = K_{\Pi} \cdot e(t) + K_{\text{И}} \int_0^t e(t) dt + K_{\text{Д}} \frac{d}{dt} e(t).$$

Требования к качеству переходных процессов в системе задаются в виде эталонной передаточной функции:

$$W_э(p) = \frac{b_2}{p^2 + b_1 p + b_2}. \quad (2)$$

Необходимо определить параметры регулятора, обеспечивающего в системе свойства, соответствующие эталонной передаточной функции (2), и независимость от нестационарных параметров СП и ПИД-регулятора. Основные нестационарные параметры СП и ПИД-регулятора:

– изменение резистивного сопротивления якорной обмотки двигателя постоянного тока СП и сопротивлений резисторов, реализующих ПИД-регулятор в зависимости от изменения температуры окружающей среды:

$$R_я = 1 + \alpha(T_{15} - T_T),$$

где α – температурный коэффициент (для меди – 0,004); T_T – текущая температура;

– изменение коэффициента вязкого трения – B_t в подшипнике СП (смазывающие свойства силиконовой смазки от T_t изменяются в пределах 3-5 % [11]);

– изменение величины емкости конденсаторов, участвующих в реализации интегральной и дифференциальной составляющей ПИД-регулятора, до ± 15 %, при $(-55 < T_t < 125^\circ\text{C})$ и изменение его емкости от величины приложенного напряжения. Например, при изменении величины приложенного напряжения на 10 %, изменение емкости конденсатора может достигать до 30 % [12].

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Опишем МЛ ПИД-регулятор, как [9]:

$$W_{\text{пид}}(p) = \frac{(K_d + K_p T_{\text{пид}})p^2 + (K_p + K_i T_{\text{пид}})p + K_i}{(1 + T_{\text{пид}}p)p} = \frac{K(p^2 + b_1 + b_2)}{(1 + T_{\text{сп}}p)p};$$

$$K = (K_d + K_p T_{\text{пид}}); \quad b_1 = \frac{K_p + K_i T_{\text{пид}}}{K_d + K_p T_{\text{пид}}}; \quad b_2 = \frac{K_i}{K_d + K_p T_{\text{пид}}}, \quad (3)$$

где b_1, b_2 – параметры эталонной передаточной функции (2).

Передаточная функция системы (рис.2) имеет вид:

$$W_{\text{сис}}(p) = \frac{W_{\text{пид}}(p)W_{\text{ж}}(p)W_{\text{сп}}(p)}{1 + W_{\text{пид}}(p)W_{\text{сп}}(p)}. \quad (4)$$

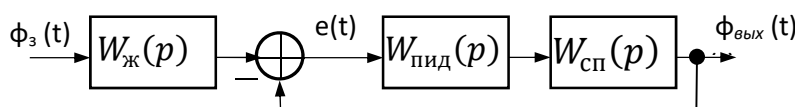


Рис. 2. Схема системы с МЛ ПИД-регулятором
Fig. 2. System scheme with a LM PID controller

Целью синтеза робастной системы является выбор таких параметров регулятора, которые удовлетворяли бы требованиям к точности регулирования, времени установления и обеспечивали ее нечувствительность к внешним и внутренним возмущениям. Предлагается использовать следующую процедуру расчета коэффициентов МЛ ПИД-регулятора [11, 12]:

1. Исходя из требований к ошибке регулирования, рассчитывается коэффициент усиления регулятора по соотношению: $K \cdot K_{\text{сп}} \geq (20 \dots 100)$, что соответствует статической ошибке $e \leq (0,05 \dots 0,01)$ [9].

2. Выбирается численное значение постоянной времени дифференцирующего звена – $T_{\text{сп}}$, примерно на порядок меньше постоянной времени эталонной передаточной функции.

3. Значения коэффициентов регулятора рассчитываются на основе соотношений (3) в виде: $K_i = K \cdot b_2$; $K_p = K \cdot b_1 - K_i \cdot T_{\text{пид}}$; $K_d = K - K_p \cdot T_{\text{пид}}$.

Пример. Для СП с передаточной функцией (1) необходимо рассчитать робастный ПИД-регулятор, обеспечивающий: время установления: $t_y \leq 0,15$ [с], статическая ошибка: $e_y \leq (0,05 \dots 0,01)$ [град]. Указанным требованиям соответствует эталонная передаточная функция:

$$W_s(p) = \frac{3000}{p^2 + 100p + 3000}. \quad (5)$$

Параметры модели СП вследствие своей не стационарности могут изменяться: a_1 на ± 15 %, а a_2 на ± 10 % от своего номинального значения. Рассчитанные параметры регулятора

при выбранных значениях: $K = 50$ и $T_{\text{пид}} = 0,005$: $K_{\text{и}} = 15000$; $K_{\text{п}} = 4250$; $K_{\text{д}} = 28,75$. Передаточная функция системы (4):

$$W_{\text{сис}}(p) = \frac{2.156e08p^2 + 3.188e10p + 1.125e12}{p^5 + 7.221e04p^4 + 1.784e07p^3 + 1.654e09p^2 + 6.938e10p + 1.125e12}. \quad (6)$$

Результаты моделирования представлены на рис.3 - 4. Как видно из рис.3, желаемый переходной процесс системы и переходной процесс системы с МЛ ПИД-регулятором совпали. На (рис.4, а) представлены результаты влияния изменения параметров СП – α_1 , α_2 (далее – $\Delta\alpha$), на выходной сигнал системы с МЛ ПИД-регулятором. Поскольку разработанный регулятор имеет достаточно большой коэффициент усиления, то влияние данных параметров не значительно, менее 1 %. Запас по фазе системы (6) изменяется в диапазоне от 66,7 до 68,4 dB. Без использования предложенной схемы компенсации, $\Delta\alpha$ оказывает значительное влияние на качество переходного процесса системы (1), более 50 % (рис.4, б).

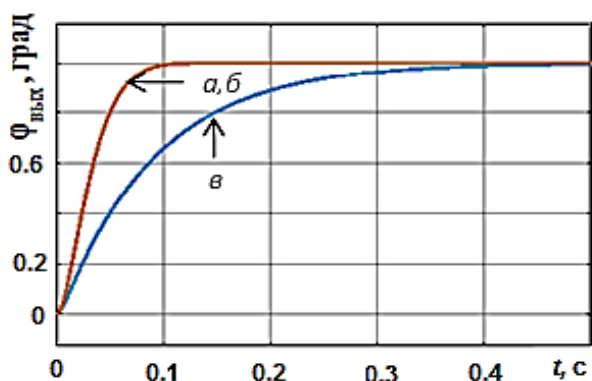


Рис. 3. Переходные процессы:
а – система (5); б – система (6); в – система (1)
Fig. 3. Transition processes:
а – system (5); б – system (6); в – system (1)

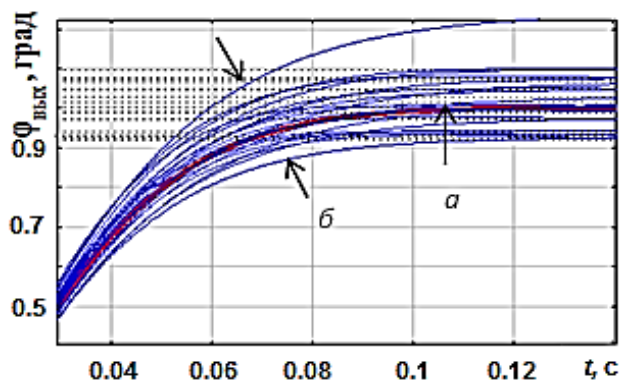


Рис. 4. Вариация переходных процессов, при $\Delta\alpha$ на 15 %: а – система (6); б – система (5)
Fig. 4. Transition processes variation under $\Delta\alpha$ and 15 %: а – system (6); б – system (5)

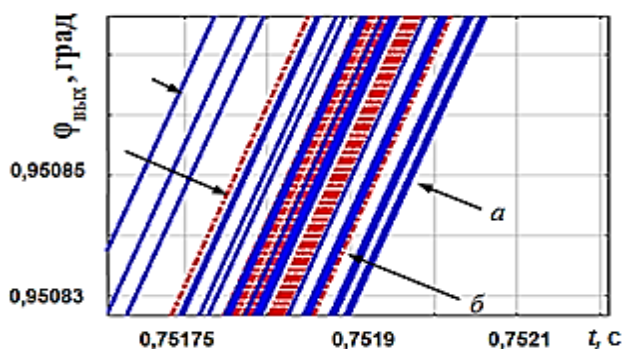


Рис. 5. Вариация переходных процессов системы (6), при изменении параметров:
а – СП и МЛ ПИД; б – только СП
Fig. 5. Transition processes variation of system (6), under the parameters changing:
а – SM and LM PID; б – only SM

На рис. 5 представлены переходные процессы системы (6) в случае отклонений параметров как робастного МЛ ПИД-регулятора ($\pm 15\%$), так и параметров СП на 10-15 % от номинального значения. Как видно из рис.5, в случае небольших отклонений параметров МЛ ПИД-регулятора качество переходных процессов системы изменилось незначительно, не более 1 %.

На рис. 6 представлена нелинейная модель СП. Основные нелинейности СП: зона нечувствительности сервопривода, возникающая из-за погрешности резистора обратной связи: $\Delta = \pm 0,3$ [град] (блок 4); люфт в пределах ± 5 [угл. мин] (блок 3); время реакции сервопривода – 20 [мс] (блок 2); максимальный угол отклонения стабилизатора – 15 [град] (блок 5).

Результаты моделирования нелинейной модели представлены на рис. 7, 8. Полученные результаты показывают (рис.7, 8), что качество переходного процесса системы (6) остаются в указанной области в рабочем диапазоне характеристик нелинейного СП. При входном сигнале, примерно равному параметру зоны нелинейности СП, система (6) также устойчива за исключением небольших автоколебаний на переходном режиме в контуре стабилизации угловой частоты. Статическая ошибка системы (6) тоже в допуске.

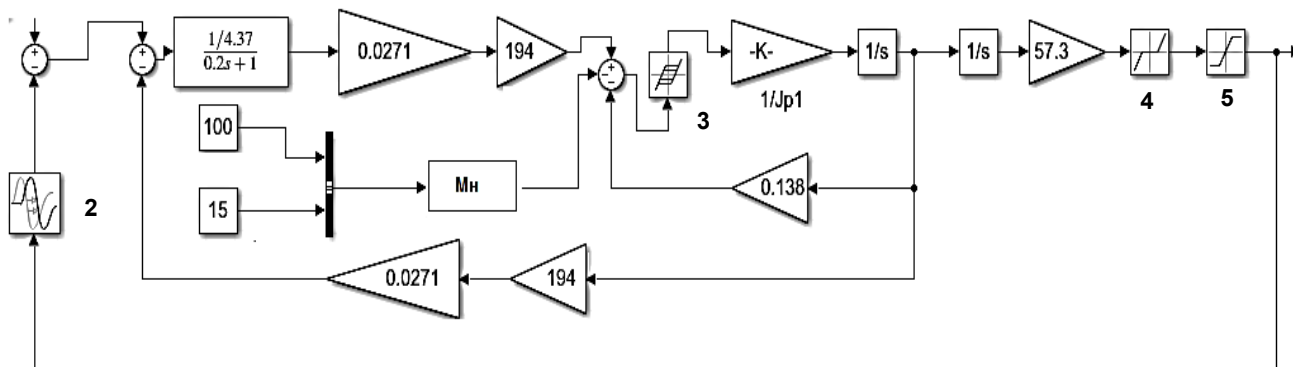


Рис. 6. Нелинейная модель СП
Fig. 6. Nonlinear model of servomotor

Результаты моделирования на качество переходного процесса и величину ошибки системы (6) на внешние и внутренние возмущения представлены на рис. 9, 10. К внешним возмущениям отнесем момент аэродинамической нагрузки, а к внутренним – шумы в канале управления. Величина момента аэродинамической нагрузки, действующего на СП через руль высоты [13]:

$$M_H = \left(\frac{\rho V^2}{2} \cdot S_{эф} \cdot 0,005 \cdot \varphi_{max} \cdot b \right) / i,$$

где $S_{эф}$ – эффективная площадь руля высоты (0,015 м²); b – хорда руля (0,05 м); ρ – плотность воздуха на заданной высоте полета; φ_{max} – максимальный угол отклонения руля высоты (15 град); i – передаточное отношение силовой проводки, равное отношению плеча качалки servo машинки к плечу кабанчика руля (1,33).

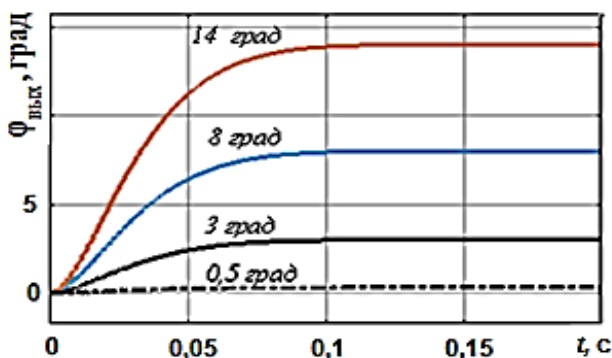


Рис. 7. Переходные процессы нелинейной системы (6), при различном уровне входного сигнала

Fig. 7. Transition processes of nonlinear system (6), under various input signal level

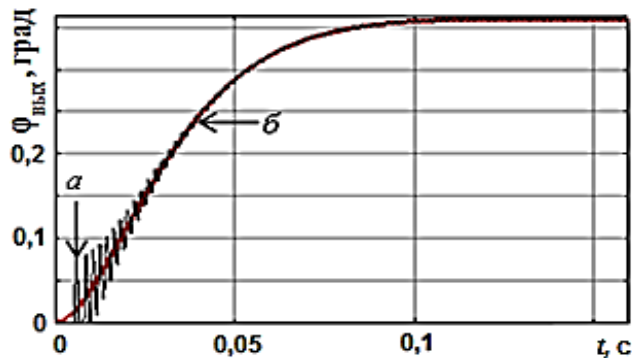


Рис. 8. Переходные процессы нелинейной (а) и линейной (б) системы (6), при входном сигнале больше на 20 % параметров блока 4 – СП

Fig. 8. Transition processes of nonlinear (a) and linear (b) system (6), under input signal level 20 % more parameters of block 4 – SM

Результаты моделирования показывают, что:

- изменение нагрузки на порядок с $0,001 \text{ [кг/м}^2\text{]}$ до $0,9 \text{ [кг/м}^2\text{]}$ слабо влияет на переходные процессы системы (6) по углу отклонения руля высоты (рис.9, а);
- в контуре угловой частоты появляются затухающие колебания (рис.9, б);
- амплитуда шума – $A_{\text{ш}}$ в контуре управления СП примерно на два порядка меньше амплитуды управляющего сигнала – A_c (рис.10). Таким образом, влияние шумов в контуре управления СП на качество переходного процесса и величину ошибки системы (6) можно не учитывать. Контур управления: переменный резистор 10 кОМ → микроконтроллер типа Atmega 2560 → СП типа MG995. Питание контура осуществлялось от аккумуляторной батареи, напряжением $5,5 \text{ В}$.

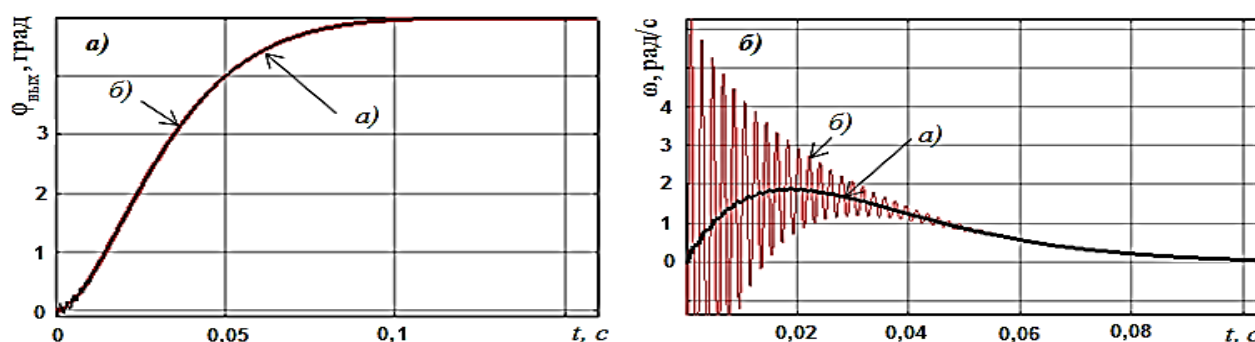


Рис. 9. Переходные процессы системы (6), при изменении высоты и скорости полета:

а – $H = 0 \text{ м}$, $V = 0 \text{ м/с}$; б – $H = 550 \text{ м}$, $V = 25 \text{ м/с}$

Fig. 9. Transition processes of system (5), under the changing of flight height and speed:

а – $H = 0 \text{ m}$, $V = 0 \text{ m/s}$; б – $H = 550 \text{ m}$, $V = 25 \text{ m/s}$

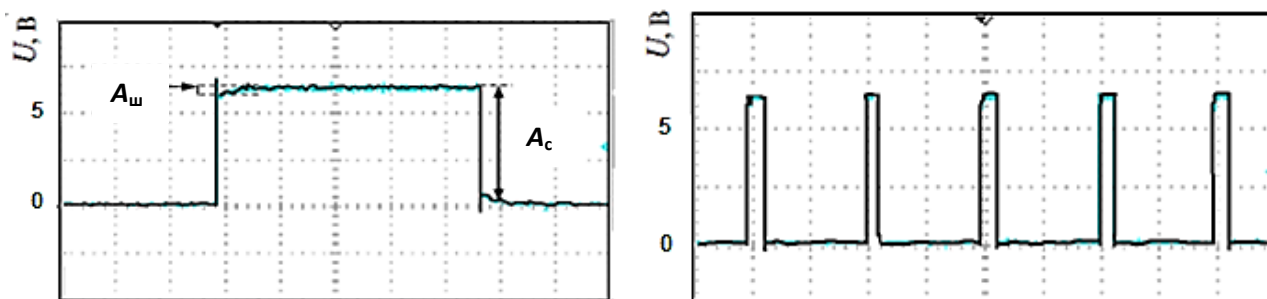


Рис. 10. Осциллограммы ШИМ управления СП типа MG995, при различной временной развертке

Fig. 10. Waveforms of SM pulse width modulation control of type MG995, under different time periods

Рассмотрим вариации переходных процессов при изменении параметров – a_1 , a_2 при описании СП с МЛ ПИД-регулятором и СП с эталонной передаточной функцией в дискретном виде. Передаточные функции (2) и (4) в дискретном виде [14, 15]:

$$W_3(z) = \frac{0,03177z + 0,02689}{z^2 - 1,548z + 0,6065}, \quad (7)$$

$$W_{\text{сис}}(z) = \frac{0,03158z^4 - 0,0167z^3 - 0,0224z^2 + 0,01291z + 1,68e07}{z^5 - 2,935z^4 + 3,231z^3 - 1,581z^2 + 0,2899z}, \quad (8)$$

где $T_{\text{кв}} = 0,005 \text{ [1/с]}$ – период квантования входного сигнала; $T_{\text{кв}} = \left(\frac{0,5\pi}{\omega_{\text{ср}}}\right) \leq T_s$; $\omega_{\text{ср}} = 2680 \text{ [рад/с]}$ – частота среза системы; $T_s = 0,01 \text{ [с]}$ – постоянной времени эталонной передаточной функции.

Условия моделирования: изменение параметров a_1 и a_2 , моделировалось изменением коэффициентов при z дискретной передаточной функции контура СП и МЛ ПИД-регулятора:

$$W_{\text{сп+пид}}(z) = \frac{z^2 - 1.386z + 0.4775}{z^3 - 1.378z^2 + 0.478z}.$$

Зависимости показателей качества регулирования при изменении параметров a_1 и a_2 на 2 % представлены на рис.11, 12.

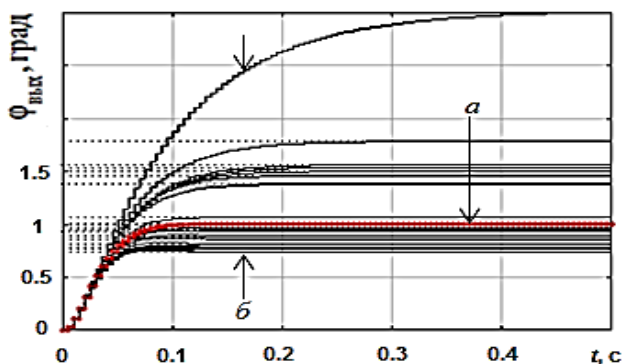


Рис. 11. Вариация переходных процессов системы (8): a – без изменения a_1 и a_2 ; $б$ – $\Delta a = 2\%$
Fig. 11. Transition processes variation of system (8): a – without changing a_1 and a_2 ; b – $\Delta a = 2\%$

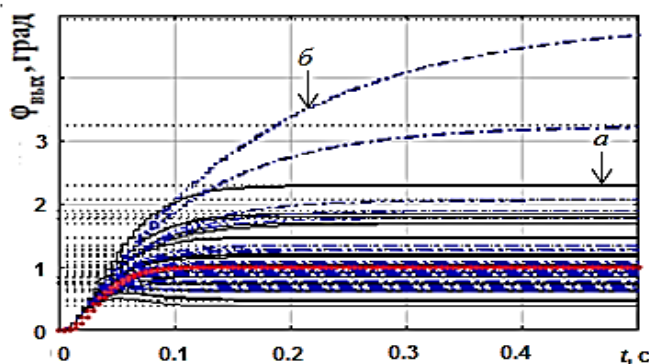


Рис. 12. Вариация переходных процессов, при: $\Delta a = 2,5\%$: a – система (8); $б$ – система (7)
Fig. 12. Transition processes variation, under $\Delta a = 2,5\%$: a – system (8); b – system (7)

Установлено, что при неопределенности в параметрах систем (7) и (8) в 2,5 %, время установления системы (8) в среднем в 4-4,5 раза ниже, чем у системы (7). Дальнейшее увеличение величины неопределенности – $\Delta a \geq 3\%$ приводит к неустойчивости системы (7), а при $\Delta a \geq 5\%$, система (8) также теряет устойчивость. Моделирование показало (рис.13, 14), что время установления – t_y и ошибка e_y – СП с МЛ ПИД-регулятором имеет нелинейную характеристику от $T_{\text{кв}}$.

Установлено, что для системы (8):

при периоде квантования $T_{\text{кв}} = T_{\text{ж}}$, $t_y \leq 10\%$ от номинального значения ($t_y^H = 0,08$ [с]). При $T_{\text{кв}} = 0,3 \cdot T_{\text{ж}}$, t_y возрастает до 2 [с]. Дальнейшее уменьшение $T_{\text{кв}}$ приводит к росту t_y до 200 % от t_y^H ;

ошибка выходного сигнала с уменьшением $T_{\text{кв}}$, растет. При $T_{\text{кв}} = 0,003$ [с], $e_y = 6$ [град], при $T_{\text{кв}} = 0,01$ [1/с], $e_y = 0,14$ [град];

при $\Delta a \geq 5\%$, дискретная система (8), обладающая запасом по фазе 67 dB, теряет устойчивость.

Исходя из полученных результатов (рис.13), были найдены регрессионные зависимости, описывающие зависимости $t_y = f(T_{\text{кв}}, \Delta a)$ и $e_y = f(T_{\text{кв}}, \Delta a)$, при заданных ограничениях: $[0,3 \cdot T_{\text{ж}} \leq T_{\text{кв}} \leq T_{\text{ж}}]$ и $[1\% \leq \Delta a \leq 5\%]$:

$$t_y = 14,374 + 2,42 \cdot \Delta a - 6645 \cdot T_{\text{кв}} - 0,97 \cdot \Delta a^2 + 835628 \cdot T_{\text{кв}}^2 + 0,132 \cdot \Delta a^3 - 33161706 \cdot T_{\text{кв}}^3; \quad (9)$$

$$e_y = 18,59 + 6,51 \cdot \Delta a - 7604,5 \cdot T_{\text{кв}} - 2,5 \cdot \Delta a^2 + 789007 \cdot T_{\text{кв}}^2 + 0,32 \cdot \Delta a^3 - 26990079 \cdot T_{\text{кв}}^3. \quad (10)$$

Для количественной проверки гипотезы об адекватности выбранных моделей (9) и (10) использовался коэффициент детерминации – R^2 [16], который составил: $R^2 = 0,6$ для (9) и $R^2 = 0,7$ для (10).

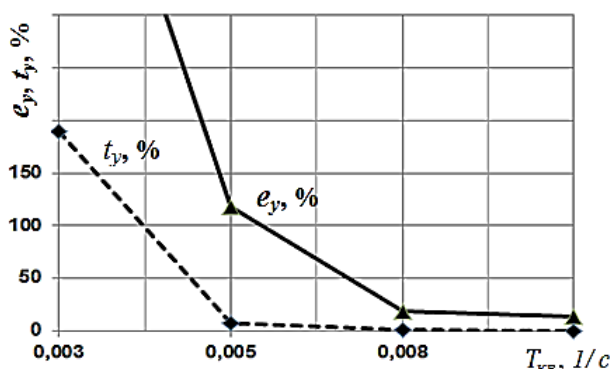


Рис. 13. Зависимости $e_y = f(T_{KB})$ и $t_y = f(T_{KB})$ для системы (8), при $\varphi_{BX} = 1$ град и $\Delta a = 3\%$, в % отношении от номинальных значений

Fig. 13. Dependencies $e_y = f(T_{KB})$ and $t_y = f(T_{KB})$ for system (8), under $\varphi_{BX} = 1$ grad and $\Delta a = 3\%$, in % relation from nominal values

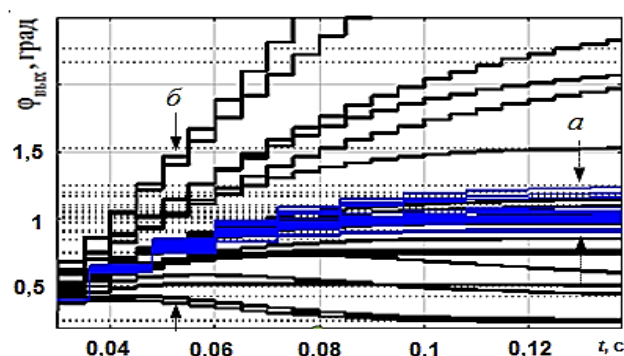


Рис. 14. Зависимости $\varphi_{ВЫХ} = f(T_{KB})$ системы (8), при $\varphi_{BX} = 1$ град и $\Delta a = 3\%$:

$a - T_{KB} = 0,012$; $b - T_{KB} = 0,005$

Fig. 14. Dependencies $\varphi_{ВЫХ} = f(T_{KB})$ system (8), under $\varphi_{BX} = 1$ grad and $\Delta a = 3\%$:

$a - T_{KB} = 0,012$; $b - T_{KB} = 0,005$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования показали, что использование метода локализации для линейной непрерывной системы позволяет получить робастную систему с требуемым качеством переходных процессов и ошибки, в широком диапазоне изменения параметров СП, коэффициентов МЛ ПИД-регулятора и динамической нагрузки. Для дискретной системы использование метода локализации позволяет получить робастную систему только в узком диапазоне не стационарности ее параметров (не более 5 %, для системы, имеющей запас по фазе 67 dB). Для синтеза дискретных систем управления БЛА, построенных на основе метода локализации, получены математические зависимости, описывающие изменение времени установления и ошибки выходного сигнала от периода квантования, для СП с МЛ ПИД-регулятором. Полученные результаты могут быть использованы при разработке алгоритмов контуров управления БЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: ТЕХНОСФЕРА, 2015. 312 с.
2. Гриднев Ю.В., Иванов А.Г. Робастный автопилот канала тангажа беспилотного летательного аппарата // Доклады БГУИР. 2017. № 3(105). С. 40–44.
3. Cori R, Maffezzoni C. Practical optimal control of a drum boiler power plant // Automatica. 1984. Vol. 20, iss. 2. Pp. 163-173. DOI: [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(84\)90022-0](https://doi.org/10.1016/0005-1098(84)90022-0)
4. Pellegrinetti G., Bentsman J. H_∞ controller design for boilers // International Journal of Robust Nonlinear Control. 1994. Vol. 4. Pp. 645-671. DOI: <https://doi.org/10.1002/rnc.4590040503>
5. Tan W., Marquez H.J., Chen T. Multivariable robust controller design for boiler system // IEEE Transactions on Automatic Control System Technology. 2002. Vol. 10, iss. 5. Pp. 735–742. DOI: 10.1109/TCST.2002.801787
6. Petrović T., Ivezić D., Debeljković D. Robust IMC controller for a solid-fuel boiler // Engineering simulation. 2000. Vol. 17, no. 2. Pp. 211–224.
7. Bobtsov A. Stabilization of a chaotic Van der Pole system / A.Bobtsov, N.Nikolaev, A.Pyrkin, O.Slita // IFAC Proceedings Volumes: 17th IFAC World Congress. 2008. Vol. 41, iss. 2. Pp. 15143–15147. DOI: <https://doi.org/10.3182/20080706-5-KR-1001.02561>
8. O'Dwyer A. Handbook of PI and PID controller tuning rules. 3rd ed. ICP, 2010. 608 p.

9. Земцов Н.С., Французова Г.А. Расчет параметров робастного ПИД-регулятора на основе метода локализации // Вестник ЮУрГУ. Серия Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. 2013. Т. 13, № 4. С. 134–138.

10. Востриков А.С. Синтез систем регулирования методом локализации: монография. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2007. 252 с.

11. Бирюков В.П. Смазочные материалы, топлива и технические жидкости: учеб. пособие. М.: МИИТ, 2008. 183 с.

12. Fortunato M. Изменение емкости керамических конденсаторов от температуры и напряжения, или как ваш конденсатор на 4,7мкФ превращается в 0,33мкФ [Электронный ресурс] // Хабр – сообщество IT специалистов. URL: <https://habr.com/ru/post/384833/> (дата обращения 26.11.2019).

13. Мхитарян А.М. Аэродинамика: учебник для ВУЗов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1976. 448 с.

14. Томасов В.С. Сервоприводы систем наведения высокоточных оптико-механических комплексов / В.С. Томасов, В.А. Толмачев, С.Ю. Ловлин, А.В. Гурьянов, К.М. Денисов // Сервопривод: доклады науч.-метод. Семинара. 31 января 2013 г. М.: МЭИ. 2013. С. 46–62.

15. Козаченко В.Ф. Встраиваемые высокопроизводительные цифровые системы управления. Практический курс разработки и отладки программного обеспечения сигнальных микроконтроллеров TMS320x28xxx в интегрированной среде Code Composer Studio / В.Ф. Козаченко, А.С. Анучин, Д.И. Алямкина, А.В. Дроздов и др.; под ред. В. Ф. Козаченко. М.: Издательский дом МЭИ, 2010. 270 с.

16. Бараз В. Р. Корреляционно-регрессионный анализ связи показателей коммерческой деятельности с использованием программы Excel: учеб. пособие. Екатеринбург: ГОУ ВПО «УГТУ–УПИ», 2005. 102 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Санько Андрей Анатольевич, кандидат технических наук, доцент учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», min.777.144@mail.ru.

Шейников Алексей Алексеевич, кандидат технических наук, доцент учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь», hobat097@yandex.ru.

Тищенко Тарас Анатольевич, магистрант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», taras1984.08.02@mail.ru.

Смольский Дмитрий Александрович, инженер учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», frankyjohn2014@gmail.com

THE USE OF THE LOCALIZATION METHOD FOR CALCULATION OF THE ROBUST PID REGULATOR PARAMETERS FOR UNMANNED AIRCRAFT SERVO MOTOR

Andrey A. Sanko¹, Aleksei A. Sheinikov², Taras A. Tishchenko¹,
Dmitriy A. Smolskiy¹

¹ Belarusian State Academy of Aviation, Minsk, Belarus

² Military Academy of the Republic of Belarus, Minsk, Belarus

ABSTRACT

The problem of controlling a typical nonlinear servo motor of an unmanned aircraft with non-stationary parameters using a robust PID controller is considered. The procedure for calculating the parameters of a robust PID controller based on the localization method (further - LM PID controller) for continuous and discrete control systems is studied. The influence of disturbing factors

(internal and external) acting on the servo motor is considered. It is established that the main perturbations acting on the servo drive include internal perturbations, which are changes in the time constant and its gain from the temperature of the environment and the quality of the supply voltage. The simulation in the class of linear and nonlinear continuous systems showed that a servo drive with a ML PID controller has the property of robustness in the working range of changes in both the input signal and the parameters of the servo drive and controller. Simulation results showing the research are presented. When describing a servo motor with an LM PID controller in the class of linear discrete systems, its robustness is limited by a narrow range of variation of both its parameters and the quantization period of the input signal. As the degree of uncertainty in the parameters of the servo motor increases (approaching the working range of their change), the discrete system loses stability. For the synthesis of robust control circuits of an unmanned aircraft with given characteristics, mathematical dependences of the settling time and static error of a typical servo motor with LM PID controller from the quantization period of the input signal and the degree of uncertainty in its parameters are presented.

Key words: control system, servomotors, robust PID controller, transition processes, localization method.

REFERENCES

1. **Beard, R.W. and McLain, T.W.** (2012). *Small unmanned aircraft: theory and practice*. Princeton, M: Technosphaera, 312 p.
2. **Gridnev, Yu.V.** (2017). *Robust autopilot of the pitch channel of unmanned aircraft vehicles*. Doklady BGUIR Reports of BSTU IR, no. 3 (105), pp. 40–44. (in Belarus)
3. **Cori, R. and Maffezzoni, C.** (1984). *Practical optimal control of a drum boiler power plant*. Automatica, vol. 20, issue 2, pp. 163–173. DOI: [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(84\)90022-0](https://doi.org/10.1016/0005-1098(84)90022-0)
4. **Pellegrinetti, G. and Bentsman, J.** (1994). *H_∞ controller design for boilers*. International Journal of Robust Nonlinear Control, vol. 4, pp. 645–671. DOI: <https://doi.org/10.1002/rnc.4590040503>
5. **Tan, W., Marquez, H.J. and Chen, T.** (2002). *Multivariable Robust Controller Design for Boiler System*. IEEE Transactions on Automatic Control System Technology, vol. 10, issue 5, pp. 735–742. DOI: 10.1109/TCST.2002.801787
6. **Petrović, T., Ivezić, D. and Debeljković, D.** (2000). *Robust IMC controller for a solid-fuel boiler*. Engineering simulation, vol. 17, no. 2, pp. 211–224.
7. **Bobtsov, A., Nikolaev, N., Pyrkin, A. and Slita, O.** (2008). *Stabilization of a chaotic Van der Pole system*. IFAC Proceedings Volumes. 17th IFAC World Congress, vol. 41, issue 2, pp. 15143–15147. DOI: <https://doi.org/10.3182/20080706-5-KR-1001.02561>
8. **O'Dwyer, A.** (2010). *Handbook of PI and PID controller tuning rules*. 3rd ed., ICP, 608 p.
9. **Zemtsov, N.S. and Francuzova, G.A.** (2013). *The calculation of the robust pid-controller parameters based on the localization method*. Bulletin of The South Ural State University. Series: Computer Technologies, Automatic Control, Radio Electronics, vol. 13, no. 4, pp. 134–138. (in Russian)
10. **Vostrikov, A.S.** (2007). *Sintez sistem regulirovaniya metodom lokalizatsii: Monografiya* [The Synthesis of localization method control system: Monograph]. Novosibirsk: NSTU, 252 p. (in Russian)
11. **Biryukov, V.P.** (2008). *Smazochnyye materialy, topliva i tekhnicheskiye zhidkosti* [Lubricants, fuel and technical fluids: Textbook]. Moscow: MIIT, 183 p. (in Russian)
12. **Fortunato, M.** (2015). *Izmeneniye yemkosti keramicheskikh kondensatorov ot temperatury i napryazheniya, ili kak vash kondensator na 4,7 mkF prevrashchayetsya v 0,33 mkF* [Capacity change of the ceramic condensers because of temperature and voltage or how your 4,7 mcF condenser transforms into 0,33 mcF]. Available at: <https://habr.com/ru/post/384833/> (accessed 26.11.2019). (in Russian)
13. **Mkhitaryan, A.M.** (1976). *Aerodinamika. Uchebnik dlya VUZov* [Aerodynamics: Textbook for Universities]. 2nd ed., revised and enlarged edition. Moscow: Mashinostroyeniye, 448 p. (in Russian)

14. Tomasov, V.S., Tolmachev, V.A., Lovlin, S.Yu., Guryanov, A.V. and Denisov, K.M. (2013). *Servoprivody system navedeniya vysokotochnykh optiko-mekhanicheskikh kompleksov* [Servomotors of high accuracy optical mechanics complex targeting systems]. *Servoprivod: doklady nauch.-metod. Seminara* [Servomotor: reports of scientific and methodological seminar], pp. 46-62. (in Russian)

15. Kozachenko, V.F., Anuchin, A.S., Alyamkin, D.I. and Drozdov, A.V. (2010). *Vstrai-vayemye vysokoproizvoditelnyye tsyfrovyye sistemy upravleniya* [Embedded high performance digital control systems], in Kozachenko V.F. (Ed.). Moscow: Publishing house MEI, 270 p. (in Russian)

16. Baraz, V.R. *Korrelyatsionno-regressionnyy analiz svyazi pokazateley kommercheskoy deyatelnosti s ispolzovaniyem programmy Exel: uchebnoe posobie*. [Correlation and regression analysis of the connection of commercial activity indicators by using the Excel program: Textbook]. Ekatiirenburg: Ural State Technical University, 102 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Andrey A. Sanko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Belarusian State Academy of Aviation, min.777.144@mail.ru.

Aleksei A. Sheinikov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Military Academy of the Republic of Belarus, hobat097@yandex.ru.

Taras A. Tischenko, undergraduate, Belarusian State Academy of Aviation, taras1984.08.02@mail.ru.

Dmitriy A. Smolsky, Engineer, Belarusian State Academy of Aviation, franky-john2014@gmail.com.

Поступила в редакцию 11.11.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 11.11.2019
Accepted for publication 23.01.2020

ББК 05
Н 34
Св. план 2020

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 23, № 01, 2020
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 23, No. 01, 2020

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Подписано в печать 23.01.2020.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

13,25 усл. печ. л.

Заказ № 558 / 230

Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н.Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: mail@phzhukovskogo.ru

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