

Том 23, № 05, 2020

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 23, No. 05, 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 Кресченцио, профессор, кафедра промышленной инженерии, Болонский университет, Болонья, Италия;

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

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

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 президенте РАН, Москва, Россия;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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.

Об эквивалентном уровне обеспечения безопасности полетов 8

Габриэльян Д.Д., Костенко П.И., Сафарьян О.А.

Повышение стабильности частоты ВЧ-сигналов в передающем устройстве курсового радиомаяка на основе статистического оценивания фаз 19

Кропивенцева С.А.

Управление сроками поставки запасных частей и комплектующих воздушных судов в центр технического обслуживания и ремонта 29

Потапов В.А., Санько А.А.

Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора турбовального газотурбинного двигателя с учётом нелинейности эрозионного износа его лопаток 39

Толстых С.А.

Методика оптимизации принятия решений при управлении безопасностью полетов в деятельности операторов аэродромов 54

Эшмурадов Д.Э., Элмурадов Т.Д.

Построение математических моделей аэронавигационной обстановки 67

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Редькин А.В., Ялоза Ю.А., Ковалев И.Е.

Оценка надежности конвертируемого летательного аппарата с гибридной силовой установкой и многовинтовой несущей системой 76

CONTENTS

TRANSPORT

Bachkalo B.I., Zolotykh V.I. About the equivalent level of flight safety	8
Gabrielyan D.D., Kostenko P.I., Safaryan O.A. Increasing frequency stability of HF signals in the transmitting device of the localiser based on statistical estimation of phases	19
Kropivenceva S.A. Management of delivery dates of aircraft spare parts and components to maintenance and repair center	29
Potapov V.A., Sanko A.A. Performance simulation of multi-stage axial-flow compressor of turbo-shaft engine with account for erosive wear nonlinearity of its blades	39
Tolstykh S.A. Method of optimization of decision-making during management of safety of flights in the activities of operators of aerodromes	54
Eshmuradov D.E., Elmuradov T.D. Mathematical modelling of aeronautical environment	67

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Redkin A.V., Yaloza Yu. A., Kovalev I. E. Reliability assessment of convertible aircraft with hybrid propulsion system and multicopter lifting system	76
---	----

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: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-8-18

**ОБ ЭКВИВАЛЕНТНОМ УРОВНЕ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ**

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

В статье проводится анализ смыслового наполнения термина «Эквивалентный уровень безопасности полетов». Необходимость выполнения такого анализа обусловлена тем обстоятельством, что в руководящих документах по инженерно-аэродромному обеспечению полетов отсутствует определение данного термина. Это создает предпосылки для двоякого толкования смысла, выражаемого этим термином, и возможности несоблюдения необходимых мер обеспечения безопасности полетов на аэродроме. В результате проведенного анализа обоснована целесообразность применения при определении годности аэродрома к эксплуатации термина «Эквивалентный уровень обеспечения безопасности полетов». Рассмотрено управление состоянием авиационной системы с точки зрения теории информации. В результате установлено, что возможность оценки влияния каждого элемента авиационной системы на ее защищенность от воздействия опасных факторов позволяет повысить эффективность управления состоянием этой защищенности. Показана зависимость уровня обеспечения аэродромом безопасности полетов от законности эксплуатации аэродрома. Обоснована целесообразность при достижении эквивалентного уровня обеспечения безопасности полетов применения нового показателя – коэффициента эквивалентности. Выведена формула, позволяющая вычислить этот показатель. Численное значение коэффициента эквивалентности зависит от величин коэффициентов соответствия нормам годности к эксплуатации аэродромов. Показан минимальный набор оцениваемых элементов, определяющих величину каждого коэффициента соответствия нормам годности к эксплуатации аэродромов. Построена математическая модель, отражающая зависимость размера коэффициента соответствия нормам годности к эксплуатации аэродромов от оцениваемых показателей. Рассмотренные в статье коэффициенты и показатели в своей совокупности представляют собой новый подход к оценке уровня обеспечения аэродромом безопасности полетов. Данный подход может быть успешно применен при оценке уровня обеспечения безопасности полетов любым элементом авиационной системы.

Ключевые слова: безопасность полетов, опасный фактор, аэродром, коэффициент эквивалентности, законность, защищенность, норма годности, авиационная система.

ВВЕДЕНИЕ

При определении годности аэродромов к эксплуатации авиационными специалистами применяется термин «Эквивалентный уровень безопасности полетов». В нормативных документах, регламентирующих производство полетов авиации Вооруженных сил Российской Федерации (ВС РФ) и их всестороннее обеспечение, отсутствует определение, позволяющее однозначно трактовать содержание понятия, выраженного данным термином. Данное обстоятельство создает предпосылки для произвольной интерпретации авиационными специалистами смысла, отражаемого термином «Эквивалентный уровень безопасности полетов». При этом часто происходит смешение понятий, вкладываемых в смысл этого термина.

Такое положение вещей опасно тем, что при определении годности аэродрома к эксплуатации существует возможность несоблюдения всех необходимых мер обеспечения безопасности полетов на данном аэродроме.

Во избежание терминологической путаницы при использовании термина «Эквивалентный уровень безопасности полетов» необходимо провести анализ смыслового наполнения понятий, составляющих данный термин. Целью настоящей статьи является проведение такого анализа и доведение до специалистов в области безопасности полетов нового подхода к оценке уровня обеспечения аэродромом безопасности полетов.

АНАЛИЗ СМЫСЛОВОГО НАПОЛНЕНИЯ ТЕРМИНА «ЭКВИВАЛЕНТНЫЙ УРОВЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ»

Вопросам обеспечения безопасности полетов и управления безопасностью полета посвящены работы многих авторов [1–12]. При этом в настоящее время отсутствует общепринятое определение безопасности полетов и в различных словарях [13], Концепции¹, документах ICAO², ГОСТ³ даются противоречивые толкования этого понятия. Наиболее удачной в этом аспекте, по мнению авторов, представляется работа [14], в которой обоснована категория «*безопасность полетов*» как *защищенность авиационной системы от воздействия опасных факторов, позволяющая обеспечить функционирование авиационной системы без авиационных происшествий*. Защищенность, в данном случае, – это способность авиационной системы противостоять опасным факторам с сохранением возможности выполнять полетные задания в штатных и нештатных ситуациях.

Приведенное выше определение дает возможность установить прямую зависимость между состоянием авиационной системы (АС) в процессе функционирования и воздействием на нее опасных факторов. Под опасным фактором (ОФ) в данном случае понимается любое событие, явление, обстоятельство или условие, которое создает или может создать угрозу безаварийному функционированию АС и привести к авиационному происшествию.

Одной из основных характеристик, отражающих защищенность АС от воздействия ОФ, является состояние БзПов, которое следует оценивать во время организации полетов и во время выполнения полетов. В период организации полетов состояние БзПов может быть определено через уровень обеспечения БзПов.

Очевидно для того, чтобы оценивать уровень обеспечения БзПов, необходимо иметь возможность оценки уровня обеспечения безопасности полета (БзПа) каждой первичной АС. Такую возможность дает применение представленной в работе [15] методики оценки состояния безопасности полета воздушного судна с учетом влияния личностного фактора летчика.

Примененный в данной методике интегральный показатель угроз системе «экипаж–воздушное судно» (система ЭВС) со стороны личностного фактора летчика, названный термином «Суммарный показатель опасности летчика», определяет величину уровня обеспечения безопасности полета системой ЭВС ($U_{ЭВС}$).

Отметим, что $U_{ЭВС}$ отражает уровень защищенности первичной АС от ОФ со стороны системы ЭВС, но не учитывает при этом ОФ со стороны подсистем обеспечения и управления полетами [16] аэродромов взлета и посадки. Отсутствие достоверной и системно учтенной ин-

¹ Концепция безопасности полетов авиации Вооруженных сил Российской Федерации. Утв. МО РФ 27.07.2012 г. М.: СБП А ВС РФ, 2012. 24 с.

² Международные стандарты и рекомендуемая практика. Управление безопасностью полетов. Приложение 19 к Конвенции о международной гражданской авиации. Монреаль: ICAO, 2013. 40 с.

³ ГОСТ Р 55585-2013 Система управления безопасностью полетов воздушных судов. Термины и определения. М.: Стандартинформ, 2014. 25 с.

формации об ОФ, угрожающих безаварийному функционированию АС, препятствует эффективному управлению состоянием защищенности АС.

Рассмотрим управление состоянием АС с точки зрения теории информации [17–19]. Для этого необходимо представить весь объем информации, описывающей природу функционирования АС следующим образом:

$$S_{t_l} = I_{t_l} + H_{t_l}, \quad (1)$$

где S_{t_l} – полное информационное содержание процессов (состояний) АС на момент времени t_l ;

I_{t_l} – количество достоверно известной информации, необходимой для управления АС в момент времени t_l ;

H_{t_l} – количество неизвестной (недостоверной) информации, необходимой для управления АС в момент времени t_l .

От соотношения I_{t_l} и H_{t_l} будет зависеть качество и результат управления АС, так как S_{t_l} – величина постоянная. Чем больше при управлении АС учтено достоверной информации, тем меньше неопределенность и, следовательно, выше качество управления всей системой.

Снижение неопределенности (достижение максимального значения I) для такой сложной системы как АС будет возможно при учете очень большого, максимально возможного количества влияющих факторов (возможных событий c). В этом случае учет каждого нового независимого события, влияющего на БзПов, снижает вероятность других, то есть, чем глубже контроль, тем меньше вероятность влияния контролируемого события на безопасность полетов:

$$P_{БзПов} = P_1 + P_2 \dots + P_i \dots + P_n = \sum_{x=1}^n P_x = 1, \quad (2)$$

где $P_{БзПов}$ – сумма вероятностей всех независимых событий, влияющих на БзПов и составляющих полную группу событий;

P_i – вероятность i -го независимого события, влияющего на БзПов;

n – количество контролируемых событий.

Таким образом, отсутствие достоверной информации о состоянии подсистем обеспечения и управления полетами АС препятствует повышению эффективности управления состоянием защищенности АС от воздействия ОФ.

Состояние подсистемы обеспечения полетов авиационной системы [16] в наибольшей степени определяется состоянием аэродрома. Одним из показателей, характеризующих состояние аэродрома, является факт допуска аэродрома к эксплуатации.

Допуск аэродромов государственной авиации к эксплуатации осуществляется на основании оценки соответствия аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации аэродромов. Эти нормы определены Правилами⁴. Оценка соответствия аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации аэродромов производится комиссией, образованной решением руководителя органа управления (главнокомандующих (командующих) видами (родами войск, объединениями) ВС РФ).

Для определения готовности аэродрома к эксплуатации воздушных судов выполняется его облет.

По результатам работы комиссии составляется акт обследования аэродрома на предмет соответствия требованиям норм годности к эксплуатации аэродромов. Акт утверждается пред-

⁴ Федеральные авиационные правила «Нормы годности к эксплуатации аэродромов государственной авиации» (Приложение к Пр. МО РФ от 02.11.2006. № 455).

седателем комиссии. При наличии недостатков, препятствующих открытию аэродрома для эксплуатации воздушных судов, акт утверждается после устранения этих недостатков.

В отдельных случаях аэродром допускается к эксплуатации при незначительном отступлении от требований норм годности к эксплуатации аэродромов, если они компенсируются введением мер, обеспечивающих эквивалентный уровень безопасности полетов.

Согласно словарю [20], эквивалентный (лат.) – равнозначный, равносильный.

Для разработки предложений по обеспечению эквивалентного уровня безопасности полетов на аэродроме могут привлекаться компетентные в данной области научные организации. По итогам их работы составляется заключение.

Аэродром считается годным к эксплуатации при условии:

- а) соответствия аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации аэродромов;
- б) наличия (при необходимости) заключения об обеспечении эквивалентного уровня безопасности полетов при имеющихся несоответствиях и отступлениях от требований норм годности к эксплуатации аэродромов;
- в) выполнения облета аэродрома;
- г) положительного заключения комиссии, выполнившей облет аэродрома.

На основании изложенного выше можно сделать вывод, что соответствие аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации свидетельствует о достижении *допустимого уровня обеспечения безопасности полетов* при эксплуатации данного аэродрома. Если по объективным причинам непреодолимой трудности аэродром не может быть в полной мере приведен в соответствие требованиям норм годности к эксплуатации, предпринимаются дополнительные меры компенсационного характера, которые в своей совокупности обеспечивают равнозначный *допустимому* уровень обеспечения безопасности полетов. В этом случае применяется термин «Эквивалентный уровень безопасности полетов». При обеспечении эквивалентного уровня безопасности полетов комиссия составляет соответствующий документ, который называется «Заключение об обеспечении эквивалентного уровня безопасности полетов на аэродроме» и аэродром допускается к эксплуатации при наличии положительного заключения комиссии, выполнившей облет аэродрома. Такое положение вещей определено требованиями действующих нормативных документов.

Но правомерно ли в данном случае применение термина «эквивалентный уровень безопасности полетов»? В работе [14] обосновано, что уровень БзПов – показатель, отражающий состояние БзПов в авиационном формировании во время выполнения полетов. А оценка соответствия аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации аэродромов выполняется в период, когда полеты на аэродроме не выполняются.

Таким образом, с учетом того обстоятельства, что аэродром является основным элементом подсистемы обеспечения полетов, логичнее будет применение термина «эквивалентный уровень *обеспечения* безопасности полетов». Этот уровень достигается в результате применения мер компенсационного характера, которые в своей совокупности обеспечивают равнозначный *допустимому* уровень обеспечения безопасности полетов.

НОВЫЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ УРОВНЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ НА АЭРОДРОМЕ

Для того, чтобы количественно оценить уровень обеспечения БзПа с учетом состояния аэродрома, целесообразно применить показатель, отражающий это состояние. Назовем этот показатель уровнем обеспечения безопасности полетов на аэродроме ($U_{АЭР}$).

Величина $U_{АЭР}$ напрямую зависит от законности эксплуатации аэродрома ($З_{АЭР}$). Законность определяется полнотой выполнения всех мероприятий и процедур, определенных доку-

ментами, регламентирующих инженерно-аэродромное обеспечение полетов, обязательными при подготовке и выполнении полетов.

Если рассмотреть данный подход с точки зрения теории информации, каждое мероприятие или процедуру, выполнение которых руководящими документами определено обязательными для обеспечения БзПа и имеет объем информации 1 бит, будем называть элементарным событием c . Элементарное событие может принимать два возможных значения – «да» или «нет», «1» или «0». В этом случае $З_{АЭР}$ может быть представлена в виде выражения (3):

$$З_{АЭР} = c_{АЭР1} \cdot c_{АЭР2} \cdot \dots \cdot c_{АЭРi} \cdot \dots \cdot c_{АЭРn} = \prod_{x=1}^n c_{АЭРx}, \quad (3)$$

где $З_{АЭР}$ – законность эксплуатации аэродрома;

$c_{АЭРi}$ – i -я процедура, обязательная при инженерно-аэродромном обеспечении;

n – количество мероприятий и процедур, обязательных к выполнению при инженерно-аэродромном обеспечении.

Выражение (3) позволяет установить, что $З_{АЭР}$ может иметь два возможных значения – «1» или «0».

При соответствии аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации уровень обеспечения БзПов на аэродроме $U_{АЭР}$ равен значению законности эксплуатации аэродрома:

$$U_{АЭР} = З_{АЭР}. \quad (4)$$

В том случае, если аэродром не может быть в полной мере приведен в соответствие требованиям норм годности к эксплуатации, но в результате применения мер компенсационного характера достигнут эквивалентный уровень обеспечения БзПов, необходимо определять коэффициент эквивалентности ($K_{эkv}$). $K_{эkv}$ может быть отражен в виде мультипликативной модели ряда коэффициентов соответствия нормам годности к эксплуатации аэродромов, представленной формулой (5):

$$K_{эkv} = K_{\Phi XA} \cdot K_{МАП} \cdot K_{СРТО} \cdot K_{МетО} \cdot K_{ЭлА} \cdot K_{ПСО}, \quad (5)$$

где $K_{\Phi XA}$ – коэффициент соответствия физических характеристик аэродрома нормам годности к эксплуатации аэродромов;

$K_{МАП}$ – коэффициент соответствия маркировки аэродромных покрытий и препятствий нормам годности к эксплуатации аэродромов;

$K_{СРТО}$ – коэффициент соответствия оборудования аэродрома средствами радио и светотехнического обеспечения полетов, связи и управления нормам годности к эксплуатации аэродромов;

$K_{МетО}$ – коэффициент соответствия метеорологического оборудования аэродрома нормам годности к эксплуатации аэродромов;

$K_{ЭлА}$ – коэффициент соответствия электроснабжения аэродрома нормам годности к эксплуатации аэродромов;

$K_{ПСО}$ – коэффициент соответствия поисково-спасательных средств аэродрома нормам годности к эксплуатации аэродромов.

Величины коэффициентов соответствия нормам годности к эксплуатации аэродромов (далее коэффициент соответствия) могут варьировать в диапазоне от 0 до 1 и зависят от соответствия оцениваемых элементов требованиям и нормам, определенным Правилами⁵. Это соот-

⁵ Федеральные авиационные правила «Нормы годности к эксплуатации аэродромов государственной авиации» (Приложение к Пр. МО РФ от 02.11.2006. № 455).

ветствие численно оценивается путем применения показателей соответствия. При соответствии оцениваемого элемента требованиям и нормам, определенным Правилами⁶, показатель его соответствия равен 1. При несоответствии – показатель соответствия становится меньше 1, но не меньше 0.

Мультипликативная свертка показателей соответствия оцениваемых элементов (6) позволит рассчитать значение коэффициента соответствия:

$$K_{\Phi XA} = e_{\Phi XA1} \cdot e_{\Phi XA2} \dots \cdot e_{\Phi XAi} \dots \cdot e_{\Phi XAn} = \prod_{x=1}^n e_{\Phi XAx}, \quad (6)$$

где $e_{\Phi XAi}$ – показатель соответствия i -го оцениваемого элемента физических характеристик аэродрома;

n – количество оцениваемых элементов физических характеристик аэродрома.

Для определения величины $K_{\Phi XA}$ необходимо определить значение показателей соответствия таких оцениваемых элементов, как:

- длина и ширина искусственной взлетно-посадочной полосы (ИВПП);
- ширина концевых участков ИВПП (уширения);
- уклон ИВПП;
- ширина покрытия рулежных дорожек (РД);
- ширина укрепленной обочины;
- радиусы закругления РД;
- расстояния между осевой линией РД и неподвижными препятствиями, а также между осевыми линиями параллельных РД;
- параметры приаэродромной территории;
- параметры полос воздушных подходов (ПВП);
- прочность аэродромных покрытий;
- состояние аэродромных покрытий;
- состояние грунтовой части летной полосы;
- значения неровностей и др.

Для определения величины $K_{МАП}$ необходимо определить значение показателей соответствия таких оцениваемых элементов, как:

- состояние дневной маркировки искусственных покрытий и высотных препятствий на приаэродромной территории;
- наличие и состояние светоограждения препятствий и др.

Для определения величины $K_{СРТО}$ необходимо определить значение показателей соответствия таких оцениваемых элементов, как:

- приводные радиомаркерные пункты;
- автоматический радиопеленгатор;
- радиолокационная система посадки;
- радиотехническая система ближней навигации (азимутально-дальномерный радиомаяк);
- радиомаячная система инструментального захода на посадку;
- курсовой радиомаяк;
- глиссадный радиомаяк;
- ретранслятор дальномера;
- средства связи;
- средства объективного контроля;

⁶ Там же

- светотехническое оборудование аэродрома;
- система дистанционного управления и контроля состояния средств связи и радиотехнического обеспечения (РТО) полетов;
- пункты управления полетами в районе аэродрома и др.

Для определения величины $K_{МетО}$ необходимо определить значение показателей соответствия таких оцениваемых элементов, как:

- состав метеоборудования;
- размещение метеоборудования;
- качество метеоинформации;
- диапазоны и погрешности измеряемых метеовеличин;
- состояние линий связи и др.

Для определения величины $K_{ЭЛА}$ необходимо определить значение показателей соответствия таких оцениваемых элементов, как:

- состояние электроснабжения пунктов управления полетами;
- состояние электроснабжения объектов связи и РТО полетов аэродрома;
- состояние электроснабжения метеоборудования аэродрома и др.

Для определения величины $K_{ПСО}$ необходимо определить значение показателей соответствия таких оцениваемых элементов, как:

- обеспеченность аэродрома поисково-спасательными самолетами (вертолетами);
- обеспеченность аэродрома наземным транспортным средством высокой проходимости для проведения поисково-спасательных работ;
- обеспеченность аэродрома ультракоротковолновым радиопеленгатором для приема сигналов бедствия;
- наличие плавучего транспорта для аэродромов, где взлет и заход на посадку самолетами (вертолетами) производится над морем или крупным водоемом и др.

Важно подчеркнуть, что несоответствие любого оцениваемого элемента (независимого события [19]) требованиям и нормам, определенным нормативными документами по инженерно-аэродромному обеспечению, является опасным фактором, угрожающим безаварийному функционированию АС. Для устранения, если это возможно, или уклонения, снижения влияния данного ОФ на защищенность АС и применяются меры компенсационного характера, направленные на достижение эквивалентного уровня обеспечения БзПов.

Формулы (5) и (6) позволяют определить, что $K_{экв}$ может быть вычислен в диапазоне от 0 до 1. Его значение, применительно к конкретному аэродрому, должна определять комиссия, производящая оценку соответствия аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации аэродромов. В этом случае уровень обеспечения БзПов на аэродроме определяется выражением (7):

$$U_{АЭР} = Z_{АЭР} \cdot K_{экв} . \quad (7)$$

При таком подходе к оценке защищенности первичной АС перед полетом появляется возможность численной оценки уровня обеспечения БзПа с учетом состояния аэродромов взлета и посадки ВС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного анализа можно сделать следующие выводы:

1. При невозможности приведения аэродрома в соответствие требованиям норм годности к эксплуатации и принятии дополнительных мер компенсационного характера должен быть достигнут эквивалентный уровень обеспечения безопасности полетов.

2. В этом случае комиссией, производящей оценку соответствия аэродрома требованиям норм годности к эксплуатации аэродромов, должно определяться значение коэффициента эквивалентности.

Что даст применение коэффициента эквивалентности? Во-первых, появляется возможность дифференцированной (по показателям соответствия нормам годности к эксплуатации аэродромов) оценки состояния аэродрома.

Во-вторых, такой подход позволяет увеличить количество достоверной и системно учтенной информации о состоянии защищенности АС от ОФ.

В-третьих, обоснованное применение $K_{э\kappa\text{в}}$ при определении комиссией достижения эквивалентного уровня обеспечения безопасности полетов будет способствовать объективной оценке причин, по которым аэродром не может быть в полной мере приведен в соответствие требованиям норм годности к эксплуатации.

В-четвертых, формализованная информация о состоянии каждого аэродрома государственной авиации РФ может быть системно использована в Единой информационно-аналитической системе (ЕИАС) БзПов авиации ВС РФ. Это позволит специалистам службы безопасности полетов на всех уровнях АС вести удаленный контроль состояния аэродромной сети государственной авиации в масштабе реального времени.

Все перечисленное выше позволит повысить защищенность АС от ОФ со стороны инженерно-аэродромного обеспечения полетов и снизить уровень авиационной аварийности в авиации ВС РФ.

В заключение необходимо отметить, что предложенный в статье подход к определению эквивалентного уровня обеспечения БзПов может быть успешно применен при оценке уровня обеспечения БзПов любым элементом АС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Байнетов С.Д., Шамшин С.С. Методика оценки эффективности мероприятий по предотвращению авиационных происшествий // Военная мысль. 2007. № 10. С. 39–48.
2. Гипич Г.Н. Риски и безопасность авиационных систем: монография / Г.Н. Гипич, В.Г. Евдокимов, Е.А. Куклев, В.С. Шапкин. М.: ГосНИИ ГА, 2013. 232 с.
3. Жмеренецкий В.Ф., Полулях К.Д., Акбашев О.Ф. Активное обеспечение безопасности полета летательного аппарата: методология, модели, алгоритмы. М.: ЛЕНАНД, 2014. 320 с.
4. Жмеренецкий В.Ф. Научно-методические основы построения и функционирования бортовых КСБП // Проблемы безопасности полетов. 1998. № 6. С. 25–32.
5. Жмеренецкий В.Ф., Полулях К.Д., Акбашев О.Ф. Основные направления снижения опасности полета ЛА // Проблемы безопасности полетов. 1999. № 10. С. 3–6.
6. Жулев В.А., Иванов В.С. Безопасность полетов летательных аппаратов: теория и анализ. М.: Транспорт, 1986. 224 с.
7. Ирмалиев Р.Э. Информационная модель безопасного полета воздушного судна // Вестник Поволжского государственного технологического университета. Серия «Радиотехнические и инфокоммуникационные системы». Йошкар-Ола: ПГТУ. 2015. № 2 (26). С. 41–49.
8. Ирмалиев Р.Э. Перспективы развития системы безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации // Военная мысль. 2015. № 8. С. 15–24.
9. Лушкин А.М. Методика оценивания уровня безопасности полетов по совокупности авиационных событий // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 162. С. 125–130.
10. Ноздрин В.И. Расширение понятия «человеческий фактор» // Проблемы безопасности полетов. 2001. № 4. С. 25–27.

11. Shaw R.R. Airline safety 1950-2000 // Aircraft. January 1985. Pp. 32–34.
12. Shappell S.A., Wiegmann D.A. The human factors analysis and classification system (HFACS) // FSF Flight Safety Digest. 2001. Vol. 20, no. 2. Pp. 15–28.
13. Плехов А.М., Шапкин С.Г. Словарь военных терминов. М.: Воениздат, 1988. 335 с.
14. Золотых В.И. О состоянии безопасности полетов // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2017. № 3. С. 59–67.
15. Бачкало Б.И., Золотых В.И. Методический аппарат оценки состояния защищенности авиационной системы от опасных факторов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 6. С. 17–28. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-17-28
16. Обеспечение безопасности полетов: учебник / Под ред. Р.Э. Ирмалиева. Монино: ВВА, 2010. 423 с.
17. Бриллюэн Л. Наука и теория информации. М.: Физматгиз, 1960. 392 с.
18. Бриллюэн Л. Научная неопределённость и информация. М.: КомКнига, 2006. 272 с.
19. Габидулин Э.М., Пилипчук Н.И. Лекции по теории информации: учеб. пособие. М.: МФТИ, 2007. 213 с.
20. Москвин А.Ю. Большой словарь иностранных слов. М.: Центрполиграф, 2005. 815 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бачкало Борис Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры боевой подготовки (авиации) 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

ABOUT THE EQUIVALENT LEVEL OF FLIGHT SAFETY

Boris I. Bachkalo¹, Valeri I. Zolotikh¹

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

ABSTRACT

The article analyzes the meaning of the term "equivalent flight safety". The need for such an analysis is due to the fact that there is no definition of this term in the guidance documents on engineering and aerodrome flight support. This creates the ambiguous interpretation of the meaning embedded in this term and the possibility of non-compliance with the necessary flight safety measures at the aerodrome. As a result of the analysis, the expediency of the use of the term "equivalent level of flight safety" when determining the aerodrome operational suitability is substantiated. Management of the state of the aviation system from the point of view of information theory is considered. As a result, it was established that the ability to assess the impact of each element of the aviation system on its security against the effects of hazardous factors makes it possible to increase the efficiency of managing the state of this security. Dependence of the aerodrome flight safety level on the legality of the aerodrome operation is shown. The feasibility of achieving the equivalent level of flight safety using a new indicator, the equivalence coefficient, is substantiated. The formula that allows to calculate this indicator is derived. The numerical value of the equivalence coefficient depends on the values of the coefficients of compliance with the aerodromes operational suitability standards. The minimal set of evaluated elements is shown which determines the value of each coefficient of compliance with the aerodromes operational suitability standards. A mathematical model that reflects the dependence of the coefficient of compliance value with the operational suitability standards on the estimated indicators is constructed. The coefficients and indicators considered in the article in aggregate represent a new

approach to assessing the level of aerodrome flight safety. This approach can be successfully applied in assessing the level of flight safety by any element of the aviation system.

Key words: flight safety, hazard, aerodrome, equivalence coefficient, legality, security, operational suitability standards, aviation system.

REFERENCES

1. Baynetov, S.D. and Shamshin, S.S. (2007). *Metodika otsenki effektivnosti meropriyatiy po predotvrashcheniyu aviatsionnykh proisshestviy* [Methodology for the effectiveness evaluation of accident prevention measures]. Military Thought, no. 10, pp. 39–48. (in Russian)
2. Gipich, G.N., Yevdokimov, V.G., Kuklev, Ye.A. and Shapkin, V.S. (2013). *Riski i bezopasnost aviatsionnykh sistem: Monografiya* [Risks and safety of aviation systems: monography]. Moscow: GosNII GA, 232 p. (in Russian)
3. Zhmerenetskiy, V.F., Polulyakh, K.D. and Akbashev, O.F. (2014). *Active safety flight of the aircraft (Methodology, models, algorithms)*. Moscow: LENAND, 320 p. (in Russian)
4. Zhmerenetskiy, V.F. (1998). *Nauchno-metodicheskiye osnovy postroyeniya i funktsionirovaniya bortovykh KSBP* [Scientific and methodological foundations for the construction and operation of airborne safety systems]. Problemy bezopasnosti poletov, no. 6, pp. 25–32. (in Russian)
5. Zhmerenetskiy, V.F., Polulyakh, K.D. and Akbashev, O.F. (1999). *Osnovnyye napravleniya snizheniya opasnosti poleta LA* [The main directions for reducing the danger of flying aircraft]. Problemy bezopasnosti poletov, no. 10, pp. 3–6. (in Russian)
6. Zhulev, V.A. and Ivanov, V.S. (1986). *Bezopasnost poletov letatelnykh apparatov: teoriya i analiz* [Flight safety: theory and analysis]. Moscow: Transport, 224 p. (in Russian)
7. Irmaliyev, R.E. (2015). *Information model of the safe flight of aircraft*. Vestnik of Volga State University of Technology. Series «Radio Engineering and Infocommunication Systems». Yoshkar-Ola: VSUOT, no. 2 (26), pp. 41–49. (in Russian)
8. Irmaliyev, R.E. (2015). *Prospects for development of aviation safety in the armed forces of the Russian Federation*. Military Thought, no. 8, pp. 15–24. (in Russian)
9. Lushkin, A.M. (2010). *Method of estimation of flight safety level on set of air events*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 162, pp. 125–130. (in Russian)
10. Nozdrin, V.I. (2001). *Rasshireniye ponyatiya «chelovecheskiy faktor»* [The extension of the «human factor» concept]. Problemy bezopasnosti poletov, no. 4, pp. 25–27. (in Russian)
11. Shaw, R.R. (1985). *Airline safety 1950-2000*. Aircraft, January, pp. 32–34.
12. Shappell, S.A. and Wiegmann, D.A. (2001). *The human factors analysis and classification system (HFACS)*. FSF Flight Safety Digest, vol. 20, no. 2, pp. 15–28.
13. Plekhov, A.M. and Shapkin, S.G. (1988). *Slovar voyennykh terminov* [Dictionary of military terms]. Moscow: Voenizdat, 335 p. (in Russian)
14. Zolotikh, V.I. (2017). *On the aviation units flights safety state problem*. Vozdushno-kosmicheskiye sily. Teoriya i praktika, no. 3, pp. 59–67. (in Russian)
15. Bachkalo, B.I. and Zolotikh, V.I. (2019). *Methodical apparatus for evaluating the state of aviation system safety and security*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 6, pp. 17–28. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-17-28. (in Russian)
16. Irmaliyev, R.E. (Ed.). (2010). *Obespecheniye bezopasnosti poletov. Uchebnik* [Safety: A Textbook]. Monino: VVA, 423 p. (in Russian)
17. Brillyuen, L. (1960). *Nauka i teoriya informatsii* [Science and information theory]. Moscow: Fizmatgiz, 392 p. (in Russian)
18. Brillyuen, L. (2006). *Nauchnaya neopredelonnost i informatsiya* [Scientific uncertainty and information]. Moscow: KomKniga, 272 p. (in Russian)

19. Gabidulin, E.M. and Pilipchuk, N.I. (2007). *Lektsii po teorii informatsii: uchebnoye posobiye* [Lectures on information theory: Tutorial]. Moscow: MFTI, 213 p. (in Russian)

20. Moskvina, A.Yu. (2005). *Bolshoy slovar inostrannykh slov* [Large dictionary of foreign words]. Moscow: Tsentrpoligraf, 815 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Boris I. Bachkalo, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Professor of the Air Force Combat Training Chair, the Military 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 Flight Safety Chair, the Air Force Education and Research Center, "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", zolotikh-valeri@yandex.ru.

Поступила в редакцию 27.04.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 27.04.2020
Accepted for publication 24.09.2020

УДК 656

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-19-28

ПОВЫШЕНИЕ СТАБИЛЬНОСТИ ЧАСТОТЫ ВЧ-СИГНАЛОВ В ПЕРЕДАЮЩЕМ УСТРОЙСТВЕ КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА НА ОСНОВЕ СТАТИСТИЧЕСКОГО ОЦЕНИВАНИЯ ФАЗ

Д.Д. ГАБРИЭЛЬЯН¹, П.И. КОСТЕНКО², О.А. САФАРЬЯН³

¹Ростовский-на-Дону научно-исследовательский институт радиосвязи,
г. Ростов-на-Дону, Россия

²Ростовский филиал МГТУ ГА, г. Ростов-на-Дону, Россия

³Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону, Россия

Работа выполнена при материальной поддержке РФФИ, грант № 19-01-00151/20

В статье на основе использования метода статистической стабилизации частоты рассмотрены вопросы повышения стабильности частоты и синхронизации формируемых ВЧ-сигналов в передающей части КРМ при использовании многоканального варианта построения. Показано, что наличие цифрового устройства коррекции частоты и фазы позволяет легко реализовать предлагаемый метод. Отмечены два основных фактора, влияющих на стабильность частоты и синхронизацию фаз ВЧ-сигналов при эксплуатации КРМ. Первый фактор определяется отклонением текущей (на интервале измерений) частоты i -го ВЧ-сигнала от среднего значения $\Delta f_n^{(i)}$ частоты в n -м канале. Второй фактор связан с изменением в процессе эксплуатации КРМ средней частоты каждого из формируемых ВЧ-сигналов и отклонением ее на величину $\delta f_n^{(i)}$ от номинального значения. На основе описания ВЧ-сигналов в каналах передающей части КРМ получены соотношения, определяющие оптимальные в смысле метода наименьших квадратов оценки как отклонений $\Delta f_n^{(i)}$ текущих значений частоты от среднего значения, так и изменения среднего значения частоты при эксплуатации КРМ. Рассмотрен наиболее важный с практической точки зрения случай оценки только отклонений текущих значений частоты ВЧ-сигнала от среднего значения на интервале измерений. Показано, что применение метода статистической стабилизации частоты позволяет для передающей части КРМ, включающей N каналов формирования ВЧ-сигналов, повысить стабильность частоты и синхронизацию фазы ВЧ-сигнала в $\sqrt{N}$ раз. Это позволяет повысить точность формирования суммарной и разностной диаграмм направленности и соответственно установки линии курса в направлении взлетно-посадочной полосы. Кроме того, на основе полученных значений оценок параметров частоты и относительной нестабильности формируемых ВЧ-сигналов может приниматься решение о состоянии контролируемого параметра по критерию НОРМА – УХУДШЕНИЕ – АВАРИЯ.

Ключевые слова: курсовой радиомаяк, антенная решетка, ВЧ-сигнал, стабильность частоты, синхронизация фаз, оценки отклонения частоты и фазы от номинальных значений.

ВВЕДЕНИЕ

Повышение интенсивности взлетов/посадок самолетов в аэропортах различного класса наряду с одновременным усилением требований безопасности полетов обуславливают необходимость дальнейшего совершенствования аэродромного оборудования. Наиболее жесткие требования предъявляются к аэродромным радиотехническим системам обеспечения захода самолетов на посадку, являющуюся наиболее сложным этапом полета. При решении этих вопросов можно выделить направления, связанные с использованием сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), а также информации, получаемой на основе сигналов телекоммуникационных систем [1–9]. Однако в настоящее время и в ближайшей перспективе наиболее востребованным остается использование в составе системы посадки аэродромного оборудования курсовых радиомаяков (КРМ). Основная задача КРМ заключается в формировании требуемого распределения напряженности электромагнитного поля, позволяющего определить положение самолета относительно оси взлетно-посадочной полосы [10, 11].

В современных КРМ, в частности КРМ *Loc 2700*, применен вариант построения, основанный на:

- использовании для каждого излучателя антенной решетки четырех передающих модулей (А, В, С, D), формирующих модулированные по амплитуде частотами $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц ВЧ-сигналы;
- объединении суммарного и разностного сигналов для каждого из двух угловых секторов, формируемых КРМ, в один высокочастотный тракт.

Структурная схема КРМ для данного варианта построения приведена на рис. 1.

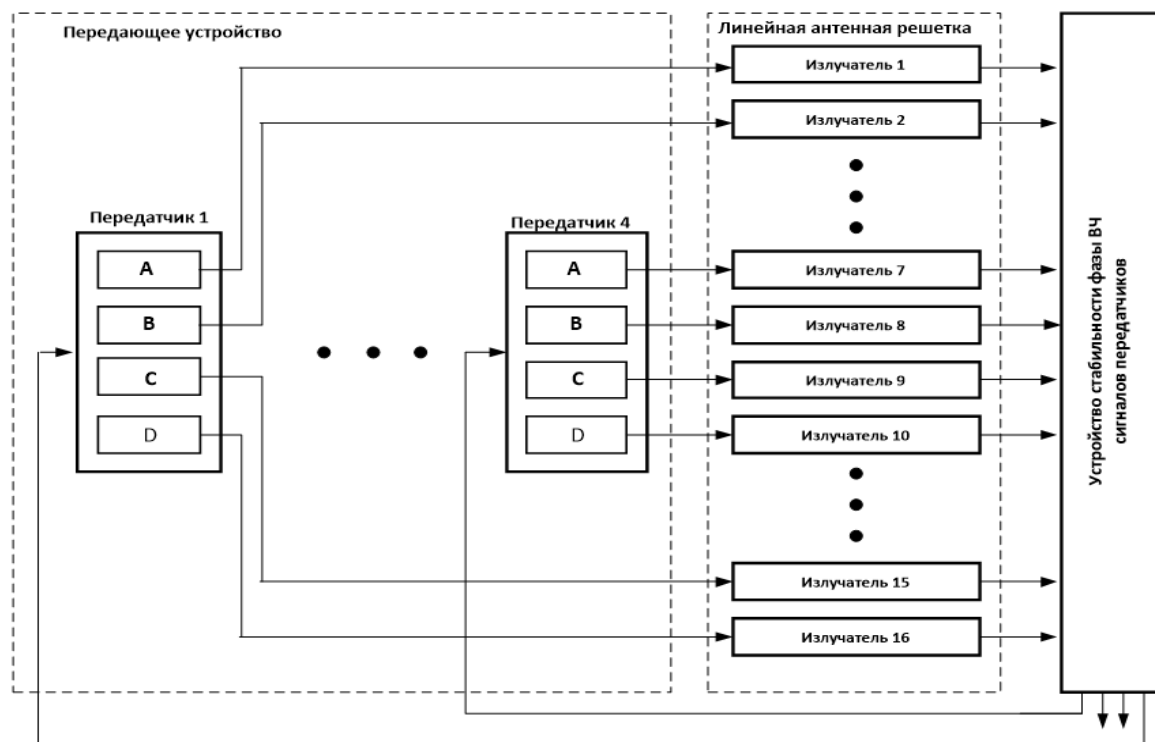


Рис. 1. Структурная схема КРМ *Loc 2700*
Fig. 1. Block diagram of the CRM *Loc 2700*

Однако, несмотря на простоту построения, в процессе технической реализации и дальнейшей эксплуатации КРМ возникают сложности, связанные с обеспечением идентичности каналов по амплитудным, частотным и фазовым характеристикам, нарушение которой приводит к снижению его тактико-технических характеристик или даже невозможности его применения.

При такой схеме передающего устройства КРМ требуется предусмотреть меры, позволяющие согласовать работу всех каналов формирования и прохождения сигналов: передающий модуль – ВЧ тракт - излучатель. Эти меры сводятся к обеспечению в передающем устройстве стабильности:

- частоты $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц, несущей для формирования суммарного и разностного сигналов в обоих угловых секторах;
- фазы ВЧ-сигналов, излучаемых всеми излучателями антенной решетки в пределах полосы частот обоих каналов;
- излучаемой мощности и глубины модуляции ВЧ-сигналов как в канале формирования зоны действия КРМ, заданной требованиями ИКАО, так и в канале, обеспечивающем высокую точность получения угловых направлений;
- закона изменения модулирующего сигнала.

Нарушение стабильности хотя бы одного из перечисленных параметров ВЧ-сигнала приводит к разрушению или существенному ухудшению требуемого распределения электромагнитного поля зоны действия КРМ [10, 11].

В работах [10–12] рассматриваются вопросы выравнивания фазового фронта антенной системы КРМ. Однако наиболее общим подходом к решению задач стабилизации в устройствах КРМ, отмеченных выше, является получение текущих оценок частоты, относительной нестационарности частоты формируемых в передающем устройстве КРМ сигналов.

С учетом вышесказанного цель работы состоит в разработке алгоритма стабилизации частоты и синхронизации генераторов передающего оборудования КРМ.

СТАТИСТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЧ-СИГНАЛОВ МНОГОКАНАЛЬНОГО ПЕРЕДАЮЩЕГО УСТРОЙСТВА КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА

Представим формируемый в каждом канале передающего устройства сигнал следующим соотношением:

$$u_n^{(i)}(t) = U_n^{(i)}(t) \cos\left(2\pi \cdot \Psi_n^{(i)}(t)\right), (n = 1, \dots, N), \quad (1)$$

в котором $U_n^{(i)}$ и $\Psi_n^{(i)}(t)$ - соответственно амплитуда и фаза формируемого сигнала в n -м канале на частоте f_i ; N - общее число каналов генерации ВЧ-сигналов, зависящее от числа излучателей в передающей антенне.

Для решения задачи обеспечения стабильности частоты и синфазности формируемых сигналов будем проводить измерения их фазы в течение нескольких последовательных измерительных интервалов номинальной длительности t_0 каждый. Это может быть выполнено путем введения в каждый канал формирования ВЧ-сигналов направленного ответвителя мощности с малым коэффициентом связи. С выхода ответвителя мощности сигналы подаются на измеритель фаз, имеющий N информационных входов и один вход для задания длительности измерительного интервала, необходимые для получения оценок фазы, текущей частоты и относительной нестационарности частоты.

Учитывая физическую независимость каналов передающих устройств на частотах f_i ($i = 1, 2$) и наличие в каждом канале собственных дестабилизирующих факторов, влияющих на усиливаемый ВЧ-сигнал, определим значения фазы сигналов, измеряемых в течение некоторого измерительного интервала номинальной длительностью t_0 , в виде:

$$\Psi_n^{(i)} = \Psi_{0,n}^{(i)} + f_{0,n}^{(i)} \cdot \Delta t + \left(\Delta f_n^{(i)}(t) + \delta f_n^{(i)}\right) \cdot t_0, (n = 1, \dots, N), \quad (2)$$

где $\Psi_n^{(i)}$ - измеренное значение фазы i -го ВЧ-сигнала в n -м канале; $\Psi_{0,n}^{(i)}(t)$ и $f_{0,n}^{(i)}$ - соответственно номинальное значение фазы и частоты i -го ВЧ-сигнала в n -м канале, приведенные в руководстве по эксплуатации РМК; Δt - отклонение длительности t интервала измерений от номинального значения t_0 ; $\Delta f_n^{(i)}$ - отклонение текущей (на интервале измерений) частоты i -го ВЧ-сигнала от среднего значения частоты в n -м канале; $\delta f_n^{(i)}$ - отклонение среднего значения частоты i -го ВЧ-сигнала от соответствующего номинального значения, определяемого техническими характеристиками изготовленного устройства.

Значения $\Psi_{0,n}^{(i)}(t)$ и $f_{0,n}^{(i)}$ для обеих частот всех модулей хранятся в памяти запоминающих устройств (ЗУ), входящих в состав устройства стабильности фазы ВЧ-сигналов передатчиков.

С учетом (2) отклонение частоты n -го генератора от номинального значения в наиболее общей форме может быть представлено в виде [13–16]:

$$\Delta f_n^{(i)} = \frac{\Delta \Psi_n^{(i)} - f_n^{(0)} \cdot \Delta t}{t_0} - 2\delta f_n^{(i)}, \quad (3)$$

где $\Delta \Psi_n^{(i)} = \Psi_n^{(i)} - \Psi_{0,n}^{(i)}$.

Плотность распределения отклонений частоты n -го генератора принимается подчиненной нормальному закону распределения [14] и определяется выражением:

$$p(\Delta f_n^{(i)}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{0,n}^{(i)}} \exp \left[-\frac{(\Delta \Psi_n^{(i)} - f_{0,n}^{(i)} \cdot \Delta t - 2\delta f_n^{(i)} \cdot t_0)^2}{2(\sigma_n^{(i)})^2 \cdot t_0^2} \right], \quad (4)$$

где $\sigma_n^{(i)}$ - нестабильность частоты, отличающаяся от приведенного в руководстве по эксплуатации РМК значения $\sigma_{0,n}^{(i)}$.

Соотношение (4) связывает между собой средние значения частоты и относительной нестабильности формируемых сигналов, отклонения длительности временного интервала измерений с результатами измерений фазы сигналов. Общее число оцениваемых параметров в этом случае равно $4N + 1$, а число выполненных измерений составляет $2N$.

Получение требуемых оценок параметров генераторов, которые минимизируют квадраты невязок в (2), может быть проведено с использованием метода наименьших квадратов [17], при этом число уравнений должно превышать число неизвестных. Это достигается проведением измерений не на одном измерительном интервале, а нескольких, число которых M удовлетворяет условию:

$$2M \cdot N > 4N + M. \quad (5)$$

При записи соотношения (5) было учтено, что при проведении измерений фазы во всех каналах величины $\delta f_n^{(i)}$ и $\sigma_n^{(i)}$ ($n = 1, \dots, N$, $i = 1, 2$) остаются постоянными, а изменяется только длительность измерительного интервала t_m ($m = 1, \dots, M$).

С учетом закона распределения (4) и условия (5) логарифмическая функция правдоподобия, зависящая от всех оцениваемых параметров Δt_m , $\delta f_n^{(i)}$ и $\delta \sigma_{0,n}^{(i)}$, может быть представлена в виде [18]:

$$\begin{aligned} L(\Delta t, \delta f, \delta \sigma) &= \ln \prod_{n=1}^N \left\{ \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{0,n}} \exp \left[-\frac{(\Delta \Phi_n - f_n^{(0)} \cdot \Delta t_m - 2\delta f_n \cdot t_0)^2}{2\sigma_{0,n}^2 \cdot t_0^2} \right] \right\} = \\ &= \sum_{n=1}^N \left\{ -\ln(\sqrt{2\pi}\sigma_{0,n}) - \frac{(\Delta \Phi_n - f_n^{(0)} \cdot \Delta t_m - 2\delta f_n \cdot t_0)^2}{2\sigma_{0,n}^2 \cdot t_0^2} \right\}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\Delta \mathbf{t} = \{\Delta t_1, \dots, \Delta t_M\}$; $\delta \mathbf{f} = \{\delta f_1, \dots, \delta f_N\}$; $\delta \boldsymbol{\sigma} = \{\delta \sigma_1, \dots, \delta \sigma_N\}$ - оценки отклонений соответствующих параметров от заявленных технических характеристик.

Указанные оценки могут быть получены из условия максимума функции (6), что приводит к решению системы $4N + M$ уравнений:

$$\begin{cases} \frac{\partial L(\Delta \mathbf{t}, \delta \mathbf{f}, \delta \boldsymbol{\sigma})}{\partial \Delta t_m} = 0, m = 1, \dots, M, \\ \frac{\partial L(\Delta \mathbf{t}, \delta \mathbf{f}, \delta \boldsymbol{\sigma})}{\partial \delta f_n} = 0, n = 1, \dots, N, m = 1, \dots, M, \\ \frac{\partial L(\Delta \mathbf{t}, \delta \mathbf{f}, \delta \boldsymbol{\sigma})}{\partial \delta \sigma_n} = 0, n = 1, \dots, N, m = 1, \dots, M. \end{cases} \quad (7)$$

Частные производные логарифмической функции правдоподобия из системы уравнений (7) легко вычисляются, но из-за громоздкости в статье не приводятся.

Полученные значения поправок $\delta \mathbf{f} = \{\delta f_1, \dots, \delta f_N\}$ и $\delta \boldsymbol{\sigma} = \{\delta \sigma_1, \dots, \delta \sigma_N\}$ в процессе работы канала передатчика в случае необходимости могут использоваться как корректирующие поправки, обеспечивающие коррекцию параметров модулирующих сигналов, направленную на компенсацию нестабильности значений фазы и частоты ВЧ-сигнала. Практическая реализация таких устройств может быть выполнена на основе синтезаторов частот различных типов, в частности синтезаторов частот с дробно-переменным коэффициентом деления [19–22].

АНАЛИЗ ДОСТИГАЕМОГО ПОВЫШЕНИЯ СТАБИЛЬНОСТИ ЧАСТОТЫ ВЧ-СИГНАЛОВ В ПЕРЕДАЮЩЕМ УСТРОЙСТВЕ КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА

Анализ повышения стабильности частот рассмотрим для наиболее важного с практической точки зрения случая, при котором различием относительных нестабильностей частот в устройствах генерации можно пренебречь. В этом случае, как показано в [13–16], на каждом измерительном интервале достаточно оценить только нестабильность временного интервала измерений, а отклонение частоты ВЧ-сигнала определяется с использованием выражения (2) или (3). Получаемая оценка отклонения частоты в n -канале, с использованием которой проводится коррекция частоты, определяется соотношением:

$$\Delta \hat{f}_n^{(0)} = \frac{1}{2\pi \cdot t_0} \left\{ \frac{\Delta \Psi_n^{(i)} - 2\pi \cdot f_{0,n}^{(i)} \cdot \sum_{p=1}^N (\Delta \Psi_p^{(i)} - 2\pi \cdot f_{0,p}^{(i)} \cdot t_0) \cdot (\sigma_p^{(i)})^{-2} \cdot (f_{0,p}^{(i)})^{-1}}{\sum_{p=1}^N (\sigma_p^{(i)})^{-2}} \right\}. \quad (8)$$

При одинаковых номинальных параметрах устройств генерации относительная нестабильность частоты в соответствии с (8) и результатами, приведенными в [13–16], уменьшается в $\sqrt{N}$. Это позволяет для КРМ *Loc 2700* с 16 излучателями обеспечить повышение стабильности частоты и синхронизации фаз сигналов в четыре раза, в частности:

- отклонение несущей частоты от заданной, не более $\pm 0,0005\%$;
- точность настройки разности частот, не более $0,025$ кГц;

- отклонение модулирующих частот $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц от номинальных значений, не более $\pm 0,125\%$;

- синхронизация демодулированных сигналов $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц относительно фазы сигнала $f_2 = 150$ Гц, не более $\pm 0,25^\circ$;

- синхронизации по фазе сигналов $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц различных несущих, не более $\pm 0,25^\circ$;

- долговременная нестабильность частоты несущей и сигналов $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц, не более $\pm 0,0005\%$ и $\pm 0,125\%$ соответственно.

Это позволяет повысить точность формирования суммарной и разностной диаграмм направленности и соответственно установки линии курса в направлении взлетно-посадочной полосы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные в ходе исследований результаты показывают:

1. При многоканальной схеме построения передающего устройства радиомаяка возможно использование статистического метода стабилизации частоты и синхронизации фаз ВЧ-сигналов, основанного на одновременном измерении фаз сигналов, формируемых в каждом канале передающей части КРМ и последующем оценивании отклонения частоты сигнала от заданной на основе соотношения (8).

2. Для контроля работоспособности и компенсации возникающих нестабильностей выходных ВЧ-сигналов передающего устройства в его состав необходимо ввести устройства (системы) контроля и управления, функционирующие на основе предложенного алгоритма оценивания параметров формируемых ВЧ-сигналов. Получаемый выигрыш в повышении стабильности частоты и точности синхронизации фаз сигналов определяется числом каналов КРМ N и равен $\sqrt{N}$.

3. Повышение стабильности частоты и точности синхронизации ВЧ-сигналов позволяет повысить точность формирования суммарной и разностной диаграмм направленности и соответственно установки линии курса в направлении взлетно-посадочной полосы. Кроме того, на основе полученных значений оценок параметров частоты и относительной нестабильности формируемых ВЧ-сигналов может приниматься решение о состоянии контролируемого параметра по критерию НОРМА – УХУДШЕНИЕ – АВАРИЯ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Борисов Е.Г.** Совместная обработка измерений в дальномерно-доплеровской многопозиционной радиолокационной системе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 2. С. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-8-19
2. **Ивенин И.Б., Курилёнок А.С.** Оптимальное управление трафиком воздушных судов, следующих в аэродромной зоне на посадку // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 2. С. 22–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-2-22-31
3. **Жильцов И.Е., Митрофанов А.К., Рудельсон Л.Е.** Оценка пропускной способности в задаче совместного планирования потоков воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 2. С. 83–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-2-83-95
4. **Завалишин О.И.** О двухсозвездных GBAS // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 3. С. 37–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-37-46
5. **Борисов Е.Г.** Определение местоположения воздушных объектов в полистатической радиолокационной системе, паразитирующей на излучении телекоммуникационных систем //

Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 5. С. 105–116. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-5-105-116

6. Рудельсон Л.Е., Смородский С.Н., Чернышева В.А. Динамическая дисциплина формирования потоков при совместном использовании общесистемной информации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 6. С. 79–91. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-6-79-91

7. Чинючин Ю.М., Белкин В.А. Математические аспекты оптимизации работы авиационных двигателей по критерию минимального расхода топлива на этапе снижения воздушного судна // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 97–106.

8. Чехов И.А. Пути развития систем навигации в рамках внедрения концепции CNS/ATM // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 4. С. 98–106. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-98-106

9. Воробьев В.В., Власова А.В. Роль радиоэлектронного оборудования в управлении безопасностью полетов при реализации глобального аэронавигационного плана ИКАО // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 4. С. 156–161. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-156-161

10. Костенко П.И., Левченко А.Н., Акулов Г.А. Вариант построения схемы выравнивания фазового фронта линейной антенной решетки системы курсового радиомаяка // Инновационные аспекты развития гражданской авиации: сборник трудов Международной научно-практической конференции (Авиатранс-2016). Ростов-на-Дону, 31 марта–1 апреля 2016 г. Ростов-на-Дону: Общество с ограниченной ответственностью «Фонд науки и образования», 2016. С. 189–193.

11. Войтович Н.И., Жданов Б.В. Способ регулировки информационного параметра курсо-гладких радиомаяков и устройства его реализации (варианты). Патент RU № 2695316 С 2. 23.07.2019 г.

12. Зотов А.В., Жданов Б.В., Войтович Н.И. Диаграммы направленности антенны курсового радиомаяка ILS на поверхности с поперечным уклоном // Вестник Южно-уральского государственного университета. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. 2014. Т. 14, № 4. С. 5–27.

13. Габриэльян Д.Д., Костенко П.И., Сафарьян О.А. Вопросы стабилизации частоты и синхронизации сигналов в распределенных информационно-измерительных системах // Актуальные аспекты развития воздушного транспорта: сборник трудов Международной научно-практической конференции (Авиатранс 2019). Ростов-на-Дону, 21–23 июня. 2019 г. Ростов-на-Дону: Общество с ограниченной ответственностью «Фонд науки и образования», 2019. Т. 2. С. 595–603.

14. Габриэльян Д.Д., Костенко П.И., Сафарьян О.А. Особенности использования статистического метода стабилизации частоты генераторов в распределенных информационно-измерительных системах // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 6. С. 75–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-75-85

15. Габриэльян Д.Д. Метод оценки частот в системе генераторов / Д.Д. Габриэльян, А.А. Прыгунов, А.Г. Прыгунов, О.А. Сафарьян // Физические основы приборостроения. 2012. Т. 1, № 2. С. 72–77.

16. Safaryan O. Method of reducing phase noise in the system simultaneously and independently operating the high-frequency signal generators / O. Safaryan, I. Sakharov, N. Boldyrikhin, I. Yengibaryan // Engineering Computations. 2017. Vol. 34, no. 8 (2). Pp. 2586–2594.

17. Мазмишвили А.И. Теория ошибок и метод наименьших квадратов. М.: Недра, 1978. 312 с.

18. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров: Определения, теоремы, формулы. М.: Изд-во Наука, 1974. 832 с.

19. Белов Л.А. Формирование стабильных частот и сигналов: учеб. пособие. М.: Издательский центр «Академия», 2005. 224 с.

20. Шахтарин Б.И., Качармина Е.Г., Вельтищев В.В. Анализ синтезатора частот с дробно-переменным коэффициентом деления делителя // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 2. С. 122–131. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-2-122-131

21. Быков А.А., Сидоркин Ю.А., Ковальчук А.А. Применение сигма-дельта модуляторов в дробных синтезаторах частоты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2011. № 2. С. 77–83.

22. Шахтарин Б.И., Быков А.А. Сигма дельта модулятор // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 158. С. 156–161.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Габриэльян Дмитрий Давидович, доктор технических наук, профессор, заместитель начальника НТК по науке ФГУП «РНИИРС», d.gabrielyan2011@yandex.ru.

Костенко Петр Иванович, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационного электрорадиоприборного оборудования Ростовского филиала МГТУ ГА, pit.kostenko.73@mail.ru.

Сафарьян Ольга Александровна, кандидат технических наук, доцент кафедры кибербезопасности информационных систем Донского государственного технического университета, safari_2006@mail.ru.

INCREASING FREQUENCY STABILITY OF HF SIGNALS IN THE TRANSMITTING DEVICE OF THE LOCALISER BASED ON STATISTICAL ESTIMATION OF PHASES

Dmitriy D. Gabrielyan¹, Petr I. Kostenko², Olga A. Safaryan³

¹FSUE "Rostov-On-Don NIIRS", Rostov-on-Don, Russia

²Rostovsky Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation,
Rostov-On-Don, Russia

³FSBI "Don State Technical University", Rostov-On-Don, Russia

The study was conducted with support of the Russian Foundation for Basic Research, grant № 19-01-00151/20

ABSTRACT

The article based on the method of statistical frequency stabilization deals with the issues of increasing frequency stability and synchronization of the forming HF signals in a transmitting device of a localizer using a multichannel variant of construction. It was demonstrated that the available digital unit of frequency and phase correction allows easy application of the proposed method. Two main features of the localizer operation affecting frequency stability and phase synchronization of HF signals are noted. The first factor is determined by deviation of the present i -HF signal frequency (on the measurement interval) from the average $\Delta f_n^{(i)}$ frequency value in n -channel. The second one is related to average frequency variation of each of the forming HF signals and its deviation within the $\delta f_n^{(i)}$ value from the nominal value during localizer operation. On the basis of HF signals description in channels of the transmitting device of a localizer ratios are obtained determining optimal values in terms of the method of least square method as $\delta f_n^{(i)}$ deviations of the present frequency values from the average value as well as variations of average frequency values during localizer operation. The article considers the most significant, from an applicatory point of view, case of assessment covering only deviations of the present HF signals frequency values from the average value on the measurement interval. It is shown that application of the method of statistical frequency stabilization allows the transmitting device of a localizer including N channels of HF signals formation to increase frequency stability and HF signals phase synchronization $\sqrt{N}$ times.

That enables to improve accuracy of forming integrated and difference directivity diagrams and setting heading in the runway direction as well. Apart from that, on the basis of the received values of frequency parameters estimation and relative instability of the forming HF signals a decision can be made about the condition of the controlled parameter by the criterion STANDARD-DETERIORATION-ACCIDENT.

Key words: localizer, antenna array, HF signal, frequency stability, phase synchronization, estimates of frequency and phase deviation from nominal values.

REFERENCES

1. **Borisov, E.G.** (2020). *Joint processing of measurements in a rangefinder-doppler multi-static radar system*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 2, pp. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-8-19. (in Russian)
2. **Ivenin, I.B. and Kurilenok, A.S.** (2018). *Optimal traffic management for aircraft approaching the aerodrome landing area*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 2, pp. 22–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-2-22-31. (in Russian)
3. **Zhiltsov, I.E., Mitrofanov, A.K. and Rudelson, L.E.** (2018). *Air space capacity assessment regarding the problem of the collaborative management of air traffic flows*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 2, pp. 83–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-2-83-95. (in Russian)
4. **Zavalishin, O.I.** (2018). *About two-star GBAS*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 3, pp. 37–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-37-46. (in Russian)
5. **Borisov, E.G.** (2018). *Determination of the location of air objects in polistatic radar system parasitising on radiation telecommunication systems*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 5, pp. 105–116. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-5-105-116. (in Russian)
6. **Rudelson, L.E., Smorodsky, S.N. and Chernysheva, V.A.** (2018). *Dynamic discipline of parallel service in concept flight and flow-information for a collaborative environment*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 6, pp. 79–91. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-6-79-91. (in Russian)
7. **Chinyuchin, Yu.M. and Belkin, V.A.** (2017). *Mathematical aspects of aircraft engines running optimization for minimum fuel consumption while landing*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 1, pp. 97–106. (in Russian)
8. **Chekhov, I.A.** (2017). *Ways of navigation systems development within the implementation of the cns/atm concept*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 4, pp. 98–106. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-98-106. (in Russian)
9. **Vorobyov, V.V. and Vlasova, A.V.** (2017). *The role of navigational aids in flight safety management within icao global air navigation plan*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 4, pp. 156–161. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-156-161. (in Russian)
10. **Kostenko, P.I., Levchenko, A.N. and Akulov, G.A.** (2016). *Variant postroyeniya skhemy vyravnivaniya fazovogo fronta lineynoy antennoy reshetki sistemy kursovogo radiomayaka* [Variant of constructing the scheme of alignment of the phase front of the linear antenna array of the course beacon system]. Innovatsionnyye aspekty razvitiya grazhdanskoy aviatsii: sbornik trudov Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii (Aviatrans-2016) [Innovative aspects of civil aviation development: materials of the International scientific and practical conference (Aviatrans-2016)]. Rostov-on-Don: OOO «Fond nauki i obrazovaniya», pp. 189–193. (in Russian)
11. **Vojtovich, N.I. and Zhdanov, B.V.** (2019). *Method for adjusting information parameter of course-glide path beacons and its implementation device (embodiments)*. Patent RU, no. 2695316 C 2, July 23, 2019. (in Russian)
12. **Zotov, A.V., Zhdanov, B.V. and Voytovich, N.I.** (2014). *Antenna pattern of ils localizer on the surface with transverse-slope*. Bulletin of the south ural state university. Series: computer technologies, automatic control, radio electronics, vol. 14, no. 4, pp. 5–27. (in Russian)

13. Gabrielyan, D.D., Kostenko, P.I. and Safaryan, O.A. (2019). *Voprosy stabilizatsii chastoty i sinkhronizatsii signalov v raspredelennykh informatsionno-izmeritelnykh sistemakh* [Questions of frequency stabilization and signal synchronization in distributed information and measurement systems]. Aktualnyye aspekty razvitiya vozdušnogo transporta: sbornik trudov Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii (Aviatrans-2019) [Relevant aspects of air transport development: materials of the International scientific and practical conference (Aviatrans 2019)]. Rostov-on-Don: ООО «Fond nauki i obrazovaniya», vol. 2, pp. 595–603. (in Russian)

14. Gabrielyan, D.D., Kostenko, P.I. and Safaryan, O.A. (2019). *Features of the use of the statistical method of frequency stabilization of generators in distributed information-measuring systems*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 6, pp. 75–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-75-85. (in Russian)

15. Gabrielyan, D.D., Prygunov, A.A., Prygunov, A.G. and Safarian, O.A. (2012). *Method of estimating frequency generator system*. Physical Bases of Instrumentation, vol. 1, no. 2, pp. 72–77. (in Russian)

16. Safaryan, O., Sakharov, I., Boldyrikhin, N. and Yengibaryan, I. (2017). *Method of reducing phase noise in the system simultaneously and independently operating the high-frequency signal generators*. Engineering Computations, vol. 34, no. 8 (2), pp. 2586–2594.

17. Mazmishvili, A.I. (1978). *Teoriya oshibok i metod naimenshikh kvadratov* [Theory of errors and method of least squares]. Moscow: Nedra, 312 p. (in Russian)

18. Korn, G. and Korn, T. (1977). *Spravochnik po matematike dlia nauchnykh rabotnikov i inzhenerov: Opredeleniya, teoremy, formuly* [Handbook of mathematics for researchers and engineers: Definitions, theorems, formulae]. Moscow: Izdatelstvo Nauka, 832 p. (in Russian)

19. Belov, L.A. (2005). *Formirovaniye stabilnykh chastot i signalov: uchebnoye posobiye* [Forming stable frequencies and signals: a tutorial]. Moscow: Izdatelskiy tsentr «Akademiya», 224 c. (in Russian)

20. Shakhtarin, B.I., Kacharina, E.G. and Veltischev, V.V. (2018). *Analysis of fractional-n frequency synthesizers*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 2, pp. 122–131. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-2-122-131. (in Russian)

21. Bykov, A.A., Sidorkin, Yu.A. and Kovalchuk, A.A. (2011). *Primeneniye sigma-delta modulyatorov v drobnykh sintezatorakh chastoty* [Application of Sigma-Delta modulators in fractional frequency synthesizers]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Instrument Engineering, no. 2, pp. 77–83. (in Russian)

22. Shakhtarin, B.I. and Bykov, A.A. (2010). *Sigma delta modulator*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, vol. 158, pp. 156–161. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Dmitriy D. Gabrielyan, Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Head of STC in Science, FSUE Rostov Radio-Communication Research Institution. gabrieljan2011@yandex.ru.

Petr I. Kostenko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Chair of Airborne Electrical Radio Equipment, Rostov Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, pit.kostenko.73@mail.ru.

Olga A. Safaryan, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Chair of Cyber Security of Information Systems, Don State Technical University, safari_2006@mail.ru.

Поступила в редакцию 04.07.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 04.07.2020
Accepted for publication 24.09.2020

УДК 656.027

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-29-38

УПРАВЛЕНИЕ СРОКАМИ ПОСТАВКИ ЗАПАСНЫХ ЧАСТЕЙ И КОМПЛЕКТУЮЩИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЦЕНТР ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА

С.А. КРОПИВЕНЦЕВА¹

¹*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,
г. Самара, Россия*

В связи с широким распространением международной кооперации при создании новых типов воздушных судов актуализируется задача организации импортной поставки комплектующих иностранного производства. Материально-техническое снабжение обеспечивается не только закупкой новых компонентов, но и путем заимствования, аренды или лизинга, а также с помощью обменной операции. Для осуществления функций контроля необходимо формализовать процесс импортной поставки, так как эффективная интегрированная логистическая поддержка обеспечивает поставку запасных частей и комплектующих в минимальные сроки с минимальными затратами. Задача эффективного управления процессом поставки решается с помощью методов управления проектами. Объектом исследования является импортная поставка запасных частей и комплектующих в центр технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Для осуществления поставки в минимальные сроки с минимальными затратами необходимо описать структуру работ по поставке и определить их взаимосвязи, определить длительность выполнения работ и нормировать затраты на их осуществление. В работе описано содержание работ по импортной поставке запасных частей и комплектующих, показана схема взаимодействия участников процесса поставки, задана последовательность работ, задана приблизительная длительность выполнения каждой работы. Составлен сетевой график импортной поставки. Реализация полученной структуры в программном обеспечении управления проектами позволит контролировать сроки выполнения работ процесса импортной поставки, рассчитать затраты на ее осуществление, составить удобные отчеты по использованию ресурсов. Паспорт проекта импортной поставки позволит контролировать затраты на ресурсы, привлекаемые к осуществлению поставки запасных частей и комплектующих, а также оптимизировать проект.

Ключевые слова: импортная поставка, участники импортной поставки, сетевой график, критический путь, структура работ по импортной поставке.

Затраты на эксплуатацию воздушных судов зависят в том числе и от организации материального и информационного взаимодействия между участниками системы поддержания летной годности воздушного судна (ВС). Одним из элементов системы поддержания летной годности является организация движения материальных и информационных потоков в послепродажном обслуживании. Эффективная система интегрированной логистической поддержки современного гражданского самолета обеспечивает поставку требуемых компонентов в минимальные сроки с минимальными затратами процесса в целом [1].

Организация обеспечения запасными частями и комплектующими основана на реализации одной из трех стратегий. Предприятие может удовлетворять потребности в компонентах авиационной техники за счет покупки новых запасных частей и ремонта комплектующих. Может быть выбрана стратегия использования обменного фонда сторонних предприятий. Наконец, может быть реализована смешанная стратегия – часть изделий закупается и ремонтируется, часть изделий эксплуатируется на условиях обмена или аренды. Таким образом, материально-техническое снабжение предполагает не только прямую продажу запасных частей, но и заимствование, обменные операции, а также эксплуатацию на условиях аренды или лизинга [2]. Более сложные формы получения необходимых компонентов авиационной техники усложняют процедуры контроля сроков поставки и для получения максимального экономического эффекта требуется формализация процессов импортной поставки [3].

Задача управления процессом снабжения комплектующими иностранного производства состоит в уникальном сочетании всех взаимосвязанных действий по поставке, которые распределены в пространстве и времени, с одной стороны, и вовлеченности в процесс большого числа участников, с другой. Методы управления проектами обеспечивают поставку авиационных компонентов в запланированный срок с заданной стоимостью. Благодаря проектному управлению более эффективно решаются задачи определения сроков реализации проекта и длительности выполнения отдельных работ, оптимизации трудовых ресурсов и материальных затрат [4–6].

Предметом исследования является совокупность мероприятий по организации и осуществлению импортной поставки комплектующих иностранного производства в центр технического обслуживания и ремонта (ТОиР). В работе описан процесс формирования содержания проекта импортной поставки комплектующих и запчастей ВС в центр ТОиР, определен состав работ и заданы их продолжительности, рассчитан срок реализации проекта. Полученный результат позволяет составить календарный план проекта и нормировать выполнение работ по поставке запасных частей и комплектующих.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОСТАВА РАБОТ ПО ОСУЩЕСТВЛЕНИЮ ИМПОРТНОЙ ПОСТАВКИ КОМПЛЕКТУЮЩИХ И ЗАПЧАСТЕЙ ВС В ЦЕНТР ТОиР

Осуществление сделки инициируется заключением договора на поставку комплектующих, далее, в соответствии с достигнутыми договоренностями стороны реализуют обязательства в рамках договора, выполняя следующие работы (комплексы работ) [7]:

- 1) поставщик готовит груз к отправке в соответствии с номенклатурой, которая является приложением к договору;
- 2) заключается договор с транспортно-экспедиторской компанией, которая оформляет документы на груз, разрабатывает транспортную операцию и находит компанию-перевозчика;
- 3) заключается договор на международную перевозку груза;
- 4) заключается договор на страхование груза при перевозке, при этом необходимо указать срок начала действия договора страхования;
- 5) готовится пакет разрешительных документов на вывоз груза из страны изготовления и пакет документов, разрешающих ввоз грузов в страну назначения;
- 6) к моменту готовности разрешительных документов на вывоз и ввоз грузов стороны извещают друг друга о готовности к перевозке груза;
- 7) авиапредприятие перечисляет авансовый платеж поставщику, документ, подтверждающий факт перечисления денежных средств, отправляется согласованным способом;
- 8) груз отправляется в пункт таможенного оформления, поставщик информирует авиапредприятие об отправке груза;
- 9) таможенное оформление в стране вывоза, работы осуществляет грузоотправитель или таможенный брокер;
- 10) перевозка груза в согласованный договором таможенный пункт для оформления в стране ввоза и таможенное оформление в стране ввоза (работы по декларированию выполняет авиапредприятие или таможенный брокер);
- 11) перевозка по территории страны покупателя в центр ТОиР;
- 12) поступление груза на склад центра ТОиР, приемка груза, извещение поставщика [8] (завод-изготовитель) о получении груза;
- 13) перечисление оставшейся стоимости груза поставщику.

Схема импортной поставки комплектующих и запчастей ВС в центр ТОиР представлена на рис.1.

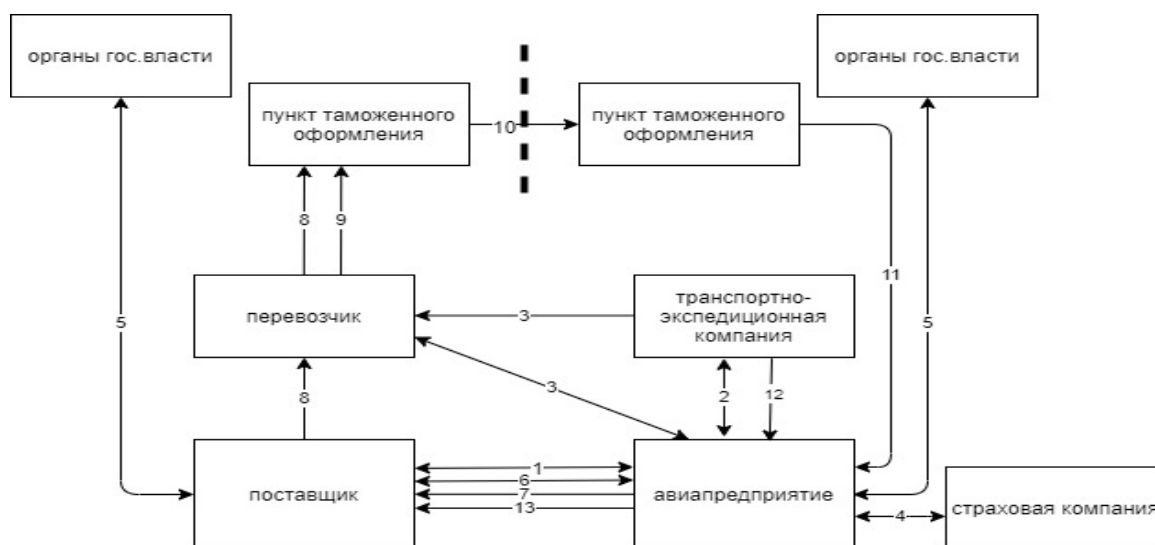


Рис.1. Схема импортной поставки комплектующих и запчастей ВС в центр ТОиР
Fig. 1. Scheme of aircraft components and spare parts import delivery to the MRO

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ И СРОКОВ ИМПОРТНОЙ ПОСТАВКИ, НОРМИРОВАНИЕ РАБОТ

Проект импортной поставки описывается совокупностью работ [1–13], определим последовательность их выполнения. Подготовку груза к отправке и оформление разрешительных документов на вывоз выполняют после заключения договора купли-продажи; договор страхования заключают после того, как груз готов к отправке; покупатель перечисляет продавцу авансовый платеж после получения извещения о готовности груза к отправке; груз отправляется покупателю после окончания таможенного оформления и получения авансового платежа; перечисления оставшейся суммы за поставленный товар происходит после поступления груза на склад центра ТОиР. Заданная последовательность этапов реализации поставки оформлена в виде табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Список работ по импортной поставке запчастей и комплектующих
List of works on spare parts and components import delivery

Шифр работы	Работа	Ребро	Предшествующие работы
1	2	3	4
A	Заключение контракта с заводом изготовителем на поставку комплектующих изделий	(1,2)	–
B	Подготовка груза к отправке	(2,4)	A
C	Заключение договора транспортно-экспедиционного обслуживания	(2,3)	A
D	Заключение договора международной перевозки	(3,5)	C
E	Страхование груза	(4,5)	B
F	Подготовка разрешительных документов	(2,5)	A
G	Извещение о готовности к перевозке	(5,7)	E, F, D
H	Перечисление авансового платежа	(7,8)	G

Продолжение табл. 1
Continuance of Table 1

1	2	3	4
I	Транспортировка в пункт таможенного оформления (страна вывоза)	(5,6)	E, F, D
J	Таможенное оформление (страна вывоза)	(6,8)	I
K	Перевозка, поступление груза в пункт таможенного оформления (страна ввоза)	(8,9)	H, J
L	Таможенное оформление (страна ввоза)	(9,10)	K
M	Перевозка по территории страны покупателя в центр ТООП	(10,11)	L
N	Поступление груза на склад получателя груза	(11,12)	M
O	Извещение о поступлении груза	(11,13)	O
P	Перечисление оставшейся суммы сделки	(12,14)	N

Сетевой график проекта импортной поставки запчастей и комплектующих показан на рис. 2.

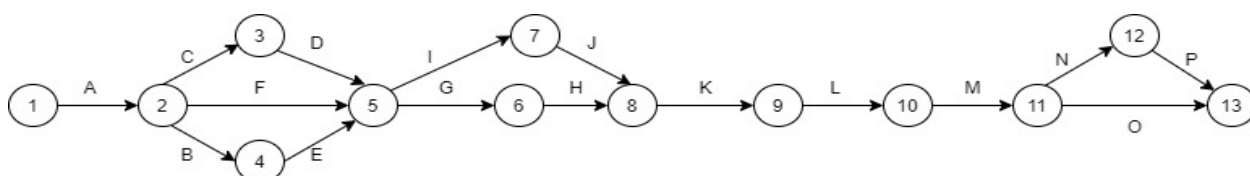


Рис. 2. Сетевой график импортной поставки запчастей и комплектующих
Fig. 2. Schedule model of spare parts and components import delivery

После определения последовательности выполнения работ по импортной поставке комплектующих в центр ТООП и построения сетевого графа определяются сроки выполнения работ и продолжительность проекта. В работе заданы приблизительные сроки исполнения работ, длительность каждой работы можно посмотреть в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Длительность работ по импортной поставке запчастей и комплектующих
Works duration on spare parts and components import delivery

Шифр работы	Работа	Ребро	Длительность работы
1	2	3	4
A	Заключение контракта с заводом изготовителем на поставку комплектующих изделий	(1,2)	2
B	Подготовка груза к отправке	(2,4)	5
C	Заключение договора транспортно-экспедиционного обслуживания	(2,3)	2
D	Заключение договора международной перевозки	(3,5)	1
E	Страхование груза	(4,5)	2
F	Подготовка разрешительных документов	(2,5)	10
G	Извещение о готовности к перевозке	(5,7)	1

Продолжение табл. 2
Continuance of Table 2

1	2	3	4
Н	Перечисление авансового платежа	(7,8)	5
И	Транспортировка в пункт таможенного оформления (страна вывоза)	(5,6)	2
Ж	Таможенное оформление (страна вывоза)	(6,8)	3
К	Перевозка, поступление груза в пункт таможенного оформления (страна ввоза)	(8,9)	14
Л	Таможенное оформление (страна ввоза)	(9,10)	3
М	Перевозка по территории страны покупателя в центр ТООР	(10,11)	1
Н	Поступление груза на склад получателя груза	(11,12)	1
О	Извещение о поступлении груза	(11,13)	1
Р	Перечисление оставшейся суммы сделки	(12,14)	5

В соответствии с методом критического пути определяется длительность реализации процесса импортной поставки, для рассматриваемого примера она составляет 42 дня, и выявляются работы, включенные в критический путь:

- А «Заключение контракта с заводом изготовителем на поставку комплектующих изделий»;
- F «Подготовка разрешительных документов»;
- G «Перечисление авансового платежа»;
- Н «Транспортировка в пункт таможенного оформления (страна вывоза)»;
- К «Таможенное оформление (страна ввоза)»;
- Л «Поступление груза на склад получателя груза»;
- М «Извещение о поступлении груза»;
- N «Перечисление оставшейся суммы сделки»;
- Р «Перечисление оставшейся суммы сделки».

Для наилучшего управления процессом поставки расставляют вехи проекта, которые помогают отслеживать выполнение проекта в соответствии с запланированными сроками и контролировать окончание важнейших этапов проекта.

Важнейшими этапами импортной поставки являются:

- момент получения разрешительных документов на вывоз груза из страны отправления (окончание работы F),
- поступление авансового платежа на банковский счет продавца (окончание работы Н),
- поступление груза в пункт таможенного оформления в стране ввоза (начало работы Ж),
- момент поступления груза на склад покупателя (начало работы N).

Для более гибкого контроля сроков реализации проекта выполняемые работы разбиваются на подзадачи, детализировать работы рекомендуется до тех пор, пока на подзадачу можно назначить трудовые или материальные ресурсы [9]. Далее определяются характеристики каждой работы и задается способ нормирования, назначаются материальные ресурсы, необходимые для ее выполнения, и ответственные исполнители. По каждому ресурсу определяется его стоимость и доступность в виде календарного графика. Для каждой работы задается тип ограничения на срок выполнения: «окончание не позднее», «как можно раньше», «начало не ранее», «начать не позднее», которые позволяют оптимизировать календарные сроки начала и окончания выполнения работ таким образом, чтобы импортная поставка была выполнена или как можно раньше, или к заданному сроку.

Современные программные продукты, обеспечивающие управление проектами, позволяют оптимизировать временные и стоимостные показатели проекта. Оптимизация может быть выполнена по длительности выполнения проекта; по стоимости проекта; по стоимости задействованных ресурсов [10–12]. В программный комплекс управления проектом заносится структура проекта, определяется последовательность выполнения работ, описываются все привлекаемые к проекту ресурсы, задается календарный график реализации проекта [13]. В результате получаем полное описание процесса импортной поставки с определением затрат на ее осуществление и множество отчетов, позволяющих эффективно управлять процессом и даже менять состав работ при необходимости. Проект отправляется всем участникам поставки на согласование, при необходимости в базовый план вносятся изменения. Утвержденный проект импортной поставки позволяет контролировать сроки начала и окончания работ проекта, а также вносить коррективы уже в процессе осуществления поставки.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ И ВЫВОДЫ

На рис.1 перечислены все участники процесса материального и информационного взаимодействия, результатом которого является импортная поставка запчастей и комплектующих. Для рассмотренного примера длительность составила 42 дня. В рассмотренном примере длительность импортной поставки определяют работы: А «Заключение контракта с заводом изготовителем на поставку комплектующих изделий»; Ф «Подготовка разрешительных документов»; Г «Перечисление авансового платежа»; И «Транспортировка в пункт таможенного оформления (страна вывоза)»; К «Таможенное оформление (страна ввоза)»; Л «Поступление груза на склад получателя груза»; М «Извещение о поступлении груза»; Н «Перечисление оставшейся суммы сделки»; Р «Перечисление оставшейся суммы сделки». Наиболее ответственными работами являются операции по таможенному оформлению в стране вывоза и ввоза [14], а также транспортная операция, поэтому выбор оптимального маршрута и способа перевозки непосредственно влияют на длительность поставки.

В случае импортной поставки компонентов авиационной техники в рамках договора займа, аренды или лизинга структура работ по осуществлению поставки не будет отличаться от рассмотренной выше, изменятся длительности выполнения отдельных работ, перечень задействованных в проекте ресурсов и, соответственно, длительность и общая стоимость поставки. Если поставка компонентов осуществляется в рамках обмена, проект поставки будет содержать два материальных потока, отправка и оплата которых согласовывается между его участниками [15–17].

В соответствии со стандартами проектного менеджмента далее следует подготовить паспорт импортной поставки комплектующих, в котором описывается цель проекта – организация поставки запасных частей и комплектующих, сроки, структура работ, бюджет, участники процесса поставки. В зависимости от выбранной стратегии обеспечения запасными частями и комплектующими, номенклатуры комплектующих и содержания договора между авиапредприятием и поставщиком паспорт поставки может видоизменяться, а структура проекта будет представлять собой импортную поставку или товарообменную операцию [18]. Благодаря подробному описанию задействованных трудовых, материальных и финансовых ресурсов применение паспорта процесса поставки повысит эффективность и контролируемость всего комплекса работ по обеспечению запасными частями и комплектующими.

Ответственным этапом реализации импортной поставки запчастей и комплектующих в центр ТОиР является оценка экономической эффективности. В условиях сокращения времени простоя ВС в ожидании начала ремонтных работ именно длительность процесса поставки становится важнейшим показателем эффективности [19]. С другой стороны, критерием эффективности внешнеэкономической операции является частное от деления полученной выручки к за-

тратам, поэтому задача оптимизации стоимости проекта импортной поставки запчастей и комплектующих с ограничениями на привлекаемые ресурсы являются актуальными и требуют дополнительных исследований [20].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абрамов Б.А., Абрамова Е.Р.** Проблемы создания системы послепродажного обслуживания самолетов на основе интегрированной логистической поддержки // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 55–59.
2. **Жильцов П.Д., Кирдюшкин В.С., Никитин Н.С.** Стратегии обеспечения авиакомпаний съемными компонентами воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 178. С. 33–38.
3. **Толоконников К.И.** Проблемы осуществления логистических операций при управлении цепями поставок авиационных деталей // Вестник ОГУ. 2014. № 4 (165). С. 186–197.
4. **Ицкович А.А.** Повышение эффективности процессов поддержания летной годности воздушных судов на основе методологии управления проектами / А.А. Ицкович, А.О. Чернов, Г.Д. Файнбург, И.А. Файнбург // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 26–35.
5. **Далецкий С.В., Далецкий С.С.** Графические модели процесса технической эксплуатации воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 36–44.
6. **Богомолов Д.В., Харченко М.Э.** Планирование деятельности авиационных подразделений при помощи средств управления проектами // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 88–96.
7. **Долгов С.И.** Международный бизнес: исполнение договора международной купли-продажи товара: монография / С.И. Долгов, Ю.А. Савинов, О.В. Соколова, К.В. Холопов. М.: Всероссийская академия внешней торговли Министерства экономического развития Российской Федерации, 2018. 253 с.
8. **Снетов С.С., Песоцкий А.Б.** Особенности подходов к структурированию матрицы коммуникаций при управлении проектами // Актуальные проблемы экономики и управления. 2018. № 1 (17). С. 129–135.
9. **Kostalova J., Tetreova L., Svedik J.** Support of project management methods by project management information system // Procedia-Social and Behavioral Sciences. 2015. Vol. 210. Pp. 96–104. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.11.333
10. **Баркалов С.А., Воропаев В.И., Секлетова Г.И.** Математические основы управления проектами: учеб. пособие / Под ред. В.Н. Буркова. М.: Высшая школа, 2005. 423 с.
11. **Vaskic L., Paetzold K.** A critical review of the integrated logistics support suite for aerospace and defence programmes // Proceedings of the Design Society: International Conference on Engineering Design. ICED, 2019. Vol. 1, iss. 1. Pp. 3541–3550. DOI: 10.1017/dsi.2019.361
12. **Richards R., Stottler R.** Complex project scheduling lessons learned from nasa, boeing, general dynamics and others // IEEE Aerospace Conference Proceedings. Big Sky, MT, USA, 2019. Pp. 1–9. DOI: 10.1109/AERO.2019.8741996
13. **Nenni M.E.** A cost model for integrated logistic support activities // Advances in Operations Research. 2013. Vol. 2013. Article ID 127497. 6 p. DOI: 10.1155/2013/127497
14. **Даньшин А.А., Чернова Л.Г.** Особенности таможенного декларирования товаров гражданской авиации, вывозимых в составе воздушных судов по договорам аренды и транспортных услуг (на примере деятельности ООО «Авиакомпания «СКОЛ») // Логистические системы в глобальной экономике. 2014. № 4. С. 351–356.
15. **Ицкович А.А., Файнбург И.А.** Интегрированная логистическая поддержка управления процессами поддержания летной годности воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 202. С. 28–32.

16. Никитенко А.А. Направления развития рынка услуг по обслуживанию воздушных судов // Российский внешнеэкономический вестник. 2020. № 1. С. 17–28.

17. Падалко Н. Мировой рынок ТОиР к концу 2020 года увеличится до 82,5 млрд долларов [Электронный ресурс] // АТО.ru - Деловой авиационный портал. URL: <http://www.ato.ru/content/mirovoy-rynok-toir-k-koncu-2020-goda-uvlechitsya-do-825-mlrd-dollarov> (дата обращения 10.08.2020).

18. Казьмина И.В. Экономические аспекты логистической поддержки применительно к технической эксплуатации авиационной техники // Организатор производства. 2019. Т. 27, № 1. С. 72–80. DOI: 10.25987/VSTU.2019.94.97.008

19. Petruf M., Považan J. Integrated logistic support concept in aviation engineering // Logistics and Transport. 2014. Vol. 22, iss. 2. Pp. 21–28.

20. Холопов К.В., Голубчик А.М., Исакова М.А. Экономика и организация транспортного обеспечения внешнеэкономической деятельности: учебник / Под общ. ред. К.В. Холопова, Ю.А. Савинова. М.: ВАВТ, 2016. 235 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Кропивенцева Светлана Анатольевна, кандидат экономических наук, доцент, доцент кафедры организации и управления перевозками на транспорте ФГАОУ ВПО «Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева», kropivenceva.sa@ssau.com.

MANAGEMENT OF DELIVERY DATES OF AIRCRAFT SPARE PARTS AND COMPONENTS TO MAINTENANCE AND REPAIR CENTER

Svetlana A. Kropivenceva¹

¹Samara National Research University, Samara, Russia

ABSTRACT

The problem of foreign-made spare parts and components import delivery is relevant because international cooperation in aviation industry has become widespread. Logistics provides not only new components procurement but also borrowing, renting, leasing or exchange operations. To control the process effectively, it is necessary to decompose the import delivery process, as effective integrated logistics provides spare parts and components delivery within the shortest time and the lowest costs. Project management methods are used for this purpose. The object of the research is import delivery of foreign-made spare parts and components to maintenance and repair center. For the shortest delivery time and the lowest delivery costs it is necessary to describe the import delivery structure, to determine the import delivery works interrelations and their duration and to standardize implementation costs. The research describes the foreign-made spare parts and components import delivery structure, explains the operations sequence, sets the approximate work duration. The import delivery network schedule was also made. Implementation of the resulting structure in project management software will allow to control import delivery time and costs, to make out reports on resource usage. The import delivery project passport will help to manage the resources costs, used for spare parts and components delivery as well as to optimize the project.

Key words: import delivery, participants of import delivery, network schedule, critical path, the list of import delivery works.

REFERENCES

1. Abramov, B.A. and Abramova, Ye.R. (2009). *Problems of post manufacturing service system creation based on integrated logistic support*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 55–59. (in Russian)

2. Gilitsov, P.D., Kirdyushkin, V.S. and Nikitin, N.S. (2012). *Spare parts procurement strategy for airlines*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 178, pp. 33–38. (in Russian)
3. Tolokonnikov, K.I. (2014). *Problems of operations for logistics supply chain management aircraft parts*. Vestnik Orenburg State University, no. 4 (165), pp. 186–197. (in Russian)
4. Itskovich, A.A., Chernov, A.O., Faynburg, G.D. and Faynburg, I.A. (2017). *Increasing the aircraft airworthiness maintenance efficiency based on the project management methodology*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 1, pp. 26–35. (in Russian)
5. Daletskiy, S.V. and Daletskiy, S.S. (2017). *Graphical models of the aircraft maintenance process*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 1, pp. 36–44. (in Russian)
6. Bogomolov, D.V. and Kharchenko, M.E. (2017). *Planning the work of aviation units using project management tools*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 1, pp. 88–96. (in Russian)
7. Dolgov, S.I., Savinov, Yu.A., Sokolova, O.V. and Kholopov, K.V. (2018). *Mezhdunarodnyy biznes: ispolneniye dogovora mezhdunarodnoy kupli-prodazhi tovara: Monografiya* [International business: contract execution for the international products purchase-sales: Monography]. Moscow: Vserossiyskaya akademiya vneshney trgovli Ministerstva ekonomicheskogo razvitiya Rossiyskoy Federatsii, 253 p. (in Russian)
8. Snetov, S.S. and Pesotskiy, A.B. (2018). *Osobennosti podkhodov k strukturirovaniyu matritsy kommunikatsiy pri upravlenii proyektami* [Features of structuring communication matrix in project management approaches]. Aktualnyye problemy ekonomiki i upravleniya, no. 1 (17), pp. 129–135. (in Russian)
9. Kostalova, J., Tetreva, L. and Svedik, J. (2015). *Support of project management methods by project management information system*. Procedia-Social and Behavioral Sciences, vol. 210, pp. 96–104. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.11.333
10. Barkalov, S.A., Voropayev, V.I. and Sekletova, G.I. (2005). *Matematicheskiye osnovy upravleniya proektami* [Mathematical principles of project management], in Burkova V.N. (Ed.). Moscow: Vysshaya shkola, 423 p. (in Russian)
11. Vaskic, L. and Paetzold, K. (2019). *A critical review of the integrated logistics support suite for aerospace and defence programmes*. Proceedings of the Design Society: International Conference on Engineering Design. ICED, vol. 1, issue 1, pp. 3541–3550. DOI: 10.1017/dsi.2019.361
12. Richards, R. and Stottler, R. (2019). *Complex project scheduling lessons learned from nasa, boeing, general dynamics and others*. IEEE Aerospace Conference Proceedings. Big Sky, MT, USA, pp. 1–9. DOI: 10.1109/AERO.2019.8741996
13. Nenni, M.E. (2013). *A cost model for integrated logistic support activities*. Advances in Operations Research, vol. 2013, Article ID 127497, 6 p. DOI: 10.1155/2013/127497
14. Danshin, A.A. and Chernova, L.G. (2014). *Aircraft spares customs declaration features in case of export its as parts of aircraft under the lease contract and transportation services (on the example of llc «airline «skol»)*. Logisticheskiye sistemy v globalnoy ekonomike, no. 4, pp. 351–356. (in Russian)
15. Itskovich, A.A. and Faynburg, I.A. (2014). *Integrated logistics support of the management of processes of maintaining of the aircraft airworthiness*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 202, pp. 28–32. (in Russian)
16. Nikitenko, A.A. (2020). *Market for aircraft maintenance: growth areas*. Russian Foreign Economic Journal, no. 1, pp. 17–28. (in Russian)
17. Padalko, N. (2019). *Mirovoy rynek TOiR k kontsu 2020 goda uvelichitsya do 82,5 mlrd dollarov* [The global MRO market will increase to 82.5 billion dollars by the end of 2020]. Available at: <http://www.ato.ru/content/mirovoy-rynek-toir-k-koncu-2020-goda-uvelichitsya-do-825-mlrd-dollarov> (accessed 10.08.2020). (in Russian)

18. Kazmina, I.V. (2019). *Economic aspects of logistic support applied to technical operation of aeronautical technics in the conditions*. Organizer of Production, vol. 27, no. 1, pp. 72–80. DOI: 10.25987/VSTU.2019.94.97.008. (in Russian)

19. Petruf, M. and Považan, J. (2014). *Integrated logistic support concept in aviation engineering*. Logistics and Transport, vol. 22, issue 2, pp. 21–28.

20. Kholopov, K.V., Golubchik, A.M. and Isakova, M.A. (2016). *Ekonomika i organizatsiya transportnogo obespecheniya vneshneekonomicheskoy deyatel'nosti. Uchebnik* [Economics and organization of transport support for foreign economic activity: Textbook], in Kholopova K.V., Savinova Yu.A. (Ed.). Moscow: VAVT, 235 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Svetlana A. Kropiventseva, Candidate of Economic Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Transportation Management and Control Chair, Samara National Research University, kropivenceva.sa@ssau.com.

Поступила в редакцию 08.07.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 08.07.2020
Accepted for publication 24.09.2020

УДК 621.452.33.037.01

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53

МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА ТУРБОВАЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЁТОМ НЕЛИНЕЙНОСТИ ЭРОЗИОННОГО ИЗНОСА ЕГО ЛОПАТОК

В.А. ПОТАПОВ¹, А.А. САНЬКО¹

¹УО «Белорусская государственная академия авиации», г. Минск, Республика Беларусь

Разработка и успешное применение систем диагностики газотурбинных двигателей (ГТД) во многом определяется наличием в их составе математических моделей двигателя и его отдельных узлов. Использование характеристик многоступенчатого осевого компрессора с учётом эрозионного износа его элементов в процессе эксплуатации существенно повышает возможности таких систем, так как эрозионный износ проточной части, лопаточных венцов рабочих колёс и направляющих аппаратов многоступенчатого компрессора является частой причиной досрочного съёма газотурбинного двигателя с летательного аппарата. Как показывают различные публикации, представленные в статье, особое внимание в оценке влияния абразивного износа на характеристику осевого компрессора уделяется вертолётным турбовальным ГТД из-за особых условий их работы. Одной из основных проблем при математическом моделировании лопаточного венца осевого компрессора является учет его вида износа, который, в свою очередь, имеет нелинейное распределение по высоте лопатки. Кроме этого величины износа на входных и выходных кромках лопатки часто имеют различные законы. Выявление данных законов и учет их при построении математической модели компрессора является важной задачей в области диагностики и контроля технического состояния вертолётного ГТД в процессе эксплуатации. В статье представлен подход к оценке влияния нелинейного эрозионного износа лопаток осевого компрессора на его характеристики, основанный на методике моделирования трехмерного течения потока в газоздушном тракте компрессора с описанием лопаточных венцов. Данный подход позволяет учесть нелинейность износа лопаток компрессора в процессе их эксплуатации. На примере входной ступени компрессора ГТД вертолета представлены результаты расчетов напорных характеристик с различным видом износа лопатки рабочего колеса.

Ключевые слова: эрозионный износ, газотурбинный двигатель, компрессор, лопатка, математическая модель, дроссельная характеристика.

ВВЕДЕНИЕ

Контроль технического состояния вертолётных газотурбинных двигателей (ГТД) в условиях запыленной атмосферы является важным направлением технической эксплуатации, организаций, эксплуатирующих авиационную технику в данных условиях. Для вертолётов характерны полеты на небольшой высоте, сравнительно длительная работа вблизи земли, взлет и посадка с естественных площадок. В этих условиях в ГТД может поступать воздух с частицами пыли, как в результате естественной запыленности воздуха вблизи земли, так и вследствие того, что потоки от несущего винта поднимают с поверхности земли твердые частицы, создающие вокруг вертолета пылевое облако с резко увеличенной концентрацией частиц пыли в воздухе [1].

Как показали специальные испытания и опыт эксплуатации в таких условиях, при работе на запыленном воздухе происходит интенсивный износ отдельных деталей двигателя, приводящий к довольно быстрому ухудшению его данных – уменьшению мощности, увеличению удельного расхода топлива, а в некоторых случаях и к выходу двигателя из строя. Наиболее изнашиваемыми элементами конструкции вертолётного двигателя является компрессор [2–4]. Остальные элементы двигателя или имеют следы небольшого износа (турбины), или совсем не изнашиваются.

Таким образом, для вертолётного ГТД, ресурсные возможности которого в основном определяются совершенством и техническим состоянием компрессора, актуальным вопросом является развитие математической модели (ММ) компрессора от начала проектирования изделия до его сдачи в серийное производство и далее в эксплуатации [5]. В процессе доводки и эксплуатации ГТД необходимо согласовывать модели разного уровня между собой, взаимно идентифицировать модели, в том числе по результатам испытаний и контроля. Эффективность проектирования, доводки, отладки ГТД, контроля его технического состояния в эксплуатации определяется степенью адекватности и продуктивности используемых на этих этапах моделей.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

ММ для получения характеристик компрессора расчетным путем множество (рис.1). Инженерные методики одно- и двумерного расчета [6, 7] заключаются в последовательном определении параметров на среднем диаметре для каждого лопаточного венца (т.е. одномерный расчёт с последующим линейным расчётом по высоте). Этот метод широко используется для решения обратной задачи, результат подобных расчётов – геометрия проточной части и лопаточных венцов.

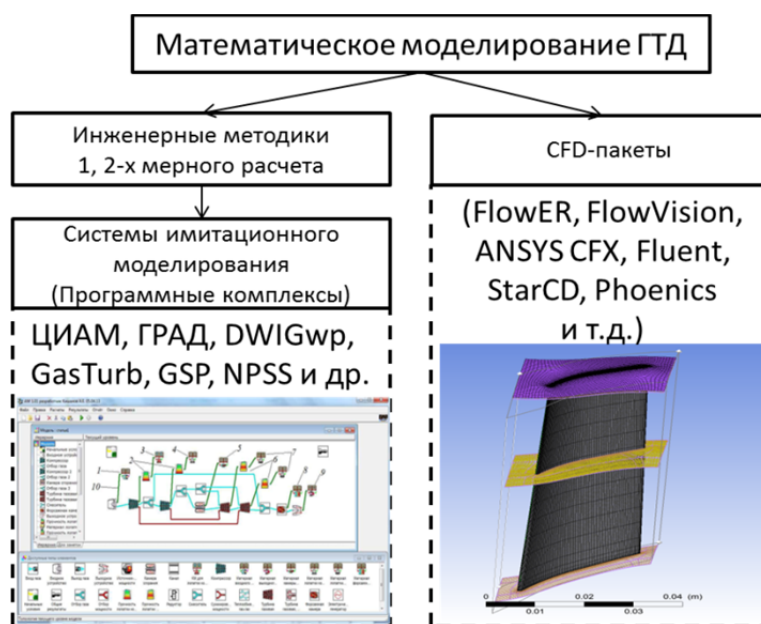


Рис. 1. Виды математического моделирования
Fig. 1. Types of mathematic simulation

Система имитационного моделирования (СИМ) – это дальнейшее развитие одной, двух методик, т.е. «перекладка» методик на компьютер. В настоящее время разработаны такие известные программные комплексы, как: ЦИАМ [8], ГРАД [9], DWIGwp [10], GasTurb¹, GSP, NPSS² и др., позволяющие моделировать процессы в газотурбинных двигателях различных типов, определять их термогазодинамические параметры.

С развитием компьютерных технологий, а также усовершенствованием технологии производства, широкое распространение получили CFD-пакеты, позволяющие моделировать тече-

¹ GasTurb 13 Website [Электронный ресурс] // GasTurb. URL: <https://www.gasturb.de/> (дата обращения 5.05.2020).

² NPSS Consortium Website [Электронный ресурс] // Southwest Research Institute. URL: <http://npssconsortium.org/> (дата обращения 10.05.2020).

ние рабочего тела в проточной части лопаточного аппарата (рис.1). Метод вычислительной газодинамики (CFD), широко применяемый в компрессоростроении, основан на численном решении системы уравнений Навье-Стокса, реализован в таких программных пакетах, как: FlowER, FlowVision, ANSYS CFX, Fluent, StarCD, Phoenics и т.д. [11]. Методы CFD описывают течение газа или жидкости на основе фундаментальных законов сохранения, т.е. с минимальными допущениями. Как показывают многочисленные публикации, эти решения дают результаты, близкие к экспериментальным [11–13], причем сроки и стоимость расчета несопоставимо ниже, чем в случае проведения эксперимента. Кроме того, расчет численными методами дает исчерпывающую информацию обо всех параметрах во всех точках рассматриваемой области потока.

Основной проблемой идентификации ММ ГТД на этапе эксплуатации является изменение геометрических размеров проточной части компрессора вследствие эксплуатационных факторов [3]. Попадание песка (частиц пыли) наносит серьезный ущерб компрессору ГТД, вызывая эрозионный износ рабочих лопаток (в первую очередь), лопаток направляющих аппаратов [4]. Такие проблемы в основном приводят к значительному ухудшению характеристик компрессора, снижению его производительности и надежности, что является причиной ухудшения параметров двигателя в целом и могут привести к его полному отказу. Поэтому важной задачей при контроле технического состояния компрессора иметь адекватную математическую модель для получения характеристик компрессора, учитывающую влияние абразивного износа в процессе эксплуатации двигателя.

Оценка влияния абразивного износа на характеристику осевого компрессора турбовального ГТД на основе математического моделирования рассмотрена в работах [14–20]. Примененный подход в работах [14–16] опирается на повенцовый расчет термогазодинамических параметров многоступенчатого осевого компрессора с использованием одно- и двумерного подхода к расчету течения. Однако данная модель учитывает геометрические параметры компрессора только на среднем радиусе (т.е. подразумевается линейный износ лопаток).

В работах [17, 18] приведена методика численного моделирования параметров потока в проточной части многоступенчатого осевого компрессора при различных вариантах износа пера лопаток ротора и статора с использованием программного модуля Ansys CFX. Оценка влияния пылевой эрозии на изменение газодинамических характеристик компрессора была выполнена с учетом величины износа хорды (Δb , мм) в периферийной части лопаток и величины радиального зазора (Δh , мм) (рис 2, а).

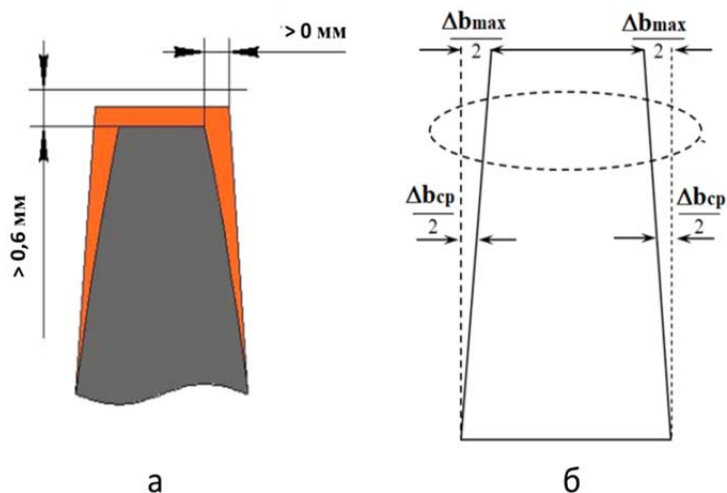


Рис. 2. Модели износа лопатки (а) [20], (б) [21]

Fig. 2. Blade wear models (a) [20], (b) [21]

В работе [19] представлен подход к оценке влияния эрозионного износа на характеристики многоступенчатого осевого компрессора, основанный на методе расчёта его суммарных характеристик по среднемассовым параметрам с повенцовым описанием лопаточных венцов, позволяющий учесть влияние их износа в процессе эксплуатации. Для моделирования эрозионного износа приняты следующие допущения (рис 2, б):

- линейное распределение износа по высоте лопатки;
- величины износа на входной и выходной кромках одинаковы;
- изменения максимальной толщины профиля и её положения, формы средней линии, угла установки профиля и радиального зазора при определении суммарных характеристик не учитываются.

В свою очередь, повреждение и износ рабочих лопаток и лопаточных венцов, как показывают многочисленные исследования [3, 4, 20], имеет нелинейное распределение износа по высоте лопатки. Помимо этого величины износа на входных и выходных кромках лопатки зачастую не одинаковы (рис. 3).

Таким образом, анализ приведенных работ позволяет сделать вывод о том, что существует реальная необходимость в разработке методики расчета параметров потока в проточной части многоступенчатого осевого компрессора при различных вариантах износа ротора и статора, учитывающую нелинейность износа по высоте лопатки.



Рис. 3. Характер предельного износа рабочих лопаток по ступеням со 2-й по 8-ю (наработка 128 ч) [22]

Fig. 3. Wear limit pattern of moving blades at stages 2 to 8 (life 128 h) [22]

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Для решения задачи использовалась разработанная методика построения напорных характеристик при различной степени износа пера лопаток в программном модуле Ansys CFX.

В качестве объекта исследования был выбран двенадцатиступенчатый осевой компрессор турбовального двигателя ТВ3-117 (рис.4, а). На примере входной ступени компрессора (рис. 4, б, в) выполнен расчет напорных характеристик с различным видом износа хорды лопаток рабочего колеса (РК).

Основным обобщающим геометрическим параметром профилей лопаток компрессора, контролируемом в процессе эксплуатации и при ремонте двигателя, является хорда. При достижении величины износа хорды в периферийной части РК первой ступени, превышающей допустимую в ремонтной документации величину (>2 мм), лопатка бракуется и снимается с дальнейшей эксплуатации [21]. С учетом этого были построены четыре варианта трехмерных моделей лопаток РК, с различным видом износа (рис 5).

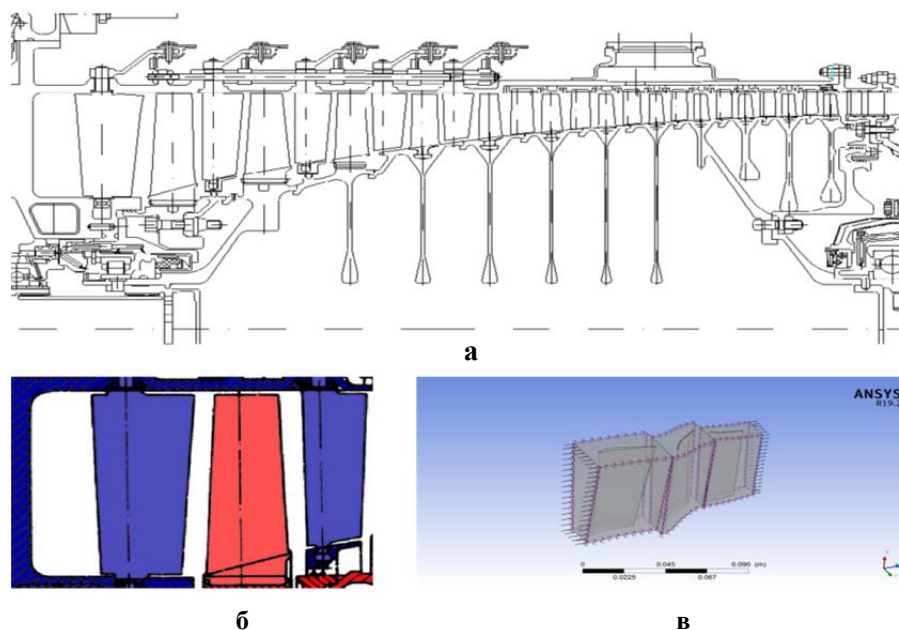


Рис. 4. Общий вид проточной части компрессора (а),
входная ступень компрессора (б), модель входной ступени
в Ansys CFX (в)
Fig. 4. Main view of compressor bundle (а), inlet compressor stage (б),
inlet compressor stage model in Ansys CFX (в)

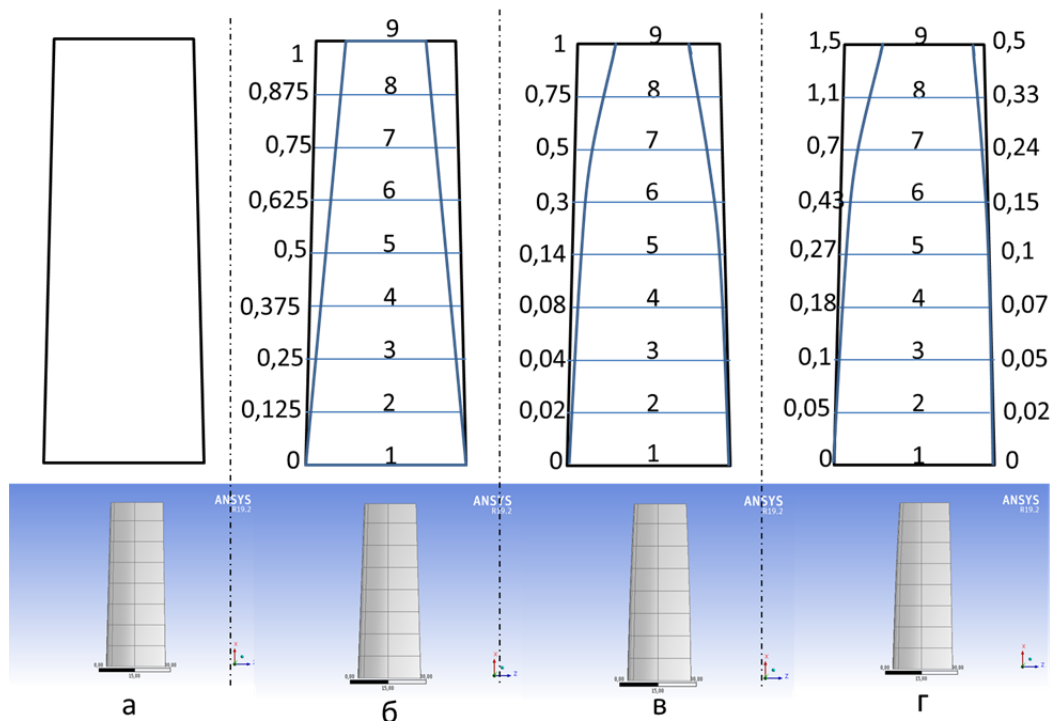


Рис. 5. Лопатка РК без износа (а), линейный износ (б), нелинейный симметричный износ (в),
нелинейный несимметричный износ (г)
Fig. 5. Rotor blade without wear (а), linear wear (б), curved symmetrical wear (в), curved dissymmetrical
wear (г)

Математические зависимости износа лопатки РК представлены на рис. 6.

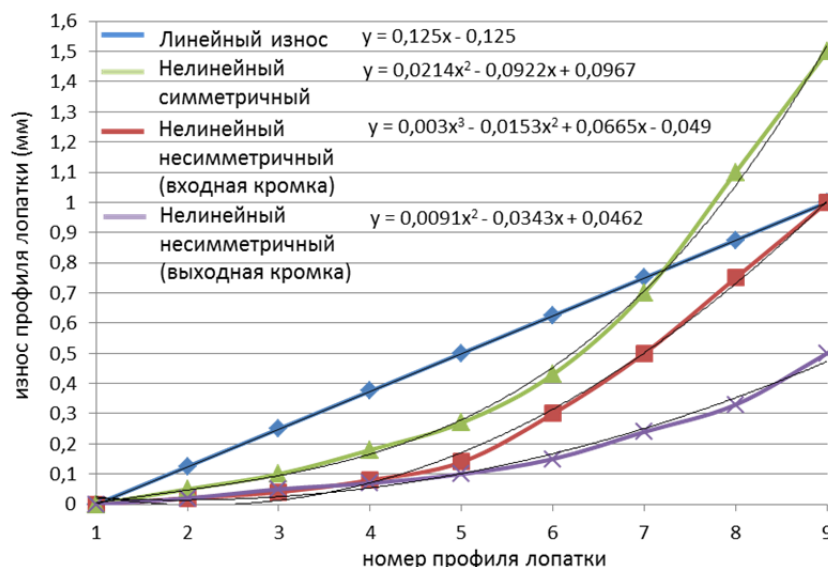


Рис. 6. Зависимости износа от номера расчетного профиля лопатки РК
Fig. 6. Wearing process graph of the rotor blade theoretic profile number

Из существующих подходов построения лопатки в CFD-пакетах [22] для формирования лопаточного венца был выбран метод, основанный на построении профилей лопаток по средствам дуг окружностей и отрезков прямых. За основу взяты параметры девяти меридиональных сечений. Лопаточные углы задаются углами между фронтом решётки и непосредственно линиями корытца или спинки с учётом заострения профиля (рис. 7, а). Данный подход позволяет перестраивать модель автоматически, поскольку все размерные ограничения в Ansys CFX имеют возможность параметрически изменяться. Представление размерных параметров в явном виде (углы, хорда, диаметр горла) позволяет сделать более наглядным процесс параметрической модификации моделей: «подгибка» кромок, расширение горла или изменение ширины венца, все операции выполняются путём изменения конкретных значений размеров непосредственно на 3D модели (рис. 7, б), что важно в процессе исследования лопатки при различной степени износа.

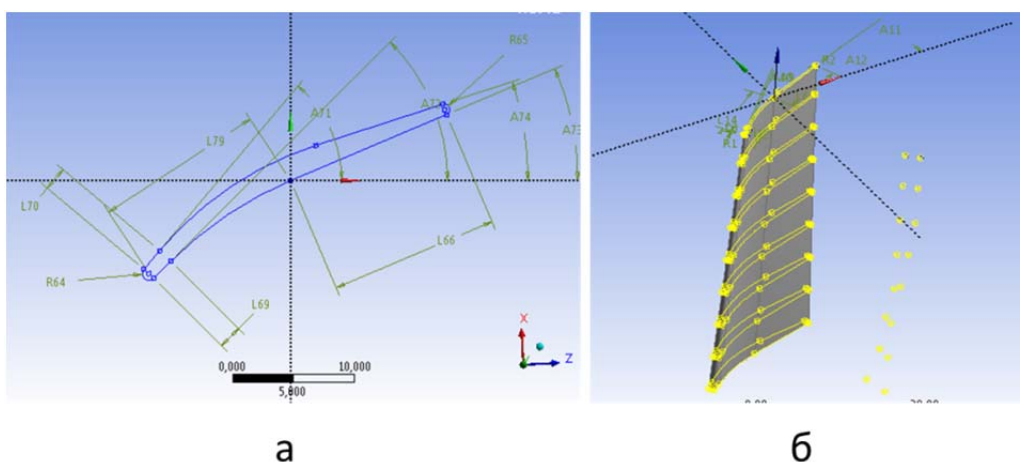


Рис. 7. Построение расчётной модели пера лопатки РК
Fig. 7. Prediction model scheme of a rotor blade airfoil

Построение сетки конечных элементов воздушного потока компрессора было выполнено с использованием сеточного генератора TurboGrid, что позволило получить структурированную качественную сетку для профилей пера лопаток. Для лопатки входного направляющего аппарата (ВНА), РК и направляющего аппарата (НА) ступени построена отдельная сеточная модель потока (домен). При построении расчетной сетки применена топология – ATM Optimized, что обеспечило получение высококачественной сетки с конечными элементами гексаэдральной формы [23]. Домен рабочей лопатки построен с возможностью перетекания воздуха в радиальном зазоре, что реализовано за счет построения дополнительного интерфейса в периферийной части пера. На рис. 8 представлен внешний вид расчетных сеток для трех лопаточных аппаратов, образующих расчетную область.

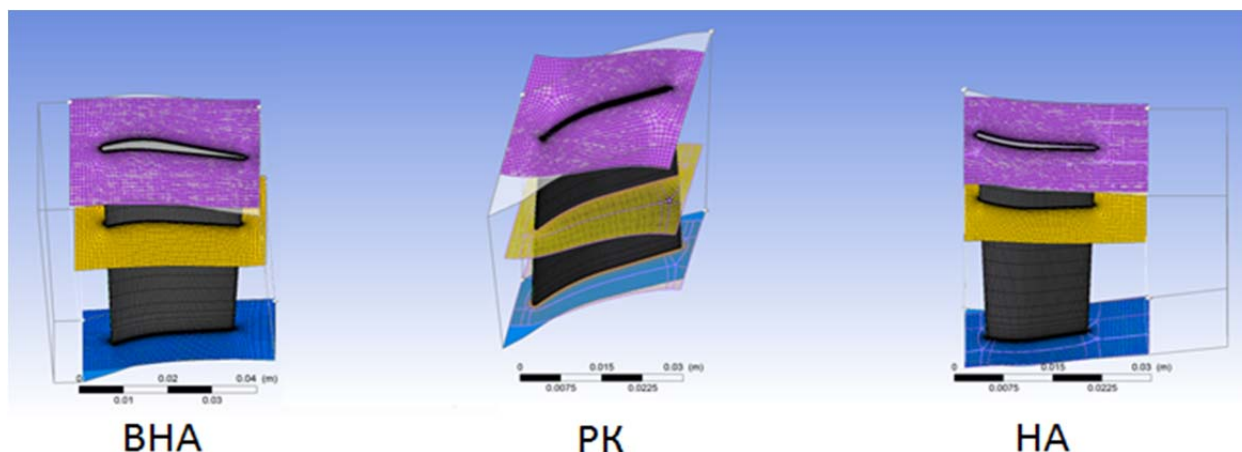


Рис. 8. Внешний вид расчетных сеток для трех лопаточных венцов в TurboGrid
Fig. 8. Physical configuration of computational mesh for three blade rings in TurboGrid

Задание граничных условий производилось в препроцессоре Ansys CFX – Pre. Для задания граничных условий была принята схема P – Total Inlet P-Static Outlet, т.е. задание полного давления (с учетом направления потока) и полной температуры на входе и статического давления рабочего тела на выходе. На сопрягающихся границах областей, принадлежащих различным ступеням, был определен интерфейс между стационарными и вращающимися областями (Stage (Mizing-Plane)), позволяющий проводить интерполяцию между сопрягаемыми сетками, учитывая законы сохранения энергии. Удовлетворительным критерием сходимости определялась величина среднеквадратичной невязки (RMS) на уровне 10^{-5} . Выбор модели турбулентности определяется характером турбулентного потока, требуемой точности, доступных вычислительных ресурсов и временных затрат. В качестве модели турбулентности была выбрана SST «k – ω » – модель Ментера, как более точная и надежная для класса потоков с положительным градиентом давления при обтекании профилей [23].

В качестве рабочего тела использовался идеальный газ, относительное давление – 0 Па, полное давление на входе в компрессор – 101,325 кПа, полная температура – 288 К. На выходе из компрессора задавали статическое давления в единицах измерения кПа, в общем диапазоне от 92 до 108 кПа, с целью построения напорных характеристик компрессора. Также в процессе решения, уже на 150 итерации было получено приемлемое схождение по массовому расходу, поскольку именно эта величина оказывает значительную роль при дальнейших расчетах (рис. 9, а)

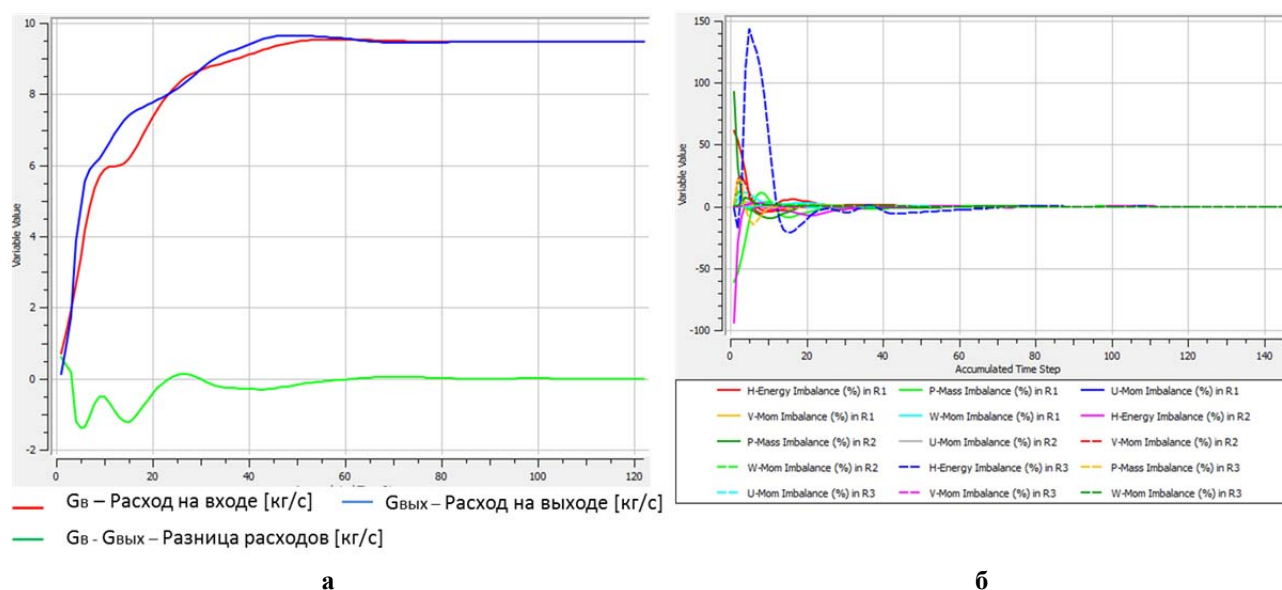


Рис. 9. История сходимости расходов рабочего тела на входе и выходе ступени (а) и дисбалансов основных уравнений (б)

Fig. 9. History of flow capacity precision of the actuation fluid at entry and exit stage (a) and out-of-balance conditions of fundamental equations (b)

Расчет проводился на частоте вращения ротора компрессора – 100 %, что соответствует – 19537 об/мин и установке углов ВНА, НА компрессора – 0^0 [22].

Для каждого значения статического давления на выходе ступени (P_s) определялся расход воздуха через компрессор G_B , степень повышения полного давления π_K^* (1) и коэффициент полезного действия (КПД) η_K^* (2):

$$\pi_K^* = P_2^*/P_1^* , \quad (1)$$

$$\eta_K^* = L_{SK}/L_K , \quad (2)$$

$$L_{SK} = \frac{k}{k-1} RT_0 \left(\left(\frac{P_2^*}{P_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right), \quad (3)$$

где P_1^* – полное среднemasовое давление на входе; P_2^* – полное среднemasовое давление на выходе; L_{SK} – изоэнтропическая (затраченная) работа; L_K – удельная работа на валу компрессора (полезная работа); $k = 1,4$ – показатель адиабаты; T_0 – температура газа на входе в компрессор; $R = 287$ Дж/кг; K – универсальная газовая постоянная.

Проведено порядка пятидесяти расчетов с различными значениями P_s . Время выполнения одного расчета составляло около 90 минут. Достигнуты значения параметров сходимости по всем уравнениям порядка 10^{-5} , дисбаланс основных уравнений не превысил 0,1% (рис. 9, б). В табл. 1 приведены полученные значения π_K^* , η_K^* и G_B с различным видом износа (рис. 5), по которым построены напорные характеристики вида $\eta_K^* = f(G_B, n)$ и $\pi_K^* = f(G_B, n)$. На рис. 10 отображены результаты расчетов в Ansys CFX.

Таблица 1
Table 1

Результаты расчета входной ступени компрессора
Inlet compressor stage calculation data

Без износа				Линейный износ			
P_s (кПа)	G_B (кг/с)	π_k^*	η_k^*	P_s (кПа)	G_B (кг/с)	π_k^*	η_k^*
92000	1,17133	92000	0,706458	92000	9,43981	1,16829	0,702474
94000	1,19882	94000	0,752235	94000	9,37046	1,19561	0,749707
96000	1,22678	96000	0,791229	96000	9,27484	1,22316	0,788075
98000	1,25382	98000	0,822867	98000	9,13607	1,24873	0,816778
99000	1,2658	99000	0,835468	99000	9,05518	1,25998	0,827848
100000	1,2772	100000	0,84542	100000	8,95525	1,27067	0,836933
101000	1,28646	101000	0,850789	101000	8,84576	1,28048	0,84437
102000	1,29611	102000	0,857807	102000	8,71272	1,28947	0,848349
103000	1,30504	103000	0,861673	103000	8,56592	1,29705	0,85099
104000	1,31261	104000	0,863921	104000	8,38517	1,30463	0,85054
105000	1,31824	105000	0,86218	104500	8,04034	1,2941	0,836477
105500	1,29093	105500	0,80528	105000	7,25942	1,28372	0,802467
Нелинейный симметричный износ				Нелинейный несимметричный износ			
P_s (кПа)	G_B (кг/с)	π_k^*	η_k^*	P_s (кПа)	G_B (кг/с)	π_k^*	η_k^*
92000	9,43793	1,16884	0,702371	92000	9,42466	1,17274	0,701828
94000	9,37732	1,19701	0,750171	94000	9,37261	1,19968	0,747338
96000	9,28331	1,22419	0,789708	96000	9,29776	1,22536	0,787773
98000	9,15615	1,25007	0,819952	98000	9,18801	1,25072	0,818615
99000	9,08176	1,26152	0,830191	99000	9,111675	1,261555	0,830954
100000	8,98832	1,2724	0,839327	100000	9,03534	1,27239	0,839193
101000	8,88349	1,28221	0,847368	101000	8,93462	1,28222	0,846606
102000	8,76533	1,29075	0,850454	102000	8,8339	1,29105	0,851919
103000	8,6162	1,29921	0,853962	104000	8,68739	1,301065	0,856514
103500	8,5325	1,30283	0,85484	104500	8,54088	1,30808	0,858108
104000	8,45512	1,30721	0,854825	105000	8,20158	1,30924	0,85283
104100	8,39518	1,30578	0,854109	106000	6,90686	1,28662	0,791325

Из представленных результатов расчета видно (табл.1, рис. 10):

- с износом лопатки РК, степень повышения полного давления π_k^* и коэффициент полезного действия η_k^* уменьшает свое значение;
- напорная характеристика ступени при различном виде износа отличается друг от друга. Линейный износ лопатки, в отличие от естественного (нелинейный несимметричный износ), приводит к большим потерям π_k^* , η_k^* (при максимальных значениях η_k^* составляет 0,85% и 0,83%, соответственно), что может оказывать существенное влияние на значения параметров напорных характеристик всего компрессора (около 3-5%);
- математические зависимости износа лопатки РК, описываются с достаточной степенью достоверности, полиномами второго или третьего порядка, что облегчает их использование при построении ММ компрессора (рис. 6);
- при дросселировании ступени (увеличении значения статического давления P_s) наступает момент, когда КПД принимает максимальное значение, дальнейшее увеличение P_s приводит к уменьшению КПД, однако π_k^* продолжает расти. При больших зна-

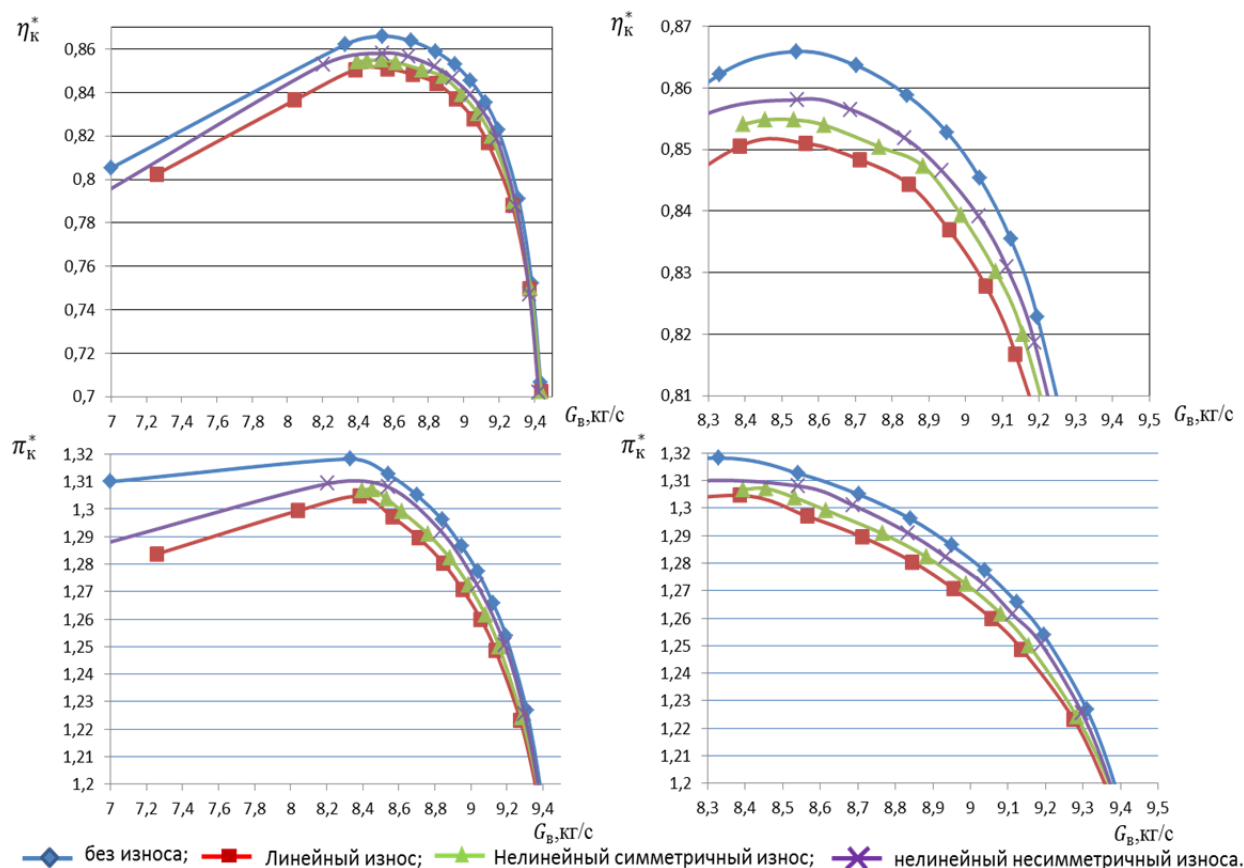


Рис. 10. Результаты расчетов напорных характеристик входной ступени компрессора с различным видом износа

Fig. 10. Pump properties predictions of inlet compressor stage with different kind of wear

чениях P_s наступает момент, когда π_k^* начинает стремительно падать. Этот момент можно считать границей устойчивой работы ступени (граница помпажа). Благодаря широким возможностям Ansys CFX это можно наблюдать графически.

На рис. 11 приведено векторное поле скоростей на среднем радиусе сечения ступени, при которых происходит срыв потока со спинки РК, т.е. развитие помпажа.

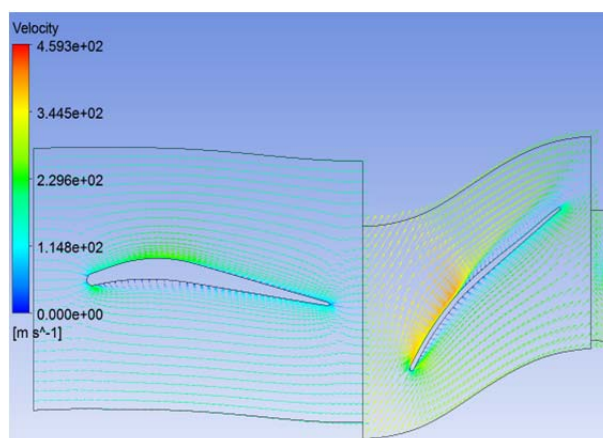


Рис. 11. Векторное поле скоростей входной ступени компрессора в Ansys CFX

Fig. 11. Speed vectorial field of compressor inlet stage in Ansys CFX

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный анализ работ на тему влияния пылевой эрозии на газодинамические характеристики осевого турбовального ГТД позволил установить, что вопрос идентификации математических моделей в условиях эксплуатации двигателя в целях контроля его технического состояния является актуальным и до конца не решенным. Также важным направлением остаются исследования законов изменения геометрических размеров проточной части компрессора для построения адекватной ММ.

Полученные результаты показали, что при использовании ММ необходимо учитывать нелинейность износа по высоте лопатки РК и НА. Используя предложенный в статье подход, можно получить характеристики и других ступеней компрессора с учетом различного вида нелинейного эрозионного износа его лопаток. Это позволяет детализировать течения в компрессоре и повысить точность ММ компрессора ГТД примерно на 5 – 10 %.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маслеников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. 202 с.
2. Шальман Ю.И. Износ и изменение параметров осевой и центробежной ступеней компрессора при работе на запыленном воздухе // Вертолетные газотурбинные двигатели: сб. статей / Под ред. М.М. Масленникова. 1966. С. 163–199.
3. Павленко Д.В., Двирник Я.В. Закономерности изнашивания рабочих лопаток компрессора вертолетных двигателей, эксплуатирующийся в условиях запыленной атмосферы // Вестник двигателестроения. 2016. № 1. С. 42–51.
4. Двирник Я.В., Павленко Д.В. Предельное состояние осевого компрессора ГТД эксплуатируемого в условиях запылённой атмосферы // Системи озброєння і військова техніка. 2018. № 1 (53). С. 97–107. DOI: 10.30748/soivt.2018.53.14
5. Кривошеев И.А., Ахмедзянов Д.А. Автоматизированные системы проектирования авиационных двигателей: учеб. пособие. Уфа: УГАТУ, 2002. 61 с.
6. Маркина К.В., Кишалов А.Е. Получение характеристик компрессора // V Всероссийская научно-техническая конференция молодых специалистов: материалы конференции. Уфа, 7-9 декабря 2011 г. Уфа: УМПО, 2011. С. 99–102.
7. Ржавин Ю.А. Осевые и центробежные компрессоры двигателей летательных аппаратов. Теория, конструкция и расчет: учебник для вузов. М.: Изд-во МАИ, 1995. 344 с.
8. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ. 1979. № 832. С. 3–4.
9. Морозов С.А. Программный комплекс ГРАД-газодинамические расчеты авиационных двигателей / С.А. Морозов, Б.М. Осипов, А.В. Титов и др. // Авиакосмические технологии и оборудование: сборник научно-практической конференции. Казань, 14–17 августа 2002 г. Казанский государственный технический университет. Казань: КГТУ, 2003. С. 190–196.
10. Ахмедзянов Д.А., Кривошеев И.А. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIgwr: учеб. пособие для вузов. Уфа: УГАТУ, 2003. 162 с.
11. Елисеев Ю.С., Поклад В.А., Елисеев Д.Н. Применение информационных технологий при проектировании газотурбинных установок [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2012. № 56. 11 с. URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/1f4/primenenie-informatsionnykh-tekhnologiy-pri-proektirovanii-gazoturbinnnykh-ustanovok.pdf?lang=ru&issue=56> (дата обращения 12.08.2020).

12. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е. К вопросу об адекватности трехмерного газодинамического моделирования ГТД в современных программных комплексах // Вестник УГАТУ. 2008. Т. 10, № 1. С. 11–20.

13. Ахмедзянов Д.А. Применение ANSYS CFX для получения характеристик осевых компрессоров ГТД / Д.А. Ахмедзянов, А.Е. Кишалов, А.В. Суханов, К.В. Маркина // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 8 (53). С. 15–22.

14. Бойко Л.Г., Кислов О.В., Пижанкова Н.В. Метод расчета термогазодинамических параметров турбовального ГТД на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть 1. Основные уравнения // Авиационно-космическая техника и технология. 2018. № 1 (145). С. 48–58.

15. Бойко Л.Г., Демин А.Е., Пижанкова Н.В. Метод расчёта термогазодинамических параметров турбовального газотурбинного двигателя на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть II. Определение параметров ступеней и многоступенчатых компрессоров // Авиационно-космическая техника и технология. 2019. № 1 (153). С. 18–28. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.02

16. Бойко Л.Г., Даценко В.А., Пижанкова Н.В. Определение дроссельной характеристики турбовального ГТД на основе метода математического моделирования с использованием одно- и двумерных подходов к расчету параметров компрессора // Авиационно-космическая техника и технология. 2019. № 7 (159). С. 21–30. DOI: 10.32620/aktt.2019.7.03

17. Двирник Я.В., Павленко Д.В. Влияние пылевой эрозии на газодинамические характеристики осевого компрессора ГТД // Вестник двигателестроения. 2017. № 1. С. 56–66.

18. Двирник Я.В., Павленко Д.В. Методика моделирования течения потока в осевом компрессоре ГТД численным методом // Вестник двигателестроения. 2014. № 1. С. 34–40.

19. Барышева Е.С., Дёмин А.Е., Зеленский Р.Л. Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора авиационного двигателя с учётом эрозионного износа лопаток // Авиационно-космическая техника и технология. 2017. № 6 (141). С. 58–64.

20. Гумеров А.В. Предельное состояние осевого компрессора ГТД в условиях эксплуатации в запыленной атмосфере: автореф. дисс. ...канд. техн. наук. Уфа, 2011. 10 с.

21. Богданов А.Д., Калинин Н.П., Кривко А.И. Турбовальный двигатель ТВ3-117ВМ. Конструкция и техническое обслуживание: учеб. пособие. М.: Воздушный транспорт, 2000. 392 с.

22. Шаблий Л.С., Колмакова Д.А., Кривцов А.В. Параметрическое моделирование лопаточных машин при оптимизации // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15, № 6 (4). С. 1013–1018.

23. Батурич О.В. Расчет пространственной структуры потока в ступени осевого компрессора в программном комплексе Ansys CFX [Электронный ресурс] // электронное учеб. пособие / О.В. Батурич, Д.А. Колмакова, В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, Л.С. Шаблий. Самара: Изд-во Самарского. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. 100 с. URL: <http://91.222.128.30/bitstream/Uchebnyeposobiya/Raschet-prostranstvennoi-struktury-potoka-v-stupeni-osevogo-kompressora-v-programmnom-komplekse-ANSYS-CFX-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-55034/3/%d0%91%d0%b0%d1%82%d1%83%d1%80%d0%b8%d0%bd%20%d0%9e.%d0%92.%20%d0%a0%d0%b0%d1%81%d1%87%d0%b5%d1%82%20%d0%bf%d1%80%d0%be%d1%81%d1%82%d1%80%d0%b0%d0%bd%d1%81%d1%82%d0%b2%d0%b5%d0%bd%d0%bd%d0%be%d0%b9%202011.pdf> (дата обращения 23.08.2020).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Потапов Вячеслав Александрович, аспирант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», potapstark@gmail.ru

Санько Андрей Анатольевич, кандидат технических наук, доцент учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», min.777.144@mail.ru.

PERFORMANCE SIMULATION OF MULTI-STAGE AXIAL-FLOW COMPRESSOR OF TURBO-SHAFT ENGINE WITH ACCOUNT FOR EROSION WEAR NONLINEARITY OF ITS BLADES

Vyacheslav A. Potapov¹, Andrey A. Sanko¹,

¹EI "Belarusian State Academy of Aviation", Minsk, Republic of Belarus

ABSTRACT

The construction and useful practice of gas-turbine engine diagnosis systems depend largely on the availability of the engine mathematical models and its certain components in their structure. Utilization of multi-stage axial flow compressor performance with account for erosive wear of its parts during the operation fundamentally raises possibilities of such systems as erosive wear of flow channel, blade rings of impellers and vane rings of multi-stage compressor is a common cause of preschedule gas-turbine engine detaching from an aircraft. As evidenced by various contributions presented in the article, special emphasis on abrasive wear impact assessment on axial flow compressor performance is placed upon rotor-wing turbo-shaft engine due to their particular operating conditions. One of the main tasks in the process of mathematic simulation of an axial flow compressor blade ring is consideration of its wear type that again has a nonlinear distribution along the level of the blade. In addition, wear rate at entry and exit blade edges often have different principles. Detecting of these principles and their consideration when constructing the compressor mathematical model is a crucial task in diagnostic assessment and integrity monitoring of rotor-wing turbo-shaft engine in operation. The article represents a concept to an estimate nonlinear erosive wear effect of axial flow compressor blades on its performance based on the three-dimensional flow approach in the gas-air flow duct of compressor with a formulation of the blade rings. This approach renders possible to take into account the nonlinearity of the compressor blades wear during their operation. Through the example of the inlet compressor stage of a rotor-wing aircraft gas-turbine engine, the engine pump properties predictions with different kind of rotor blade wear have been presented.

Key words: erosive wear, gas-turbine engine, compressor, blade, mathematical model, throttle performance.

REFERENCES

1. Maslenikov, M.M., Behli, Yu.G. and Shalman, Yu.I. (1969). *Gazoturbinnyye dvigateli dlya vertoletov* [Gas turbine engines for helicopters]. Moscow: Mashinostroyeniye, 202 p. (in Russian)
2. Shalman, Yu.I. (1966). *Iznos i izmeneniye parametrov osevoy i tsentrobezhnoy stupeney kompressora pri rabote na zapylennom vozdukh* [Wear and tear of axial and centrifugal compressor stages when working in dusty air]. *Vertoletnyye gazoturbinnyye dvigateli: sbornik statey* [Helicopter gas turbine engines: collection of articles], pp. 163–199. (in Russian)
3. Pavlenko, D.V. and Dvirnik, Ya.V. (2016). *The laws of wear of the compressor rotor blades of the helicopter engines that are operated under the dust conditions*. *Vestnik dvigatelestroyeniya*, no. 1, pp. 42–51. (in Russian)
4. Dvirnik, Ya.V. and Pavlenko, D.V. (2018). *The limiting state of the axial compressor, which is operated in a dusty atmosphere*. *Systems of Arms and Military Equipment*, no. 1 (53), pp. 97–107. DOI: 10.30748/soivt.2018.53.14. (in Russian)
5. Krivosheyev, I.A. and Akhmedzyanov, D.A. (2002). *Avtomatizirovannyye sistemy proyektirovaniya aviatsionnykh dvigateley: uchebnoye posobiye* [Automated design systems for aircraft engines: Tutorial]. Ufa: UGATU, 61 p. (in Russian)
6. Markina, K.V. and Kishalov, A.Ye. (2011). *Polucheniye kharakteristik kompressora* [Obtaining compressor characteristics]. *Vserossiyskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya molodykh spetsialistov: materialy konferentsii*. [All-Russian scientific and technical conference of the young specialists: proceedings] Ufa: UMPO, pp. 99–102. (in Russian)
7. Rzhavin, Yu.A. (1995). *Osevyie i tsentrobezhnyye kompressory dvigateley letatelnykh apparatov. Teoriya, konstruktsiya i raschet. Uchebnik dlya VUZov* [Axial and centrifugal compressors of

aircraft engines: Theory, design and calculation: Textbook for Universities]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 344 p. (in Russian)

8. **Druzhinin, L.N., Shvets, L.I. and Lanshin, A.I.** (1979). *Matematicheskoye modelirovaniye GTD na sovremennykh EVM pri issledovanii parametrov i kharakteristik aviatsionnykh dvigateley* [Mathematical modeling of gas turbine engines on modern computers in the study of aircraft engines parameters and characteristics]. Trudy TsIAM, no. 832, pp. 3–4. (in Russian)

9. **Morozov, S.A., Osipov, B.M., Titov, A.V. and others.** (2002). *Programmnyy kompleks GRAD-gazodinamicheskoye raschety aviatsionnykh dvigateley* [Grad software package - gas-dynamic calculations of aircraft engines]. Aviakosmicheskiye tekhnologii i oborudovaniye: sbornik nauchno-prakticheskoy konferentsii Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta [Aerospace technologies and equipment: proceedings of Kazan State Technical University practical scientific conference], pp. 190–196. (in Russian)

10. **Akhmedzyanov, D.A. and Krivosheyev, I.A.** (2003). *Termogazodinamicheskiy analiz rabochikh protsessov GTD v kompyuternoy srede DVIGwp: uchebnoye posobiye dlya VUZov* [Thermo-gas-dynamic analysis of gas turbine engine performance processes in a computer environment DVIGwp: Tutorial for Universities]. Ufa: UGATU, 162 p. (in Russian)

11. **Yeliseyev, Yu.S., Poklad, V.A. and Yeliseyev, D.N.** (2012). *Application of information technologies at designing gas turbine installations*. Trudy MAI, no. 56, 11 p. Available at: <http://trudymai.ru/upload/iblock/1f4/primenenie-informatsionnykh-tekhnologiy-pri-proektirovanii-gazoturbinnnykh-ustanovok.pdf?lang=en&issue=56> (accessed 12.08.2020). (in Russian)

12. **Akhmedzyanov, D.A. and Kishalov, A.Ye.** (2008). *On the issue of adequacy of three-dimensional gas-dynamic modelling gas turbine engine in the modern bundled software*. Vestnik UGATU, vol. 10, no. 1, pp. 11–20. (in Russian)

13. **Akhmedzyanov, D.A., Kishalov, A.Ye., Sukhanov, A.V. and Markina, K.V.** (2012). *Analysis CFX application for gas axial compressors characterization*. Vestnik UGATU, vol. 16, no. 8 (53), pp. 15–22. (in Russian)

14. **Boyko, L.G., Kislov, O.V. and Pizhankova, N.V.** (2018). *Turboshaft engine thermogasdynamics parameters calculation method blade-to blade description turbomachines based. Part I. Main equations*. Aerospace technic and technology, no. 1 (145), pp. 48–58. (in Russian)

15. **Boyko, L.G., Demin, A.Ye. and Pizhankova, N.V.** (2019). *Turboshaft engine thermogasdynamics parameters calculation method based on blade-to blade description of turbomachines. Part II. Stage and multistage compressors parameters determination*. Aerospace technic and technology, no. 1 (153), pp. 18–28. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.02. (in Russian)

16. **Boyko, L.G., Datsenko, V.A. and Pizhankova, N.V.** (2019). *Determination of the throttle performances of a turboshaft gas turbine based on the method of mathematical modeling using one and two-dimensional approaches to the compressor parameters calculation*. Aerospace technic and technology, no. 7 (159), pp. 21–30. DOI: 10.32620/aktt.2019.7.03. (in Russian)

17. **Dvirnik, Ya.V. and Pavlenko, D.V.** (2017). *Influence of blades dust erosion on the axial compressor gasdynamic characteristics of gas turbine engine*. Vestnik dvigatelestroyeniya, no. 1, pp. 56–66. (in Russian)

18. **Dvirnik, Ya.V. and Pavlenko, D.V.** (2014). *Methodology of numerical flow modeling in the axial compressor of the gas turbine engine*. Vestnik dvigatelestroyeniya, no. 1, pp. 34–40. (in Russian)

19. **Barysheva, Ye.S., Demin, A.Ye. and Zelenskiy, R.L.** (2017). *Taking into account the blades erosive wear in the modeling of characteristics of the aircraft engine multistage axial compressor*. Aerospace technic and technology, no. 6 (141), pp. 58–64. (in Russian)

20. **Gumerov, A.V.** (2011). *Predelnoye sostoyaniye oseвого kompressora GTD v usloviyakh ekspluatatsii v zapylennoy atmosfere: avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk* [The limit state of an axial compressor of a gas turbine engine under operating conditions in a dusty atmosphere: abstract of the dissertation for the candidate of the technical sciences]. Ufa, 10 p. (in Russian)

21. Bogdanov, A.D., Kalinin, N.P. and Krivko, A.I. (2000). *Turbovalnyy dvigatel TVZ-117VM. Konstruktsiya i tekhnicheskoye obsluzhivaniye: uchebnoye posobiye* [Turboshaft engine TVZ-VM. Structure and maintenance: tutorial]. Moscow: Vozdushnyy transport, 392 p. (in Russian)
22. Shabliy, L.S., Kolmakova, D.A. and Krivtsov, A.V. (2013). *Parametric modeling of blade machines during optimization*. Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk, vol. 15, no. 6 (4), pp. 1013–1018. (in Russian)
23. Baturin, O.V., Kolmakova, D.A., Matveyev, V.N., Popov, G.M. and Shabliy, L.S. (2011). *Raschet prostranstvennoy struktury potoka v stupeni oseвого kompressora v programnom komplekse Ansys CFX: elektronnoye uchebnoye posobiye* [Calculation of the spatial structure of the flow in the axial compressor stage in the Ansys CFX software package digital tutorial], 100 p. Available at: <http://91.222.128.30/bitstream/Uchebnye-posobiya/Raschet-prostranstvennoi-struktury-potoka-v-stupeni-osevogo-kompressora-v-programmnom-komplekse-ANSYS-CFX-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-55034/3/%d0%91%d0%b0%d1%82%d1%83%d1%80%d0%b8%d0%bd%20%d0%9e.%d0%92.%20%d0%a0%d0%b0%d1%81%d1%87%d0%b5%d1%82%20%d0%bf%d1%80%d0%be%d1%81%d1%82%d1%80%d0%b0%d0%bd%d1%81%d1%82%d0%b2%d0%b5%d0%bd%d0%bd%d0%be%d0%b9%202011.pdf> (accessed 23.08.2020). (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vyacheslav A. Potapov, Postgraduate Student of Educational Institution "Belarusian State Academy of Aviation", potapstark@gmail.ru.

Andrey A. Sanko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Educational Institution "Belarusian State Academy of Aviation", min.777.144@mail.ru.

Поступила в редакцию 02.06.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 02.06.2020
Accepted for publication 24.09.2020

UDC: 629.735.33+351.814.2

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-54-66

METHOD OF OPTIMIZATION OF DECISION-MAKING DURING MANAGEMENT OF SAFETY OF FLIGHTS IN THE ACTIVITIES OF OPERATORS OF AERODROMES

S.A. TOLSTYKH¹

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

The study was conducted with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research, grants № 19-38-90215

In modern conditions of limited budget for enterprises of aerodrome operators, the task of optimizing decision making in flight safety management is becoming extremely urgent. Management decisions, which are a safety management tool, must be not only effective in terms of expected improvements in safety, but also cost-effective and appropriate for the enterprise. Optimization in this article should be understood in terms of the mentioned criteria. The article presents a method for supporting management decision-making as part of a safety management strategy for the activities of aerodrome operators. In the presented methodology, an important place is given to indicators of the level of safety of flights and their use in making managerial decisions. Along with the safety indicator, an indicator of financial damage from recorded events is used, which is calculated in value terms taking into account direct and indirect damage to the aerodrome operator. Regression modeling is used in conjunction with the decision-making technique of "human-machine procedures". Regression analysis is performed using STATISTICA software, and allows you to identify the dependence of indicators on the degree of influence of hazard factors. The resulting model, based on data from last year, makes it possible to forecast the values of indicators for the next. Using the decision-making methodology of "human-machine procedures", an assessment is made of the priority of implementing managerial decisions based on an integrated criterion. The methodology ensures compliance with the requirements of Russian and international air legislation for operators of certified aerodromes. The scope of its application can be expanded to SMS of all aviation service providers, taking into account the relevant specifics of the services provided and the existing hazard factors.

Key words: safety risk, indicator, aerodrome operator, optimization, regression analysis, forecast, management decisions.

INTRODUCTION

In 2020 the civil aviation encountered serious challenges concerning its regular activity. According to the Russian Federation Government Regulation № 434¹ the air transportation and airport activity suffered significant impact from the COVID 19 pandemic. It is of utmost importance to consider the balance performing the flight safety management tasks² in such conditions, and when the situation becomes stabilized as well.

Aerodrome operators in crisis face the acute budget deficit as a consequence to the decreased passenger flow³. The term "airport operator" implies "a person owing an airfield or a helipad under the right of ownership, by lease or any other legal ground and using this airfield or helipad to provide aircraft take off, landing, taxiing and parking"⁴. Nevertheless, flight safety level should be constantly improved or, at least, maintained, as the present situation in the world should not affect it. Flight safety should not be compromised due to budget issues. Figure 1 (borrowed from SMM ICAO Doc 9859) shows the abstract line of the boundaries of the safety space. The safety space decreases with the insufficient funding, which results in the flight safety deterioration.

¹ Regulation No. 434 of the Government of the Russian Federation On Adopting the List of Industries in the Russian Economy Most Severely Affected by Deteriorating Conditions Resulting from Proliferation of the New Coronavirus Infection. (2020). 5 p.

² *Safety Management Manual (SMM) ICAO Doc 9859, 4th Edition. (2018). 218 p.*

³ *According to international airport association data. MMA. Available at: <http://interairports.ru/> (accessed 19.07.2020). (in Russian)*

⁴ Federal Law № 60 -FZ 19 March 1997 "The Air Code of the Russian Federation" (1997). 60 p.

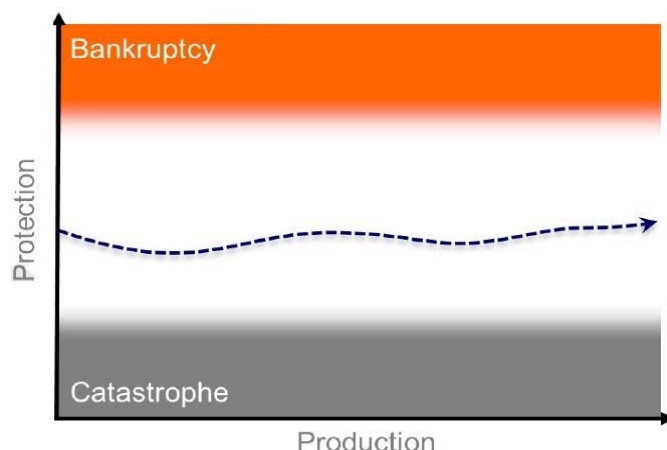


Fig. 1. ICAO Safety Flight Management Balance
(borrowed from the ICAO SMM. Doc.9859, 4th ed. 2018.)

At the same time, Figure 1 shows that flight safety overfunding may seriously affect the production profitability thus resulting in the enterprise bankruptcy. It is obvious, that the flight safety funding should be balanced (the management dilemma), ICAO SMM does not state the methods for balancing the funding.

Managerial decisions have always been the main tool for flight safety management. Such solutions made by the airdrome authorities are the grounds for the measures aimed at diminishing the danger factors in the aerodrome activity.

The mathematical methods for the managerial decisions effectiveness assessment are shown in [1]. However, the solution to our problem is not possible if only one criterion, the effectiveness, is taken into consideration. The managerial decision priority ranking and feasibility have to be evaluated economically. According to the decision theory [2, 3], this is a two-criteria task.

TERMS OF REFERENCE

At present there are different methods for two-criteria task optimum solutions, shown, for example in [3, 4, 5]. The most frequent way is to limit the number of criteria to one. The result is achieved applying the convolution method, global criterion method, threshold criterion method, distance method. As it was fairly stated in [6], the mentioned methods are not strictly justified, thus the application of them is determined by the conditions of the problem and the preferences of the decision maker.

Alongside with the abovementioned methods, Edgeworth-Pareto principle, Nash principle and man-machine decision making tools are being applied. The latter three are of most interest, as they do not imply a predetermined optimal decision scheme, and allow to keep all the obtained data [6].

The first criterion. In order to determine the decision-making effectiveness, it is appropriate to apply the flight safety record based on the previous events. Any record, typically evaluated by the enterprises can serve as an example for that, for instance the ones described in papers [7–12], or others. The present paper will be using the criterion conditionally called F_{spi} (flight safety performance indicator). As it has been established within the industry, this indicator actually shows the hazard level during the flight, so the task for the first criterion is to minimize the first indicator.

The second criterion. The method implies the financial indicator as the second criterion. It shows the numeric value of the cost equivalent in provisional monetary units (used to eliminate any national currency as a reference) required to implement the managerial decision. The paper suggests calling the criterion “the financial loss indicator” (F_{li}). Likewise, the second criterion must also be minimized.

In order to evaluate the factors for both criteria separately, it is appropriate to use statistical analyses and modelling. The model allows to forecast the criteria values in case the featuring operational conditions change.

REGRESSION MODEL FORMATION

Regression modelling is one of the statistical analyses and forecast methods. The variety of its application is presented in the summarizing paper [13].

The main idea of the regression analyses is in composing the regression equation. Such an equation demonstrates the dependence of one variable (dependent) from several other dependent variables.

Let us take F_{spi} and F_{li} as the feedback (dependent variable) (further -Indicators). Every indicator would require its own regression equation. It is also necessary to determine independent variables. In practice, there can be numerous factors influencing the indicators, and it is impossible to take all of them into consideration. For the sake of simplicity, it is suggested using Generalized Hazard Rate or Generalized Hazard. Hazard assumes “the result of the action or absence of action, circumstance, condition or their combinations, which affect civil aircraft flight safety” as it was defined in the Order No. 1215 of the Government of the Russian Federation⁵.

Generalized Hazard degree of impact onto the previous events may be evaluated in conditional units(points).

The regression equation general arrangement:

$$\Pi = \beta_0 + \beta_1 \Phi_1 + \dots + \beta_i \Phi_i + \dots + \beta_n \Phi_n \quad (1)$$

where: Π – indicator, dependent variable of the regression model;

Φ_i – Generalized Hazard (GH), independent variables;

β_i – regression coefficients.

There are six GH areas suggested, the GH areas are structured depending on the activity types. The activity types were determined during the ISAGO^{6,7} Ground Operation Safety Audit and by aerodrome activity types listed in GOST (National Standard of the Russian Federation)⁸.

The research suggests the following GH areas:

- AS - Aerodrome support
- SET - Special equipment and transport
- ATC - Air traffic control
- OP - Ornithological provision
- BCH - Baggage cargo handling
- SEC -Security

The listed hazard areas are generalized according to the aerodrome operator activity types. Other types of activity are cases, which can this way or another be related to one of the listed above. Fire-fighting, SAR and emergency services are not listed deliberately, as their activities are intended to diminish the consequences of the hazards.

⁵ About procedure for development and application of safety management systems of flights of air vehicles, and also collection and data analysis about the factors of danger and risk creating safety hazard of flights of civil air vehicles, storages of these data and exchange of them. Order of the Government of Russian Federation November 18, no. 1215. (2014). 3 p.

⁶ IATA Safety Audit for Ground Operation (ISAGO). Standards Manual. 7th Edition, Effective February 2018. 350 p.

⁷ IATA Safety Audit for Ground Operation (ISAGO) Guidelines on auditing a Safety Management System. Based on GOST 5th Edition, Effective July 2016. 370 p.

⁸ GOST R 57239-2016 (National Standard of the Russian Federation) Aviation Activity Safety Management System. Database. Aviation infrastructural risks caused by aerodrome activity, Moscow, Standartinform. (2016). 43 p.

Consequently, the application of the method is explained using real-world analogous fictional data of one of the Russian airports. The initial data used are the indicators (F_{spi} and F_{li}) for the previous year, and each GH degree of impact onto the events of the month, which took place last year. The degree of GH impact is determined by the experts, conversant with the circumstances the reasons of the events subject to expertise.

Every event, which happened the previous year is to be rated using a 10-point scale (with 1 point which stands for minimum or indirect GH impact on the event and 10 points that stand for the event completely resultant from this very GH). The results are to be grouped by months. The fragment of the possible evaluation is shown in Figure 2.

№	Date	Event circumstances	Previous year indicators		Generated Hazards and their impact expert evaluation					
			F_{spi}	F_{li}	AS	SET	ATC	OP	BCH	SEC
1	11.01	Airport security vehicle is inoperative, substituted by a follow me car		1500	1	3				3
2	17.01	Standardized lighting markers on the TWY partially covered with snow		600	6		1			
3	29.01	Incursion of the active TWY by a luggage trolley (flight delay)		2000			2		8	
January total			0,754	4100	7	3	3	0	8	3
4	12.02	SAR portable radio stations transmission inoperable		0			1			
5	20.02	Dog on the apron		0	1		1	1		1
6	25.02	A small bird in NLG bay at takeoff		6000			1	6		
February total			0,515	6000	1	0	3	7	0	1

Fig. 2. A fragment of the source data (example)

Figure 2 also shows the actual values of the indicators, calculated using the methods accepted by the certain aerodrome operator.

Considering the data obtained, the initial data for the regression model are formulated (fig. 3). In order to perform further regression modelling operations STATISTICA 13.5.0.17 (English version) software package is used and instruction cited in [14] are applied.

Month-Fspi-Fli-GHF	1 Fspi	2 Fli	3 AS	4 SET	5 ATC	6 OP	7 BCH	8 SEC
January	0,754	4100	7	3	3	0	8	3
February	0,515	6000	1	0	3	7	0	1
March	0,368	1200	0	1	4	4	0	0
April	0,294	0	1	0	1	0	2	0
May	0,405	5300	2	1	3	7	2	0
June	0,129	2000	0	1	5	0	0	0
July	0,147	500	0	0	3	0	2	1
August	0,129	800	0	0	4	2	0	0
September	0,423	6110	2	1	9	0	0	0
October	0,257	0	0	0	0	1	0	0
November	0,386	0	0	3	0	0	0	0
December	0,349	5590	1	4	6	0	0	0

Fig. 3. Initial data of regression models in the STATISTICA software package

Two basic linear regression models are constructed based on the data obtained. These regression models illustrate the dependence of every indicator on the GH.

The factor correlation analysis is no sense as the forecast will be based on monthly mean per year, without indicator values for a certain month. Therefore, multicollinear factors may occur in a model (linear dependence between the explanatory variables) [15].

The results of the regression model construction for the indicators F_{spi} and F_{li} are shown in Figure 4.

Итоги регрессионной модели для показателя Пбп: R= .95044945 R ² = 0.90335415 Скорректированный Adjusted R ² = 0.78737913						
N=12	b*	Std. Err. of b*	b	Std. Err. of b	t(5)	p-value
Intercept			0,281991	0,064340	4,38279	0,007136
AS	1,44574	0,461960	0,129607	0,041413	3,12959	0,025970
SET	0,18609	0,174195	0,023684	0,022169	1,06831	0,334220
ATC	-0,30767	0,184020	-0,021643	0,012945	-1,67196	0,155395
OP	0,20519	0,163767	0,013403	0,010697	1,25292	0,265637
BCH	-1,00523	0,492032	-0,077092	0,037734	-2,04302	0,096497
SEC	0,31380	0,293056	0,062253	0,058138	1,07077	0,333214
Итоги регрессионной модели для показателя ПФу: R= 0.93457158 R ² = 0.87342403 Скорректированный Adjusted R ² = 0.72153287						
N=12	b*	Std. Err. of b*	b	Std. Err. of b	t(5)	p-value
Intercept			-520,947	1059,050	-0,49190	0,643623
AS	0,908097	0,528675	1170,890	681,668	1,71768	0,146499
SET	0,174757	0,199352	319,888	364,907	0,87663	0,420804
ATC	0,431384	0,210595	436,465	213,075	2,04841	0,095837
OP	0,428934	0,187418	402,978	176,077	2,28865	0,070769
BCH	-0,760775	0,563090	-839,169	621,113	-1,35107	0,234588
SEC	0,166206	0,335378	474,248	956,958	0,49558	0,641202

Fig. 4. The results of the construction of regression models

Here, column “b” shows the regression coefficients, i.e. the constant and the coefficients for every indicator (for every independent variable).

Column “b*” shows the values for standardized coefficient (β).

The GH influence importance values are shown in “p-value” columns.

R^2 – the coefficient of linear determination, which is the regression model adequacy value

Std. Err of b (b*) – the standard mean error of b (b*).

FEASIBILITY ASSESMENT OF THE MODEL

The adequacy and the application spectrum of the model should be evaluated to be able to apply the results obtained.

The determination coefficient for every model is shown in the head of the table (fig. 4) as “ R^2 ”. This coefficient may take the values from 0 to 1 and shows the number of factors considered within a model out of those that influence the dependent variable. For this case, the determination coefficients are quite fine (according to [16] if more than 0,8), which proves that the model will be more precise than a simple mean value forecast [17].

Also, STATISTICA software package allows to convey a technical analysis of residual. The theory of regression analyses defines residual as the actual data deviation values from the regression line. Let us analyze the residual for F_{spi} (likewise for F_{li}). Figure 5 shows the frequency histogram of residuals, and Figure 6 shows the probability plots – normal for the residuals.

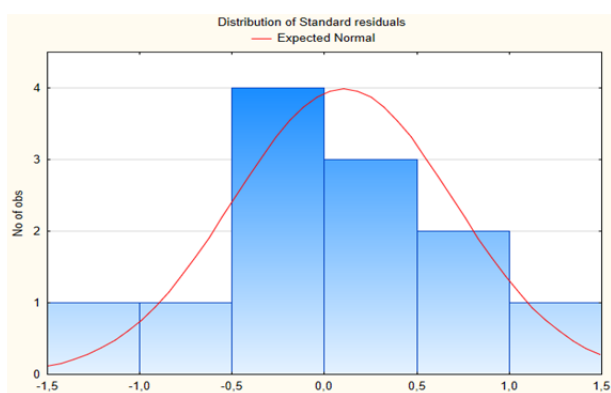


Fig. 5. The frequency histogram of the distribution of residues

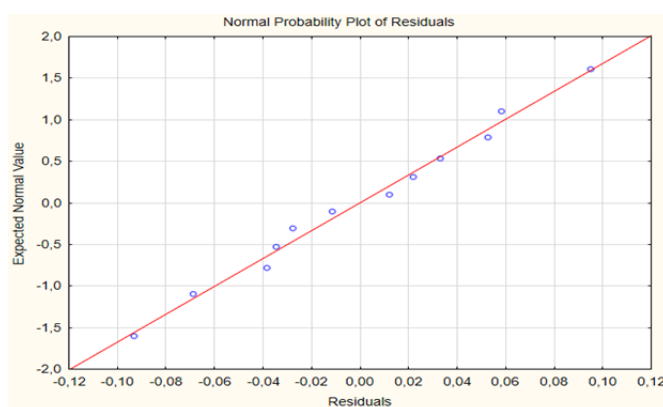


Fig. 6. Normal Probability Plot of Residuals

The given graphs show the normal residual plotting and also the absence of the actual data deviation from the theoretical normal line

Let us enter the monthly mean values of GH for the previous year (M_i mean) from the input data (fig. 3). The model shows the result of the mean indicator values, and the values for their confidence intervals $\pm 95\%$ (fig. 7).

Predicting Values for (Месяц-Пбн-Пфу-ОФФ) variable: Пбн				Predicting Values for (Месяц-Пбн-Пфу-ОФФ) variable: Пфу			
Variable	b-Weight	Value	b-Weight * Value	Variable	b-Weight	Value	b-Weight * Value
AS	0,129607	1,166700	0,151212	AS	1170,890	1,166700	1366,078
SET	0,023684	1,166700	0,027632	SET	319,888	1,166700	373,213
ATC	-0,021643	3,416700	-0,073949	ATC	436,465	3,416700	1491,269
OP	0,013403	1,750000	0,023455	OP	402,978	1,750000	705,211
BCH	-0,077092	1,166700	-0,089944	BCH	-839,169	1,166700	-979,058
SEC	0,062253	0,416700	0,025941	SEC	474,248	0,416700	197,619
Intercept			0,281991	Intercept			-520,947
Predicted			0,346337	Predicted			2633,385
-95,0%CL			0,285221	-95,0%CL			1627,403
+95,0%CL			0,407454	+95,0%CL			3639,368

a b
Fig. 7. Average values and their confidence intervals
a) F_{spi} ; b) F_{li}

The analyses of the model shown confirms its applicability within the methods of factor analyses, [18, 19] i.e. the maintenance factors for the aerodrome operators and determining the dependence of the variables. STATISTICA software package allows to construct regressions applicable for the method based on almost any initial data, which exist in practice.

THE APPLICATION OF THE MODEL FOR OPTIMIZATION ANY PRIORITY RANKING OF MANAGERIAL DECISIONS

The flight safety management supposes annual planning. The experts are tasked to evaluate the percental decrease in the impact of every GH after the implementation of every managerial decision. The evaluation criteria are shown in Table 1.

Table 1

Criteria for expert evaluation of the impact of managerial decisions
on generalized hazards

Percentile impact onto GH	Comment
100 %	Maximum impact onto GH. Eliminates the possibility of GHs after the managerial decision implementation
50 %	After the managerial decision implementation, the possibility of GH is twice as low
5 %	The managerial decision will contribute to the improvement of the only factor out of the total GH
3 %	The managerial decision will moderately contribute to the improvement of the only factor out of the total GH
1 %	The managerial decision will slightly contribute to the improvement of the only factor out of the total GH
0,5 %	The minimum influence onto GH. The managerial decision will slightly contribute to the improvement of the only factor out of the total GH

For example, Table 2 presents the data about the possible managerial decisions showing their implementation costs (in provisional monetary units) and the percentile impact onto the GHs (the managerial decision efficiency coefficients – K_{ij}). These coefficients must be assessed by the experts based on the criteria shown in Table 1.

Table 2

Expert assessments of the impact of management decisions on generalized hazards

The managerial decision	Cost Provisional monetary units	Efficiency coefficients (K_{ij})					
		AS	SET	ATC	OP	BCH	SEC
1	2	3	4	5	6	7	8
1.To renovate the RWY and TWY ground marking	400	0,015	0,035	0,015	0,01	0,005	0,005
2.To develop a data exchange software package	160	0	0	0,005	0,01	0,005	0
3.To improve the ATC and ornithological service interaction technology	260	0	0	0,02	0,02	0	0
4.To purchase the radio stations	500	0	0,035	0,01	0,005	0,01	0,005

Continuance of Table 2

1	2	3	4	5	6	7	8
5.To carry out refresher training for the interacting departments	300	0	0,035	0,005	0,005	0,005	0,005
6.To repair the RWY and TWY pavement	3000	0,015	0,015	0,005	0,05	0,005	0
7.To set the fence from the water body	250	0	0,005	0,02	0,01	0	0
8.To purchase the equipment (parts etc.)	1500	0	0,01	0,05	0,01	0	0
9.The airdrome trolley repair/renovation	400	0,005	0,005	0	0,01	0	0

Considering the data makes it possible to correct the monthly mean (for the previous year) coefficients for each GH contribution to the indicator after the implementation of each managerial decision, using the Formula 2.

$$M_{ij} = M_{icp.} - M_{icp.} * K_{ij} \quad (2)$$

Where: $M_{icp.}$ – the monthly mean GH for the previous year;

K_{ij} – managerial decisions efficiency coefficients.

The new coefficients (M_{ij}) are shown in Table 3.

Table 3

Contribution coefficients of generalized hazard factors considering the predicted effect of the implementation of each managerial decision

MD	Coefficients M_{ij}					
	AS	SET	ATC	OP	BCH	SEC
1	1,1492	1,1258	3,3654	1,7325	1,1608	0,4146
2	1,1667	1,1667	3,3996	1,7325	1,1608	0,4167
3	1,1667	1,1667	3,3483	1,7150	1,1667	0,4167
4	1,1667	1,1258	3,3825	1,7413	1,1550	0,4146
5	1,1667	1,1258	3,3996	1,7413	1,1608	0,4146
6	1,1492	1,1492	3,3996	1,6625	1,1608	0,4167
7	1,1667	1,1608	3,3483	1,7325	1,1667	0,4167
8	1,1667	1,1550	3,2458	1,7325	1,1667	0,4167
9	1,1608	1,1608	3,4167	1,7325	1,1667	0,4167

Using the models (fig. 4) made on the basis of the initial data for the previous year (fig. 3) enables to forecast the indexes for the following year considering each managerial decision implementation. The changes of the indexes ΔF_{spi} and ΔF_{li} may be calculated using the Formula (3):

$$\Delta \Pi_{fsj} = \Pi_{fs0} - \Pi_{fs}; \quad \Delta \Pi_{fli} = \Pi_{fli0} - \Pi_{fli}; \quad (3)$$

where Π_{fs0} / Π_{fli0} - upper fiducial limit (+95%CL) for the indexes not taking the implementation of managerial decisions into account (see fig. 7);

Π_{fsj} / Π_{flj} - upper fiducial limit (+95%CL) for the indexes considering each managerial decision implementation.

As this is a two-criteria problem, let us introduce two criteria for the managerial decision efficiency:

$$C_1^j = \frac{\Delta \Pi_{fsj}}{Q_j}; \quad C_2^j = \frac{\Delta f_{lj}}{Q_j} \quad (4)$$

where Q_j is the cost of the j – number managerial decision.

The values of the efficiency criteria are estimated for every managerial decision.

Further, it is necessary to calculate the specific values, as it is recommended in [3]. For the criterion C_1 the specific value C_1^{j*} is calculated as (5):

$$C_1^{j*} = \frac{C_1^j - \min C_1^j}{\max C_1^j - \min C_1^j} \quad (5)$$

where $\max C_1^j$ are $\min C_1^j$ the maximum and minimal values of the criterion.

The calculations for C_2^{j*} criterion are likewise, as both criteria (indexes) are supposed to be diminished.

As the theory of man-machine procedures cites, the solutions of a multi-criteria problem of the decision-making theory require to determine weighted coefficients of the criteria importance w_1 and w_2 , that should sum to a one. For example, let us suppose that the airdrome operator sets the criteria priority as $w_1=0,6$; $w_2=0,4$. Then we can estimate the complex criteria C^j for every managerial decision using the formula (6):

$$C^j = C_1^{j*} w_1 + C_2^{j*} w_2 \quad (6)$$

The results obtained from the calculations (formulae 3-6) are the grounds for the complex criteria evaluation. It is reasonable to rank the managerial decisions in descending order (tab. 4).

Table 4

Ranking managerial decisions by degree of optimization

№	Managerial decision	Cost	Complex criterion
1	1. To renovate the RWY and TWY ground marking	400	0,945
2	9. The airdrome trolley repair/renovation	400	0,519
3	5. To carry out refresher training for the interacting departments	300	0,474
4	3. To improve the ATC and ornithological service interaction technology	260	0,432
5	7. To set the fence from the water body	250	0,362
6	6. To repair the RWY and TWY pavement	300 0	0,352
7	4. To purchase the radio stations	500	0,282
8	8. To purchase the equipment (parts etc.)	150 0	0,236
9	2. To develop a data exchange software package	160	0,158

Managerial decision ranking emphasizes their priority according to the complex criterion chosen. The result obtained may be applied by the person who makes decisions about the feasibility and priority of managerial decisions implementation.

CONCLUSION

The paper suggests the methods for the flight safety management decisions in aerodrome operators' activity. The research introduces the method of the managerial decision efficiency evaluation based on the two-criteria task of "man-machine procedures" using statistical analyses and the method of regression modelling.

The regression analyses allow to forecast the flight safety records based on the previous year data, considering the implementation of the new managerial decisions. The method considers the impact of the managerial decisions onto the flight safety, taking their feasibility into account.

Thus, the suggested method allows to rank the managerial decisions and may be applied as the grounds for the flight safety resources allocation.

STATISTICA software package is suggested as the problem solution tool. The method application does not require mathematical skill as the results may be computed using a personal computer.

The method described may be applied for inspections and flight safety departments of the aerodrome operators. The application area may be extended to Flight Safety Management Systems of all aviation enterprises regarding the services specifics and typical hazards.

The method upgrade to the level of practical application will require further research and trial based on the actual data.

REFERENCES

1. **Khrustalev, S.A., Orlov, A.I. and Sharov, V.D.** (2013). *Mathematical methods for evaluation of the efficiency of management decisions*. Zavodskaya Laboratoriya. Diagnostika Materialov, vol. 79, no. 11, pp. 67–72. (in Russian)
2. **Orlov, A.I.** (2006). *Teoriya prinyatiya resheniy: uchebnoye posobiye* [Decision theory: Tutorial]. Moscow: Izdatelstvo «Eksamen», 576 p. (in Russian)
3. **Larichev, O.I.** (2008). *Teoriya i metody prinyatiya resheniy, a takzhe Khronika sobytii v Volshebnykh stranakh. Uchebnik dlya VUZov* [Theory and decision-making methods, as well as the Chronicle of events in the Magic countries: Textbook for Universities]. Moscow: Logos, 392 p. (in Russian)
4. **Larichev, O.I.** (2002). *Properties of the decision methods in the multicriteria problems of individual choice*. Automation and Remote Control, vol. 63, no. 2, pp. 304–315.
5. **Orlov, A.I.** (2018). *Metody prinyatiya upravlencheskikh resheniy. Uchebnik* [Management Decision Making Methods: Textbook]. Moscow: KNORUS, 286 p. (in Russian)
6. **Romanov, V.N.** (2012). *Osnovy sistemnogo analiza: V.N. Romanov: uchebno-metodicheskiy kompleks* [Fundamentals of systems analysis: V.N. Romanov: educational and methodical complex] St. Petersburg: Izdatelstvo Natsionalnogo mineralno-syrevogo universiteta «Gornyy», 298 p. (in Russian)
7. **Guziy, A.G., Kapustin, A.G., Lushkin, A.M. and Fokin, A.V.** (2019). *Quantitative risk estimation methodology for flight safety in airline segment of commercial aviation*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 4, pp. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-33-42. (in Russian)
8. **Tolstykh, S.A. and Sharov, V.D.** (2018). *Method of sms basic elements development for the aerodrome operator*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 4, pp. 29–38. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-29-38. (in Russian)

9. Sharov, V.D. and Vorobyov, V.V. (2017). *Fuzzy risk assessment of aviation events*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 3, pp. 6–12.
10. Lushkin, A.M. (2015). *Methodology of probabilistic evaluating of current accident rate based on the factorial analysis of aviation events*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 218 (8), pp. 24–28. (in Russian)
11. Sharov, V.D. (2014). *Developing safety indicators on the basis of the ICAO recommendations*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 204, pp. 97–104. (in Russian)
12. Popov, Ju.V. (2015). *Quantity indicators of safety of flights*. Problemy bezopasnosti poletov, no. 2, pp. 10–19. (in Russian)
13. Orlov, A.I. (2018). *Diversity of the models for regression analysis (generalizing article)*. Zavodskaya Laboratoriya. Diagnostika Materialov, vol. 84, no. 5, pp. 63–73. DOI: 10.26896/1028-6861-2018-84-5-63-73. (in Russian)
14. Borovikov, V.P. (2003). *STATISTICA. Iskusstvo analiza dannykh na kompyutere* [STATISTICS. The art of analyzing data on a computer]. 2nd ed. ispr. i dop. (+ CD). St. Petersburg: Piter, 688 p. (in Russian)
15. Orlov, A.I. (2018). *Errors in the use of correlation and determination coefficients*. Zavodskaya Laboratoriya. Diagnostika Materialov, vol. 84, no. 3, pp. 68–72. DOI: 10.26896/1028-6861-2018-84-3-68-72. (in Russian)
16. Bakhrushin, V.E. (2011). *Methods for non-linear statistic bonds estimation*. System technologies, vol. 2, no. 73, pp. 9–14. (in Russian)
17. Ershov, E.B. (2008). *A choice of the regression maximizing an unbiased estimate of the coefficient of determination*. Applied Econometrics, no. 4 (12), pp. 71–83. (in Russian)
18. Kaiser, H.F. (1960). *The application of electronic computer to factor analysis*. Educational and Psychological Measurement, vol. 20, issue 1, pp. 141–151. DOI: 10.1177/001316446002000116
19. Brown, T.A. (2006). *Confirmatory factor analysis for applied research*. Guilford Press, 475 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergei A. Tolstykh, Junior Researcher, Postgraduate Student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.tolstykh@mstuca.aero

МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ УПРАВЛЕНИИ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ В ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАТОРОВ АЭРОДРОМОВ

С.А. Толстых¹

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

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта
№ 19-38-90215

В современных условиях ограниченности бюджета операторов аэродромов задача оптимизации принятия решений при управлении безопасностью полетов становится чрезвычайно актуальной. Управленческие решения, являющиеся инструментом управления безопасностью полетов, должны быть не только эффективны с точки зрения ожидаемых улучшений в безопасности, но и экономически выгодны и целесообразны для данного предприятия. Под оптимизацией в данной статье следует понимать минимизацию по этим критериям. В статье представлен метод поддержки принятия управленческих решений в рамках стратегии управления безопасностью полетов в деятельности операторов аэродромов.

В представленной методике важное место отводится показателям уровня безопасности полетов и их использования при принятии управленческих решений. Наряду с показателем безопасности полетов используется показатель финансового ущерба от зафиксированных событий, который рассчитывается в стоимостном выражении с учетом прямого и косвенного ущерба для оператора аэродрома. Используется регрессионное моделирование совместно с методикой принятия решений «человеко-машинных процедур». Регрессионный анализ выполняется с применением программного обеспечения STATISTICA и позволяет выявить зависимость показателей от степени влияния факторов опасности. Полученная модель на основе данных за прошлый год дает возможность выполнять прогноз значений показателей на следующий. Используя методику принятия решений «человеко-машинных процедур» выполняется оценка приоритетности внедрения управленческих решений на основе комплексного критерия. Методика обеспечивает выполнение требований российского и международного воздушного законодательства для операторов сертифицированных аэродромов. Область ее применения может быть расширена до СУБП всех поставщиков авиационных услуг при учете соответствующей специфики предоставляемых услуг и имеющихся факторов опасности. Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-38-90215.

Ключевые слова: риск безопасности полетов, показатель, оператор аэродрома, оптимизация, регрессионный анализ, прогноз, управленческие решения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хрусталева С.А., Орлов А.И., Шаров В.Д. Математические методы оценки эффективности управленческих решений // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2013. Т. 79, № 11. С. 67–72.
2. Орлов А.И. Теория принятия решений: учеб. пособие. М.: Издательство «Экзамен», 2006. 576 с.
3. Ларичев О.И. Теория и методы принятия решений, а также Хроника событий в Волшебных странах: учебник для вузов. М.: Логос, 2008. 392 с.
4. Ларичев О.И. Свойства методов принятия решений в многокритериальных задачах индивидуального выбора // Автоматика и Телемеханика. 2002. № 2. С. 146–158.
5. Орлов А.И. Методы принятия управленческих решений: учебник. Москва: КНОРУС, 2018. 286 с.
6. Романов В.Н. Основы системного анализа: В.Н. Романов: учебно-методический комплекс. СПб.: Изд-во Национального минерально-сырьевого университета «Горный», 2012. 298 с.
7. Гузий А.Г. Методология количественного оценивания риска для безопасности полетов в самолётном сегменте коммерческой авиации / А.Г. Гузий, А.Г. Капустин, А.М. Лушкин, А.В. Фокин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 4. С. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-33-42
8. Толстых С.А., Шаров В.Д. Метод разработки основных элементов системы управления безопасностью полетов оператора аэродрома // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 4. С. 29–38. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-29-38
9. Шаров В.Д., Воробьев В.В. Нечеткая оценка риска авиационного события // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 3. С. 6–12.
10. Лушкин А.М. Методология вероятностного оценивания текущего уровня аварийности по результатам факторного анализа авиационных событий // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 218 (8). С. 24–28.
11. Шаров В.Д. Разработка показателя безопасности полетов на основе рекомендаций ИКАО // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 204. С. 97–104.
12. Попов Ю.В. Количественные показатели безопасности полетов // Проблемы безопасности полетов. 2015. № 2. С. 10–19.
13. Орлов А.И. Многообразие моделей регрессионного анализа (обобщающая статья) // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2018. Т. 84, № 5. С. 63–73. DOI: 10.26896/1028-6861-2018-84-5-63-73

- 14. Боровиков В.П.** STATISTICA. Искусство анализа данных на компьютере. 2-е изд. испр. и доп. (+CD). СПб.: Питер, 2003. 688 с.
- 15. Орлов А.И.** Ошибки при использовании коэффициентов корреляции и детерминации // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2018. Т. 84, № 3. С. 68–72. DOI: 10.26896/1028-6861-2018-84-3-68-72
- 16. Бахрушин В.Е.** Методы оценивания характеристик нелинейных статистических связей // Системные технологии. 2011. Т. 2, № 73. С. 9–14.
- 17. Ершов Э.Б.** Выбор регрессии максимизирующий несмещенную оценку коэффициента детерминации // Прикладная эконометрика. 2008. № 4 (12). С. 71–83.
- 18. Kaiser H.F.** The application of electronic computer to factor analysis // Educational and Psychological Measurement. 1960. Vol. 20, iss. 1. Pp. 141–151. DOI: 10.1177/001316446002000116
- 19. Brown T.A.** Confirmatory factor analysis for applied research. Guilford Press, 2006. 475 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Толстых Сергей Александрович, младший научный сотрудник, аспирант МГТУ ГА, s.tolstyh@mstuca.aero

Поступила в редакцию 26.06.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 26.06.2020
Accepted for publication 24.09.2020

UDC: 629.735.33

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-67-75

MATHEMATICAL MODELLING OF AERONAUTICAL ENVIRONMENT

D.E. ESHMURADOV¹, T.D. ELMURADOV¹

¹*Tashkent State Technical University Named After Islam Karimov, Tashkent, Uzbekistan*

On the basis of the study of air flight control, as well as the need to take into account the regional parameters of the airspace, the expediency and the need for mathematical modeling of the air navigation environment were identified. The article deals with the features of the model of air navigation environment, in which the base of the study adopted the basic information used to describe the plan for the execution of air flight. In the study, it was found that in navigation main feature is the geodesic of abstraction, however, such information was found, is not complete for the plan for air flight. The study emphasized the role of taking into account all the restrictions by which certain prohibitions on the use of specific volumes of airspace are imposed. Based on the results obtained, a graph of the geometric representation of the airspace with constraints was constructed. The results of the study allow us to conclude that the construction of a mathematical model of the air navigation environment allows us to achieve the following results: optimization of the distribution of the EAP loads by sectors, visualization of the air navigation situation in the region, the establishment of critical load directions, the collection of data on the load, the study of the factor effects on the regularity and safety of the aircraft movement. The mathematical model of the aeronautical situation was built with the help of a composition of hierarchical type. As a result of such construction of mathematical model its transformation with addition of new models is possible. Using the proposed mathematical model in the framework of discrete event systems can be used to simulate complex air navigation environment with a large number of aircraft. The use of the formalism presented in this study allows a clear distinction between the mechanism of information processing and the information itself in the process of modeling.

Key words: modeling, airspace, optimization, mathematical modeling, air navigation, air navigation environment, modeling of air navigation environment.

INTRODUCTION

Nowadays there is the current point of efficient use of aeronautical environment elements in the conditions of upgrading the performance of the aircraft due to the impact of crisis situations. The air traffic control is becoming more difficult due to the annually increase of the airway congestion. Through the latter there is the increase of the air path workload. The air traffic proceeds over the land environment which is not equipped with the navigational aids. The current research of this point is intended to the real-time system modelling and the preliminary planning of the actual aircraft movement. Nevertheless, the requirements are becoming stricter for the aerospace capacity as a result of convention elements introduction (area navigation RNAV, conditional routes, etc.). Due to that the valence of the airspace area is being increased; its structure is becoming more complicated [1].

The preliminary planning is marked by some points connected with the preliminary flight plans preparation. The proper planning of flights and the consideration of aeronautical environment influence the flight safety. The computer-integrated air navigation environment database is considered to be the source of input data while planning the usage of the airspace. This database ranges all the regional parameters of the air area.

After processing the flight plan of the aircraft by the aviation traffic control system, they estimate the disruption impacts. Before that, it requires the construction of the mathematical model of the aeronautical environment of the aircraft via the use of the formalism of the event-related discrete system with regard to the further changes [2].

In the present research the principles of the event-related discrete modelling and the system dynamics are taken as a basis of the air navigation environment model.

PROBLEM DESCRIPTION

Nowadays the national carrier “Uzbekiston Havo Yullari” has the great flight geography. The aircraft are equipped with all the necessary navigational aids and operate flights to Europe and America using RNAV system while completing approach.

Table 1

Air Traffic Intensity in the airspace of the Republic of Uzbekistan

№	Period	Transit	Airfield Area (departure/arrival)	Total	Deviation (%)
1.	2011	44080	41826	85906	
2.	2012	49110	42950	92060	+ 7
3.	2013	51248	41899	93147	+ 1
4.	2014	54084	40088	94172	+ 1
5.	2015	53965	36891	90856	- 4
6.	2016	54038	34287	88325	- 2,8
7.	2017	55334	34029	89363	+ 1,18
8.	2018	62637	36618	99255	+ 11
9.	2019	58047	44011	102058	+ 2

It can be seen that the air traffic intensity in the airspace of the Republic of Uzbekistan has highly increased. Such rapid growth will demand the air traffic control system infrastructure upgrade, upgraded ATM procedures based on PBN implementation.

It is customary to apply the differential equation system for aeronautical situation mathematical modelling. As for their quantity, it depends on the number of problems which are being solved in the system. The description pattern of aircraft movement is normalized by ICAO and is applied for the description of the flight pln. It contains the following data:

- the expected time of reaching the element
- the flight levels and the flight speed for all the traffic
- the point of flight level change
- the point of airway change
- the sequence of airways used for the aircraft travel
- off and landing time, terminals and alternates and the base airfield
- aircraft type [3]

There are the data of the element features, which compose the plan of the flight, in the air navigation database. Although the airfields are characterized by several parameters, only a few parameters are enough for mathematical modelling and the flight plan interpreting:

- geodesic coordinates of the airport way-point;
- four-letter identification code [4].

At the same time, the airways are presented as the list of the work regulations, vertical limits, navigational aids and points. The waypoints are presented as the distinct five-letter identification codes or the geodesic coordinates. Besides the distinct identification codes and the geodesic coordinates, their physical characteristics which are proceeded by the aircraft aeronautical system [5], are also the features of the aeronautical means. The geodesic abstractions are the only key features of the navigational aids. The aircraft are known to operate flights only within the airways, which are expressed as the certain broken lines. The points of break of such lines are denoted by the navigational aids or points. The availability of all the steer points is not always prescribed by the flight plan. As a result, the interrogation to the aeronautical database is carried out in order to get the exact and relia-

ble data. Due to such an interrogation one can set the geodesic coordinates of the aeronautical means and points which are necessary for modelling the aircraft. Nevertheless, data on the course line of the aircraft are not enough for the planning of the flight to the fullest extent. It is important to take all the restrictions into account while planning. The interdicts on using the certain capacity of the airspace are rolled out by these restrictions. Contingently these restrictions are divided into the following classes:

- 1) the occasional limits, which are of stochastic nature;
- 2) pre-determined limits; data on which is contained in aeronavigation database.

It is needed to refer forbidden areas, hazardous areas, training areas and restricted areas to the pre-determined limits. The enumerated elements of the airspace are defined by the schedule of works and three-dimensional geometrical description (fig. 1) [6]

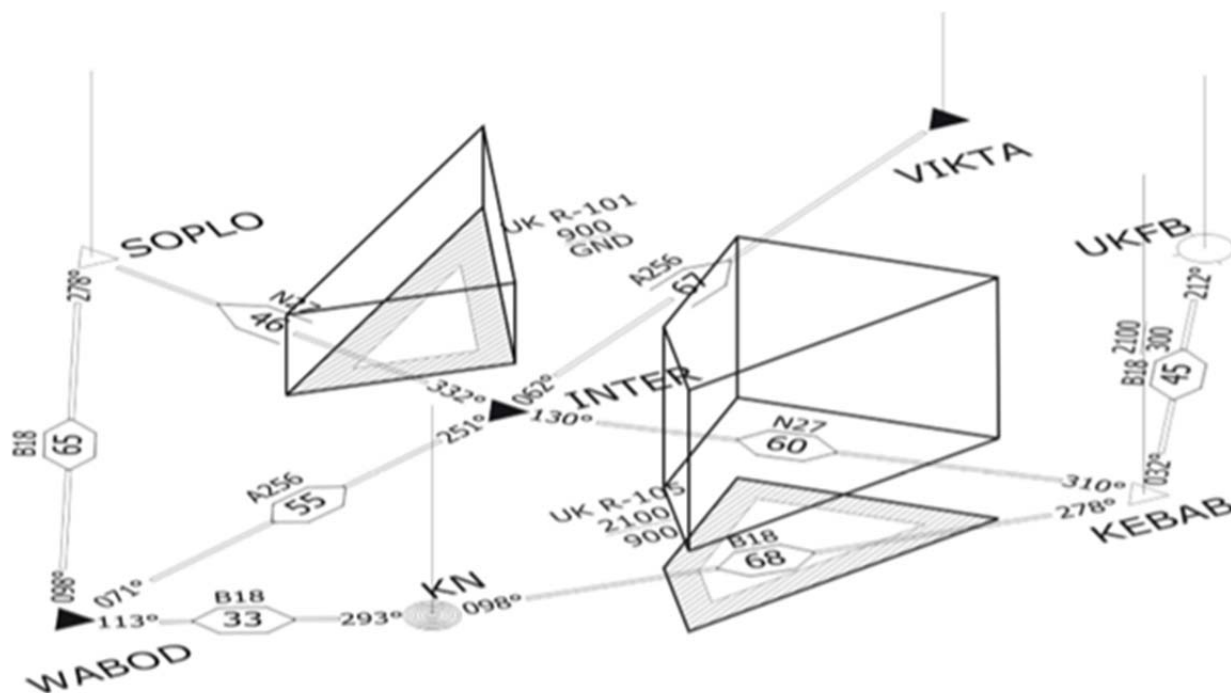


Fig. 1. Geometric representation of restricted airspace

The occasional limits display themselves in a complex of factors: from the impossibility of using some of the airway elements to the closure of some areas in the airspace. As a result, there is a need of separation of the data from the mathematical model. The common data repository can be used for all the problems related to the traffic control with the help of such separation. In particular, one can take the local basis into account [7].

Analyzing the traffic above the territory of the Republic of Uzbekistan, one can notice that there are around 200 aircraft per shift travelling along the more congested airway. Therefore, the night time is especially harsh to the air traffic control officer. For instance, at 3 a.m. there are around 20 aircraft per unit of time over the point of TMD (Tamdibulak) [8].

Construction of mathematical modes of aeronautical environment in the objective point by taking the problem description into account can be used for obtaining the following results:

- the optimization of airspace load distribution between the areas;
- the survey (visualization) of aeronautical environment in the region for its descriptive research;
- the opportunity of setting the stalling directions in terms of the workload;

- the analysis and statistical data collection on the highest workload on the areas of the airways and in the separate areas;
- the opportunity of researching the impact of the different occasional factors on safety and regularity of the air traffic.

THE RESULTS OF THE RESEARCH

Although the process of the aeronautical environment change is considered to be constantly ongoing and ram through time, it is needed to use the following variants:

- 1) no need of modelling the aeronautical environment change in real-time mode;
- 2) the airspace structure change may affect the modelling object;
- 3) the change of states of the airspace structure of the stochastic nature;
- 4) the aerodynamic factors reflect the state of the aircraft model at any moment of time. Taking them into account is not necessary in terms of solving the following problems;
- 5) the description of the traffic of every single aircraft using the system of differentiated equations is difficult as a result of a big number of objects being modelled.

The structure of a system depends on the character and typology of correlation of its elements. Consequently, the performance of a system needs to be matched with its current states. Each of these states can be expressed in terms of many variables; the multitude of these variables depends on the system. For instance, temperature, volume and pressure are the variables for the definition of the thermodynamic system; that means that ephemerides of the celestial bodies are needed to define the state of the astronomic system. The elements of the system may be of the complex or atomic nature. In their turn, the terms “complexity” and “atomicity” are considered to be conventional imposed by the problems of modelling. For instance, directional beacon is modelled as an atomic system object while modelling the procedures of landing of the aircraft. At the same time, it is needed to analyze the compound element in order to research the work of the wave guides of this radio homing beacon. The compound element includes functional “atomic” clusters which are differentiated to separate elements of the schemes, etc.

Discrete systems in general cases are divided into discrete time systems and systems of a constant time interval [9]. The change of a system state of a constant time interval is provided in terms of a constant time interval Δt . The amounts of the variables, which reflect the system state, do not change in the intervals between the Δt observation. If Δt tends to zero, such a mathematical model can be used for duplication of a process of a constant nature. The process of changing the states of the discrete time systems is implemented by means of different time intervals. Their duration may be related to the environment. The change of the system states is expressed in the mishaps.

The description of the systems of the object hierarchical synergy is provided by the mathematic modelling of the mishap schemes. [10]. It was offered in 1976 by B. Zigler. The input data, unlike the continuous systems, do not change due to time in the mishap discrete system by the law of step function. Such a formalism has some benefits, which are conditioned by inheritance of the mathematical theory of the systems of the dynamical nature [11]. The following formalism of the mathematical modelling allows to combine the elements of the discrete and continuous paradigms in terms of the object being modelled. One more significant benefit is the opportunity of synthesis of the mathematical model by combining the atomic objects to the more complicated ones. It is worth empathizing that the derived objects may be used in modelling the objects of a more sophisticated nature. The hierarchic structure made this way is considered to be the composition “tree”. The offered formalism of the mathematical modelling by the following feature is different from any other current methods used while modelling the processes of air traffic management because the structure of the object being modelled is changing dynamically. The effect of each different conventional is taken into account while solving the following problem. That means that the restrictions on using the airspace are activat-

ed; the effect of the crisis factors also take place. The structure is being modified while proceeding such conventional factors and modelling.

There is a few of enumerations of models in the classification of the objects. These models are presented in Figure 2.

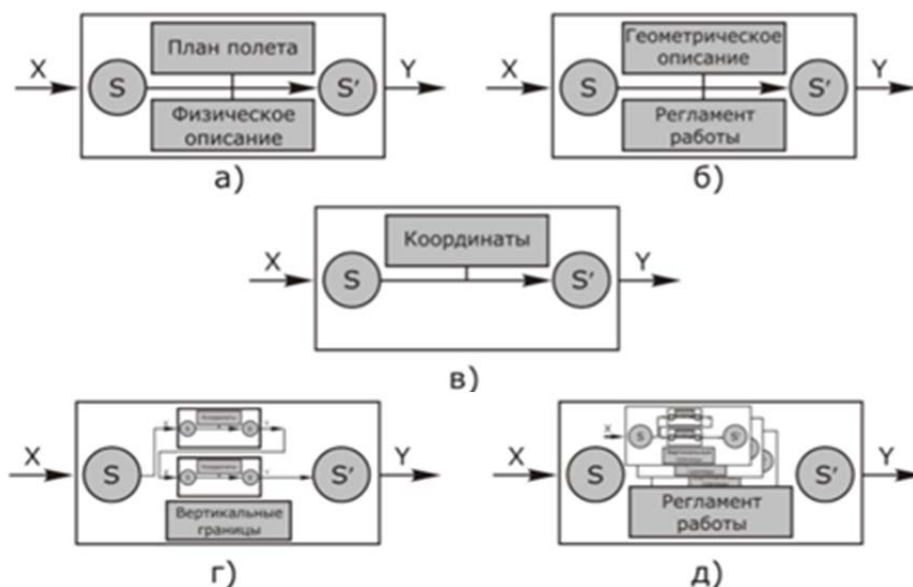


Fig. 2. Model hierarchy

Thus, there are the following models in this hierarchy:

1. The model of the aircraft: the inner physical interpretation is being changed depending on the type of the aircraft (helicopter, jet aircraft, piston aircraft, etc.), but the input and output data do not vary for the models of any aircraft (fig. 2a).

2. The model of the flight restriction; includes all the enumerated types of models (fig. 2б).

3. The model of the navigational aids or of the waypoint (fig. 2в).

4. The model of the section of the airway (fig. 2г).

5. The model of the airway (fig. 2д).

The models presented in Figures 2a–2в are considered to be atomic in the following system. At the same time, there are the complex models in Figures 2г–2д.

The system model can be described in a general case this way:

$$M = (X, S, Y, \delta in., \delta ext., \lambda, ta), \quad (1)$$

where $ta : S \rightarrow Real$ is the function which defines the ultimate time of the system being in the current state;

$\lambda : S \rightarrow Y$ is the function of the enteral mishaps generating;

$\delta ext. : Q \times X \rightarrow S$ is the enteral function of the transition. It defines the transition of states which is conditioned by the effect of the enteral mishaps, where:

$Q = \{(s, e) | s \in S, 0 \leq e \leq ta(s)\}$ is the vector of time of the system being in this state;

$\delta вн. : S \rightarrow S$ is the inner function of the transition. It defines the transition of states conditioned by the inner mishaps;

Y is the multitude of the outgoing mishaps;

S is the multitude of states which change in sequence;

X is the multitude of the entering mishaps.

THE DISCUSSION OF THE RESULTS

Using of the formalism of the mishap discrete systems for solving the basic problems of the flight planning can be illustrated by the simple examples. The following formalism can be used for the mathematical modelling of the complicated aeronautical environment equipped with a plenty of navigational aids. The opportunity of multipartition of the mathematical model and the basic data on the elements of the modelling system is the most ultimate factor while modelling the complicated aeronautical environment. Using the formulae presented in this work allows to divide exactly the mechanisms of the data proceeding and the data itself while modelling.

Besides that, the opportunity of adding the new models to the simulator of the developed mathematical model is its significant benefit. In spite of the following benefit, the formulas presented in this work can also be used for the mathematical modelling of the systems which are of the constant time interval. It is worth empathizing that the time interval is chosen while taking the peculiarities of the modelling process problem into account. For instance, one can use the discrete «1 step – 1 minute» in order to solve the problem of planning because all the time intervals are set with such a time accuracy for description of the procedures of the restriction zones and the flight plan. At the same time, the discrete step – «1 second» will be the one for the problems of modelling the near collisions, because the aircraft travels the distance in 1 second 250 meters having the average rate of 900 km per hour, which yields the standards of the horizontal separation.

The virtual model is easily discretized for the direct motion:

$$\begin{aligned} S_{n+1} &= S_n + \frac{V_{n+1} + V_n}{2} \cdot \Delta t \\ V_{n+1} &= V_n + a_{n+1} \Delta t . \end{aligned} \quad (2)$$

The development of the following formalism is used hereinafter to the paralleling formalism of the mishap discrete systems [12], which allows it to be used in the distributional computation resources.

CONCLUSION

As a result of the mathematical modelling by the hierarchical compositions, one can implement the current methods of the object-based programming using the modelling of the aeronautical environment. Hereinafter the results of modelling can be embedded in the agencies of the flight planning.

REFERENCES

1. **Lyudomir, A.V. and Orlov, V.S.** (2014). *Simulation of dynamical environment in controlled airspace*. Journal of Applied Informatics, no. 5 (53), pp. 89–97. (in Russian)
2. **Tel'puhovskaya, O.N.** (2017). *The modeling of air situation using object-oriented programming system*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 4, pp. 107–113. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-107-113. (in Russian)
3. **Kiselev, V.Yu. and Monakov, A.A.** (2015). *Aircraft trajectory prediction in air traffic control systems*. Information and Control Systems, no. 4 (77), pp. 33–40. (in Russian)
4. **Belyaev, Yu.B., Shmeleva, T.F., Kud, P.P. and Vlasov, S.A.** (2007). *Modelirovaniye zadach planirovaniya dvizheniya aviatsionnogo transporta v usloviyakh vysokodinamichnoy struktury vozdušnogo prostranstva s ispolzovaniyem formalizma diskretnykh situatsiy* [Modeling of air transport traffic planning problems in conditions of highly dynamic airspace structure with the use of discrete situations formalism]. Elektronnyy arkhiv Kiyevskogo Natsionalnogo universiteta

pishchevykh tekhnologiy, 10 p. Available at: http://dspace.nuft.edu.ua/jspui/bitstream/123456789/3478/1/Belyaev_2.pdf (accessed 10.07.2020). (in Russian)

5. **Gabeidoulin, R.Kh.** (2016). *Matematicheskoye modelirovaniye metodov regulirovaniya vozduhnogo dvizheniya s uchetom nedostovernosti prognoza vozdushnoy obstanovki* [Mathematical modeling methods of regulation of air traffic, taking into account the unreliability of the forecast of air environment]. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sbornik tezisov dokladov uchastnikov Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 45-letiyu Universiteta* [Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society: a collection of abstracts of the participants of the International Scientific and Technical Conference devoted to the 45th anniversary of the University], p. 174. (in Russian)

6. **Wybo, S.** (2003). *Database delivery*. Air Traffic Technology International, pp. 40–42.

7. **Zolotukhin, V.V., Isayev, V.K. and Davidson, B.Kh.** (2009). *Nekotorye aktualnyye zadachi upravleniya vozdushnym dvizheniyem* [Some actual problems of air traffic control]. *Trudy MFTI*, vol. 1, no. 3, pp. 94–114. (in Russian)

8. **Eshmuradov, D.E. and Sayfullaeva, N.A.** (2020). *Questions of optimization of the distribution of downloads of air space by sectors*. *Teoriya i praktika sovremennoy nauki*, no. 4 (58), pp. 201–204. (in Russian)

9. **Muromtsev, D.Yu. and Yashin, Ye.N.** (2012). *Analiz i sintez diskretnykh system: uchebnoye posobiye* [Analysis and synthesis of discrete systems: Tutorial]. Tambov: Izdatelstvo FGBOU VPO “TG TU”, 120 p. (in Russian)

10. **Mikhaylov, D.D.** (2015). *Osnovy matematicheskogo modelirovaniya* [Fundamentals of mathematical modeling]. *Bulletin of the Technological University*, no. 2, pp. 374–376. (in Russian)

11. **Shpakov, V.M.** (2017). *About situation-event approach to control of interacting discrete-continuous processes*. *Information and Control Systems*, no. 2 (87), pp. 26–33. DOI: 10.15217/issn1684-8853.2017.2.26. (in Russian)

12. **Chow, A.C., Zeigler, B.P. and Kim, D.H.** (1994). *Abstract simulator for the parallel DEVS formalism*. Fifth Annual Conference on AI and Planning in High Autonomy Systems, Gainesville, FL, USA, pp. 157–163. DOI: 10.1109/AIHAS.1994.390488

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Dilshod E. Eshmuradov, Academician of the Academy of Sciences Turon, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Department of Metrology, Standardization, Certification, Tashkent State Technical University Named after Islam Karimov, e_dilshod69@mail.ru

Temurmaliq D. Elmuradov, Assistant, Department of Informatics and Information Technology, Tashkent State Technical University Named after Islam Karimov, e_dilshod69@mail.ru.

ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ОБСТАНОВКИ

Д.Э. Эшмурадов¹, Т.Д. Элмурадов¹

¹Ташкентский государственный технический университет им. Ислама Каримова,
г. Ташкент, Узбекистан

На основе проведенного исследования управления воздушными полетами, а также необходимости учета региональных параметров воздушного пространства была выявлена целесообразность и необходимость проведения математического моделирования аэронавигационной обстановки. Рассматриваются вопросы особенностей построения модели аэронавигационной обстановки, в рамках которых в базу исследования приняты основные сведения, используемые для

описания плана по исполнению воздушного полета. В рамках исследования было установлено, что у навигационных средств основной особенностью считаются геодезические абстракции, однако такие сведения, как было установлено, не являются полными для осуществления планирования воздушного полета. В исследовании была подчеркнута роль учета всех ограничений, с помощью которых вводятся некоторые запреты на использование конкретных объемов воздушного пространства. На основе полученных результатов был построен график геометрического представления воздушного пространства с ограничениями. Результаты проведенного исследования позволяют прийти к выводу о том, что построение математической модели аэронавигационной обстановки позволяет достичь следующих результатов: оптимизация распределения грузов воздушного пространства по секторам, визуализация аэронавигационной обстановки региона, установление критических направлений загруженности, сбор данных о загруженности, исследование факторных воздействий на регулярность и безопасность движения воздушного судна. Математическая модель аэронавигационной обстановки была построена с помощью композиции иерархического типа. В результате такого построения математической модели возможна ее трансформация с добавлением новых моделей. Использование предложенной математической модели в рамках событийных дискретных систем может являться для моделирования сложной аэронавигационной обстановки с большим количеством воздушных судов. Использование формализма, представленного в настоящем исследовании, позволяет четко разграничить механизм обработки информации и саму информацию в процессе осуществления моделирования.

Ключевые слова: моделирование, воздушное пространство, оптимизация, математическое моделирование, аэронавигация, аэронавигационная обстановка, моделирование аэронавигационной обстановки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Людомир А.В., Орлов В.С. Имитационное моделирование динамической воздушной обстановки в управляемом воздушном пространстве // Прикладная информатика. 2014. № 5 (53). С. 89–97.
2. Тельпуховская О.Н. Моделирование воздушной обстановки с использованием объектно-ориентированной системы программирования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 4. С. 107–113. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-107-113
3. Киселев В.Ю., Монаков А.А. Предсказание траектории воздушного судна в автоматизированных системах управления воздушным движением // Информационно-управляющие системы. 2015. № 4 (77). С. 33–40.
4. Беляев Ю.Б. Моделирование задач планирования движения авиационного транспорта в условиях высокودинамичной структуры воздушного пространства с использованием формализма дискретных ситуаций [Электронный ресурс] / Ю.Б. Беляев, Т.Ф. Шмелева, П.П. Кудь, С.А. Власов // Электронный архив Киевского Национального университета пищевых технологий. 2007. 10 с. URL: http://dspace.nuft.edu.ua/jspui/bitstream/123456789/3478/1/Belyaev_2.pdf (дата обращения 10.07.2020).
5. Габейдулин Р.Х. Математическое моделирование методов регулирования воздушного движения с учетом недостоверности прогноза воздушной обстановки // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов участников Международной научно-технической конференции, посвященной 45-летию Университета. Москва 18–20 мая 2016 г. М.: Академия им. Н.Е. Жуковского, 2016. С. 174.
6. Wybo S. Database delivery // Air Traffic Technology International. 2003. С. 40–42.
7. Золотухин В.В., Исаев В.К., Давидсон Б.Х. Некоторые актуальные задачи управления воздушным движением // Труды МФТИ. 2009. Т. 1, № 3. С. 94–114.
8. Эшмурадов Д.Э., Сайфуллаева Н.А. Вопросы оптимизации распределения грузов воздушного пространства по секторам // Теория и практика современной науки. 2020. № 4 (58). С. 201–204.
9. Муромцев, Д.Ю., Яшин Е.Н. Анализ и синтез дискретных систем: учеб. пособие. Тамбов: Изд-во ФГБОУ ВПО «ТГТУ», 2012. 120 с.
10. Михайлов Д.Д. Основы математического моделирования // Вестник Казанского технологического университета. 2015. Т. 18, № 2. С. 374–376.

11. Шпаков В.М. О ситуативно-событийном подходе к управлению взаимодействующими дискретно-непрерывными процессами // Информационно-управляющие системы. 2017. № 2 (87). С. 26–33. DOI: 10.15217/issnl684-8853.2017.2.26

12. Chow A.C., Zeigler B.P., Kim D.H. Abstract simulator for the parallel DEVS formalism // 5th Annual Conference on AI and Planning in High Autonomy Systems, Gainesville, FL, USA, 1994. Pp. 157–163. DOI: 10.1109/AIHAS.1994.390488

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Эшмурадов Дилшод Эльмурадович, академик Академии наук Турон, кандидат технических наук, доцент кафедры метрологии, стандартизации, сертификации Ташкентского государственного технического университета им. Ислама Каримова, e_dilshod69@mail.ru.

Элмурадов Темурмалик Дилшодович, ассистент кафедры информатики и информационных технологий Ташкентского государственного технического университета им. Ислама Каримова, e_dilshod69@mail.ru.

Поступила в редакцию 14.07.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 14.07.2020
Accepted for publication 24.09.2020

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

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

УДК 629.7, 629.03

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-76-96

**ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ
КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ
И МНОВИНТОВОЙ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМОЙ**

А.В. РЕДЬКИН¹, Ю.А. ЯЛОЗА^{2,3}, И.Е. КОВАЛЕВ¹,

¹ ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, Россия

² АО «ЛИИ им. М.М. Громова», г. Жуковский, Московская обл., Россия

³ Филиал «Стрела» МАИ, г. Жуковский, Московская обл., Россия

Проекты и экспериментальные образцы инновационных летательных аппаратов вертикального взлета и посадки с гибридной силовой установкой во всем мире вызывают большой интерес и приток инвестиций. В связи с этим при разработке новых концепций важно понимать достижимый уровень их технического совершенства относительно эксплуатируемых сейчас винтокрылых и конвертируемых летательных аппаратов по показателям надежности и безопасности полета, чтобы в будущем получить возможность их применения для пассажирских перевозок. Также при разработке конструкции, выборе оптимальной компоновки необходимо знать вклад каждого элемента и агрегата в обеспечение надежности летательного аппарата в целом для соответствия требованиям. Для расчета показателей надежности был выбран метод структурных схем, разработана методика расчета. Рассмотрена общая классификация современных инновационных концепций конвертопланов, определена принципиальная схема гибридной силовой установки и её основные параметры. В статье рассмотрено влияние количества подъемных винтомоторных групп и их расположение на возможность продолжения полета на режиме висения в случае отказа одной винтомоторной группы, определен необходимый запас мощности подъемных электродвигателей для обеспечения данного условия безопасности. В соответствии с принятой принципиальной схемой определены основные функциональные группы гибридной силовой установки конвертоплана, работающие на разных режимах полета. Рассмотрены основные режимы типового профиля полета конвертируемого летательного аппарата, заданы характерные для каждого режима временные интервалы. Для каждого режима полета построена структурная схема надежности функциональных групп гибридной силовой установки, имеющих последовательное или параллельное соединение элементов в зависимости от их влияния на последствия отказа, составлено уравнение расчета вероятности безотказной работы. Для подъемных винтомоторных групп рассмотрена комбинация критических отказов более одной группы, построено уравнение для расчета вероятности катастрофического случая на режиме висения. На основании полученных уравнений выполнен результирующий расчет вероятности безотказной работы, вероятности отказа на один час полета для каждого режима полета отдельно и суммарно для всего полета. При этом для всех режимов рассмотрены вероятности катастрофического и аварийного случая, а также сложной ситуации в полете. Комплексный анализ полученных результатов расчета показателей надёжности для конвертоплана с шестью подъемными винтами и двумя турбовинтовыми двигателями позволил сделать вывод о его соответствии требованиям 25-й части авиационных правил для самолетов транспортной категории. Определен хороший потенциальный запас до 10^{-2} по вероятности катастрофического отказа на режимах взлета, посадки и переходном режиме. Выявлены критические по вероятности безотказной работы элементы и подсистемы, предложены способы повышения их надежности и летательного аппарата в целом.

Ключевые слова: гибридная силовая установка, конвертируемый летательный аппарат, винтомоторная группа, подъемные винты, бесколлекторный электрический двигатель, аккумуляторная батарея, структурная схема надежности, вероятность отказа.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время разработчики перспективных концепций летательных аппаратов (ЛА) вертикального взлета и посадки опираются на новые прорывные технологии в области производства электрических компонентов для силовых установок: электродвигателей, генераторов, контроллеров-преобразователей, аккумуляторных батарей и т.п. Наибольшие возможности открываются с применением бесколлекторных электродвигателей (ЭД), отличающихся следующими преимуществами по сравнению с двигателями внутреннего сгорания (ДВС), работающими на химическом топливе: низким удельным весом, высоким КПД (90-95%), небольшими габаритами, отсутствием вредных выбросов, низким уровнем шума, высокой приемистостью и управляемостью, низкой стоимостью, большим ресурсом и простотой технического обслуживания, а также сравнительно высокой надежностью [1, 2].

Указанные выше новые технологии применения электрических или гибридных силовых установок позволяют для формирования облика конвертируемого ЛА применить иной подход, чем сложившийся при создании конвертопланов с поворотными винтами. Например, серийно выпускаемый конвертоплан Osprey V22 зарекомендовал себя эффективным для военнотранспортных операций ЛА, но имеющим высокую аварийность [3], что не позволяет найти ему применение для гражданских перевозок. Причинами большинства аварий и катастроф V22 являлись отказ силовой установки или системы управления.

Основные отличия нового концептуального подхода к созданию конвертируемых ЛА заключаются в разделении функциональности подъемных и маршевых винтомоторных групп (ВМГ), а также в увеличении их количества. Это приводит к росту суммарной массы силовой установки и технической сложности, но позволяет оптимизировать характеристики винтов, а также обеспечить более мягкие и безопасные переходные режимы.

Кроме влияния на летно-технические характеристики, подобное конструктивнокомпоновочное решение с разделением функциональности ВМГ и увеличением их количества может оказать влияние и на эксплуатационные характеристики ВС, в частности, на надежность и отказобезопасность. Исследованию именно этого влияния посвящена данная работа.

ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ КОНЦЕПЦИЙ ВЕРТИКАЛЬНО-ВЗЛЕТАЮЩИХ ЛА С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Основные направления развития, предлагаемая классификация и примеры реализации современных концепций вертикально взлетающих ЛА показаны на рис. 1 [1, 2, 4].

Показанные на рис. 1 первое и второе направления в разработке концепций конвертируемых ЛА относятся к классическому варианту многофункциональных поворотных ВМГ, используемых на взлете и посадке [4]. В проекте Uber-Pipistrel «Air Taxi» используются как поворотные подъемно-маршевые ВМГ, так и останавливаемые подъемные винты, убираемые в специальные обтекатели¹. Этот проект можно также отнести и к третьему направлению конвертируемых ЛА.

В третьем направлении реализована новая концепция в разработке конвертируемых ЛА. В идеальном случае конвертируемый ЛА в конфигурации крейсерского режима не должен отличаться от самолета, оптимизированного для заданной полезной нагрузки и дальности полета, поэтому подъемные винты, не используемые в полёте, должны складываться или убираться таким образом, чтобы не создавать дополнительного аэродинамического сопротивления. На рис. 2 схематично показаны возможные решения данной задачи с разной степенью технической сложности.

¹ Пресс-релиз компании Uber Elevate [Электронный ресурс] // Uber Elevate. URL: <https://www.uber.com> (дата обращения 22.08.2020).



Рис.1. Классификация концепций ЛА вертикального взлета и посадки с электрической или гибридной силовой установкой
Fig. 1. Classification of VTOL aircraft concepts with electric or hybrid power plant



Рис. 2. Конструктивные решения для подъемных ВМГ конвертируемых ЛА
Fig. 2. Functional solutions for lifting rotor groups of convertible aircraft

В процессе формирования облика конвертируемого многовинтового ЛА возможны варианты компоновки, отличающиеся количеством и расположением подъемных винтов. Основная цель поиска оптимальных компоновочных решений в этом случае:

- получение высокого аэродинамического качества на крейсерском режиме;
- обеспечение безопасности при отказе одного подъемного двигателя на режиме взлета и посадки, а также в случае отказа других компонентов гибридной силовой установки (ГСУ);
- обеспечение заданной нагрузки на ометаемую подъемными винтами (ПВ) площадь;
- выбор рациональной компоновки с «заполнением» ПВ пространства между агрегатами планера (крылом, оперением, фюзеляжем) для уменьшения сопротивления при обдувке и минимизации длины элементов крепления ВМГ.

На рис. 3 показано несколько примеров возможных компоновочных схем с количеством подъемных винтов от четырех до восьми.

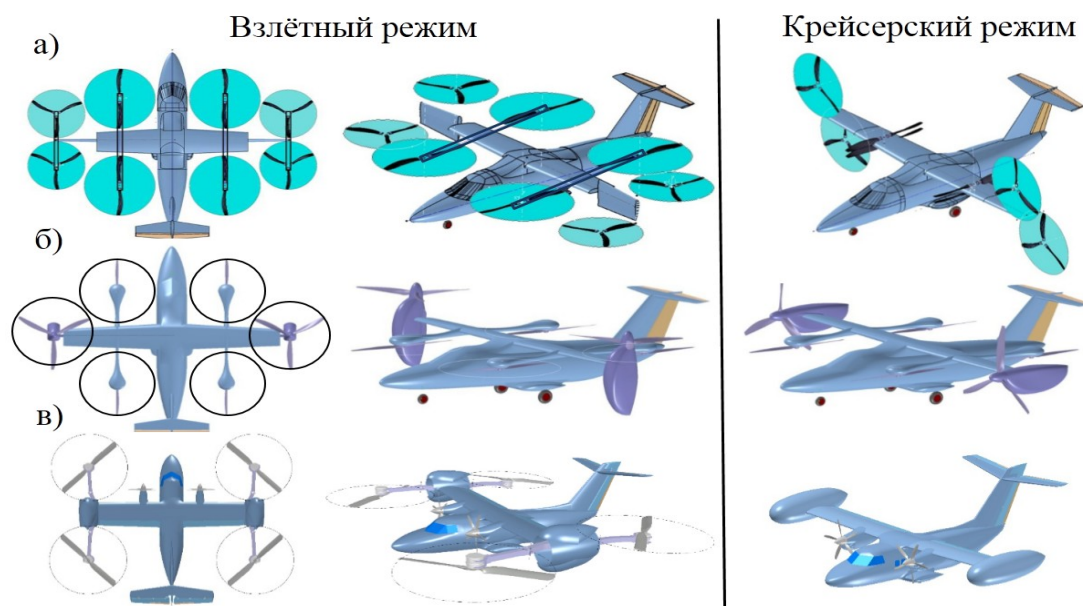


Рис. 3. Варианты компоновочных схем многовинтовых конвертируемых ЛА:

а) компоновка с одним крылом и восемью винтами, из них четыре – подъемные и фиксируемые в крейсерском режиме, а четыре – поворотные подъемно-маршевые, расположенные не соосно; б) компоновка с четырьмя останавливаемыми ПВ и двумя подъемно-маршевыми, расположенными в поворотной мотогондоле; в) компоновка с четырьмя подъемными убираемыми ПВ и двумя маршевыми

Fig. 3. Layout diagrams of multirotor convertible aircraft:

а) layout with one wing and eight rotors: four are lifting and fixed in cruise mode, and four are rotary lifting and cruising, located misaligned; б) layout with four stoppable lifting rotors and two lifting and cruising rotors, located in the rotary engine nacelle; в) layout with four lifting retractable rotors and two cruising rotors

Эти компоновки отличаются количеством винтов, а также наличием поворотных подъемно-маршевых ВМГ, имеющих двойную функциональность.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕОБХОДИМОЙ МОЩНОСТИ ПРИ ОТКАЗЕ ПОДЪЕМНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛА

Основным критическим расчетным случаем для оценки потребной суммарной мощности подъемных двигателей является отказ по крайней мере одного двигателя в режиме висения, как это указано в требованиях п. 29.53 АП-29². В случае отказа одного двигателя и остановки ПВ для сохранения устойчивого положения и управляемости в режиме висения потребуются отключить симметричную относительно центра приложения подъемной силы ВМГ (рис. 4). Работающие двигатели должны иметь возможность компенсировать потерю тяги двух отказавших двигателей путем увеличения мощности (оборотов и тяги), чтобы конвертируемый ЛА мог вернуться и (или) совершить безопасную посадку (требование п. 29.53 (а)), или продолжить взлет и набор высоты (требование п. 29.53 (б))³.

² Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. МАК, 2018. 175 с.

³ Там же

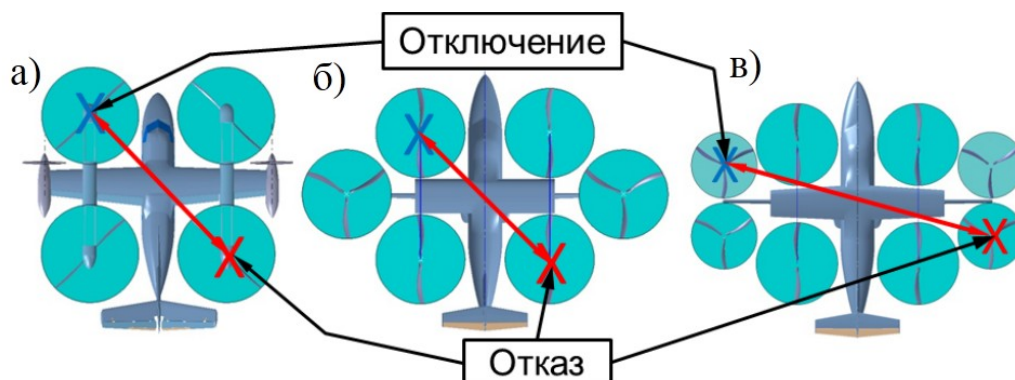


Рис. 4. Последствия отказа одного двигателя для вертикально-взлетающего многовинтового ЛА в режиме висения:
а) для четырех подъемных ВМГ; б) для шести подъемных ВМГ; в) для восьми подъемных ВМГ
Fig. 4. Failure consequences of one engine for a vertical takeoff aircraft in hover mode with:
а) four; б) six; в) eight lifting rotor groups

Для оценки необходимого запаса мощности и компенсации отказа ВМГ многовинтового ЛА используем уравнение Вельнера-Жуковского [5], которое представляет собой зависимость статической тяги ПВ $T_{\text{ПВ}}$ (в кгс) от мощности, затрачиваемой на его вращение $N_{\text{ПВ}}$ (в л.с.), диаметра винта $D_{\text{ПВ}}$ и коэффициента полезного действия винта $\eta_{\text{ПВ}}$ для нормальных условий атмосферы на высоте $h = 0$ без потерь на обтекание элементов планера:

$$T_{\text{ПВ}} = (33,25 \cdot D_{\text{ПВ}} \cdot \eta_{\text{ПВ}} N_{\text{ПВ}})^{2/3}.$$

Из данного уравнения определим потребную для висения мощность и, приведя расчетный коэффициент (равный 33,25) к международной метрической системе (1,37), получим:

$$N_{\text{ПВ}} = \frac{T_{\text{ПВ}}^{3/2}}{1,37 \cdot D_{\text{ПВ}} \cdot \eta_{\text{ПВ}}}. \quad (1)$$

При условии висения без ускорения взлетный вес ЛА G_0 должен равняться суммарной тяге количества $n_{\text{ПВ}}$ ПВ $\sum T_{\text{ПВ}}$. Из уравнения (1) в случае равномерного распределения мощности и одинакового диаметра ПВ получим потребную мощность на висении для одного двигателя $N_{1\text{ПВ}}$ подъемной ВМГ:

$$N_{1\text{ПВ}} = \frac{\left(\frac{G_0}{n_{\text{ПВ}}}\right)^{3/2}}{1,37 \cdot D_{\text{В}} \cdot \eta_{\text{ВВ}}}. \quad (2)$$

В случае отказа одной ВМГ и отключения симметричной ВМГ количество работающих ВМГ уменьшится до двух ($n_{\text{ПВ}} = 2$). Соответственно, оставшиеся подъемные ВМГ для продолжения полета в режиме висения должны повысить суммарную тягу, обороты ПВ и полезную мощность каждого ЭД $N_{1\text{ПВ}}$ до значения:

$$N_{1\text{ПВотк}} = \frac{\left(\frac{G_0}{n_{\text{ПВ-В}}}\right)^{3/2}}{1,37 \cdot D_{\text{В}} \cdot \eta_{\text{ВВ}}}. \quad (3)$$

Необходимый относительный запас мощности каждого подъемного ЭД получается из соотношения потребной мощности в номинальном режиме (2) и в случае отказа (3):

$$\frac{N_{1\text{пвотк}}}{N_{1\text{пв}}} = \left(\frac{n_{\text{пв}}}{n_{\text{пв-в}}} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (4)$$

Значения соотношения (4) для четного количества подъемных ВМГ от четырех до двенадцати показаны на рис. 5.

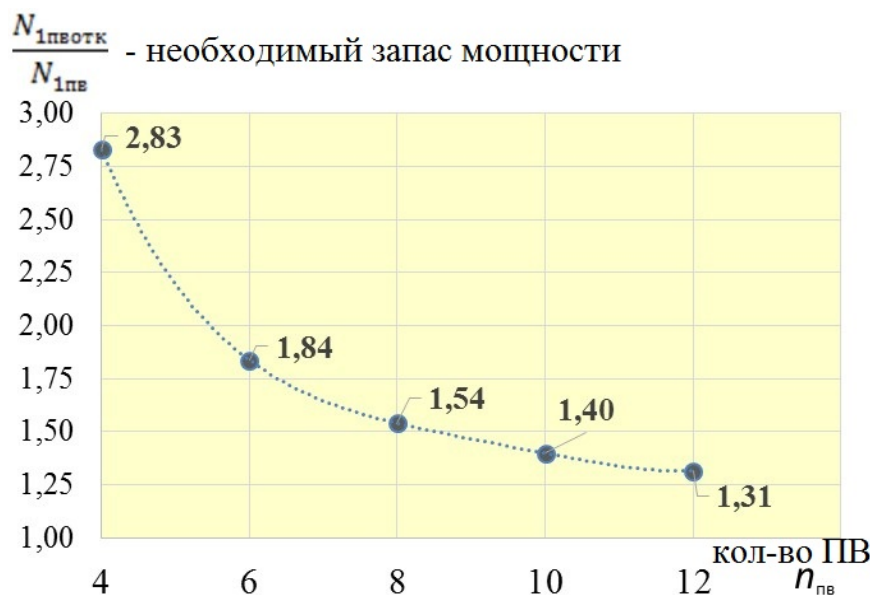


Рис. 5. Относительный необходимый запас мощности при отказе одного ПВ многовинтового (количество ПВ от четырех до двенадцати) конвертируемого ЛА

Fig. 5. Relative required power reserve in case of failure of one engine of a multirotor convertible aircraft

Как следует из рис. 5, для выполнения условия продолжения полета в режиме висения при отказе одной ВМГ (и отключения симметричной) для схемы с четырьмя ПВ (квадрокоптер) требуется почти трехкратный запас по мощности для каждого подъемного ЭД, а также по частоте вращения ПВ. Это приведёт к значительному увеличению массы силовой установки в целом, а также потребует большого диапазона изменения тяги ПВ, что тоже может существенно усложнить конструкцию.

Поэтому по критерию отказобезопасности и для снижения массы ГСУ рационально применение компоновочной схемы вертикально взлетающего ЛА с количеством ПВ $n_{\text{пв}} > 4$.

Известно, что большинство современных бесколлекторных ЭД допускают кратковременное увеличение мощности до 100% в течение двух-трех минут. За это время конвертируемый ЛА может совершить аварийную посадку или продолжить полет в самолетной конфигурации, что является дополнительным резервом для обеспечения его безопасности полета.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТИ МНОГОВИНТОВОГО КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛА С ГСУ

Безопасность полета рассматриваемого ЛА может характеризоваться такой величиной, как вероятностью совершения полета без отказов систем или агрегатов, которые приводят к аварийной или катастрофической ситуации.

Для оценки вероятности особых ситуаций многовинтового конвертируемого ЛА с ГСУ был использован метод структурных схем [6]. Он относится к формально-математическим методам анализа схемной надежности и упрощенно рассматривает ЛА как техническую структуру, состоящую из элементов, обладающих собственными характеристиками надежности и соединенных параллельно и последовательно [6].

Структурная схема надежности формируется для каждого режима полета и конфигурации ЛА. Например, в случае с компоновкой квадрокоптера отказ одной подъемной ВМГ приводит к катастрофе. Поэтому в принципиальной схеме его подъемные ВМГ включены параллельно, а в структурной схеме все ВМГ должны рассматриваться как последовательно соединенные элементы.

Вероятность безотказной работы группы последовательно соединённых элементов $P_{\text{посл}}$ выполняется как произведение вероятностей безотказной работы входящих в эту группу (систему) элементов $P(A_i [7, 8])$:

$$P_{\text{посл}} = \prod_{i=1}^n P(A_i). \quad (5)$$

Для параллельно соединенных элементов, когда отказ одного из n элементов не приводит к отказу всей совокупности элементов, вероятность безотказной работы определяется по формуле [7, 8]:

$$P_{\text{пар}} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P(A_i)). \quad (6)$$

В случае дублирования системы при наличии двух одинаковых элементов с вероятностью безотказной работы P_1 , вероятность безотказной работы соединения определяется по формуле:

$$P_{\text{сист2}} = 1 - (1 - P_1)^2. \quad (7)$$

Важнейшим показателем надежности ЛА и его составных частей является интенсивность отказов $\lambda(t)$, которая может определяться по статистическим (экспериментальным) данным по формуле [7]:

$$\lambda(t) = \frac{\Delta n(t)}{\Delta t \cdot n(t)}, \quad (8)$$

где $\Delta n(t)$ - число отказавших изделий на участке времени Δt ; $n(t)$ - число изделий, не отказавших к моменту времени t .

При проектировании большинства технических систем принимается гипотеза экспоненциального распределения вероятности безотказной работы, когда интенсивность отказов не изменяется в течение наработки изделия, т.е. $\lambda(t) = \text{const}$.

Для экспоненциального распределения связь между вероятностью безотказной работы $P(t)$ и частотой отказов $\lambda(t)$ определяется выражением:

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda dt} = e^{-\lambda \Delta t}. \quad (9)$$

Таким образом, для оценки вероятности безотказной работы группы ПВ в соответствии со структурной схемой используем уравнения (4), (5), (6) в зависимости от вида соединения

элементов в ней (параллельное или последовательное). Вероятность безотказной работы каждого элемента в структурной схеме может быть определена по выражению (7).

В рамках поставленной задачи представим укрупненную структурную схему с основными компонентами ЛА (рис. 6): планер, силовая установка, системы и рассмотрим последовательно уровни компонентов в схеме с учетом их влияния на надежность ЛА в целом⁴ [9]. Характеристики надежности планера и систем для самолетов и вертолетов в настоящий момент достаточно изучены и имеют наработанную статистику, которая может быть использована и для оценки надежности конвертируемых ЛА.

Структурная схема конвертируемого ЛА может быть представлена в виде последовательного соединения (рис. 6), т.е. отказ планера, оборудования или ГСУ (как целого элемента) означает катастрофическую ситуацию. Основным объектом исследований, обладающим новизной, является ГСУ.



Рис. 6. Структурная схема верхнего уровня для конвертируемого ЛА
Fig. 6. Structural top-level diagram for a convertible aircraft

На рис. 7 показаны принципиальные схемы силовой установки одновинтового вертолета и перспективного конвертоплана с ГСУ, которые не являются структурными схемами надежности, но наглядно показывают основные критические элементы. В качестве основных двигателей в обоих случаях – турбовинтовые (ТВД), но могут применяться и двигатели внутреннего сгорания (ДВС), работающие на химическом топливе или природном газе.

Современные гражданские и боевые вертолеты классической одновинтовой схемы за период их технической эволюции достигли достаточно высоких показателей надежности. Единственным их недостатком является длинная цепочка нерезервируемых элементов силовой установки, отказ которых, как правило, приводит к катастрофическому случаю.

Схемы на рис. 7 иллюстрируют потенциальные возможности развития концепций конвертируемых ЛА с ГСУ за счет резервирования всех её элементов. Для такого резервирования, как уже было описано выше, необходимо обеспечить запас по тяге и мощности подъемных ВМГ, а также запас по электрической мощности при отказе источника электропитания (АКБ или генератора). Резервирование контроллеров-преобразователей (инверторов), либо части их возможных элементов также предусмотрено для большинства современных ЭД и генераторов, применяемых в авиации.

Кроме указанных на рис. 7 основных элементов ГСУ для конвертопланов с фиксируемыми, складываемыми и (или) убираемыми ПВ необходимо оценить надежность этих систем на переходных режимах полета. Аналогичная задача стоит для концепций, использующих поворотные подъёмно-маршевые ВМГ, где важна оценка отказобезопасности системы поворота.

⁴ Надежность изделий авиационной техники. Методы количественного анализа безотказности функциональных систем при проектировании самолетов и вертолетов. ОСТ 1 00132-97. ЛИИ им. М.М. Громова и НИИСУ. М.: Авиационный стандарт, 1998. 69 с.



Рис. 7. Принципиальная схема силовой установки: а) для одновинтового вертолета;
б) для многовинтового конвертируемого ЛА с ГСУ

Fig. 7. Schematic diagram of the power plant: а) a single-rotor helicopter;
б) a multi-rotor convertible aircraft with a hybrid power plant

Для этого рассмотрим стандартный профиль полета с расчетом вероятности отказа $q_1, q_2 \dots q_n$ для каждого режима (этапа полета) отдельно. Тогда суммарная вероятность отказа (ВО) за полет $\sum q_{пол}$ определится по формуле:

$$\sum q_{пол} = q_1 + q_2 + \dots + q_n. \quad (10)$$

В табл. 1 показаны характеристики основных режимов полета конвертируемого ЛА [10]. Указаны следующие параметры: горизонтальная скорость $V_{пер}$ – скорость, при достижении которой на безопасной высоте $h_{оп}$ подъемная сила крыла $Y_{кр}$ конвертируемого ЛА полностью уравнивает его вес G_0 на взлете или на посадке $G_{пос}$; $V_{кр}$, $h_{кр}$, $\sum N_{кр}$ – расчетные скорость, высота и потребная мощность маршевых двигателей на крейсерском режиме; $\sum T_{пв}$ – суммарная тяга ПВ; $\sum T_{мв}$, $\sum N_{мв}$ – тяга и потребная мощность маршевых винтов.

Рассмотрим критические отказы на режимах висения при взлете и снижении (режимы 1 или 9 в табл. 1). Для этих режимов будут критичны отказы из группы электропитания и группы подъемных ВМГ, так как отказ каждой из них – катастрофическая ситуация (КС). Соответствующее соединение (последовательное) в структурной схеме показано на рис. 8 [6], где $P_{вп}$ – вероятность безотказной работы ГСУ на режиме взлета и посадки; $P_{эс}$ – вероятность безотказной работы группы электроснабжения; $P_{пвмг}$ – вероятность безотказной работы подъемных ВМГ.

Таблица 1
Table 1

Основные режимы полета конвертируемого ЛА и параметры функционирования маршевых и подъемных ВМГ

Basic flight modes of convertible aircraft and parameters of cruising and lifting rotor groups operation

Режим полета	Вертикальный взлет, набор высоты	Переходный режим		Набор высоты, увеличение скорости	Крейсерский режим	Снижение, уменьшение скорости	Переходный режим		Вертикальная посадка на площадку
		Увеличение скорости	Остановка, уборка ПВ				Выпуск и вращение ПВ	Снижение скорости	
Номер режима	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Продолжительность, t , мин	4,0	2,0	<0,25	10,0	180,0	10,0	<0,25	2,0	2,0
Горизонт. скорость, V , $\frac{м}{с}$	0...10	$0 \rightarrow V_{пер}$ (35-50)	$\geq V_{пер}$	$V_{пер} \rightarrow V_{кр}$ (80-130)	$V_{кр}$	$V_{кр} \rightarrow V_{пер}$	$\geq V_{пер}$	$V_{пер} \rightarrow 0$	0
Высота полета, h , м	$0 \rightarrow h_{бп}$	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп} \rightarrow h_{кр}$	$h_{кр}$ 3000-7000	$h_{кр} \rightarrow h_{бп}$	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп} \rightarrow 0$ (10-300)
Подъемные ВМГ	$\sum T_{пв} \geq G_0$	$\sum T_{пв} \rightarrow 0$ $Y_{кр} \rightarrow G_0$	$\sum T_{пв} = 0$ $Y_{кр} = G_0$	-	-	-	$\sum T_{пв} = 0$ $Y_{кр} = G_{пос}$	$\sum T_{пв} \rightarrow G_{пос}$	$\sum T_{пв} = G_{пос}$
Маршевые ВМГ	$\sum T_{мв} = 0$	$\sum N_{мв} = \sum N_{max}$	$\sum N_{мв} = \sum N_{ном}$	$\sum N_{мв} = \sum N_{ном}$	$\sum N_{мв} = \sum N_{кр}$	$\sum N_{мв} < \sum N_{ном}$	$\sum N_{мв} < \sum N_{ном}$	$\sum T_{мв} \rightarrow 0$	$\sum T_{мв} = 0$

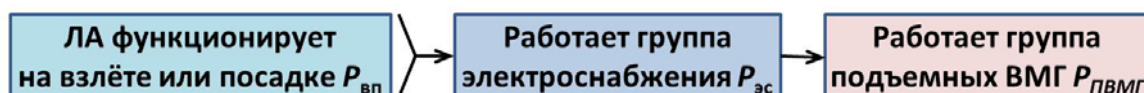


Рис. 8. Структурная схема для конвертируемого ЛА на взлете и посадке
Fig. 8. Reliability calculation scheme for convertible aircraft during takeoff and landing

На рис. 9 показана структурная схема надежности, построенная для системы электропитания в соответствии с методикой [6]. В ней несколько ДВС включают в себя систему управления и топливопитания, генератор – выпрямитель и контроллер. При количестве ДВС больше одного система является резервированной и отказ одного ДВС не ведет к катастрофической ситуации. Схема на рис. 9 предполагает наличие любого количества ДВС. Каждый ДВС передает в свою очередь механическую мощность на n генераторов, также с целью резервирования.

Принципиально в схеме ГСУ возможно наличие как одного ДВС, так и большего количества. Исходные условия по мощности следующие: на взлете два ДВС с генераторами обеспечивают ~50% электрической мощности и ~50% – две АКБ. Принципиальная схема ГСУ с двумя ДВС показана в работе [2]. Примем, что КС может наступить только в случае отказа всех ДВС либо всех АКБ, а при отказе одного элемента система всегда остается работоспособной. Для схемы с одним ДВС необходимо обеспечить возможность кратковременного режима висения и посадки только с помощью двух АКБ при отказе ДВС. В данном случае цепи АКБ и генераторов в расчетной схеме надежности будут расположены параллельно.

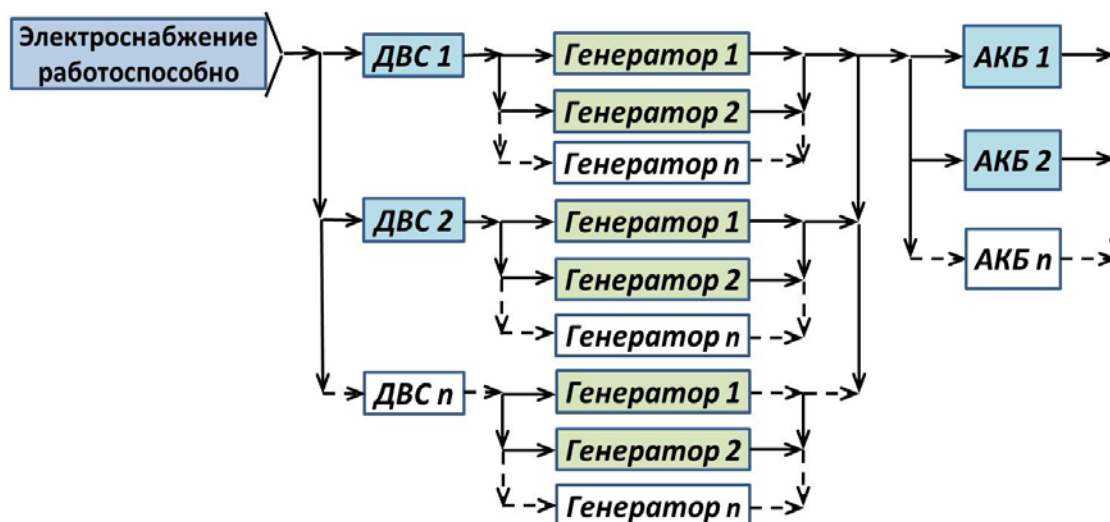


Рис. 9. Структурная схема надежности для группы электрообеспечения
Fig. 9. Reliability calculation scheme for a power supply group

Используя выражения для расчета вероятности безотказной работы системы для последовательного (8) и параллельного (9) соединений элементов в соответствии со схемой на рис. 9, составим следующие расчетные уравнения:

- для системы генератор + ДВС $P_{\text{двс+ген}}$:

$$P_{\text{двс+ген}} = 1 - (1 - (1 - e^{-\lambda_{\text{ген}} \Delta t})^{n_{\text{ген}}})^{n_{\text{двс}}}, \quad (11)$$

- для системы АКБ:

$$P_{\text{акб}} = (1 - e^{-\lambda_{\text{акб}} \Delta t})^{n_{\text{акб}}}, \quad (12)$$

где $n_{\text{ген}}$, $n_{\text{двс}}$, $n_{\text{акб}}$ – количество генераторов, ДВС и АКБ, соответственно;

$\lambda_{\text{ген}}$, $\lambda_{\text{двс}}$, $\lambda_{\text{акб}}$ – интенсивность отказов генераторов, ДВС и АКБ, соответственно.

Так как отказ всех АКБ или всех систем ДВС+генератор может привести к нехватке электроэнергии и КС на взлете, определим $P_{\text{эс}}$ как произведение последовательно соединенных элементов $P_{\text{двс+ген}}$ и $P_{\text{акб}}$:

$$P_{\text{эс}} = P_{\text{двс+ген}} \times P_{\text{акб}}. \quad (13)$$

Далее рассмотрим отказобезопасность системы подъемных ВМГ. В случае, если запас мощности подъемных ЭД не удовлетворяет уравнению (4), то отказ одного ПВ или подъемного ЭД может привести к КС. В таком случае всю несущую систему можно рассматривать как цепочку последовательных элементов (рис. 10).

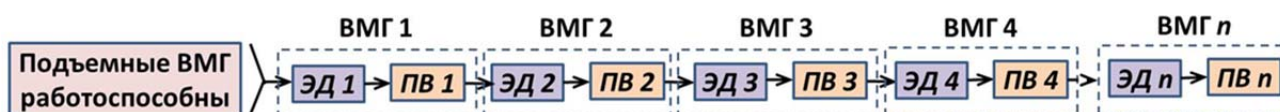


Рис. 10. Структурная схема надежности для подъемной системы
Fig. 10. Sequential scheme for calculating the reliability of the lifting system

Для обеспечения полета в режиме висения шестивинтового конвертируемого ЛА должно функционировать не менее четырех ВМГ из шести (тогда уравнение (4) выполняется), при этом суммарный момент силы тяги $\sum M_{\text{ПВМГ}}$ относительно центра тяжести оставшихся работоспособных ВМГ должен быть равен нулю (рис. 11). С учетом данного условия запишем возможные варианты отказов ВМГ, когда ЛА сохраняет работоспособность:

- все ВМГ функционируют;
- отказ одной ВМГ: a; b; c; d; e; f;
- отказ пары ВМГ (на рис. 11 показаны различными цветами): ae; bf; cd.

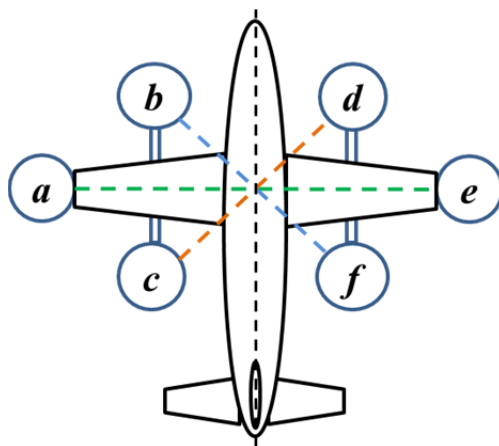


Рис. 11. Принципиальная схема расположения ВМГ для шестивинтового конвертируемого ЛА
Fig. 11. Configuration scheme for six lifting rotor groups of convertible aircraft

В соответствии с известными методиками [7, 11, 12] для каждой возможной комбинации состояний (отказов ВМГ) вероятность безотказной работы определится как произведение вероятностей состояния каждого элемента (функционирования p или отказа q), а суммарная вероятность безотказной работы системы $P_{\text{ВМГ}}$ определится как сумма вероятностей всех таких комбинаций, включая состояние, когда все ВМГ работоспособны. Для шестивинтового конвертируемого ЛА количество комбинаций составило 10:

$$P_{\text{ВМГ}} = p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + q_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot q_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot q_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot q_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot q_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot q_f + q_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot q_e \cdot p_f + p_a \cdot q_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot q_f + p_a \cdot p_b \cdot q_c \cdot q_d \cdot p_e \cdot p_f. \quad (14)$$

Если мы имеем подъемные ВМГ с одинаковыми характеристиками надежности, т.е. $p = p_a = p_b = p_c = p_d = p_e = p_f$, а ВО $q = 1 - p$, то уравнение (14) преобразуется к упрощенному виду:

$$\sum P_{\text{ВМГ}} = 6 \cdot p^6 + 6 \cdot p^5 \cdot (1 - p) + 3 \cdot p^4 \cdot (1 - p)^2 = 3 \cdot p^4 - 2 \cdot p^6. \quad (15)$$

Аналогично формуле (15) могут быть составлены уравнения расчета вероятности безотказной работы и для других компоновок конвертируемого ЛА с количеством ВМГ более шести. Суммарная вероятность безотказной работы для режима вертикального взлета и посадки $\sum P_{\text{ВП}}$ определится по формуле:

$$\sum P_{\text{ВП}} = P_{\text{эс}} \cdot P_{\text{ВМГ}}. \quad (16)$$

На переходном режиме 2 (табл. 1) конвертируемый ЛА увеличивает шаг маршевых винтов изменяемого шага (ВИШ), увеличивая их тягу $\sum T_{mv}$ от 0 до максимального значения, при этом нагрузка механической мощности ДВС от генераторов постепенно переходит на вращение маршевых ВИШ. До завершения разгона на скорости $V_{пер}$, когда вес ЛА полностью уравновешивается подъёмной силой крыла, остаются критическими отказы подъёмной (несущей системы), как это рассмотрено выше. Обратным действием будет являться режим торможения 8 (табл. 1), при котором скорость $V_{пер}$ будет снижаться до нуля, а тяга подъёмных ВМГ постепенно возрастать, уравновешивая вес ЛА, что требует учета вероятности отказа ВИШ с системой управления шагом.

Для ГСУ с двумя основными ДВС отказ одного маршевого ВИШ из двух не будет КС на переходном режиме, а только аварийной ситуацией, так как тяги одного ВИШ достаточно для завершения разгона до скорости $V_{пер}$ или же торможения до $V = 0$ и последующей вертикальной посадки с использованием подъёмных ВМГ. ВО обоих ВИШ очень мала. Таким образом, отказ одного ВИШ можно рассматривать в структурной схеме на переходном режиме как последовательное соединение, а в случае с двумя и более маршевыми ВМГ, будем считать его как резервированный элемент. В этом случае структурная схема надежности на переходном режиме будет выглядеть как показано на рис. 12.

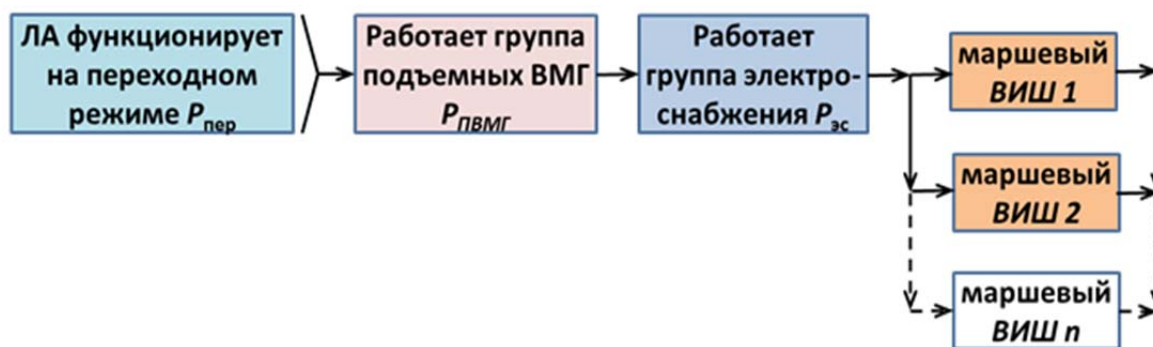


Рис. 12. Структурная схема надежности на переходных режимах полета конвертируемого ЛА
Fig. 12. Structural diagram of the reliability in transient flight modes of a convertible aircraft

Для группы маршевых ВИШ вероятность безотказной работы $P_{виш}$ при количестве $n_{виш}$ более одного определится по формуле:

$$P_{виш} = (1 - e^{-\lambda_{виш}\Delta t})^{n_{виш}},$$

где $\lambda_{виш}$ – интенсивность отказов для ВИШ, включая его систему управления и систему управления ДВС.

Для переходного режима на основании (16) получим:

$$P_{пер} = P_{эс} \cdot P_{ПВМГ} \cdot P_{виш}. \quad (17)$$

Величины $P_{эс}$ и $P_{ПВМГ}$ могут быть рассчитаны в соответствии с заданным t для переходного режима (табл.1).

На режиме остановки, фиксации и уборки ПВ (режим 3 в табл. 1) работоспособность ПВ не оказывает существенного влияния на продолжение полета и основным является успешное завершение уборки или фиксации ПВ, которые в крейсерском режиме могут создавать дополнительное вредное сопротивление и привести к вынужденной посадке. На режиме 7 (табл.1)

происходит обратное действие – выпуск и разблокировка ПВ и начало их вращения. В обоих случаях важен основной показатель – вероятность безотказной работы системы уборки/выпуска подъемных ВМГ, а в случае самого простого варианта такой системы – это фиксация и разблокировка ПВ. Последовательность операций при уборке (выпуск в обратной последовательности) подъемных ВМГ, включая складывание ПВ, показана в работе [2], а структурная схема надежности показана на рис. 13.

Как следует из рис. 13, все операции выполняются последовательно, схема не резервирована, на любом этапе отказ приведет к невыполнению функции, поэтому расчет надежности выполняется по выражениям (5) и (7). Однако результатом отказа не будет КС, т.к. в случае не уборки подъемного ВМГ, возможно выполнить обратный выпуск с целью совершения аварийной посадки либо продолжить полет и, достигнув ближайшего аэродрома, совершить вынужденную посадку как обычный самолет.

В случае не выпуска подъемных ВМГ или одного из них, конвертируемый ЛА может приземлиться на ближайшем аэродроме как обычный самолет.

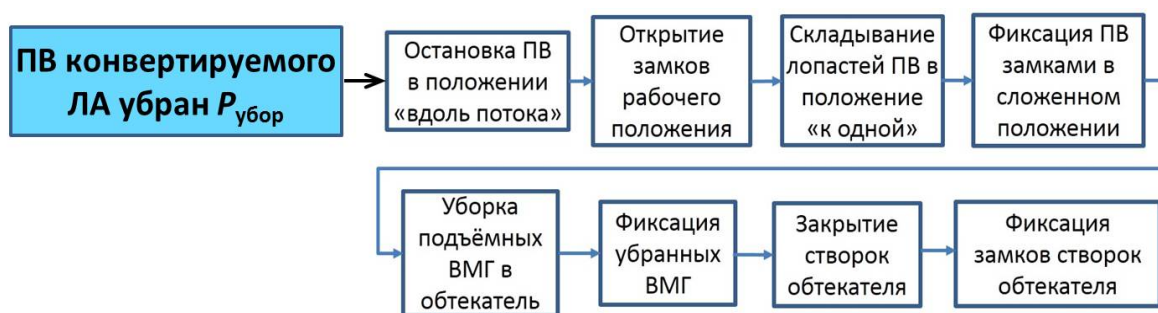


Рис. 13. Структурная схема надежности системы уборки/выпуска подъемных ВМГ конвертируемого ЛА на переходном режиме полёта

Fig. 13. Reliability calculation scheme for extension/retraction system of the lifting rotor group of convertible aircraft in transient flight mode

Оценка вероятности безотказной работы при выпуске/уборке подъемных ВМГ представляет в настоящий момент определенную сложность ввиду отсутствия достаточных статистических данных, так как подобные системы и конструкции ранее не применялись в авиации. Для предварительных оценок можно использовать данные по надежности систем, имеющих аналогичную последовательность операций и примерно такие же элементы конструкции, например, для систем уборки/выпуска шасси (принятая в расчете интенсивность отказов системы выпуска/уборки шасси составляет 0,0025 [9]).

Последствия отказа системы уборки/выпуска пары ВМГ будут такими же, как это уже рассмотрено для отказов самих ВМГ для режимов вертикального взлета (режимы 1 и 9 в табл. 1). В случае одинаковой надежности систем уборки $P_{уб}$ всех ВМГ шестивинтового конвертируемого ЛА суммарная вероятность безотказной работы $\sum P_{уб}$ определится по формуле (15).

На режимах набора крейсерской высоты, крейсерского полета и снижения до высоты переходного режима перед посадкой надежность ГСУ конвертируемого ЛА может быть оценена с учетом данных по надежности для самолетов аналогичного класса. Кроме того, ГСУ, имеющая дополнительные маршевые или подъёмно-маршевые ВМГ с ЭД, позволяет увеличить безопасность полета, так как в случае отказа одного или даже двух ДВС на крейсерском режиме может быть использована энергия АКБ для совершения посадки на ближайший аэродром.

Принятые для расчетов справочные данные по надежности бесколлекторных ЭД, АКБ и генераторов получены из справочников⁵ [13–14]. Характеристики надежности ТВД, ПВ, ВИШ, систем уборки/выпуска получены из источников⁴ [9]. Принятые расчетные значения показателей надежности для ГСУ конвертируемого ЛА приведены в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Характеристики надежности основных компонентов ГСУ
Reliability characteristics of hybrid propulsion system main components

Составная часть ГСУ	Наработка на отказ в полете, ч	Наработка на отключение в полете, ч	Интенсивность отказов λ , $\times 10^{-6}$, 1/ч	Примечание
ТВД (основной)	-	300 000	4,00	-
Подъемный винт	30 000	-	33,30	-
Маршевый винт ВИШ	75 000*	-	13,30*	в т.ч. управление
Генератор	-	-	566,50	-
Подъемный ЭД	-	-	0,98	-
АКБ (батарея)	-	-	16,25	-
Система уборки/ выпуска ПВ	400	-	25,00	применительно к 3 элементам аналога

*условно принято не хуже требований АП-25 п. 4.7 (а)

При оценке отказобезопасности ГСУ были приняты следующие допущения:

- последствиями отказа системы уборки/выпуска является сложная ситуация (СС);
- в случае отказа системы уборки/выпуска на взлете (подъемная ВМГ не убрана) конвертируемый ЛА должен иметь возможность вернуться к исходной точке и совершить посадку, а в случае не выпуска критического количества ВМГ при посадке – возможность вынужденной посадки по-самолетному;
- оценивается влияние на безопасность полета только ГСУ, а влияние на безопасность полета функциональных отказов других систем не рассматривается и они считаются независимыми.

С использованием уравнения (11), (12), (13), (15), (16), (17) выполнен расчет ВБР, вероятности отказа (ВО) $Q = 1 - P$, ВО на час полета q , в результате которого может произойти КС. Дополнительно выполнен расчет вероятности возникновения функционального отказа (ФО) только одного элемента или группы элементов низшего уровня – подъемной ВМГ, ДВС и генератора, АКБ, ВИШ, системы уборки/выпуска ВМГ.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ

В табл. 3 приведены результаты расчета показателей надежности ГСУ конвертируемого ЛА с шестивинтовой несущей системой и двумя ТВД для стандартного профиля полета, параметры которого указаны в табл. 1.

⁵ Nonelectronic Parts Reliability Data (NPRD-2016). Quanterion solutions incorporated, 2016. 23 p.

Таблица 3
Table 3

Результаты расчета показателей надежности (отказобезопасности) работы ГСУ
конвертируемого ЛА для основных режимов полёта
Reliability calculation results for hybrid propulsion system of convertible aircraft in basic flight modes

Составные части ГСУ		Номер режима полета	Взлет/ посадка	Переходные режимы		Набор высоты снижение + крейсерский режим	В сумме за полет
				Разгон/ тормож.	Уборка/ выпуск		
		Параметры	1, 9	2,8	3,7	4,5,6	
	Длит. режима t , мин	4	2	0,25	200	212,5	
Генераторы	Вероятн. отказа, $Q_{ген}$	$3,777 \times 10^{-6}$	$1,888 \times 10^{-6}$	-	-	$9,982 \times 10^{-10}$	
	Кол. на один ДВС, $n_{ген}$	2					
ДВС	Вероятн. выключения в полете, $Q_{двс}$	$2,667 \times 10^{-7}$	$1,333 \times 10^{-7}$	-	$1,333 \times 10^{-5}$		
	Кол. ДВС, $n_{двс}$	2					
Марше- выйВИШ	Вероятн. отказа, $Q_{виш}$		$4,444 \times 10^{-7}$	-	$8,333 \times 10^{-5}$		
	Кол. ВИШ , $n_{виш}$	2					
АКБ	Вероятн. отказа, $Q_{акб}$	$1,083 \times 10^{-6}$	$5,417 \times 10^{-7}$	-	-		
	Кол. АКБ, $n_{акб}$	2					
Подъёмные ЭД	Вероятн. отказа ЭД, $Q_{эд}$	$6,541 \times 10^{-8}$	$3,271 \times 10^{-8}$	-	-		
	Кол. ЭД в ВМГ, $n_{акб}$	1					
Подъёмные винты	Вероятн. отказа, $Q_{пв}$	$2,222 \times 10^{-6}$	$1,111 \times 10^{-6}$	-	-		
	Кол. ВМГ $n_{вмг}$,	6					
Система уборки/вы- пуска ВМГ	Вероятн. отказа, $Q_{1убв}$	-	-	$2,51 \times 10^{-3}$	-		
	Кол. систем у/в, $n_{убв}$	6					
Расчет вероятности КС	Группа генер.+ДВС, $\sum Q_{ген+двс}$		$1,427 \times 10^{-11}$	$1,776 \times 10^{-14}$	-		-
	Группа АКБ, $\sum Q_{акб}$		$1,174 \times 10^{-12}$	$2,934 \times 10^{-13}$	-		-
	Группа электроснабжения, $\sum Q_{эс}$		$1,544 \times 10^{-11}$	$3,112 \times 10^{-13}$	-		-
	Подъёмные ВМГ, $\sum Q_{вмг}$		$6,280 \times 10^{-11}$	$1,570 \times 10^{-11}$	-		-
	Подъёмная система, $\sum Q_{эс+вмг}$		$7,824 \times 10^{-11}$	$1,601 \times 10^{-11}$	-		-
	Маршевые ВМГ, $\sum Q_{двс+виш}$		-	-	-		$3,338 \times 10^{-9}$
	Вероятн. КС на режиме, $\sum Q_{реж}$		$7,824 \times 10^{-11}$	$1,621 \times 10^{-11*}$	-		$3,338 \times 10^{-9}$
	Вероятн. КС, $\sum Q_{реж}/\text{час полёта}$		$2,214 \times 10^{-11}$	$4,587 \times 10^{-12}$	-		$9,447 \times 10^{-10}$
Расчет вероятности ФО	Группа ген.+ДВС, $\sum Q_{ген+двс}$		$2,853 \times 10^{-11}$	$1,776 \times 10^{-14}$	-	-	$8,912 \times 10^{-5}$
	Группа электроснабжения, $\sum Q_{эс}$		$2,167 \times 10^{-6}$	$1,083 \times 10^{-6}$	-	-	
	Подъёмные ВМГ, $\sum Q_{вмг}$		$1,373 \times 10^{-5}$	$6,863 \times 10^{-6}$	-	-	
	Система уборки/выпуска, $\sum Q_{убв}$		-	-	$7,494 \times 10^{-5}$	-	
	Маршевые ВМГ, $\sum Q_{двс}$		-	-	-	$9,344 \times 10^{-9}$	
	Вероятн. ФО на режиме, $\sum Q_{реж}$		$1,589 \times 10^{-5}$	$9,613 \times 10^{-6}$	$7,494 \times 10^{-5}$	$1,933 \times 10^{-4}$	
	Вероятн. ФО, $\sum Q_{реж}/\text{час полёта}$		$4,498 \times 10^{-6}$	$2,721 \times 10^{-6}$	$2,121 \times 10^{-5}$	$3,270 \times 10^{-5}$	

*Учитывается ВО ВИШ

В качестве основного критерия для оценки полученных результатов принято соответствие требованиям норм летной годности АП-25 при отказах функциональных систем, согласно которым единичный отказ, приводящий к возникновению КС, должен рассматриваться как

практически невероятное событие, имеющее вероятность менее, чем 10^{-9} на час полета по типовому профилю⁶.

Как следует из табл. 3, критическими режимами для выполнения требования по вероятности КС для ГСУ являются те же режимы, что и для обычного самолета: крейсерский полет, набор высоты и снижение.

Критическим элементом для выполнения требований АП-25 по КС режимов 4, 5, 6 (табл. 1) является ВИШ, который должен иметь интенсивность отказов не более $13,3 \times 10^{-6}$, обеспечение которой на сегодняшний день является достаточно сложной технической задачей, т.к., например, большинство современных ВИШ для самолетов с ТВД имеют интенсивность отказов 4×10^{-5} .

Значения вероятности КС при отказе более одной составной части ГСУ на режимах взлета, посадки и переходном режиме меньше 10^{-10} , что подтверждает соответствие требованиям норм летной годности АП-29 (п. 29.901 (с))⁷.

В случае единичного ФО, т.е. отказа одной АКБ или группы низшего уровня (ДВС или второго генератора) для энергоснабжения или одной подъемной ВМГ на режимах взлета, посадки, переходном режиме, а также ДВС и ВИШ на крейсерском режиме, для конвертируемого ЛА не возникнет аварийной ситуации (АС), что должно быть обеспечено конструкцией ЛА, схемой ГСУ и системой управления. В таком случае конвертируемый ЛА будет удовлетворять требованию п. 3.3.2⁸.

Отказ одного элемента или группы низшего уровня на режимах взлета посадки конвертируемого ЛА может привести к СС. По результатам расчета (табл. 3) вероятность ФО для ЛА в целом на час полета $8,912 \times 10^{-5}$ не превышает значения 10^{-4} , что соответствует выполнению п. 3.3.3⁹ для СС.

Наиболее «весомым» значением в суммарной вероятности отказов ГСУ является ВО системы уборки/выпуска – $2,121 \times 10^{-5}$ на час полета. Достижение требуемого уровня безотказности данной системы для шестивинтового ЛА в 10^{-6} потребует совершенствования конструкции и улучшения характеристики безотказности для одной системы уборки/выпуска до значения $5,44 \times 10^{-4}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные результаты оценочного расчета показателей надежности для ГСУ шестивинтового конвертоплана позволяют сделать вывод о возможности его соответствия требованиям норм летной годности⁶. Значение вероятности КС на час полета для режимов взлета, посадки, переходного режима конвертируемого ЛА находятся в диапазоне $10^{-11} - 10^{-10}$, что является практически невероятным событием, которое также не может возникнуть вследствие единичного отказа элемента или системы. Расчетные оценки ВО двух ТВД с ВИШ на крейсерском режиме аналогичны обычному двухдвигательному самолету и могут соответствовать уровню в 10^{-9} на час полета только с ВИШ, имеющего интенсивность отказов не более $13,3 \times 10^{-6}$.

Для системы подъемных ВМГ при условии обеспечения запаса мощности ЭД единичный отказ или некоторые комбинации двойного отказа ВМГ не приведут к КС и АС. Критическим элементом является система уборки/выпуска подъемных ВМГ, предваритель-

⁶ Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. МАК, 2015. 290 с.

⁷ Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. МАК, 2018. 175 с.

⁸ Nonelectronic Parts Reliability Data (NPRD-2016). Quanterion solutions incorporated, 2016. 23 p.

⁹ Там же

ные значения ВО для группы подъёмных ВМГ – $2,121 \times 10^{-5}$ на час полета. Достижение требуемого уровня безотказности данной системы в 10^{-6} потребует совершенствования конструкции и улучшения характеристики безотказности одной системы уборки/выпуска до значения $5,4 \times 10^{-4}$. Тем не менее, при условии обеспечения возможности посадки конвертируемого ЛА «по-самолетному» на запасную ВПП, отказ системы уборки/выпуска не приводит к КС или АС.

ВО одного элемента или группы элементов низшего уровня на режимах взлета, посадки и переходном режиме удовлетворяет требованиям норм летной годности (п. 3.3.3¹⁰). Расчетная суммарная ВО в полёте для конвертируемого ЛА в целом составит $<10^{-4}$ на час полета.

Полученные в данной работе результаты анализа надежности и отказобезопасности показывают, что разрабатываемые в настоящее время новые проекты многовинтовых конвертируемых ЛА при их реализации потенциально могут обеспечить необходимый для выполнения пассажирских перевозок уровень безопасности полетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Desmond K.** Electric airplanes and drones: a history. Mc Farland & Company, Inc. North Carolina: Publishers Jefferson, 2018. 314 p.
2. **National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine.** Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions. Washington, DC: The National Academies Press, 2016. 122 p. DOI: <https://doi.org/10.17226/23490>
3. **Никольский М.** Конвертоплан Osprey V22 // Журнал Авиация и Космонавтика. 2012. № 5. С. 19–40.
4. **Redkin A.V.** Analysis of a convertible aircraft concept with a hybrid powerplant [Электронный ресурс] // Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, Germany, Cologne. 2019. 21 p. URL: https://www.ukintpress-conferences.com/uploads/SPEHAT19/d2_s2_p4_andrey_redkin.pdf (дата обращения 17.08.2020).
5. **Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С.** Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.
6. **Мрыкин С.В., Вильчек М.И., Нападов К.А.** Метод структурных схем и оценка надёжности системы самолёта (этап проектирования). Лаб. Практикум. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. 48 с.
7. **Черняк М.Ю., Эльберг М.С.** Надежность технических систем: метод. указания. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмич. ун-т, 2017. 55 с.
8. **Волков Л.И., Шишкевич А.М.** Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 294 с.
9. **Ялоза Ю.А.** Эксплуатационно-технические характеристики самолета: учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 2017. 94 с.
10. **Курочкин Ф.П.** Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. М.: Машиностроение, 1970. 354 с.
11. **Ding F., Han S.** Multi-state reliability analysis of rotor system using Semi-Markov model and UGF // Journal of Vibroengineering. 2018. Vol. 20, iss. 5. Pp. 2060–2072. DOI: 10.21595/jve.2018.19292
12. **Aslansefat K.** A markov process-based approach for reliability evaluation of the propulsion system in multi-rotor drones / K. Aslansefat, R. Mendonça, F. Marques, J. Barata // Technological Innovation for Industry and Service Systems, in Camarinha-Matos L., Almeida R., Oliveira J. (eds.).

¹⁰ Nonelectronic Parts Reliability Data (NPRD-2016). Quanterion solutions incorporated, 2016. 23 p.

DoCEIS 2019. IFIP Advances in Information and Communication Technology. Springer, Cham. 2019. Vol. 553. Pp. 91–98. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-17771-3_8

13. Прытков С.Ф. Надежность электрорадиоизделий: Справочник / С.Ф. Прытков, В.М. Горбачева, А.А. Борисов и др. М.: 22 ЦНИИ МО РФ, 2002. 574 с.

14. Фокин Ю.А., Туфанов В.А. Оценка надежности систем электроснабжения. М.: Энергоиздат, 1981. 224 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Редькин Андрей Владимирович, ведущий инженер НИО-10 ФГУП «ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского», Andrey.redkin@tsagi.ru.

Ялоза Юрий Александрович, кандидат технических наук, доцент, начальник лаборатории АО «ЛИИ им. М.М. Громова», доцент кафедры проектирования и конструкции ЛА и экспериментальных установок филиала «Стрела» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), nio-4@lii.ru.

Ковалев Игорь Евгеньевич, доктор технических наук, профессор, начальник комплекса управления научными проектами ФГУП «ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского», igor.kovalev@tsagi.ru.

RELIABILITY ASSESSMENT OF CONVERTIBLE AIRCRAFT WITH HYBRID PROPULSION SYSTEM AND MULTIROTOR LIFTING SYSTEM

Andrey V. Redkin¹, Yuri A. Yaloza^{2,3}, Igor E. Kovalev¹

¹*FSUE Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia*

²*Gromov Flight Research Institute Zhukovsky, Moscow region, Russia*

³*Moscow Aviation Institute, Branch "Strela", Zhukovsky, Moscow region, Russia*

ABSTRACT

Projects and experimental models of innovative concepts of VTOL aircraft with a hybrid propulsion system are attracting great interest and investment inflow all over the world. In this regard, when developing new concepts, it is important to understand how much better they will be than the currently operated rotorcraft and convertible aircraft in terms of reliability and flight safety, to be able to use them for passenger transportation in the future. In addition, when designing and choosing the optimal layout, it is necessary to know the contribution of each element and unit to the reliability of the aircraft as a whole in order to meet the requirements. To calculate the reliability indicators, the method of structural diagrams was chosen, and the calculation methodology was developed. The general classification of modern innovative concepts of convertible aircraft is considered, schematic diagram of hybrid propulsion system and its main parameters are determined. The article discusses the influence of the number of lifting rotor groups and their location on the possibility to continue the flight in hover mode in case of failure of one rotor group, the necessary power reserve of lifting electric motors is determined to ensure the given safety condition. In accordance with the adopted structural diagram, the main functional groups of the hybrid propulsion system of convertible aircraft operating in different flight modes are determined. The basic modes of a typical flight profile of a convertible aircraft are considered, time intervals characteristic for each mode are set. For each flight mode, a structural scheme of reliability of functional groups of a hybrid propulsion system is constructed, having a serial or parallel connection of elements, depending on their influence on the consequences of failure, the equation for calculating the probability of fail-free operation is derived. For lifting rotor groups, a combination of critical failures of more than one group is considered, and the equation is composed to calculate the probability of a catastrophic event in hover mode. Based on the obtained equations, the resulting calculation of the probability of fail-free operation, the probability of failure per flight hour for each flight mode was carried out separately and in total for the entire flight. Thus, for all flight modes, the probabilities of a catastrophic and emergency event, as well as a difficult situation in flight, are considered. A comprehensive analysis of the obtained results of reliability indicators calculation for convertible aircraft with six lifting rotors and two turboprop engines made it possible to conclude that it meets the requirements of the 25th part of aviation regulations for transport aircraft. A good potential margin of

up to 10^{-2} was determined for the probability of a catastrophic failure in take-off, landing and transitional modes. The elements and subsystems that are critical for fail-free operation are identified, and ways to improve their reliability and the aircraft as a whole are proposed.

Key words: hybrid power plant, convertible aircraft, rotor group, lifting rotors, brushless electric motor, battery, structural diagram of reliability, failure probability.

REFERENCES

1. **Desmond, K.** (2018). *Electric airplanes and drones: a history*. Mc Farland & Company, Inc., Publishers, Jefferson, North Carolina, 314 p.
2. **National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine.** (2016). *Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions*. Washington, DC: The National Academies Press, 122 p. DOI: <https://doi.org/10.17226/23490>
3. **Nikolsky, M.** (2012). *Konvertoplan Osprey V22*. *Aviatsiya i kosmonavtika*, no. 5, pp. 9–40. (in Russian)
4. **Redkin, A.V.** (2019). *Analysis of a convertible aircraft concept with a hybrid power plant*. Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, Germany, Cologne, 21 p. Available at: https://www.ukintpress-conferences.com/uploads/SPEHAT19/d2_s2_p4_andrey_redkin.pdf (accessed 17.08.2020).
5. **Tishchenko, M.N., Nekrasov, A.V. and Radin, A.S.** (1976). *Vertolety. Vybór parametrov pri proektirovanií* [Helicopters. Selection of parameters during designing]. Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)
6. **Mrykin, S.V., Vilchek, M.I. and Napadov, K.A.** (2012). *Metod strukturnykh skhem i otsenka nadezhnosti sistemy samoleta (etap proektirovaniya): laboratornyy praktikum* [Method of Structural Diagrams and Reliability Assessment of the Aircraft System (design stage). Lab. Workshop]. Samara: Izdatelstvo Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta, 48 p. (in Russian)
7. **Chernyak, M.Yu. and Elberg, M.S.** (2017). *Nadezhnost tekhnicheskikh sistem: metodicheskiye ukazaniya* [Reliability of technical systems: method. directions]. Krasnoyarsk: Sibirskiy gosudarstvennyy aerokosmicheskii universitet, 55 p. (in Russian)
8. **Volkov, L.I. and Shishkevich, A.M.** (1975). *Nadezhnost letatelnykh apparatov* [Aircraft Reliability]. Moscow: Vysshaya shkola, 294 p. (in Russian)
9. **Yaloza, Yu.A.** (2017). *Ekspluatatsionno-tekhnicheskkiye kharakteristiki samoleta: uchebnoe posobie* [Operational and Technical Characteristics of the Aircraft: Tutorial]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 94 p. (in Russian)
10. **Kurochkin, F.P.** (1970). *Osnovy proektirovaniya samoletov s vertikalnym vzletom i posadkoi* [The Principles of Designing VTOL Aircraft]. Moscow: Mashinostroyeniye, 354 p. (in Russian)
11. **Ding, F. and Han, S.** (2018). *Multi-state reliability analysis of rotor system using Semi-Markov model and UGF*. *Journal of Vibroengineering*, vol. 20, issue 5, pp. 2060–2072. DOI: 10.21595/jve.2018.19292
12. **Aslansefat K., Marques F., Mendonça R. and Barata J.** (2019). *A markov process-based approach for reliability evaluation of the propulsion system in multi-rotor drones*, in: Camarinha-Matos L., Almeida R., Oliveira J. (eds.). *Technological Innovation for Industry and Service Systems. DoCEIS 2019. IFIP Advances in Information and Communication Technology*, Springer, Cham, vol. 553, pp. 91–98. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-17771-3_8
13. **Prytkov, S.F., Gorbacheva, V.M., Borisov, A.A. and others.** (2002). *Nadezhnost elektroizdeliy* [Reliability of electro-radio products. Handbook]. Moscow: 22 TSNI MO RF, 574 p. (in Russian)

14. Fokin, Yu.A. and Tufanov, V.A. (1981). *Otsenka nadezhnosti sistem elektrosnabzheniya* [Reliability Assessment of Power Supply Systems]. Moscow: Energoizdat, 224 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Andrey V. Redkin, Lead Engineer, FSUE Central Aerohydrodynamic Institute, Research Department 10, redy68@rambler.ru

Yuri A. Yaloza, Candidate of Technical Sciences, Head of the Laboratory, JSC Gromov Flight Research Institute, Associate Professor of Design and Construction of Aircraft and Experimental Installation Chair (C-11), Moscow Aviation Institute, (National Research University) Branch "Strela", e-mail: nio-4@lii.ru

Igor E. Kovalev, Doctor of Technical Sciences, Professor, FSUE Central Aerohydrodynamic Institute, Head of Science Project Management Complex, igor.kovalev@tsagi.ru

Поступила в редакцию 14.08.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 14.08.2020
Accepted for publication 24.09.2020

ББК 05
Н 34
Св. план 2020

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 23, № 05, 2020
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 23, No. 05, 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 19.10.2020.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

12,25 усл. печ. л.

Заказ № 700 / 182

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: artpress@ mail.ru

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