

Том 22, № 02, 2019

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 22, No. 02, 2019

Издается с 1998 г.

Москва
2019

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

Главная редакция

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

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

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

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

Шапкин В.С., заслуженный работник транспорта РФ, проф., д. т. н., Москва, Россия;

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

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

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

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

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

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

Сайт: <http://avia.mstuca.ru>

E-mail: vestnik@mstuca.aero

Тел.: +7 (499) 459-07-16

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

Chief Editorial Board

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

Members of the chief editorial Board:

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

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

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

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

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

Vacily S. Shapkin, Honored Worker of Transport of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia;

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

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

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

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

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

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

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Editorial council

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Vladimir A. Hodakovsky, Honored Worker of Science of Latvian Soviet Socialist Republic, Professor, Doctor of Sciences, Riga, Latvia;

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТ

Бачкало Б.И., Золотых В.И.

Метод формализации атрибутивных признаков 8

Кузнецов С.В.

Бортовые гетерогенные информационно-вычислительные сети перспективных воздушных судов 16

Луговой В.Г., Сорокин А.В., Шилов О.В.

Проблемы, связанные с определением необходимого количества топлива при планировании полетов по стандартным траекториям прибытия (STAR), которые имеют участки для задержки воздушных судов 28

Чичков Б.А.

Способ обработки данных вибромониторинга, полученных с использованием микроэлектромеханических систем 38

Шаров В.Д., Елисеев Б.П., Воробьев В.В.

Анализ недостатков в описании процедур управления риском безопасности полетов в документах ИКАО 49

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Вершков В.А.

Алгоритм деформации сетки для учета циклического управления и маховых движений лопастей в задаче обтекания несущего винта вертолета 62

Михайлов Ю.С.

Увеличение эффективности органов управления дозвуковых самолетов короткого взлета и посадки 75

РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

Акиншин Р.Н., Есиков О.В., Затучный Д.А., Петешов А.В.

Модель матричной взаимно корреляционной функции зондирующего и отраженного векторных сигналов для концептуального проектирования радиолокатора с синтезированной апертурой на воздушном носителе 86

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Пантелеев А.В., Каранэ М.М.С.

Анализ эффективности мультиагентных методов оптимизации элементов конструкций летательных аппаратов 96

CONTENTS

TRANSPORT

Bachkalo B.I., Zolotikh V.I. Method of attributive signs formalization	8
Kuznetsov S.V. On-board heterogeneous information computer networks of perspective aircraft	16
Lugovoi V.G., Sorokin A.V., Shilov O.V. Fuel planning problems for flights, planned via standard arrival routes (STAR) with delay legs	28
Chichkov B.A. Technique of processing of vibration monitoring data, received by the use of microelectromechanical systems	38
Sharov V.D., Eliseev B.P., Vorobyov V.V. Analysis of deficiencies in the procedures for the risk management of safety in the ICAO documents	49

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Vershkov V.A. Algorithm of mesh deformation for accounting cyclic blade control and blades flapping in the problem of helicopter main rotor modeling	62
Mikhailov Yu.S. Increase of control surfaces efficiency of a subsonic aircraft of short takeoff and landing	75

RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATIONS

Akinshin R.N., Esikov O.V., Zatuchny D.A., Peteshov A.V. Model of a matrix crosscorrelation function of the probing and reflected vector signals for a conceptual design of a synthetic aperture radar on an aerial carrier	86
--	----

INFORMATION TECHNOLOGY, COMPUTER ENGINEERING AND MANAGEMENT

Panteleev A.V., Karane M.M.S. The efficiency analysis of multi-agent optimization methods of aircraft designs elements	96
--	----

ТРАНСПОРТ

УДК 519.816
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-8-15

МЕТОД ФОРМАЛИЗАЦИИ АТРИБУТИВНЫХ ПРИЗНАКОВ

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

Согласно официальной статистике, причины большинства авиационных происшествий, произошедших с воздушными судами государственной авиации, обусловлены проявлениями так называемого человеческого фактора авиационных специалистов, участвующих в производстве полетов, как правило, негативными проявлениями личностного фактора летного состава во время подготовки и выполнения полетного задания. При этом учет и оценка влияния человеческого фактора на защищенность авиационной системы в настоящее время проводится фрагментарно и системного характера не имеет. Это препятствует применению системного подхода к проблеме влияния человеческого фактора на безопасность полетов. В связи с этим возникает необходимость количественно оценивать влияние личностного фактора на безопасность предстоящего полета с целью снижения этого влияния. Решение этой задачи потребует определить набор наиболее существенных показателей безопасности предстоящего полета со стороны личностного фактора летчика и обоснованно установить величину каждого указанного показателя. Но показатели потенциальной угрозы безопасности предстоящего полета со стороны личностного фактора летчика относятся к числу причинно-обусловленных явлений, признаки которых не поддаются точной количественной оценке. Поэтому наибольшую трудность представляет определение весовой доли каждого показателя опасности со стороны личностного фактора летчика. Для решения этой задачи необходимо иметь механизм оценки, позволяющий оценить степень влияния явлений, признаки которых не поддаются точной количественной оценке, на объект их воздействия или влияния. Ввиду отсутствия известных авторам инструментов оценки, в полной мере удовлетворяющих заявленным требованиям и позволяющих решить поставленную задачу, авторами разработан новый метод, с помощью которого возможно количественно оценить влияние на предмет исследования связанных с ним явлений, не имеющих числовых выражений.

Ключевые слова: формализация, количественная оценка, экспертный метод, атрибутивный признак, матрица, ранжировка, субъективное шкалирование, парное сравнение.

ВВЕДЕНИЕ

Причинно-обусловленные явления, признаки которых не поддаются точной количественной оценке, называют атрибутивными признаками.

Атрибутивные (качественные, описательные) признаки не имеют числового выражения и представляют собой смысловые понятия. Например, профессия, форма собственности, отрасль народного хозяйства, пол (мужской, женский), вид продукции и т. д. [1–3].

Часто при выполнении научных исследований возникает потребность в количественной оценке влияния на определенный предмет исследования явлений, не имеющих точных численных выражений. Поэтому очевидна необходимость в разработке инструментария, позволяющего измерить, «оцифровать» влияние на предмет исследования атрибутивного признака как явления.

Целью настоящей статьи является доведение до научной общественности содержания разработанного авторами метода, с помощью которого возможно количественно учесть влияние на предмет исследования атрибутивных признаков. Назовем его методом формализации атрибутивных признаков.

МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для того чтобы методологически начать такое исследование, потребуется преднамеренно отвлечься от конкретных сфер жизнедеятельности и присущих им явлений.

Итак, МЕТОД, метода (греч. *methodos*) – способ теоретического исследования или практического осуществления чего-нибудь [4]. Иными словами, метод – это своеобразный кирпич, являющийся основой строительства всех наук. Это совокупность приемов или операций практического или теоретического освоения действительности, подчиненных решению конкретных задач. В исследованиях высоко ценятся простейшие методы, потому что они позволяют получить новый научный результат очень простым путем. Чем проще метод, дающий новый научный результат, тем выше ценность работы [5].

Необходимо отметить, что метод формализации атрибутивных признаков разработан по некоторой аналогии с Методом Анализа Иерархий (МАИ) – математическим инструментом системного подхода к решению проблем принятия решений, разработанным американским ученым Томасом Л. Саати в 1970 году [6].

Начнем с того, что метод формализации атрибутивных признаков (МФАП) базируется на широком применении экспертных методов.

Экспертные методы – методы теории принятия решений, в которых для выполнения тех или иных неформализуемых операций используются знания, опыт, интуиция, изобретательность, интеллект экспертов, специалистов в нужной области [7–9].

В основе МФАП лежат следующие принципы:

- *принципы факторного анализа.* Главными целями факторного анализа являются: 1) сокращение числа переменных (редукция данных) и 2) определение структуры взаимосвязей между переменными, т. е. классификация переменных;
- *принцип иерархической композиции.* Используется для определения приоритетов в наборе определенных атрибутивных признаков в отношении предмета исследования;
- *принцип парных сравнений.* Заключается в том, что все элементы задачи (признаки) сравниваются попарно по отношению к воздействию на предмет исследования, т. е. определяется вес или интенсивность каждого элемента (признака).

Рассмотрим подробно поэтапное применение МФАП.

1. Определяется предмет исследования.
2. Формируется экспертная группа, в состав которой должны входить компетентные в отношении предмета исследования специалисты.
3. Определяется набор атрибутивных признаков, оказывающих влияние на предмет исследования. Для решения этой задачи применяется метод факторного анализа, если позволяют исходные данные. Если исходные данные не позволяют применить математический метод исследования, данная задача решается методом экспертных оценок. Здесь целесообразно применить метод опроса экспертов с последующей процедурой субъективного шкалирования полученных результатов [10].

4. Методом простой ранжировки устанавливается иерархическая последовательность определенных атрибутивных признаков в отношении к определенному предмету исследования, что необязательно, но в общем случае рационально. Метод простой ранжировки заключается в том, что каждого эксперта просят расположить признаки в порядке предпочтения. Затем выстраивается матрица, в которой по горизонтали расположены оцениваемые атрибутивные признаки, а по вертикали – эксперты, в соответствии с присвоенными порядковыми номерами. Численные номера, определенные каждым экспертом для каждого определяемого в иерархии атрибутивного признака, помещаются в матрицу и, после заполнения всех ячеек, кроме двух нижних строк и последнего столбца, определяется сумма полученных значений по каждой строке и каждому столбцу. Тот признак, который в сумме набрал наименьшее количество баллов, является наиболее значимым в выстроенной иерархии, а признак, получивший наибольшую сумму баллов, оказывает самое незначительное влияние на предмет исследования. Пример

матрицы для четырех атрибутивных признаков K , оцениваемых восьмью экспертами, показан в табл. 1. В данном случае признаки K распределились в следующей иерархической последовательности: 1. K_1 ; 2. K_2 ; 3. K_3 ; 4. K_4 .

Таблица 1
Table 1

Матрица, заполняемая экспертами при применении метода ранжировки
атрибутивных признаков
The matrix, filled by experts while applying the method of ranking attributive signs

		K_1	K_2	K_3	K_4	Σ
1	Эксп. 1	1	2	3	4	10
2	Эксп. 2	1	3	2	4	10
3	Эксп. 3	2	1	3	4	10
4	Эксп. 4	1	2	4	3	10
5	Эксп. 5	1	2	4	3	10
6	Эксп. 6	2	1	4	3	10
7	Эксп. 7	1	2	3	4	10
8	Эксп. 8	1	3	2	4	10
9	Сумма	10	16	25	29	80
10	Квадрат суммы	100	256	625	841	1822

Для проверки согласованности мнений экспертов целесообразно рассчитать коэффициент конкордации рангов Кендалла, который рассчитывается по формуле (1)

$$W = \frac{12S}{\left(m^2(n^3 - n)\right)}, \quad (1)$$

где m – число экспертов в группе,

n – число признаков,

S – сумма квадратов разностей рангов (отклонений от среднего).

Рассчитаем сумму квадратов разностей рангов S :

$$S = 1822 - \frac{80^2}{4} = 222.$$

Теперь считаем сам коэффициент конкордации по формуле (1)

$$W = \frac{(12 \cdot 222)}{(64(64 - 4))} = 0,69375.$$

Коэффициент W может принимать значения в пределах от 0 до 1. При полной согласованности мнений экспертов коэффициент конкордации равен единице, при полном разногласии – ну-

лю [1]. В нашем примере полученный коэффициент конкордации свидетельствует о высокой согласованности мнений экспертов.

Предполагается, что каждый признак имеет какую-то численную величину или весовую долю, определяющую степень влияния каждого из учитываемых признаков на выбранный объект.

1. Методом парных сравнений определяется относительная значимость или весовая доля каждого признака в установленной иерархии, иными словами, устанавливается степень влияния каждого признака на исследуемый предмет.

В парном сравнении не нужно, как при ранжировании, упорядочивать все объекты. Суть данного метода заключается в том, что каждому эксперту предлагается провести сравнение всех возможных пар признаков, при этом необходимо в каждой из пар выявить более значимый объект или установить их равенство [9]. Результаты сравнений каждый эксперт заносит в таблицу, пример которой показан в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Таблица, заполняемая экспертами при парном сравнении атрибутивных признаков
The table, filled by experts in the pair comparison of attributive signs

Атрибутивные признаки	K_1	K_2	K_3	K_4	Σ
K_1	1	2	1	2	6
K_2	0	1	2	2	5
K_{n-1}	1	0	1	2	4
K_n	0	0	0	1	1
Σ	2	3	4	7	16

В том случае, если признак K_1 более предпочтителен, чем признак K_2 , с точки зрения влияния на предмет исследования, в соответствующей графе ставится 2. Если, по мнению эксперта, объекты равноценны с точки зрения влияния на предмет исследования, в соответствующей графе ставится 1. В том случае, если объект K_1 менее предпочтителен, чем объект K_2 , с точки зрения влияния на предмет исследования, в соответствующей графе ставится 0. По соглашению сравнение всегда производится для объекта, стоящего в левом столбце, по отношению к объекту, стоящему в верхней строке. При сравнении признака с самим собой имеем равную значительность, так что на пересечении строки K_1 со столбцом K_1 в позиции (K_1, K_1) заносим 1. Поэтому главная диагональ матрицы должна состоять из единиц. После того как все ячейки будут заполнены, полученные баллы по каждому показателю суммируются по горизонтали и по вертикали.

Полученные по горизонтали каждым экспертом суммы баллов по каждому признаку заносятся в матрицу, в которой по горизонтали расположены оцениваемые атрибутивные признаки, а по вертикали – эксперты в соответствии с присвоенными порядковыми номерами. Пример матрицы для четырех атрибутивных признаков K , оцениваемых восьмью экспертами, показан в табл. 3. После того как все ячейки будут заполнены, полученные суммы баллов по каждому показателю суммируются и итоговая средняя сумма баллов по каждому показателю рассчитывается как среднее арифметическое сумм каждого эксперта.

Для проверки согласованности мнений экспертов целесообразно рассчитать коэффициент конкордации рангов Кендалла, который рассчитывается по формуле (1).

Численные величины, полученные в результате расчета среднего арифметического сумм значений по каждому оцениваемому признаку, являются весовыми долями каждого признака в установленной иерархии.

Таблица 3
Table 3

Матрица, применяемая для определения весовой доли определенных признаков K
The matrix used to determine the weight fraction of certain features K

	K_1	K_2	K_3	K_4	Σ
Эксп. 1	6	5	4	1	16
Эксп. 2	7	4	4	1	16
Эксп. 3	6	6	2	2	16
Эксп. 4	8	5	2	1	16
Эксп. 5	6	5	4	1	16
Эксп. 6	5	6	3	2	16
Эксп. 7	7	4	4	1	16
Эксп. 8	6	5	4	1	16
Σ	51	40	27	10	128
Среднее арифметич.	6,4	5	3,4	1,2	16

2. Полученные численные величины, определяющие весовые доли каждого атрибутивно-го признака, переводятся в проценты с таким расчетом, чтобы в сумме все обозначенные призна-ки давали 100 %. Полученные значения являются показателями уровня влияния на предмет ис-следования определенных атрибутивных признаков. Для примера, показанного в табл. 3, призна-ки K по степени влияния на предмет исследования распределились в следующем порядке:

$$K_1 = 40 \% ; K_2 = 31,25 \% ; K_3 = 21,25 \% ; K_4 = 7,5 \% .$$

Следует отметить, что результаты такой оценки влияния на предмет исследования атри-бутивных признаков будут носить, в большинстве случаев, адаптивный характер ввиду того, что основными методами получения результатов являются методы экспертных оценок. Иными словами, полученные результаты оценки могут уточняться в процессе их применения на прак-тике, фигурально выражаясь, «жизнь вносит свои коррективы».

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Таким образом, получен инструмент, позволяющий количественно оценить влияние на предмет исследования любых, связанных с ним, явлений. Основные этапы полученного метода формализации атрибутивных признаков показаны на рис. 1.



Рис. 1. Этапы метода формализации атрибутивных признаков
Fig. 1. The stages of the method of the attributive signs formalization

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключение необходимо отметить, что в результате разработки метода формализации атрибутивных признаков авторами сделана попытка достичь кумулятивного эффекта от интегрального использования различных методов и подходов к решению проблемы численной оценки явлений, не имеющих точных числовых выражений.

Новизна и отличие полученного метода от метода анализа иерархий Т. Саати заключается в следующем:

в отличие от МАИ, который является инструментом системного подхода к сложным проблемам принятия решений, применение МФАП ориентировано в большей степени на научное исследование, но при этом может быть направлено на проведение анализа для принятия управленческого решения;

в отличие от МАИ, который не предписывает лицу, принимающему решение, какого-либо «правильного» решения, а позволяет ему в интерактивном режиме найти такой вариант (альтернативу), который наилучшим образом согласуется с *его* (курсив наш. – Авт.) пониманием сути проблемы и требованиями к ее решению, применение МФАП базируется исключительно на мнениях независимых компетентных экспертов с количественной оценкой суждений и обработкой их результатов. Обобщенное мнение группы экспертов принимается как решение проблемы;

в МФАП предусмотрена процедура определения набора признаков, оказывающих наибольшее влияние на предмет исследования;

МФАП более прост в употреблении.

Полученный метод является универсальным и может быть использован в любой сфере жизнедеятельности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кендалл М.Дж., Стюарт А. Многомерный статистический анализ и временные ряды. М.: Гл. ред. физико-математической лит. изд-ва «Наука», 1976. 736 с.
2. Чернова Н.И. Математическая статистика: учебное пособие. Новосибирск: НГУ, 2007. 148 с.
3. Шуленин В.П. Математическая статистика: учебник в 2-х частях. Ч. 1, 2. Томск: Изд-во НТЛ, 2012.
4. Ушаков Д.Н. Большой толковый словарь русского языка. Современная редакция. М.: Дом Славянской книги, 2011. 436 с.
5. Слипченко В.И. Методические рекомендации по разработке диссертаций по военным наукам. Монино: ВВА им. Ю.А. Гагарина, 1996. 28 с.
6. Саати Т. Принятие решений. Метод анализа иерархий. М.: Радио и связь, 1993. 278 с.
7. Орлов А.И. Менеджмент: учебник. М.: Изумруд, 2003. 298 с.
8. Шрейдер Ю.А. Равенство, сходство, порядок. М.: Гл. ред. физико-математической лит. изд-ва «Наука», 1971. 254 с.
9. Злобина Н.В. Управленческое решение: учебное пособие. Тамбов: ТГТУ, 2007. 80 с.
10. Психологическая энциклопедия / под ред. Р. Корсини, А. Ауэрбаха. 2-е изд. СПб.: Питер, 2006. 1096 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бачкало Борис Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры боевой подготовки Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-

воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), 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» (г. Воронеж), zolotykh-valeri@yandex.ru.

METHOD OF ATTRIBUTIVE SIGNS FORMALIZATION

Boris I. Bachkalo¹, Valeri I. Zolotykh¹

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

ABSTRACT

According to the official statistics, the reasons of the majority of air incidents which have happened to state aircraft are caused by displays of so-called human factor of the aviation specialists participating in flights operation, as a rule, by negative displays of personal factor of the flight crew during preparation and performance of the flight task. At the same time, the record of "human factor" effect on the security of the aviation system is fragmentary and doesn't have systematic basis nowadays. This is the factor which prevents the application of systematic approach to the problem of human factor impact on flight safety. In this regard, in order to reduce the impact of personal factor on the safety of the upcoming flight it is necessary to estimate it in terms of quantity. The solution of this task will require defining a number of the most essential personal safety indicators of the pilot, before the upcoming flight and determine the amount of each specific one. But the indicators of pilot's personal factor potential threat to the safety of the upcoming flight are among the causal phenomena, which signs are not amenable to accurate quantitative estimation. Therefore, the greatest difficulty is in determination of the weight fraction of each hazard indicator according to "personal factor" of the pilot. In order to find solution to this problem, it is necessary to have an evaluation mechanism which will allow to assess the degree of influence of the phenomena on the object of their impact, the signs, which cannot be accurately quantified. Due to the lack of assessment tools known to the authors, which fully meet the stated requirements and allow to solve the problem, the authors developed a new method which enables to quantify the impact of the related phenomena on the subject of the study that do not have numerical expressions.

Key words: formalization, quantitative assessment, expert method, attributive sign, matrix, ranking, subjective scaling, pairwise comparison.

REFERENCES

1. **Kendall, M.J. and Stewart, A.** (1976). *Mnogomernyy statisticheskiy analiz i vremennyye ryady* [Multivariate statistical analysis and time series]. Moscow: Gl. red. fiziko-matematicheskoy lit. izd-va «Nauka», 736 p. (in Russian)
2. **Chernova, N.I.** (2007). *Matematicheskaya statistika* [Mathematical statistics]. *Uchebnoye posobiye* [A tutorial]. Novosibirsk: NGU, 148 p. (in Russian)
3. **Shulenin, V.P.** (2012). *Matematicheskaya statistika* [Mathematical statistics]. *Uchebnik v 2-kh chastyakh. Ch. 1, 2* [A textbook 2 parts. Parts 1, 2]. Tomsk: Izd-vo NTL. (in Russian)
4. **Ushakov, D.N.** (2011). *Bolshoy tolkovyy slovar russkogo yazyka. Sovremennaya redaktsiya* [Unabridged Dictionary of the Russian language. Modern edition]. Moscow: Dom slavyanskoy knigi, 436 p. (in Russian)
5. **Slipchenko, V.I.** (1996). *Metodicheskiye rekomendatsii po razrabotke dissertatsiy po voennym naukam* [Guidelines for the development of dissertations in military sciences]. Monino: VVA after. Yu.A. Gagarin, 28 p. (in Russian)
6. **Saati, T.** (1993). *Prinyatiye resheniy. Metod analiza iyerarkhiy* [Decision Making. Hierarchy analysis method]. Moscow: Radio i svyaz, 278 p. (in Russian)

7. **Orlov, A.I.** (2003). *Menedzhment* [Management]. *Uchebnik* [A tutorial]. Moscow: Izumrud, 298 p. (in Russian)
8. **Schrader, Yu.A.** (1971). *Ravenstvo, skhodstvo, poryadok* [Equality, similarity, order]. Moscow: Gl. red. fiziko-matematicheskoy lit. izd-va «Nauka», 254 p. (in Russian)
9. **Zlobina, N.V.** (2007). *Upravlencheskoye resheniye* [Management solution]. *Uchebnoye posobiye* [A tutorial]. Tambov: TGTU, 80 p. (in Russian)
10. *Psikhologicheskaya entsiklopediya* [Psychological encyclopedia]. (2006). Ed. R. Corsini, A. Auerbach. St. Petersburg: Piter, 1096 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

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

Поступила в редакцию 13.01.2019
Принята в печать 21.03.2019

Received 13.01.2019
Accepted for publication 21.03.2019

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-16-27

БОРТОВЫЕ ГЕТЕРОГЕННЫЕ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СЕТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

С.В. КУЗНЕЦОВ¹

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

На современных воздушных судах все большее распространение получают беспроводные сети, основанные на принципе и технологии Wireless Avionics Intra-Communications (WAIC), то есть беспроводной авионики или беспроводной бортовой внутренней связи (ББВС). Разработка и внедрение на борт воздушного судна (ВС) ББВС (WAIC) – сложнейшая задача, так как ее решение непосредственно связано с обеспечением безопасности полетов. Это требует предварительного тщательного научного анализа. В статье определены три этапа внедрения таких систем. На первом этапе (он уже идет) на борту ВС появляются ББВС, осуществляющие новые по сравнению с традиционными сетями функции, например функции обеспечения пассажиров доступом в интернет. На втором этапе (этот этап также уже начался) на борт ВС внедряются ББВС, осуществляющие уже существующие функции традиционных бортовых сетей наряду с ними. Например, функции технического обслуживания. На третьем этапе (он еще впереди) ББВС осуществляют функции, полностью или частично заменяя традиционные проводные сети. Например, выполнение функции управления полетом самолета без проводов. Примерно так же происходило внедрение управления полетом с помощью электродистанционных систем вместо традиционных механических. На основе анализа систем бортового оборудования в части возможности и целесообразности применения в них ББС определены параметры ХУ перспективных сетей свыше десяти самолетных систем. Наиболее перспективными системами для применения ББС являются топливная система, пожарное оборудование и шасси. Дальнейшие исследования требуют разработки беспроводных датчиков с автономным электропитанием, концентраторов информации, соответствующего программного обеспечения вычислителей, оценки влияния беспроводной передачи информации на надежность, отказоустойчивость и отказобезопасность как тех систем, где такая информация передается, так и смежных самолетных систем.

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

ВВЕДЕНИЕ

Борт современного воздушного судна (ВС) насыщен многочисленными сетями. Существует большое разнообразие бортовых сетей, решающих различные функциональные задачи. Информационно-вычислительные системы (ИВС) и информационно-управляющие системы (ИУС) ВС составляют основу комплекса бортового оборудования (КБО). Такие сети, как правило, содержат большое количество датчиков (сенсоров), вычислителей, управляющих устройств (сервоприводов), а также индикаторов, обеспечивающих автоматизированное и автоматическое управление полетом ВС на всех этапах и во всех режимах полета.

Частным случаем ИВС и ИУС ВС является сенсорная сеть (СС), состоящая из миниатюрных датчиков и вычислительных устройств. Традиционно бортовые сети являются сложными структурами, объединенные электропроводками, информационными проводами, заключенными в электрожгуты и представляющими собой фидер самолета. Их можно назвать бортовыми проводными сетями, хотя в силу традиций определение «проводные» здесь кажется излишним, поскольку наличие в сети проводов считается само собой разумеющимся.

Однако в связи с развитием в последнее время беспроводных технологий, нашедших свое применение в первую очередь в вычислительных сетях общего назначения (то есть не бортовых сетях), телефонных и интернет-сетях, возникла возможность использования беспроводных технологий и в бортовых сетях [1–4].

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ АРХИТЕКТУРНОЙ И ФУНКЦИОНАЛЬНО-СТРУКТУРНОЙ ОРГАНИЗАЦИИ БОРТОВОЙ СЕТИ ВС

В связи с вышеизложенным термин бортовые беспроводные сети (ББС) влечет за собой появление и термина бортовые проводные сети (БПС), хотя таковые, безусловно, существовали и развивались с момента появления первого управляемого летательного аппарата. Концепция ББС лежит в основе проектирования беспроводных ИВС (БИВС), беспроводных ИУС (БИУС), которые, в свою очередь, включают беспроводные сенсорные сети (БСС), или Wireless Sensor Networks (WSN).

БСС включают в себя большое количество относительно близкорасположенных миниатюрных интеллектуальных сенсорных узлов, которые способны измерять различные физические параметры, а также осуществлять предварительную обработку и передачу информации. Основные области применения таких сетей – распределенные бортовые системы управления, контроль технического состояния ВС, психофизиологического состояния экипажа, состояния окружающей обстановки в кабине и салоне, аутентификация аппаратного обеспечения при проведении технического обслуживания и ремонта, контроль доступа на борт ВС и т. д.

БСС – это беспроводная система, представляющая собой распределенную, самоорганизующуюся и устойчивую к отказам отдельных элементов сеть миниатюрных вычислительных устройств с автономным источником питания [1].

Следующим шагом в развитии БИВС и БИУС является появление на борту беспроводных сетей, основанных на принципе и технологии Wireless Avionics Intra-Communications (WAIC), то есть беспроводной авионики или, как ее называют в отечественной научно-технической литературе, беспроводной бортовой внутренней связи (ББВС)^{1,2}.

Наличие двух типов бортовых сетей на ВС требует введения термина бортовая гетерогенная сеть (БГС). То есть бортовая неоднородная сеть, состоящая как минимум из двух однородных частей: традиционной проводной сети и дополняющей (или заменяющей) ее беспроводной сети.

В традиционном смысле гетерогенная компьютерная сеть – это сеть, объединяющая вычислители и другие устройства с различными операционными системами и протоколами обмена данными. В этом смысле бортовые сети современных ВС уже давно являются гетерогенными, так как на борту существует большое разнообразие функциональных систем с вычислителями, работающими в своей операционной системе, а обмен информацией происходит в соответствии с большим разнообразием протоколов. Однако в отношении беспроводных вычислительных сетей (БВС) термин гетерогенный предполагает еще и наличие различных технологий подключения. Это может быть и сотовая связь.

То есть появление первой бортовой беспроводной сети на борту ВС, имеющего традиционные проводные сети, делает его сеть гетерогенной как в смысле разнообразия операционных систем и протоколов обмена, так и в смысле разнообразия соединения и подключения составных частей этой сети. В дальнейшем возникает лишь проблема нахождения оптимального соотношения между объемом проводной и беспроводной частей бортовой гетерогенной сети по определенному критерию.

Очевидно, что эта задача непростая и требует тщательного научного анализа. В частности, требуется анализ состояния проблемы проектирования бортовых гетерогенных проблемно-

¹ Рекомендация МСЭ-R М.2067-0. 02/2015. Технические характеристики и критерии защиты систем беспроводной бортовой внутренней связи. Серия М. Подвижные службы, служба радиоопределения, любительская служба и относящиеся к ним спутниковые службы / Международный союз электросвязи (ITU). 6 с.

² Рекомендация МСЭ-R М.2085-0. 09/2015. Технические условия использования систем беспроводной бортовой внутренней связи, работающих в воздушной подвижной (R) службе в полосе частот 4200–4400 МГц. Серия М. Подвижные службы, служба радиоопределения, любительская служба и относящиеся к ним спутниковые службы / Международный союз электросвязи (ITU). 4 с.

ориентированных систем и информационного обмена между ними, а также должны быть проведены исследования по использованию беспроводных сетей на борту ВС с учетом влияния разнообразных факторов и особенностей каждой функциональной системы, где такая сеть предполагается к применению.

В последние десятилетия на современных ВС нашли широкое применение принцип и технология Fly-by-Wire (FBW) – управление самолетом без механической проводки (то есть по электрическим проводам). Бортовые системы на основе FBW у нас называют электродистанционными системами управления (ЭДСУ) полетом. В настоящее время для перспективных ВС рассматривается задача внедрения на борт ВС принципа и технологии Fly-by-Wireless (FBWL) – управление ВС беспроводно, то есть без электропроводки. Система, реализующая такой принцип управления ВС, – беспроводная система управления (БСУ) полетом.

Разработка и внедрение на борт ВС беспроводной системы управления полетом на основе ББВС (WAIC) – сложнейшая задача, так как ее решение непосредственно связано с обеспечением безопасности полетов. Это требует предварительного тщательного научного анализа.

Очевидно, что это будет происходить в три этапа [5–7].

На первом этапе (он уже идет) на борту ВС появляются ББВС, осуществляющие новые по сравнению с традиционными сетями функции, например функции обеспечения пассажиров доступом в интернет.

На втором этапе (этот этап также уже начался) на борт ВС внедряются ББВС, осуществляющие уже существующие функции традиционных бортовых сетей наряду с ними. Например, функции технического обслуживания.

На третьем этапе (он еще впереди) ББВС осуществляют функции, полностью или частично заменяя традиционные проводные сети. Например, выполнение функции управления полетом самолета без проводов. Примерно так же происходило внедрение управления полетом с помощью электродистанционных систем вместо традиционных механических.

Применения WAIC можно разделить на две широкие категории, соответствующие требованиям к скорости передачи данных применений. Для этого используются следующие определения:

- низкоскоростные (L) применения имеют скорости передачи данных ниже 10 кбит/с;
- высокоскоростные (H) применения имеют скорости передачи данных выше 10 кбит/с.

Эти категории обозначаются символами "L" и "H" соответственно. Низко- и высокоскоростные системы WAIC имеют различные технические характеристики.

Место установки передатчика WAIC влияет на величину РЧ-энергии, излучаемой в направлении от ВС. Поэтому системы WAIC, которые закрыты конструкцией ВС, например фюзеляжем или крылом, классифицируются как внутренние (I), а применения, которые не закрыты, классифицируются как внешние (O).

Применения WAIC можно описать с помощью параметров XY в соответствии с ранее приведенными определениями. Параметр X соответствует скорости передачи данных (H, L), а параметр Y соответствует местоположению (I, O). Например, типовой категорией является категория LI, которая соответствует применению системы с низкой скоростью передачи данных, расположенной на внутренней части конструкции воздушного судна. В связи с этим возникает задача анализа систем бортового оборудования в части возможности и целесообразности применения в них ББС и определения параметров XY таких перспективных сетей.

АНАЛИЗ ББС СУЩЕСТВУЮЩИХ ВС

Рассмотрим ББС самолета A350. Внутренняя беспроводная система передачи данных (Internal Wireless Datalink System – IWDS) этого самолета предоставляет необходимые ресурсы для беспроводных соединений в кабине и пассажирском салоне. Пассажиры могут использовать

эту функцию, если данные услуги доступны. Функциональная схема внутренней беспроводной системы передачи данных показана на рис. 1. Система включает:

- антенны, расположенные в негерметичной части фюзеляжа;
- адаптеры – блоки беспроводной локальной сети (Wireless LAN Units WLU);
- радиочастотный объединитель (Radio Frequency Combiner);
- программное приложение для беспроводной связи (Wireless Manager Application).

Внутренняя беспроводная система передачи данных является частью основной (центральной) бортовой информационной системы (core Onboard Information System (OIS)) и системы информационного обслуживания авиакомпании AISD (Airline Information Services Domain (AISD)).

Основная бортовая информационная система разделена на две системы (домена):

- систему управления самолетом (Aircraft Control Domain (ACD));
- систему информационного обслуживания авиакомпании (Airline Information Services Domain (AISD)).

Каждая из этих систем ACD и AISD (на рисунке обозначено – доменов) в свою очередь состоит из двух частей.

Система управления самолетом ACD включает:

– систему управления полетом (Flight Domain) – составную часть самолетных систем. Она включает легкосъемные блоки авионики (Line Replaceable Units (LRU)) этих систем и не входит в бортовую информационную систему OIS;

– кабинет серверных функций авионики (Avionics Server Function Cabinet (ASFC)), который содержит приложения функций управления полетом, технического обслуживания и связи.

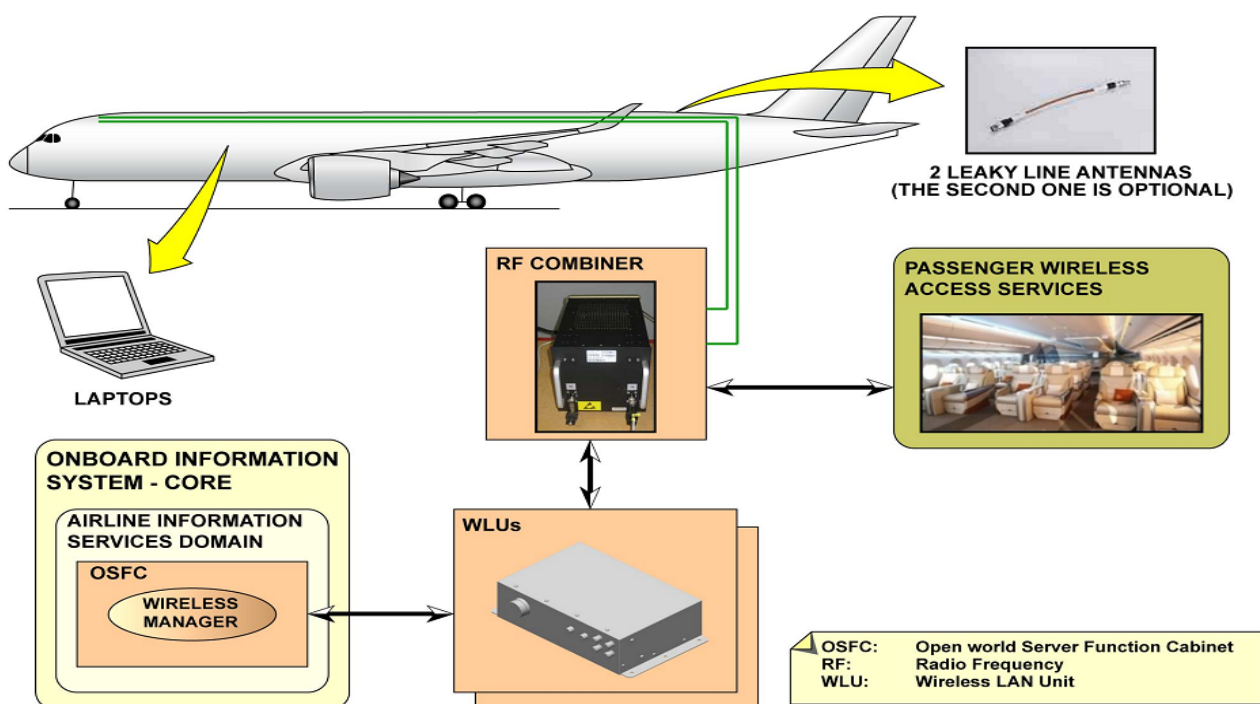


Рис. 1. Функциональная схема внутренней беспроводной системы передачи данных A350
Fig. 1. Functional diagram of internal wireless data transmission system A350

Две составные части системы управления ACD соединены друг с другом посредством двух коммуникационных интерфейсов безопасности (Secure Communication Interfaces (SCIs)), предотвращающих несанкционированный доступ и ввод данных в самолетные системы извне.

Система информационного обслуживания авиакомпании AISD включает:

– кабинет открытых для доступа серверных функций (Open world Server Function Cabinet (OSFC)), где содержатся открытые для доступа приложения функций управления полетом, технического обслуживания, связи и обслуживания пассажирского салона. Информация от ASFC в OSFC может передаваться только в одну сторону (на схеме показан «диод»);

– аппаратные разъемы (docking stations), установленные в кабине экипажа, с помощью которых летный экипаж может подключить свои ноутбуки – электронные полетные планшеты (Electronic Flight Bag (EFB) laptops) к кабинету открытых для доступа серверных функций OSFC и получить доступ к его приложениям и необходимой для электронного планшета информации.

Функции ТО электронного бортового журнала (electronic-logbook) аналогичны функциям обычного бумажного бортового журнала. Они включают:

- сообщения об отказах (defect reporting);
- сообщения о выполненных работах по ТО (maintenance action reporting);
- заключение о выпуске самолета в полет после ТО (aircraft release after maintenance).

Приложение функции ТО электронного бортового журнала загружено в кабинет открытых для доступа серверных функций OSFC.

Оно используется для ввода и хранения информации, поступающей от:

- летного экипажа, инженерно-технического состава (ИТС) и кабинного экипажа;
- самолетных систем (с их легкоъемных блоков LRU), кабинета серверных функций авионики ASFC, системы обслуживания пассажиров, включая информацию о статусе самолета и его идентификационных данных.

Это приложение имеет интерфейс с системами связи самолета (communication systems) и может получать и выдавать информацию от/на наземные устройства авиакомпании (Airline Ground Tools). ИТС имеет доступ к приложению, осуществляющему функции ТО, с бортовой системы технического обслуживания БСТО с помощью бортового пульта человеко-машинного интерфейса (Onboard Maintenance System (OMS) Human-Machine Interface HMIs). Кроме того, ИТС имеет доступ к приложению с помощью портативного многоцелевого терминала доступа (Portable Multy-Purpose Access Terminal), представляющего собой ноутбук. Он также может выполнять функции электронного полетного планшета (Electronic Flight Bag EFB).

Функция приложения программирования статусов программного обеспечения (Software Pin Programming (SPP)) реализуется в кабинете серверных функций авионики ASFC. Она позволяет:

- передавать информацию SPP в БСТО (OSFC), в коммуникационные интерфейсы безопасности (SCI) и через них в самолетные системы (LRU);
- получать статусы SPP от самолетных систем;
- индицировать статусы SPP.

Таким образом, приложение SPP связано с БСТО и самолетными системами через интерфейсы безопасности SCI.

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАЗРАБОТОК БОРТОВЫХ БЕСПРОВОДНЫХ СЕТЕЙ ВС

Рассмотрим перспективные гетерогенные бортовые сети с применением беспроводных технологий для различных самолетных систем. В качестве типовой самолетной системы предлагается топливная система с системой управления и измерения топлива.

Система управления и измерения топлива (СУИТ) – один из наиболее перспективных кандидатов на реализацию концепции беспроводной сенсорной сети БСН (WSN). Это обусловлено наличием в ее составе большого количества датчиков и размещением их в крыле. Отказ от проводов, обеспечивающих передачу информационных сигналов на значительное расстояние (от крыла до технического отсека), позволил бы в полной мере воспользоваться преимуществами БСН. Рассмотрим типовую СУИТ. Она, в зависимости от типа ВС, как правило, включает:

- кабинный пульт контроля и управления заправкой топливом,
- фюзеляжный пульт контроля и управления заправкой топливом,
- блок вычисления количества топлива,
- датчики топливомера двух типов с датчиком температуры (5–10 шт.) и без него (20–30 шт.), всего – более 25 шт.,
- датчики характеристик топлива с датчиками температуры – 2–4 шт.,
- сигнализаторы уровня – 5–10 шт.,
- сигнализаторы уровня дренажного бака – 2–4 шт.,
- сигнализаторы свободной воды в топливе – 2–4 шт.

В правом полукрыле местоположение датчиков и сигнализаторов симметрично. Топливомеры установлены в каждом баке и отсеке. Каждый датчик топливомера представляет собой конденсатор, электроемкость которого зависит от уровня топлива в баке. Датчики объединены в 6 групп. Одна обкладка каждого датчика одной группы заведена на общий сигнальный провод. Для повышения надежности в каждом баке две группы измерения – при отказе одной группы измерение ведется второй.

Датчик характеристик топлива (по одному в каждом крыльевом баке) представляет собой три датчика, собранных в едином корпусе (датчик температуры, плотномер и датчик диэлектрической проницаемости).

Для измерения температуры топлива в баках в каждом баке и отсеке установлены до десяти датчиков температуры. Часть из них конструктивно встроены в топливомеры, а часть входят в состав датчиков измерения характеристик топлива.

Для управления заправкой предназначены сигнализаторы предельного уровня топлива в баках (по одному на каждый крылевой и центральный бак) и сигнализаторы наличия топлива в дренажных баках. Сигнализатор уровня представляет собой резистор, сопротивление которого меняется в зависимости от среды (воздух-топливо). В случае срабатывания одного из трех сигнализаторов автоматически закрывается кран заправки того бака, в котором достигнут предельный уровень заправки. Также на самолете в каждом крыльевом баке установлены сигнализаторы уровня топлива, выдающие сигналы о минимальном остатке топлива.

Для определения наличия свободной воды в баках установлены датчики (по одному в правом и левом крыльевых баках и в центральном баке). Сигнализатор свободной воды в топливе представляет собой резистор, сопротивление которого меняется в зависимости от среды (вода-топливо).

Схема гетерогенной СУИТ с беспроводной связью датчиков топливомера выглядит, как это показано на рис. 2.

Техническая возможность и целесообразность реализации такой схемы требуют дальнейших научных исследований.

Аналогичным образом был проведен анализ возможности и целесообразности реализации гетерогенных систем самолетного оборудования. Результаты анализа сведены в табл. 1.

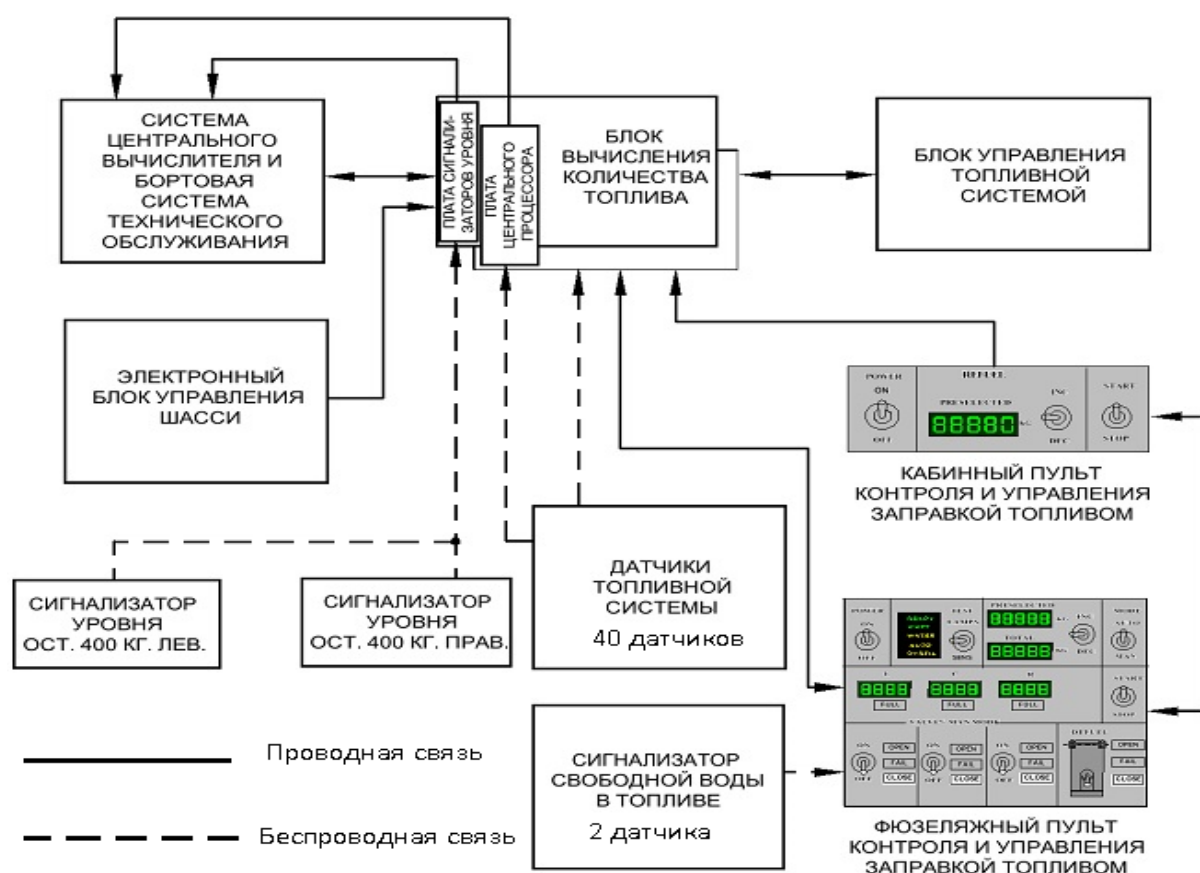


Рис. 2. Функциональная схема гетерогенной СУИТ с беспроводными связями датчиков
Fig. 2. Functional diagram of a heterogeneous fuel control and measurement system with wireless sensor connections

Таблица 1
Table 1

Перечень перспективных систем для WSN и WAIC
List of prospective systems for WSN and WAIC

Глава АТА	Раздел руководства по технической эксплуатации	Перспективная система для WSN и WAIC	Количество датчиков	Тип датчиков	Категория системы WAIC
21	СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА	Система регулирования расхода воздуха	6–10	датчики давления, датчик расхода, датчик расхода Вентури	LI
		Система вентиляции блоков авионики	6–10	датчики температуры, датчики расхода	LI
26	ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	Система сигнализации пожара и перегрева в гондолах двигателей и отсеке ВСУ	15–30	датчики пожара-перегрева	LO

Продолжение таблицы 1
Continuance of Table 1

		Система сигнализации обнаружения дыма в отсеках и туалетах	10–20	датчики дыма	LI
28	ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	Система управления и измерения топлива	40–50	датчики топливомера, датчики температуры, сигнализаторы уровня основных баков и дренажного бака, сигнализаторы уровня остатка топлива, сигнализаторы свободной воды	LI
29	ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА	Система контроля уровня жидкости	3–5	датчики уровня гидрожидкости	LI
		Системы контроля давления гидрожидкости	3–5	датчики давления гидрожидкости	LI
		Система контроля давления гидроаккумулятора	3–5	датчики давления газа	LI
		Система сигнализации давления за источниками гидропитания	7–10	сигнализаторы давления	LI
		Система контроля и сигнализации температуры гидрожидкости	6–12	датчики температуры гидрожидкости, сигнализаторы температуры	LI
		Система контроля засорения фильтров	5–10	сигнализаторы засорения фильтров	LI
30	ПРОТИВООБЛЕДЕНТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА	Противообледенительная система планера и воздухозаборников	8–15	датчики давления, сигнализаторы обледенения, сигнализаторы давления	LO
		Система обогрева приемников давлений, датчиков угла атаки и температуры	–	нет	
		Система обогрева стекол и форточек	10–20	датчики температуры	LO

Окончание таблицы 1
End of Table 1

32	ШАССИ	Система индикации и сигнализации положения опор шасси	15–25	датчики замка, датчики обжатия, датчики открытого положения	LO
		Основная тормозная система	10–20	датчики скорости вращения колеса, датчик перемещения педали, датчики давления, датчики температуры тормоза	LO
38	СИСТЕМА ВОДОСНАБЖЕНИЯ И УДАЛЕНИЯ ОТХОДОВ	Система индикации количества воды и давления в баке	10–20	датчики уровня, вакуумные датчики, сигнализаторы давления воздуха	LI
47	СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА	Система индикации и контроля нейтрального газа	5–10	датчики температуры, датчики давления, кислородный датчик, термореле	LI
52	ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ	Система сигнализации дверей и люков	20–30	датчики входных дверей, датчики грузовых дверей, датчики люков	LI
77	ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ	Система контроля мощности	4–8	датчики частоты вращения	НО
		Система контроля температуры	10–20	датчики температуры	НО
		Система контроля вибрации	6–12	датчики вибрации	НО
79	МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА	Система индикации масляной системы	10–20	датчики уровня масла, датчики давления масла, датчики температуры масла, датчики засорения масляного фильтра, магнитные датчики стружки	LO

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе анализа систем бортового оборудования в части возможности и целесообразности применения в них ББС определены параметры ХУ перспективных сетей для более чем десяти самолетных систем.

Наиболее перспективными системами для применения ББС являются топливная система, пожарное оборудование, шасси, а также ряд других систем.

Дальнейшие исследования требуют разработки беспроводных датчиков с автономным электропитанием, концентраторов информации, соответствующего программного обеспечения вычислителей, оценки влияния беспроводной передачи информации на надежность, отказоустойчивость и отказобезопасность как тех систем, где такая информация передается, так и смежных самолетных систем.

Предварительные результаты исследований представлены в [8].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Восков Л.С.** Беспроводные сенсорные сети и прикладные проекты // Автоматизация и ИТ в энергетике. 2009. № 2. С. 3.
2. **Падалко С.Н., Терентьев М.Н.** Автоматизированное проектирование адаптивных дискретных беспроводных сенсорных сетей для космических систем: учебное пособие. М.: МАИ, 2013. 128 с.
3. **Терентьев М.Н.** Обзор публикаций, посвященных самоорганизации беспроводных сенсорных сетей // Труды МАИ. 2017. № 94. С. 28.
4. **Гуревич О.С.** Современные беспроводные технологии: проблемы применения на авиационном борту / М.Г. Кессельман, А.С. Трофимов, В.И. Чернышов // Труды МАИ. 2017. № 94. С. 112–132.
5. **Федосов Е.А.** Основные направления формирования научно-технического задела в области бортового оборудования перспективных ВС // Материалы докладов 4-й Международной конференции «Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов», г. Жуковский Московской обл., Дом ученых ФГУП «ЦАГИ», 2017. С. 6–14.
6. **Canaday Н.** War on wiring [Электронный ресурс] // Aerospace America. 2017. May. Режим доступа: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/war-on-wiring/> (дата обращения: 10.06.2018).
7. **Elliott К.** Development of wireless avionics intra-communications [Электронный ресурс] // Avionics. 2017. Juny/July. Режим доступа: <http://interactive.aviationtoday.com/avionicsmagazine/june-july-2017/development-of-wireless-avionics-intra-communications/> (дата обращения: 09.06.2018).
8. **Кузнецов С.В.** Перспективы развития бортовых гетерогенных информационно-вычислительных и управляющих сетей воздушного судна // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию гражданской авиации. Москва, 16–17 мая 2018 г. 2018. С. 41.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Кузнецов Сергей Викторович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов Московского государственного технического университета гражданской авиации, s.kuznetsov@mstuca.aero.

ON-BOARD HETEROGENEOUS INFORMATION COMPUTER NETWORKS OF PERSPECTIVE AIRCRAFT

Sergei V. Kuznetsov¹

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

ABSTRACT

Wireless networks based on the principle and technology of Wireless Avionics Intra-Communications (WAIC), that is, wireless avionics or wireless onboard intercom are becoming increasingly widespread on modern aircraft. The development and deployment of WAIC on board is a complex task, as its solution is directly related to ensuring safety of flights. It requires preliminary careful scientific analysis. The article defines three stages of the implementation of such systems. At the first stage (it is already going on) there are WAIC on board of the aircraft, carrying out new functions that are new in comparison with traditional networks, for example, the functions of providing passengers with Internet access. At the second stage (this stage has also already begun), the WAIC is being deployed on board of the aircraft, carrying out the already existing functions of traditional on-board networks along with them. For example, the maintenance functions. At the third stage (it is still ahead), WAIC performs functions, completely or partially replacing traditional wired networks. For example, performing the flight control function without wires (FBW). We could see approximately the same process when electric-distance systems were installed on the aircraft instead of traditional mechanical ones. The parameters of XY prospective networks of more than ten aircraft systems have been determined basing on the analysis of onboard equipment systems, in terms of the possibility and expediency of using WAIC in them. The most promising systems for the use of WAIC are the fuel system, fire equipment and gears. Further research calls for the development of wireless sensors with autonomous power supply, information concentrators, appropriate computer software, assessing the impact of wireless information transmission on reliability, fault tolerance and fail-safety of the systems where such information is transmitted and adjacent aircraft systems.

Key words: on-board wireless networks, wireless avionics intra-communications, wireless sensor networks, on-board heterogeneous networks, electric remote control flight systems.

REFERENCES

1. Voskov, L.S. (2009). *Besprovodnyye sensornyye seti i prikladnyye proyekty* [Wireless sensor networks and applied projects]. *Avtomatizatsiya i IT v energetike* [Automation and IT in the energy sector], no. 2, p. 3. (in Russian)
2. Padalko, S.N. and Terentev, M.N. (2013). *Avtomatizirovannoye proyektirovaniye adaptivnykh diskretnykh besprovodnykh sensornykh setey dlya kosmicheskikh system* [Automated design of adaptive discrete wireless sensor networks for space systems]. *Uchebnoye posobiye* [A tutorial]. Moscow: MAI, 128 p. (in Russian)
3. Terentev, M.N. (2017). *Obzor publikatsiy, posvyashchennykh samoorganizatsii besprovodnykh sensornykh setey* [A review of publications on the self-organization of wireless sensor networks]. *Trudy MAI* [Proceedings of the MAI], no. 94, p. 28. (in Russian)
4. Gurevich, O.S., Kesselman, M.G., Trofimov, A.S. and Chernyshov, V.I. (2017). *Sovremennyye besprovodnyye tekhnologii: problemy primeneniya na aviatsionnom bortu* [Modern wireless technologies: application problems on board the aircraft]. *Trudy MAI* [Proceedings of the MAI], no. 94, p. 27. (in Russian)
5. Fedosov, Ye.A. (2017). *Osnovnyye napravleniya formirovaniya nauchno-tekhnicheskogo zadela v oblasti bortovogo oborudovaniya perspektivnykh* [The main directions of the formation of a scientific and technical reserve in the field of on-board equipment of the prospective aircraft]. *Materialy dokladov 4-y Mezhdunarodnoy konferentsii «Perspektivnyye napravleniya razvitiya bortovogo oborudovaniya grazhdanskikh vozдушnykh sudov»*, g. Zhukovskiy Moskovskoy obl., Dom uchenykh FGUP «TSAGI», 2017 g. [Report at the 4th International Conference "Prospective Directions for the Development of Airborne Equipment of Civil Aircraft". Zhukovsky, Moscow Region, House of Scientists of TsAGI]. (in Russian)

6. **Canaday, H.** (2017). *War on wiring*. Aerospace America, iss. May. URL: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/war-on-wiring/> (accessed 10.06.2018).

7. **Elliott, K** (2017). *Development of wireless avionics intra-communications*. Avionics, Juny/July. URL: <http://interactive.aviationtoday.com/avionicsmagazine/june-july-2017/development-of-wireless-avionics-intra-communications/> (accessed 09.06.2018).

8. **Kuznetsov, S.V.** (2018). *Perspektivy razvitiya bortovykh geterogennykh informatsionno-vychislitelnykh i upravlyayushchikh setey vozdushnogo sudna* [Prospects for the development of on-board heterogeneous information computer and control networks of an aircraft]. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sbornik tezisov dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 95-letiyu grazhdanskoy aviatsii. Moskva, 16–17 Maya, 2018 g.* [Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society: coll. of abstracts of the International Scientific and Technical Conference devoted to the 95th anniversary of civil aviation, Moscow, the 16th – the 17th of May 2018], p. 41. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

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

Поступила в редакцию 12.07.2018
Принята в печать 21.03.2019

Received 12.07.2018
Accepted for publication 21.03.2019

УДК: 656.052.1

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-28-37

ПРОБЛЕМЫ, СВЯЗАННЫЕ С ОПРЕДЕЛЕНИЕМ НЕОБХОДИМОГО КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПОЛЕТОВ ПО СТАНДАРТНЫМ ТРАЕКТОРИЯМ ПРИБЫТИЯ (STAR), КОТОРЫЕ ИМЕЮТ УЧАСТКИ ДЛЯ ЗАДЕРЖКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

В.Г. ЛУГОВОЙ¹, А.В. СОРОКИН², О.В. ШИЛОВ²

¹ Санкт-Петербургский Центр ОВД, г. Санкт-Петербург, Россия

² АО «Авиакомпания «Россия», г. Москва, Россия

В статье дано описание проблем, связанных с определением необходимого количества топлива при планировании полетов по стандартным траекториям прибытия (STAR), имеющим участки для задержки воздушных судов. Новые маршруты прибытия, основанные на применении зональной навигации, позволили увеличить пропускную способность воздушного пространства, снизить загруженность диспетчеров УВД и экипажей воздушных судов. Все большее количество провайдеров аэронавигационного обслуживания внедряет современные траектории прибытия, составной частью которых являются участки для задержки воздушных судов. Участки для задержки воздушных судов используются как современная альтернатива краткосрочным зонам ожидания и векторению с целью задержки воздушного судна. Однако внедрение новых видов стандартных траекторий прибытия, без изменения подходов к планированию полетов по ним, привело к росту расхода авиационного топлива. В статье раскрывается суть проблемы планирования полета по новым видам траекторий прибытия на примере недавно спроектированных, опубликованных и введенных в эксплуатацию стандартных траекторий прибытия аэропорта Пулково, включающих участки для задержки воздушных судов. Приводятся расчеты с применением автоматизированных систем планирования полета, показывающие объем дополнительного расхода топлива. Описываются сопутствующие негативные факторы. Предлагаются методы решения проблем, позволяющие избежать роста расхода топлива и неблагоприятных выбросов в атмосферу. Описывается порядок использования нового подхода к планированию и выполнению полета по стандартным траекториям прибытия, имеющим участки для задержки воздушных судов. Внедрение нового подхода к проектированию, планированию и выполнению полетов по стандартным траекториям прибытия, имеющим участки для задержки воздушных судов, актуально для существующих и проектируемых траекторий прибытия.

Ключевые слова: воздушное движение, траектории прибытия, процедуры ОВД, расход топлива, планирование полета.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время широкое распространение получили траектории прибытия, основанные на зональной навигации, которые включают в себя участки, предназначенные для задержки воздушных судов [1, 2]. Такие траектории могут быть различных видов: дугообразные, прямые или имеющие иную форму. Основная цель таких траекторий заключается в упрощении применения процедур задержки для прибывающих воздушных судов.

При использовании таких траекторий воздушному судну всегда назначается траектория прибытия, в которой содержатся элементы для задержки, однако, если задержка не требуется, диспетчер УВД направляет воздушное судно по кратчайшему расстоянию, минуя траекторные элементы задержки. Аналогичным образом могут решаться и задачи по созданию интервалов на посадку: воздушное судно пролетит по траектории задержки такое количество времени, на которое необходимо его задержать для создания заданного интервала на посадку. Лишь в случаях высокой загруженности предполагается, что воздушное судно будет пролетать практически всю траекторию. Траектории, используемые в системах Point Merge¹, могут содержать и такие

¹ Point merge integration of arrival flows enabling extensive RNAV application and continuous descent / Eurocontrol experimental centre, Brétigny-sur-Orge [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.eurocontrol.int/sites/default/files/content/documents/sesar/point-merge-osed-v2.0-2010.pdf/> (дата обращения: 04.04.2017).

участки, которые в принципе не предполагается использовать для полетов, их наличие диктуется лишь необходимостью создания точки пути, на которую воздушное судно будет двигаться в случае, если задержка не предполагается.

Таким образом, можно утверждать, что современные траектории прибытия зональной навигации с элементами задержки не предназначены для постоянного и полного их выполнения всеми воздушными судами. Можно говорить о том, что воздушные суда выполняют их обязательную часть и частично выполняют полет по траектории, предназначенной для задержки, только в случае необходимости.

ПРОБЛЕМЫ, СВЯЗАННЫЕ С ОПРЕДЕЛЕНИЕМ НЕОБХОДИМОГО КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПОЛЕТОВ

При проектировании воздушного пространства в районе аэродрома Санкт-Петербург Пулково были разработаны траектории прибытия, имеющие обязательные для следования элементы, элементы для задержки, а также элементы, полет по которым не предполагается. Рассмотрим разработанную для аэропорта Пулково траекторию стандартного прибытия по приборам, основанного на зональной навигации, на примере STAR GENPA 1A² (рис. 1).

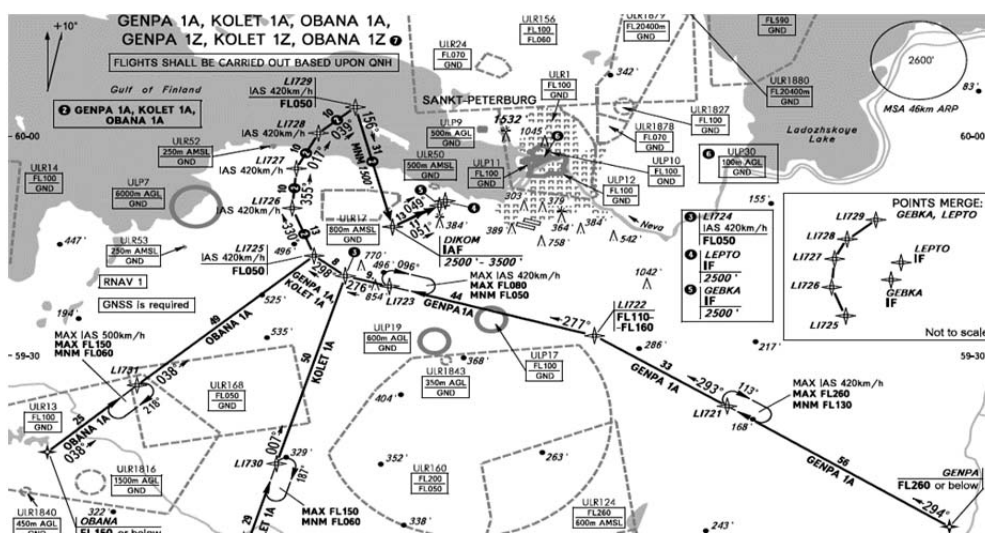


Рис. 1. Вид траектории GENPA1A, содержащей траекторию задержки
Fig. 1. Representation of GENPA1A STAR, which includes delay trajectory

Данная траектория имеет обязательную часть следования, начинающуюся от точки пути GENPA, далее на точку пути LI721 и затем на точку пути LI722. Предполагается, что в случае отсутствия необходимости задержки диспетчер УВД применит процедуру «прямо на», указав воздушному судно следовать на точку пути DIKOM. Таким образом, будет сформирована траектория GENPA – LI721 – LI722 – DIKOM, которая будет являться траекторией кратчайшего расстояния. При проектировании данного STAR, точки пути, формирующие ее обязательную часть, были намеренно расположены на одной прямой. Полет воздушного судна на участке от точки пути GENPA до точки пути LI722 определяет время принятия решения диспетчером УВД о возможности следования воздушного судна по траектории кратчайшего расстояния или о

² Сборник аэронавигационной информации Российской Федерации. Часть II. Маршрут [Электронный ресурс] / Федеральное агентство воздушного транспорта. Режим доступа: <http://www.caiga.ru/common/AirInter/validaip/html/rus.htm> (дата обращения: 14.10.2018).

необходимости реализации задержки полетом по траектории STAR после пролета точки пути LI722.

Дальнейшая траектория STAR после пролета точки пути LI722 уводит воздушное судно в сторону от траектории кратчайшего расстояния, так реализуется необходимая задержка. Диспетчер УВД определяет достаточность задержки и в нужный момент времени передает указание воздушному судну о следовании на точку пути DIKOM. На траектории STAR GENPA1A имеется также участок, по которому следование воздушного судна не предполагается, это участок полета от точки пути LI729 на точку пути DIKOM. Данный участок является некой операционной уловкой и предназначен только лишь для формирования точки пути DIKOM в таком месте, которое позволит осуществлять полеты по кратчайшим расстояниям от точки начала STAR (GENPA) до точки окончания STAR (DIKOM). При полете воздушного судна по части траектории от точки пути LI725 до LI729 воздушное судно может быть направлено напрямую к Point Merge – начальной точке промежуточного этапа захода на посадку соответствующей ВПП.

В целом современные траектории зональной навигации доказали свою эффективность, существенно снизив нагрузку на согласование между пунктами ОВД, отвечающими за различные этапы полета, а также уменьшив количество радиообмена [3, 4]. В то же время внедрение таких STAR отрицательно повлияло на расход авиационного топлива – изменилась концепция использования STAR, но концепция планирования полетов по траекториям STAR осталась прежней.

При планировании полета по траекториям STAR предыдущего поколения, не имеющим встроенных элементов задержки, экипаж воздушного судна (или штурманская служба авиакомпании) рассчитывал заправку топливом исходя из длин этих траекторий [5, с. 160–163]. При этом сами траектории являлись траекториями кратчайшего расстояния. Задержки, которые производились диспетчером УВД, например, методом векторения или применением зоны ожидания, не входили в расчет топлива для полета по маршруту (trip fuel). Для целей задержки на борту воздушного судна всегда находился необходимый запас топлива, не входящий в trip fuel – запас топлива на непредвиденные обстоятельства (contingency fuel)³. С вводом в действие STAR нового поколения, имеющих встроенные элементы задержки, расчетное количество топлива на полет увеличилось, так как полная длина STAR увеличилась на величину встроенной траектории задержки. Фактически воздушные суда берут на борт топливо на случай задержки дважды. Часть включается в топливо для полета по маршруту (trip fuel), так как сам маршрут увеличился на возможную задержку, другая часть является обязательным не изменившимся элементом, топливом на непредвиденные обстоятельства, включая ожидание (contingency fuel).

На первый взгляд, разница в учитываемом топливе не выглядит очень большой. Количество дополнительного топлива для полета по траектории задержки, которое будет взято на борт воздушного судна, будет определяться многими факторами. Для примера сравним количество топлива необходимое для полета по кратчайшему маршруту траектории STAR GENPA1A и по полной траектории STAR GENPA1A, включая траекторию задержки. Кратчайшая траектория $L_{кр}$ будет определяться точками пути GENPA – LI721 – LI722 – DIKOM, таким образом, длина $L_{кр}$ составит 133 км. Полная траектория $L_{полн}$ будет включать точки пути GENPA – LI722 – LI723 – LI724 – LI725 – LI726 – LI727 – LI728 – LI729 – DIKOM, таким образом, длина $L_{полн}$ составит 224 км. Разница длин траекторий (длина траектории задержки) ΔL составляет 91 км. Таким образом, при планировании каждого полета необходимо учитывать длину траектории задержки равной 91 км. Количество топлива, которое необходимо учесть для планирования полета по траектории задержки, будет зависеть от расхода топлива конкретного воздушного судна. Ожидание, как правило, производится на скоростях и режимах, соответствующих

³ Введение в летно-технические характеристики ВС / AIRBUS. Flight Operations Support & Services, 2007. 218 с.

максимальной продолжительности полета. Потребное количество топлива для полета по траектории задержки составит определенную величину ΔQ_p . В результате воздушное судно возьмет на борт дополнительное количество топлива сверх топлива, планируемого для полета по кратчайшей траектории, при этом количество топлива для ожидания (contingency fuel) останется неизменным. Таким образом, для полета по траектории задержки на борту воздушного судна будет предусмотрен двойной резерв топлива: топливо, входящее в состав планируемого топлива для полета по маршруту (trip fuel), и топливо для ожидания (contingency fuel). Даже если воздушное судно вынуждено будет выполнить полет по всей траектории задержки, например, в целях создания интервала, один из указанных резервов не будет затрачен. Остатки топлива будут использоваться для последующего полета, однако взятое на борт количество топлива будет увеличивать полетный вес воздушного судна, что в свою очередь будет приводить к увеличению расхода топлива при полете по маршруту за счет необходимости выдерживать несколько большую скорость полета [6]. Дополнительные затраты топлива будут зависеть в том числе от протяженности маршрута всего рейса. Наибольшие потери топлива будут происходить при полетах тяжелых воздушных судов на большие расстояния. Рассчитаем дополнительный расход топлива, обусловленный увеличением полетного веса, на маршруте Бангкок – Санкт-Петербург для воздушного судна типа Боинг 747-400.

С помощью современных автоматизированных средств произведем расчет полета при использовании полного STAR GENPA1A и при использовании кратчайшего маршрута, обозначенного GENPA1Z. Расчет полета при использовании полного STAR GENPA1A представлен на рис. 2.

FLT	AC/REG	DATE	ROUTE	MACH	EObt	ETA	STA	ALTN	DATE	MET
SDMTEST	EI-XLC	28/11/18	VTBS ULLI	ECO	1200	2235	2300	EFHK	280600	
	B747-400		BKK	LED				HEL		
		APT ELEV	5	79						
ALTN	EFHK DIST	202	TIME	FUEL	DOW	178202			APLD	
FL 360	WC M029	00.36	6153	EPLD	64469	MPLD	64469	RPLD	64469	
FINAL RESERVE	1500	00.30	3996	EZFW	242671	MZFW	242671	AZFW		
HOLD-ALTN		00.00	0	ETOW	369370	MTOW	385553	RTW	385553	
DIVERT ALTN		01.06	10149	ELDW	258342	MLDW	285763	RLW	285763	
CONTINGENCY	5P/C	00.31	5522							
TOTAL RESERVES		01.37	15671							
TRIP FUEL		10.20	111028							
ENDURANCE		11.57	126699							
TAXI OUT		00.15	700							
MIN REQ FUEL			127399							
FUEL ON BOARD			127399							

Рис. 2. Результаты расчета полета с использованием полного STAR
Fig. 2. Fuel calculation results, the whole STAR planned

Расчетное количество затрачиваемого топлива для выполнения полета с использованием траектории полного STAR (trip fuel) составит 111028 кг. Такое количество топлива будет фактически затрачено, если воздушное судно пролетит весь маршрут, включая выполнение полного STAR GENPA1A. Общее количество топлива на борту (fuel on board), включая все необходимые резервы, составит 127399 кг.

Произведем расчет полета при использовании траектории кратчайшего расстояния (рис. 3).

FLT	AC/REG	DATE	ROUTE	MACH	EOBT	ETA	STA	ALTN	DATE	MET
SDMTEST	EI-XLC	28/11/18	VTBS ULLI	ECO	1200	2229	2300	EFHK	280600	
	B747-400		BKK LED					HEL		
		APT ELEV 5	79							
ALTN	EFHK	DIST 202	TIME	FUEL	DOW	178202		APLD	..	..
FL 360	WC M029	00.36	6153	EPLD	64469	MPLD	64469	RPLD	64469	
FINAL RESERVE	1500	00.30	3997	EZFW	242671	MZFW	242671	AZFW	..	..
HOLD-ALTN		00.00	0	ETOW	368156	MTOW	385553	RTW	385553	
DIVERT ALTN		01.06	10150	ELDW	258285	MLDW	285763	RLW	285763	
CONTINGENCY	5P/C	00.31	5464							
				FUEL FOR TAXI	IN	310				
TOTAL RESERVES		01.37	15614							
TRIP FUEL		10.14	109871							
ENDURANCE		11.51	125485							
TAXI OUT		00.15	700							
MIN REQ FUEL			126185							
FUEL ON BOARD			126185							

Рис. 3. Результаты расчета полета с использованием траектории кратчайшего расстояния
Fig. 3. Fuel calculation results, the shortest trajectory planned

Расчетное количество затрачиваемого топлива для выполнения полета с использованием траектории кратчайшего расстояния (trip fuel) составит 109871 кг. Общий вес топлива на борту снизится и составит 126185. Таким образом, разница в расчетном расходе топлива ΔQ_p при планировании маршрута полета Бангкок – Санкт-Петербург составит: $\Delta Q_p = 111028 - 109871 = 1157$ кг. Показатель расчетного количества топлива для полета по маршруту (trip fuel) позволяет оценить необходимое количество топлива при полете от аэродрома вылета до аэродрома назначения, т. е. в случае если не происходит уход на запасной аэродром, обход грозы и другие непредвиденные обстоятельства. Увеличение расчетного количества топлива для полета до аэродрома назначения будет приводить к некоторому росту резервов топлива для полета на запасной аэродром и на случай непредвиденных обстоятельств. Поэтому общая разница в количестве топлива, взятого на борт ΔQ , окажется несколько большей. Для определения ΔQ сравним общий запас топлива на борту в случае планирования полета по полному STAR с запасом топлива при планировании полета по траектории кратчайшего расстояния: $\Delta Q = 127399 - 126185 = 1214$ кг. Однако часть данного топлива может быть использована вновь для выполнения последующего полета данным воздушным судном, т. е. не будет являться потерей топлива. Необходимо определить, какова реальная потеря топлива за счет увеличения полетного веса воздушного судна на ΔQ . Для сравнения разницы в расчетном расходе топлива выполним новый расчет, опираясь на данные расчетов планирования полета по траектории кратчайшего расстояния, но увеличив общий резерв топлива на воздушном судне на ΔQ , фактически вес данного топлива будет просто дополнительно перевозимым грузом. Таким образом, будет смоделирована ситуация, при которой воздушное судно, имеющее запасы топлива для выполнения полного STAR, пролетит по маршруту кратчайшего расстояния, минуя траекторию задержки. Вновь выполним расчет полета с использованием траектории кратчайшего расстояния (рис. 4).

```

SDMTEST EI-XLC 28/11/18 VTBS ULLI ECO 1200 2229 2300 EFHK 280600
      B747-400      BKK  LED      HEL
      APT ELEV 5      79

ALTN EFHK DIST 202  TIME  FUEL  DOW  178202      APLD .. ..
FL 360 WC M029      00.36  6153  EPLD  64469  MPLD  64469  RPLD  64469
FINAL RESERVE 1500 00.30  3996  EZFW 242671  MZFW 242671  AZFW .. ..
HOLD-ALTN      00.00      0  ETOW 369370  MTOW 385553  RTW 385553
DIVERT ALTN      01.06 10149  ELDW 259185  MLDW 285763  RLW 285763
CONTINGENCY 5P/C  00.31  5480
EXTRA - OPTIONAL  00.07      885

      FUEL FOR TAXI IN 310

TOTAL EXTRA      00.07      885
TOTAL RESERVES    01.44 16514
TRIP FUEL         10.14 110185
ENDURANCE         11.58 126699
TAXI OUT          00.15      700
MIN REQ FUEL      126514
FUEL ON BOARD     127399

```

Рис. 4. Результаты расчета полета с использованием траектории кратчайшего расстояния, выполненные с принудительным увеличением общего количества топлива на борту (Fuel on board) до значений, соответствующих расчету для выполнения полета с учетом полного STAR

Fig. 4. Fuel calculation results, the shortest trajectory planned, total fuel on board increased to tankage calculated for the whole STAR planning

Разница в расходе топлива по причине увеличения веса воздушного судна на ΔQ может быть определена по сравнению показателей trip fuel. Так, расчетный расход топлива за полет при полете по маршруту кратчайшего расстояния без ΔQ составит 109871 кг, а при наличии ΔQ на борту расчетный расход топлива составит 110185 кг. Таким образом, для перевозки избытка топлива ΔQ на данном маршруте воздушное судно затратит дополнительно 314 кг топлива.

Поскольку при планировании полета избыток топлива для полета по траектории задержки будет учитываться для каждого воздушного судна, суммарные затраты топлива за день полетов могут оказаться очень существенными. Так, в аэропорт Пулково ежедневно прибывают 200–250 ВС, суммарный перерасход может составить десятки тонн топлива. Так как повышенный расход будет характерен на протяжении всего полета, можно говорить и об увеличенном количестве выбросов в атмосферу.

Траектории, содержащие встроенные элементы задержки, набирают популярность [7, 8, 9], поэтому возможна ситуация, когда расчет полета по полному STAR будет включаться и в планирование топлива при полете до запасного аэродрома, на котором как раз используется указанный тип STAR, тогда суммарный перерасход топлива окажется еще более значительным.

Немаловажен и экономический аспект, на некоторых аэродромах стоимость авиационного топлива значительно выше, чем на других [10, 11], поэтому оплачивать дополнительные остатки топлива, даже которые будут использоваться в дальнейшем, становится невыгодным.

Таким образом, внедрение современных траекторий прибытия, включающих в себя траектории задержки, без изменения подхода к планированию заправки топливом воздушного судна, будет приводить к увеличению расхода топлива воздушных судов, а также к увеличению неблагоприятных выбросов в атмосферу [12].

ПРЕДЛАГАЕМОЕ РЕШЕНИЕ. ПОРЯДОК ПЛАНИРОВАНИЯ ЗАПРАВКИ ТОПЛИВОМ, ВЫБОР И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРАЕКТОРИИ В ПОЛЕТЕ. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для решения данной проблемы необходимо разработать и внедрить иные правила планирования заправки топливом, так как на данный момент топливо, необходимое воздушному судну для реализации задержки, фактически учитывается дважды. Изменение политики по учету топлива в авиакомпаниях может не привести к желаемому эффекту, так как необходимо проводить работу с каждой авиакомпанией, осуществляющей полет в аэропорт, в котором используются подобные траектории.

Выходом из данной ситуации может быть использование дополнительного вида траекторий, публикуемых в документах аэронавигационной информации, а также опубликование порядка использования таких траекторий⁴.

Для решения проблем, связанных с повышенным расходом топлива при внедрении траекторий с встроенными участками задержки в АПР аэропорта Пулково, были опубликованы специальные траектории, предназначенные только для планирования заправки топливом (рис. 5)⁵.

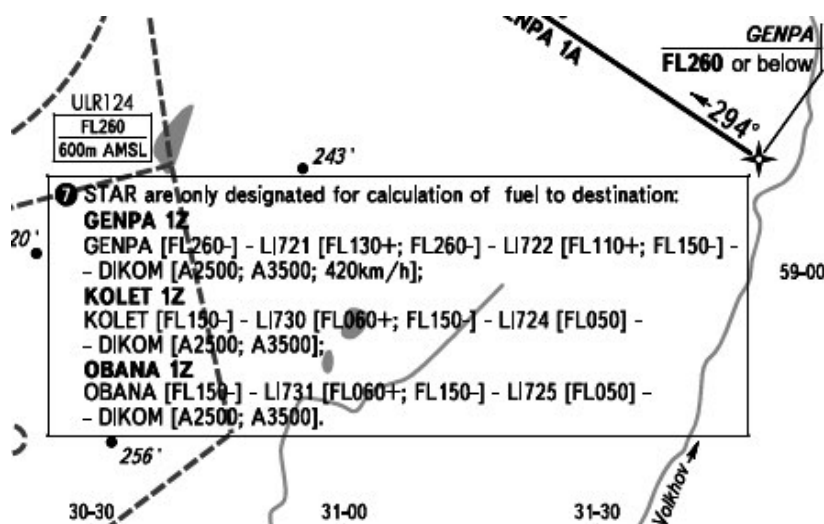


Рис. 5. Вид опубликованной для расчета топлива траектории, GENPA1Z
Fig. 5. Representation of trajectory published for fuel calculation, GENPA1Z

На данный момент для авиакомпаний сохраняется возможность спланировать полет как по полной, так и по кратчайшей траектории. Это позволяет гибко учитывать топливную политику разных авиакомпаний. Однако в рамках суммарного расхода топлива, а также с учетом неблагоприятных выбросов в атмосферу возможность полностью свободного выбора траектории авиакомпаниями представляется непродуктивной. Для соответствующей мотивации авиакомпаний, с целью снижения суммарного расхода топлива и выбросов в атмосферу, целесообразно опубликовать рекомендации для планирования полетов по STAR, которые содержат траектории

⁴ IATA Position on Point Merge (Prepared by Anthony van der Veldt/IATA Safety and Flight Operations, Europe In co-operation with EUR RCG, FOG members and IATA Staff) [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/content/documents/sesar/iata-position-on-point-of%20merge-sep2014.pdf> (дата обращения: 14.10.2018).

⁵ Сборник аэронавигационной информации Российской Федерации. Часть II. Маршрут [Электронный ресурс] / Федеральное агентство воздушного транспорта. Режим доступа: <http://www.caiga.ru/common/AirInter/validaip/html/rus.htm> (дата обращения: 14.10.2018).

задержки. STAR, содержащие траектории задержки, следует маркировать на картах как STAR, назначаемые только органом ОВД. В этом случае при планировании полета данный STAR не будет выбираться как маршрут для расчета полета и заправки топливом, так как для выбора такого STAR на этапе планирования потребуется разрешение конкретного органа ОВД. В то же время STAR, представляющие собой маршруты кратчайших расстояний, должны обозначаться на картах как маршруты, предназначенные только для планирования полета и заправки топливом. В этом случае выбор экипажем в полете STAR, представляющего собой траекторию кратчайшего расстояния, будет невозможен, так как данный STAR предназначен только для планирования полета. Таким образом, выбор STAR из навигационной базы данных системы управления полетом (FMV Nav Data Base) для построения маршрута непосредственно в полете будет осуществляться экипажем только по указанию органа ОВД.

В результате при планировании полета, в том числе с использованием автоматизированных систем планирования, будет учитываться кратчайшая траектория STAR. Тогда как при фактическом выполнении полета орган ОВД будет назначать экипажу воздушного судна STAR, содержащий траекторию задержки. Непосредственно при выполнении STAR диспетчер подхода будет использовать процедуру «прямо на» для указания воздушному судну о следовании прямо к точке окончания STAR (по кратчайшей траектории), в случае если задержка не требуется. Если фактическая ситуация требует полета по траектории задержки, ввиду необходимости создания интервала или иных причин, то диспетчер УВД использует указание о следовании на точку окончания STAR в момент, когда достаточный интервал создан.

При применении такого подхода к планированию и выполнению полетов избыточные расходы топлива и дополнительные неблагоприятные выбросы в атмосферу, обусловленные вводом в действие STAR нового поколения, будут ликвидированы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ассоров Н.А.** Анализ организации воздушного движения в некоторых крупных аэропортах мира // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221. С. 5–12.
2. **Дивак Н.И., Нечаев Е.Е.** Анализ структуры воздушного пространства МВЗ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221. С. 13–17.
3. **Кумков С.И., Пятко С.Г., Спиридонов А.А.** Исследование стандартной и веерной схем задержки воздушных судов в зоне подхода // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 20(331). С. 63–73.
4. **Shaw C., Ivanescu D.** Fast-time simulation of Point Merge indicates significant improvements [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.eurocontrol.int/eec/public/standard_page/EEC_News_2008_1_PM.html (дата обращения: 14.10.2018).
5. **Хиврич И.Г., Миронов Н.Ф., Белкин А.М.** Воздушная навигация: учебное пособие. М.: Транспорт, 1984. 328 с.
6. **Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А.** Основы авиационной техники. 2-е изд., перераб. и доп. М.: МАИ, 1999. 575 с.
7. **Луговой В.Г.** Применение процедуры Point Merge в условиях неравномерного распределения потоков прибывающих воздушных судов // Вестник СПбГУ ГА. 2017. № 4(17). С. 25–37.
8. **Дивак Н.И.** К вопросу о разработке новой структуры воздушного пространства Московской воздушной зоны // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 209(11). С. 67–71.
9. **Глухов Ю.Е., Коновалов А.Е.** Альтернативный вариант реорганизации структуры воздушного пространства в московском узловом диспетчерском районе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 209(11). С. 60–66.

10. Злобин А. Дорогое небо. Авиабилеты дорожают из-за роста цен на керосин [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.forbes.ru/biznes/365151-dorogoe-nebo-aviabilet-dorozhayut-iz-za-rosta-cen-na-kerosin> (дата обращения: 16.10.2018).

11. Воздвиженская А., Шадрин Т. Билет пахнет керосином // Российская газета. 2017. 24 ноября 2017 г. № 267(7433).

12. Иванова А.Р. Влияние авиации на окружающую среду и меры по ослаблению негативного воздействия // Труды Гидрометцентра России. 2017. Вып. 365. С. 5–14.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Луговой Вениамин Геннадьевич, диспетчер-инструктор ОНУВД (АДЦ) Санкт-Петербургского Центра ОВД, veniamin_lugovoi@mail.ru.

Шилов Олег Вячеславович, штурман летного отряда, АО «Авиакомпания «Россия», o.shilov@rossiya-airlines.com.

Сорокин Андрей Владимирович, главный штурман – начальник службы навигации, АО «Авиакомпания «Россия», a.v.sorokin@rossiya-airlines.com.

FUEL PLANNING PROBLEMS FOR FLIGHTS, PLANNED VIA STANDARD ARRIVAL ROUTES (STAR) WITH DELAY LEGS

Veniamin G. Lugovoi¹, Andrei V. Sorokin², Oleg V. Shilov²

¹ Saint-Petersburg ATC Center, Saint-Petersburg, Russia

² JSC "Rossiya Airlines", Moscow, Russia

ABSTRACT

The article deals with the fuel planning problems for flights planned via standard arrival routes (STAR), with delay legs. Implementation of new standard arrival routes based on area navigation principles leads to increasing airspace capacity and reducing workload for both flight crews and air traffic controllers. More and more air navigation service providers implement modern STARs which include delay legs as their components. Delay legs are being used as modern alternative to delay actions performed with short time holding patterns or radar vectoring procedures. But, new STAR types' implementation without changing fuel planning procedures has led to fuel consumption increase. The nature of problem is shown in the article with reference to recently designed, published and implemented Pulkovo airport new standard arrival routes with delay legs. The calculations made with the use of automated flight planning systems and shown extra fuel consumption are given. Contributing negative factors are described. Suggested methods of solving the problems allow avoiding extra fuel consumption and reducing pollution. The procedure for using the new approach to planning and performing flight via STARs with delay legs is described. Implementation of the new approach in arrival trajectory design, flight planning and flight performance via standard arrival routes with delay legs is actual for the existing arrival routes and the routes being projected.

Key words: air traffic, arrival path, ATM procedures, fuel consumption, flight planning.

REFERENCES

1. Assorov, N.A. (2015). *Analiz organizatsi i vozdushnogo dvizheniya v nekotorykh krupnikh aeroportakh mira* [Analysis of air traffic management in some major airports of the world]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 221, pp. 5–12. (in Russian)

2. Divak, N.I. and Nechaev, E.E. (2015). *Analiz struktury vozdushnogo prostranstva MVZ* [Analysis of the proposed airspace stricter of Moscow ATM]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 221, pp. 13–17. (in Russian)

3. **Kumkov, S.I., Pyatko, S.G. and Spiridonov, A.A.** (2018). *Issledovaniye standartnoy i veernoy skhem zaderzhki vozdushnikh sudov v zone podkhoda* [Investigation of standard and point-merge schemes of aircraft delay in approach zone]. The Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 20(331), pp. 63–73. (in Russian)
4. **Shaw, C. and Ivanescu, D.** (2018). *Fast-time simulation of Point Merge indicates significant improvements* [Electronic resource]. Available at: https://www.eurocontrol.int/eec/public/standard_page/EEC_News_2008_1_PM.html (accessed: 14.10.2018).
5. **Hivritch, I.G., Mironov, N.F. and Belkin, A.M.** (1984). *Vozdushnaya navigatsiya* [Air navigation]. *Uchebnoye posobiye* [A tutorial]. Moscow: Transport, 328 p. (in Russian)
6. **Eger, S.M., Matvienko, A.M. and Shatalov, I.A.** (1999). *Osnovy aviatsionnoy tekhniki* [The basics of aviation technics]. *2-e izd., pererab. i dop.* [Second edition, revised and enlarged]. Moscow: MAI, 575 p. (in Russian)
7. **Lugovoi, V.G.** (2017). *Primeneniye protsedury Point Merge v usloviyakh neravnomernogo raspredeleniya potokov pribivayuschikh vozdushnikh sudov* [Point merge procedure performance during unsteady arriving traffic flow distribution situation]. *Vestnik SPBGU GA* [Bulletin of the SPBGUGA], no. 4(17), pp. 25–37. (in Russian)
8. **Divak, N.I.** (2014). *K voprosu o razrabotke novoy struktury vozdushnogo prostranstva Moskovskoy vozduшной zony* [On the development of a new structure of Moscow area airspace]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 209(11), pp. 67–71. (in Russian)
9. **Glukhov, Y.E. and Kononov, A.E.** (2014). *Alternativnyy variant reorganizatsii struktury vozdushnogo prostranstva v moskovskom uzlovom dispetcherskom rayone* [The alternative variant of Moscow terminal maneuvering area restructurisation]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 209(11), pp. 60–66. (in Russian)
10. **Zlobin, A.** (2018). *Dorogoe nebo. Aviability dorozhayut iz-za rosta tsen na kerosin* [Expensive sky. The airline tickets are growing in price owing to the aircraft fuel price increase] [Electronic resource]. Available at: <http://www.forbes.ru/biznes/365151-dorogoe-nebo-aviability-dorozhayut-iz-za-rosta-cen-na-kerosin> (accessed: 16.10.2018). (in Russian)
11. **Vozdvizhenskaya, A. and Shadrina, T.** (2017). *Bilet pakhnnet kerosinom* [Ticket smells fuel]. *Rossiyskaya gazeta*, no. 267. (in Russian)
12. **Ivanova, A.R.** (2017). *Vliyaniye aviatsii na okruzhayushchuyu sredu i mery po oslableniyu negativnogo vozdeystviya* [Aviation impact on environment and the measures for mitigation of negative effect]. *Proceedings of Hydrometcentre of the Russian Federation*, iss. 365, pp. 5–14. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Veniamin G. Lugovoi, Air Traffic Controller-Instructor, Saint-Petersburg ATC Center, veniamin_lugovoi@mail.ru.

Oleg V. Shilov, Flight Squad Navigator, JSC "Rossiya Airlines", o.shilov@rossiya-airlines.com.

Andrei V. Sorokin, Chief Navigator – Head of Navigation Service, JSC "Rossiya Airlines", a.v.sorokin@rossiya-airlines.com.

Поступила в редакцию
Принята в печать

11.01.2019
21.03.2019

Received
Accepted for publication

11.01.2019
21.03.2019

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-38-48

СПОСОБ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ВИБРОМОНИТОРИНГА, ПОЛУЧЕННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Б.А. ЧИЧКОВ¹

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

В процессе эксплуатации таких машин, как авиационные двигатели и наземные газотурбинные установки, выполняется обязательный вибрационный мониторинг, направленный на предупреждение их возможных повреждений и разрушений при работе на резонансных режимах или из-за усталости материала. В настоящее время для такого контроля, как правило, используется штатная или дополнительная аппаратура, включающая в свой состав одноосевые датчики вибрации различных типов. Контроль в большинстве случаев осуществляется непрерывно, а частота регистрации может различаться от нескольких значений за полет до нескольких значений в секунду. Данные, полученные в ходе штатного вибромониторинга, представляют собой амплитудные значения вибраций. Их подвергают диагностической обработке с использованием допускового контроля и ряда способов сглаживания и оценкам тенденции изменения вибрации в процессе эксплуатации. Все больше распространяющиеся в настоящее время микроэлектромеханические системы (MEMS), как правило, позволяют получать данные о виброускорении, не предоставляя сведений о частотных характеристиках вибрации. Но и штатная аппаратура контроля вибрации, используемая в процессе эксплуатации рассматриваемых машин, не предоставляет сведений о частотных характеристиках вибрации. Однако микроэлектромеханические устройства позволяют получать данные с существенно более высокой частотой отсчета (в десятки и сотни раз), по сравнению с используемой в настоящее время массовой аппаратурой виброконтроля, и осуществлять одновременный контроль вибрации по трем осям при использовании одного датчика. Кроме того, фиксируется не просто амплитудное значение вибрации, но и положение относительно начала отсчета. Имеет ли больший диагностический потенциал информация, получаемая с учетом отмеченных выше особенностей? Не станет ли препятствием к оперативной обработке размерность массивов, получаемых в процессе контроля данных? Материалы настоящей статьи являются попыткой дать ответы на эти вопросы и составить представление о возможности и особенностях оценки технического состояния машин по результатам обработки временных рядов виброускорений, полученных с использованием микроэлектромеханических систем, и способах такой обработки. Представляется, что рассмотренный в статье способ обработки данных вибрационного мониторинга при достаточной простоте реализации позволяет решить задачу оценки технического состояния контролируемого объекта.

Ключевые слова: авиационный двигатель, вибрация, датчик вибрации, мониторинг, система микроэлектромеханическая, состояние техническое, способ обработки данных, ускорение вибрационное.

ВВЕДЕНИЕ

Оценка вибрационного состояния машин (в том числе авиационных двигателей) – неотъемлемая часть процесса технической эксплуатации^{1,2} машин [1–5]. Актуальна и задача разработки способов снижения вероятности проявления опасных вибраций и их последствий.

Ранее, в работах [6–7], были рассмотрены способы вибрационного мониторинга роторных машин и способ мониторинга с использованием устройств, имеющих в своем составе микроэлектромеханические системы (далее – MEMS). Мониторинг с использованием MEMS обеспечивает расширение возможностей штатных систем вибрационного мониторинга ро-

¹ ГОСТ Р 52526-2006. Установки газотурбинные с конвертируемыми авиационными двигателями. Контроль состояния по результатам измерений вибрации на невращающихся частях: национальный стандарт Российской Федерации. М.: Стандартинформ, 2006. 12 с.

² ГОСТ 31320-2006. Вибрация. Методы и критерии балансировки гибких роторов: межгосударственный стандарт. М.: Стандартинформ, 2006. 12 с.

торных машин – при их наличии, или организации вибрационного мониторинга в случае отсутствия штатных систем вибромониторинга.

Его отличительными чертами является то, что:

- 1) осуществляется одновременная трехосевая оценка виброускорений и вектора вибрации с графическим и символьным представлением данных в режиме реального времени;
- 2) возможно размещение мобильного устройства на различных местах корпусов и агрегатов роторных машин;
- 3) обеспечивается меньшее запаздывание в оценке виброускорений по сравнению с датчиками сейсмического типа;
- 4) возможна архивация регистрируемых данных на внутренний или внешний накопитель мобильного устройства или мониторинг в режиме реального времени, в том числе с передачей на внешние устройства.

Особенностью получаемых массивов данных является их большая размерность вследствие высокой частоты опроса и регистрации (порядка 1000 Гц), достигаемой при применении микроэлектромеханических систем. С одной стороны, полученные массивы достаточно информативны для оценки вибрационного состояния машины, но, с другой стороны, требуют значительных вычислительных ресурсов для диагностической обработки.

Настоящая статья посвящена способу обработки данных вибромониторинга, полученных с использованием MEMS.

ОСОБЕННОСТИ СОВРЕМЕННОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ВИБРАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Вибрационный мониторинг и связанные с ним исследования в общем случае базируются на методах анализа частотных характеристик, спектрального и дискриминантного анализа временных рядов [3, 8], допускового контроля [1, 2] и в перспективе нейронных сетей. Для авиационных двигателей они реализованы в ряде способов и методик обработки данных, регистрируемых в эксплуатации³.

С целью установления моментов времени и режимов работы двигателя, на которых отмечался существенный рост вибрации, могут использоваться графики вида рис. 1. Они представляют собой графическое изображение временных рядов данных, полученных с использованием бортовой системы контроля, осуществляющей сбор данных с частотой 5 Гц.

Для сглаживания межполетных данных используется процедура скользящего среднего по 10 полетам.

В практике эксплуатации ТРДД вибромониторинг, как правило, сводится к допусковому контролю и тренд-анализу вибраций по наработке с расчетом базового значения параметра по первым 10 полетам (или с учетом работ по техническому обслуживанию). Если обнаруживается опасный тренд параметра и (или) более двух выходов за предельно-допустимое отклонение, то требуется выполнить действия в соответствии с указаниями диагностического Бюллетеня конкретного типа двигателя.

³ Бюллетень № 94148-БЭ-Г. Изделие: Двигатель ПС-90А. По вопросу: Внедрения в эксплуатацию 2-й очереди наземной автоматизированной системы диагностирования «АСД-Диагноз-90» двигателя ПС-90А на самолете Ил-96-300. Пермь: Авиадвигатель, 1996. 71 с.

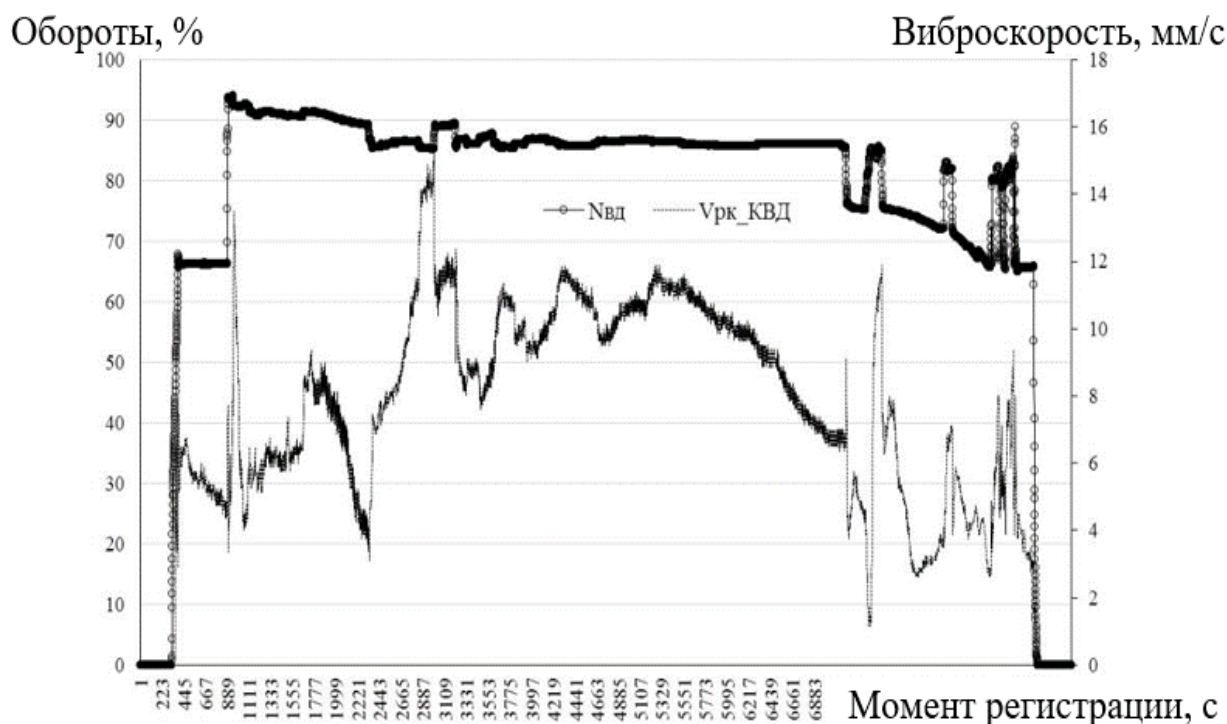


Рис. 1. Пример изменения за полет оборотов каскада высокого давления (Nвд) и вибрации в районе разделительного корпуса ТРДД, генерируемой компрессором высокого давления (Vрк_КВД)

Fig. 1. An example of a rotation change of a high pressure spool (Nвд) and vibrations of intermediate case of bypass turbojet vibration, generated by the high pressure compressor (Vрк_КВД)

СПОСОБ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ВИБРОМОНИТОРИНГА, ПОЛУЧЕННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ MEMS

Предлагаемый далее способ обработки данных вибромониторинга учитывает особенности массивов данных, получаемых с использованием MEMS. Это очень высокая частота опроса датчиков и регистрации данных, одновременное измерение параметров вибрации по трем осям и оценка не только амплитудных значений вибрации, но и положения относительно начала отсчета.

С использованием MEMS были получены временные ряды виброускорений для газотурбинного двигателя в различных технических состояниях и для лабораторной установки «ротор-корпус», в том числе с искусственным нарушением весовой симметрии корпуса [7].

Рассматриваемые данные измерения параметров вибрации могут быть представлены в виде временных рядов (рис. 2–4).

К этим рядам применяется процедура сглаживания с использованием скользящего среднего. Результаты анализа скользящего среднего позволяют выявить направление вектора вибрации с асимметричным распределением, что может указывать на состояние объекта виброконтроля, отличное от исправного.

Данный принцип применим и для анализа сглаженных временных рядов направляющего конуса угла вектора вибрации.

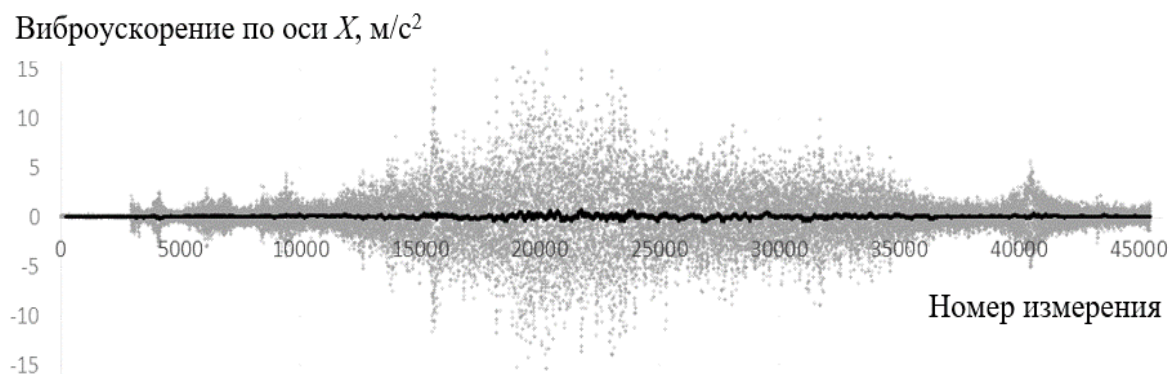


Рис. 2. Временной ряд виброускорений по оси X и скользящее среднее
Fig. 2. A time series of vibro-accelerations on axes X and a moving average

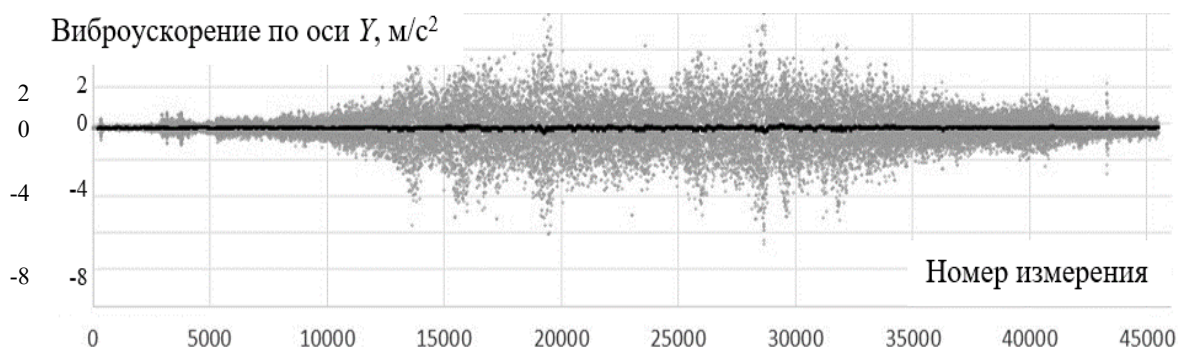


Рис. 3. Временной ряд виброускорений по оси Y и скользящее среднее
Fig. 3. A time series of vibro-accelerations on axes Y and a moving average

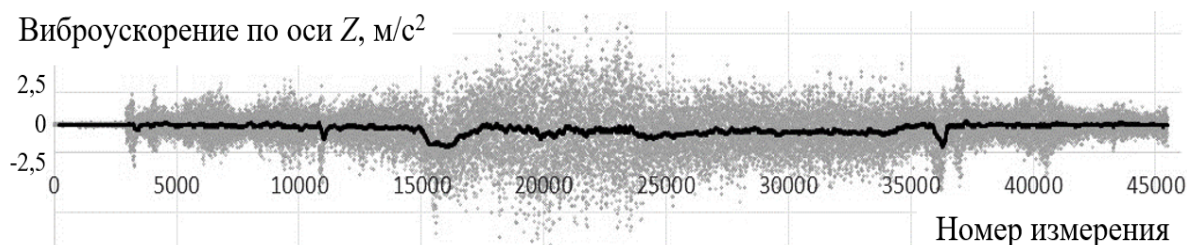


Рис. 4. Временной ряд виброускорений по оси Z и скользящее среднее
Fig. 4. A time series of vibro-accelerations on axes Z and a moving average

Описание в полярных координатах характеризует вибрационный сигнал в векторной форме для оценки как полного значения вибрации, так и направления ее вектора.

Длина вектора вибрации в i -м измерении L_i в трехмерном пространстве (пример динамики на рис. 5):

$$|L_i| = \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2}. \quad (1)$$

Положение вектора вибрации определяется углами $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ и описывается направляющими косинусами этих углов (рис. 6).

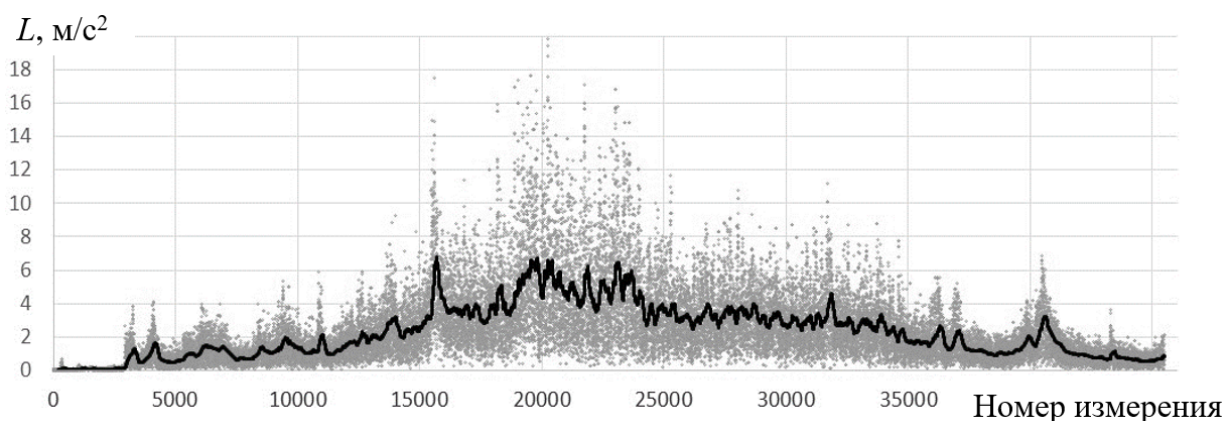


Рис. 5. Временной ряд длин вектора вибрации
Fig. 5. A time series of lengths of a vibration vector

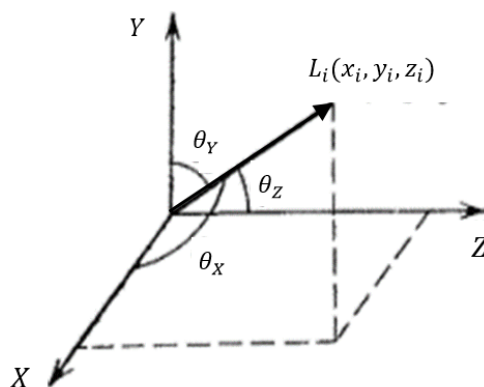


Рис. 6. Положение вектора вибрации
Fig. 6. The position of a vibration vector

Направляющие косинусы углов (пример динамики на рис. 7):

$$\cos \theta_X = \frac{x_i}{|L_i|}, \quad \cos \theta_Y = \frac{y_i}{|L_i|}, \quad \cos \theta_Z = \frac{z_i}{|L_i|}. \quad (2, 3, 4)$$



Рис. 7. Сравнение направляющего конуса угла вектора вибрации по оси X для исправного и неисправного состояния объекта вибромониторинга
Fig. 7. Comparison of a director cone of an angle of vibration vector on axis X for operational and failed condition of a vibromonitoring item

В целом критерием, например, существенно несимметричного износа конструкции опоры двигателя вдоль определенной оси (рис. 8⁴, б) скорее всего может служить явная асимметрия графика, представляющего временной ряд анализируемого вибропараметра (см. рис. 9).

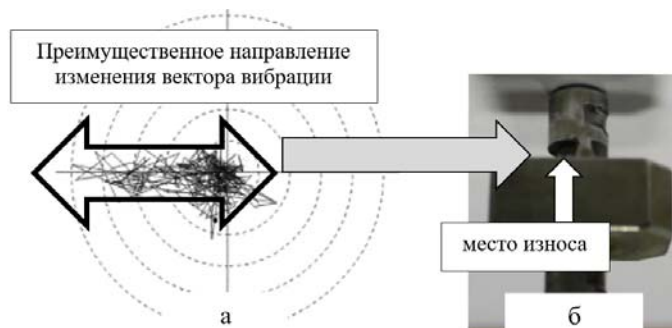


Рис. 8. К установлению связи между износом детали крепления двигателя к воздушному судну (б) и преимущественным направлением вектора вибрации (а)

Fig. 8. To establish the connection between the wear of the engine mount component (б) and a primary direction of a vibration vector (а)

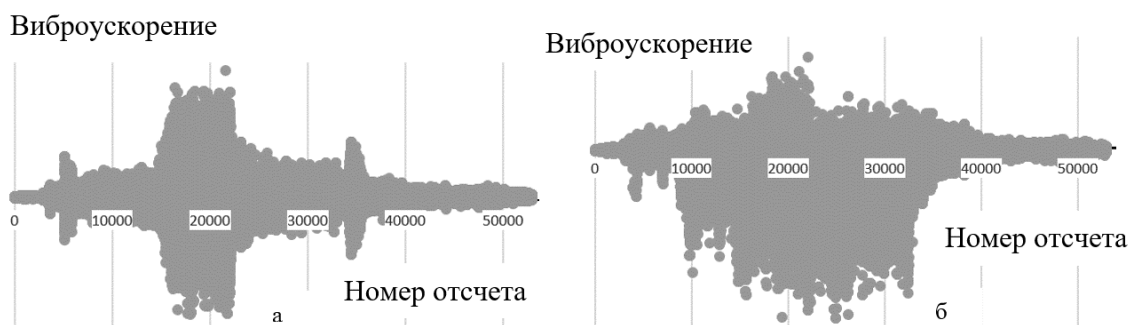


Рис. 9. Характер временного ряда вибропараметра для исправной (а) и неисправной опоры (б)

Fig. 9. Pattern of a time series of vibro-accelerations for an operational engine mount (а) and a failed engine mount (б)

Объект исследования с развитием трещины вала в эксплуатации в настоящей работе не наблюдался, однако данные исследований указывают на аналогичные, по сути, особенности поведения амплитудно-частотных характеристик (рис. 10) [5].

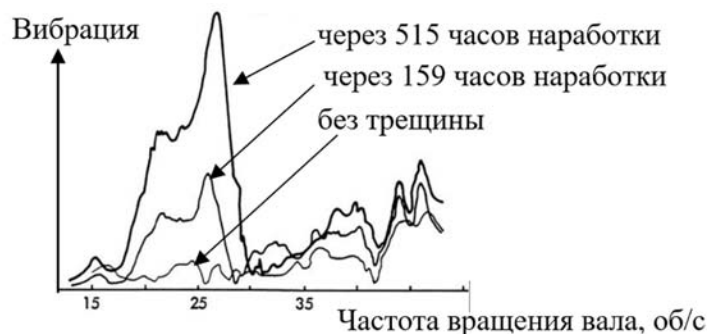


Рис. 10. Рост вибрации на критической частоте вращения вала, связанный с ростом трещины

Fig. 10. Vibration growth on critical frequency of a shaft rotation because of a crack growth

⁴ Исследование возможности использования мобильных устройств (смартфонов и планшетов) для проведения вибрационного мониторинга: отчет о НИР. № Госрегистрации 115102260032. М.: МГТУ ГА, 2018. 80 с.

Полученные результаты измерения вибраций могут быть также подвергнуты анализу распределений (рис. 11) с последующей оценкой гипотез о виде распределения.

Количество попаданий в интервал

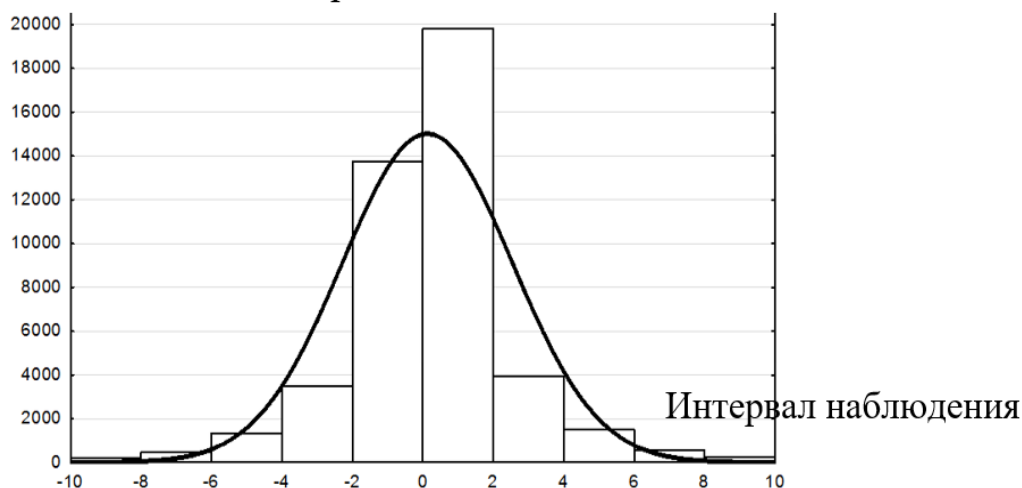


Рис. 11. Пример гистограммы и кривой нормального распределения виброускорений
Fig. 11. An example of the histogram and a curve of a normal distribution of vibro-accelerations

Однако можно предложить и менее трудоемкий способ анализа получаемых данных в рамках оценки технического состояния объекта. Для этого оказалось достаточно отсортировать данные временного ряда по возрастанию значений [9] и представить его на графике.

Результаты анализа позволяют сформировать критерий отнесения объекта виброконтроля к исправному или неисправному состоянию, исходя из симметрии частей кривой, описывающей ряд, полученный сортировкой в порядке возрастания значений параметра вибрации (рис. 12–14).

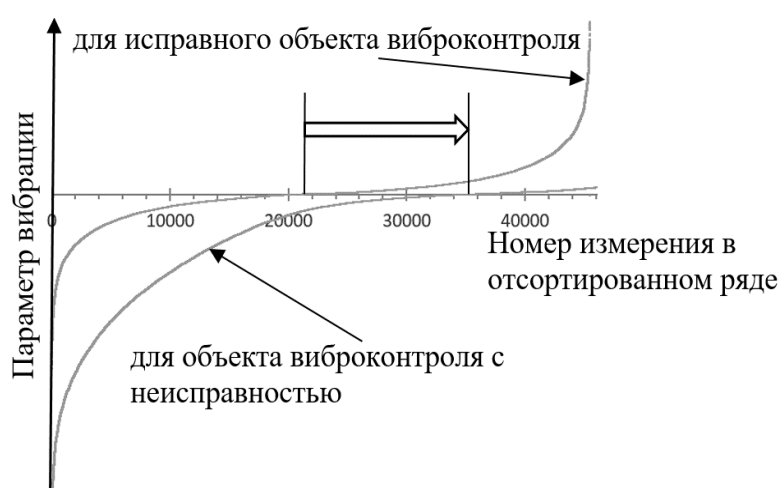


Рис. 12. Различие в поведении рядов параметра вибрации для объектов виброконтроля с разным техническим состоянием

Fig. 12. Distinction in behavior of series of vibration parameter for items in a different technical state

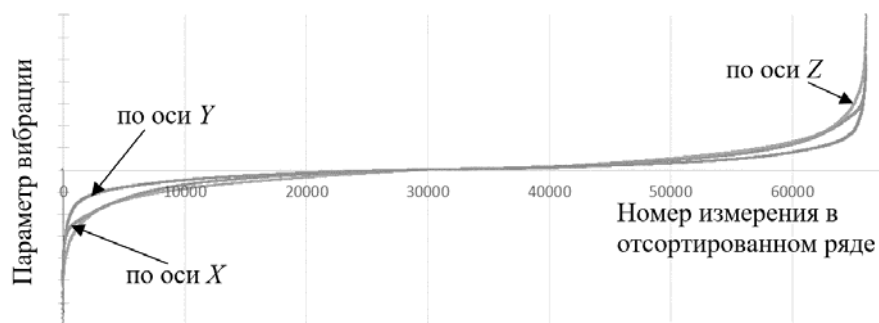


Рис. 13. Поведение рядов параметра вибрации для объекта виброконтроля с дисбалансом ротора, но в целом исправного
Fig. 13. The behavior of series of vibration parameter for an item with a rotor misbalance, which is in an operational order

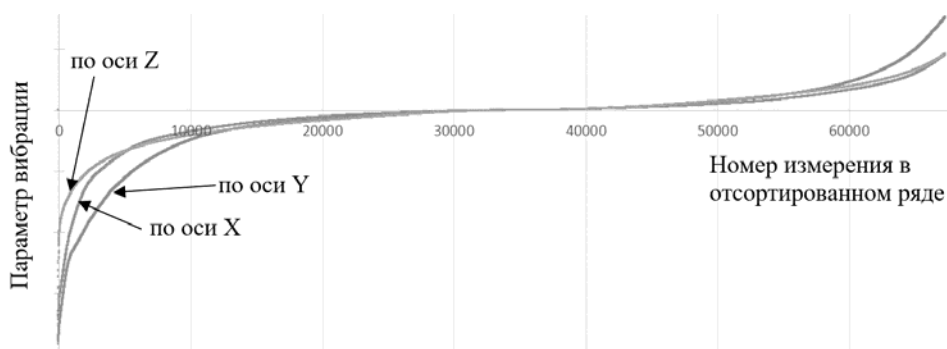


Рис. 14. Поведение рядов параметра вибрации для объекта виброконтроля с дисбалансом ротора и искусственно внесенной массовой асимметрией корпуса
Fig. 14. The behavior of series of vibration parameter for an item with a misbalance of a rotor and an artificially brought mass asymmetry of the frame

Различие в поведении рядов параметров вибрации по осям Y и Z в зависимости от вибраций по оси X для рассмотренных случаев представлено на рис. 15.

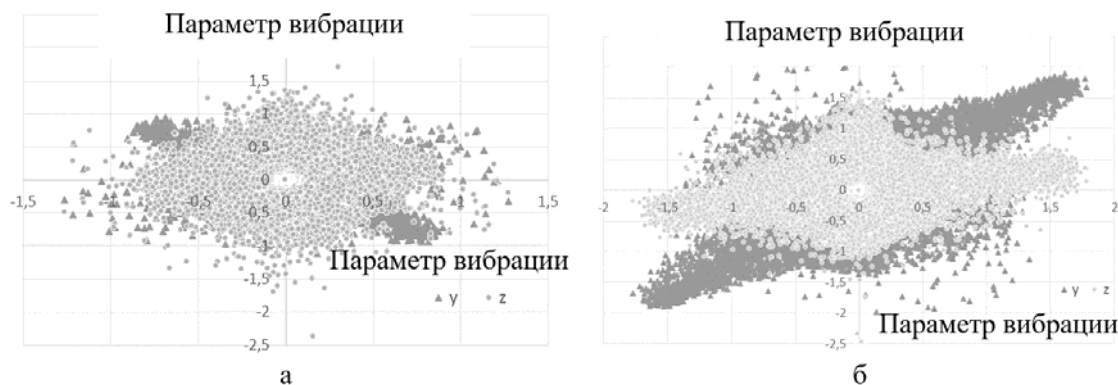


Рис. 15. Поведение рядов параметров вибрации по осям Y и Z в зависимости от вибраций по оси X для случая рис. 13, а и рис. 14, б
Fig. 15. Behavior of series of vibration parameters on axes Y and Z depending on vibrations on axis X for a case fig. 13 (a) and fig. 14 (б)

Результаты вибромониторинга для рассмотренных случаев подтверждают критерий несимметричности распределения параметра вибраций в случае, когда состояние объекта вибромониторинга отлично от предписанного нормативно-технической документацией. В отличие от случая износа узла крепления двигателя, при нарушении массово-жесткостных характеристик корпуса наблюдалась асимметрия распределений виброускорений, зафиксированных по всем трем осям.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В современных условиях все большее распространение получают микроэлектромеханические системы (MEMS), включающие различные типы датчиков.

Для эксплуатации различного рода машин (в том числе авиационных двигателей) наибольший интерес представляют устройства контроля вибрации. Эти устройства позволяют выполнять оценку виброускорений. От массово эксплуатируемых в настоящее время систем контроля вибрации MEMS отличает существенно более высокая частота регистрации и возможность измерения виброускорений одновременно по трем осям.

С использованием MEMS были получены временные ряды виброускорений для газотурбинного двигателя в различных технических состояниях и для лабораторной установки «ротор-корпус», в том числе с искусственным нарушением весовой симметрии корпуса.

Для формирования критериев оценки технического состояния объекта виброконтроля были выполнены оценки временных рядов параметров вибрации исходных, сглаженных с использованием скользящего среднего, анализа распределений, динамики длины вектора вибрации и направляющих косинусов.

Предложен критерий отнесения объекта виброконтроля к исправному или неисправному состоянию исходя из симметрии частей кривой, описывающей ряд, полученный сортировкой в порядке возрастания значений параметра вибрации.

При минимальных вычислительных затратах предложенный способ анализа временных рядов значений виброускорений, отсортированных в порядке возрастания позволяет различать исправное состояние объекта виброконтроля и развитие неисправности. Для обработки данных рекомендуется использовать современные вычислительные устройства не менее чем с 6 Гб физической оперативной памяти.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Практическая диагностика авиационных газотурбинных двигателей / под ред. В.Л. Степаненко. М.: Транспорт, 1985. 116 с.
2. Кеба И.В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Транспорт, 1980. 112 с.
3. Ширман А.Р., Соловьев А.Б. Практическая вибродиагностика и мониторинг состояния механического оборудования. М., 1996. 252 с.
4. Машиностроение: энциклопедия в 40 т. Т. IV–21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели / под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина, Ю.М. Темиса. М.: Машиностроение, 2010. 720 с.
5. Randall R.B. Vibration-based condition monitoring: industrial, aerospace and automotive applications. A John Wiley and Sons, 2011. 309 p.
6. Чичков Б.А. Способ вибрационного мониторинга роторных машин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 1. С. 137–146.
7. Чичков Б.А., Баисов А.А. Вибромониторинг с использованием приспособления на базе микроконтроллерной платы Arduino // Гражданская авиация на современном этапе

развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию гражданской авиации. Москва, 16–17 мая 2018 г. С. 60.

8. Химмельблау Д. Анализ процессов статистическими методами: пер. с англ. М.: Мир, 1973. 959 с.

9. Блаттнер П. Использование Microsoft Office Excel 2003: спец. изд. Пер. с англ. М.: Вильямс, 2005. 864 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Чичков Борис Анатольевич, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, b.chichkov@mstuca.aero.

TECHNIQUE OF PROCESSING OF VIBRATION MONITORING DATA, RECEIVED BY THE USE OF MICROELECTROMECHANICAL SYSTEMS

Boris A. Chichkov¹

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

ABSTRACT

During the operation of such machines as aviation engines and land based gas turbines, the obligatory vibration monitoring is carried out which is focused on the prevention of their possible damages and destructions during the work on resonant modes or because of material fatigue. Nowadays, as a rule, the standard or additional equipment is used for such control which includes as a component various types of one-axial vibration gauges. In most cases, the control is carried out continuously, and the frequency of registration can differ from several values for a flight to several values in a second. The data received during routine vibration monitoring is peak values of vibrations. They are diagnosed, using the pre-start control and some ways of fit and the tendency of changes of vibration during the operation. Microelectromechanical systems gaining now the increasing distribution (MEMS), as a rule, allow to obtain the data about vibro-acceleration without giving data about the frequency vibration characteristics. But also the regular equipment of vibrational control used during the operation of considered machines does not give data about the frequency vibration characteristics. However, microelectromechanical devices allow to obtain the data with the essential higher frequency of sample rate (in tens and hundreds times) in comparison with mass equipment used now for control, and to carry out the simultaneous control of vibration on three axes using one gauge. Apart from the vibration peak value the position relative to a reference point is fixed. Does the information received according to mentioned above features have better diagnostic potential? Will the array dimension received during data verification be an obstacle to the operational processing? Materials of the present article are an attempt to give answers to these questions and to make representation about possibility and features of an estimation of a technical state of machines by the results of processing of time series vibro-accelerations received with the use of such processing microelectromechanical systems. It is represented that the way of data processing of vibrating monitoring considered in the article at sufficient simplicity of realization allows to solve the problem of an estimation of a technical state of monitoring item.

Key words: the aviation engine, vibration, the vibration gauge, monitoring, microelectromechanical system, a technical state, data processing procedure, vibrational acceleration.

REFERENCES

1. *Prakticheskaya diagnostika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Practical diagnostics of aviation gas-turbine engines] (1985). Ed. V.L. Stepanenko. Moscow: Transport, 116 p. (in Russian)

2. **Keba, I.V.** (1980). *Diagnostika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Diagnostics of aviation gas-turbine engines]. Moscow: Transport, 112 p. (in Russian)

3. Shirman, A.R. and Solov'ev, A.B. (1996). *Prakticheskaya vibrodiagnostika i monitoring sostoyaniya mekhanicheskogo oborudovaniya* [Practical vibration based diagnostics and monitoring of a state of the mechanical equipment]. Moscow, 252 p. (in Russian)
4. *Mashinostroeniye* [Mechanical engineering]. T. IV–21. [Vol. IV–21]. *Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsionnye dvigateli* [Airplanes and helicopters. The book 3. Aviation engines]. (2010). Ed. V.A. Skibin, V.I. Solonin, Yu.M. Temis. Moscow: Mashinostroeniye, 720 p. (in Russian)
5. Randall, R.B. (2011). *Vibration-based condition monitoring: industrial, aerospace and automotive application*. A John Wiley and Sons, 309 p.
6. Chichkov, B.A. (2018). *Sposob vibratsionnogo monitoringa rotornykh mashin* [Technique of vibration monitoring]. The Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 1, pp. 137–146. (in Russian)
7. Chichkov, B.A. and Baisov, A.A. (2018). *Vibromonitoring s ispolzovaniem prispobleniya na baze mikrokontrollernoy platy Arduino* [Vibration monitoring based on Arduino]. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sbornik tezisov dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 95-letiyu grazhdanskoy aviatsii. Moskva, 16–17 Maya, 2018 g.* [Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society: coll. of abstracts of the International Scientific and Technical Conference devoted to the 95th anniversary of civil aviation. Moscow, the 16th – the 17th of May 2018], p. 60. (in Russian)
8. Khimmel'blau, D. (1973). *Analiz protsessov statisticheskimi metodami* [Process analysis by statistical methods]. *Per. s angl.* [Translated from English]. Moscow: Mir, 959 p. (in Russian)
9. Blattner, P. (2005). *Ispolzovaniye Microsoft Office Excel 2003* [The use of Microsoft Office Excel 2003]. *Spetsialnoye izdaniye. Per. s angl.* [Special edition, translated from English]. Moscow: Vilyams, 864 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Boris A. Chichkov, Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor of The Aircraft Engine Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, b.chichkov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 17.12.2018
Принята в печать 21.03.2019

Received 17.12.2018
Accepted for publication 21.03.2019

УДК 629.735.33:004.021

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-49-61

АНАЛИЗ НЕДОСТАТКОВ В ОПИСАНИИ ПРОЦЕДУР УПРАВЛЕНИЯ РИСКОМ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ В ДОКУМЕНТАХ ИКАО

В.Д. ШАРОВ¹, Б.П. ЕЛИСЕЕВ¹, В.В. ВОРОБЬЕВ¹

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

Статья посвящена анализу неточностей в терминологии и в описании процедур управления безопасностью полетов, связанных как с недостатками в документах Международной организации гражданской авиации (ИКАО), так и с некорректным, а местами просто ошибочным, переводом отдельных положений документов с английского на русский язык. Как известно, все документы ИКАО первоначально пишутся на английском языке, и корректный перевод чрезвычайно важен для их адекватного понимания и применения в практической деятельности. Для авиапредприятий РФ это особенно актуально, поскольку методических разработок по внедрению систем управления безопасностью полетов (СУБП) на государственном уровне недостаточно. Опыт разработки и внедрения СУБП в авиакомпаниях показывает, что из-за неточностей в документах ИКАО возникают дополнительные сложности. Соответственно, в авиапредприятиях наблюдается широкая и часто субъективная интерпретация ряда положений РУБП ИКАО, которая приводит к конфликту приоритетов и нерациональному использованию ресурсов авиакомпаний и других авиапредприятий. В статье отмечено с демонстрацией конкретных примеров, что в каждом новом документе ИКАО на русском языке меняются названия компонентов и элементов концептуальных рамок (структуры) СУБП поставщика обслуживания, хотя в исходном английском варианте эти названия постоянны с 2006 г. Основные методологические трудности при разработке и внедрении СУБП поставщиками обслуживания (услуг) связаны с управлением риском, и именно в этой части наблюдается наибольшее количество неточностей в документах. Показано, в частности, что термин «фактор риска» появился в РУБП ИКАО из-за ошибочного перевода на русский язык английского термина “Safety Risk”, а его использование параллельно с термином «фактор опасности» в документах высокого уровня (в Воздушном кодексе РФ, статья 24.1 и в Постановлении Правительства РФ от 18.11.2014 № 1215) вносит дополнительную путаницу на уровне авиапредприятий в понимание управления риском в рамках технократической концепции риска.

Ключевые слова: безопасность полетов, управление безопасностью, риск, фактор риска, матрица риска, терминология.

НЕКОТОРЫЕ НЕДОСТАТКИ РУБП ИКАО

Отсутствие примеров использования «матрицы ИКАО»

Для управления риском в РУБП ИКАО, начиная с первого издания 2006 г., рекомендуется применять метод, который по классификации ГОСТ-ИСО¹ называется «матрицей последствий и вероятностей» и имеет порядковый номер 29 в списке из 31 метода, описанного в этом документе.

Подход к оценке риска безопасности полетов (БП) на основе матрицы ИКАО прост для применения, нагляден и может быть использован и непрофессионалами для приоритизации мероприятий. Матрица дает целостную оценку с возможностью документировать дифференциальные риски.

Вместе с тем данный подход имеет и ряд недостатков, подробно проанализированных в статьях [1, 2, 3]. Однако в авиапредприятиях наблюдается переоценка возможностей «матрицы», попытки получать количественные оценки, «мониторить риски», «пропускать через матрицу события» и т. д. Поэтому важно иметь примеры применения матрицы. Такие примеры были во втором издании РУБП 2009 г. (гл. 5, добавление 1), но в третьем издании РУБП² их не стало. Представляется целесообразным включить примеры использования рекомендованного ИКАО метода управления риском в следующее издание РУБП.

¹ ГОСТ Р ИСО/МЭК 31010-2011. Менеджмент риска. Методы оценки риска: национальный стандарт Российской Федерации. М.: Стандартинформ, 2012. 709 с.

² Руководство по управлению безопасностью полетов. Doc. 9859. AN/474. 3-е изд. / ИКАО. 2013.

«Трехцветные» матрицы риска в разных разделах РУБП различаются

На рисунках Figure 2-13 и Figure 5-6 в РУБП ИКАО, 3-е изд. 2013 г. на английском языке приведены две «трехцветные» матрицы, в которых имеется одно различие. В первой из них риск с индексом 1А относится к «желтому» риску, а во второй – к «зеленому». При переводе на русский без объяснения решили принять версию Fig. 2.13 и на Рис. 2-13 и Рис. 5-6 в РУБП на русском языке риск 1А стал «зеленым», но при этом почему-то по-разному перевели характеристики вероятности и серьезности (рис. 1).

Вероятность риска	Серьезность риска				
	Катастрофическая А	Опасная В	Значительная С	Незначительная D	Ничтожная Е
Часто 5	5A	5B	5C	5D	5E
Иногда 4	4A	4B	4C	4D	4E
Весьма редко 3	3A	3B	3C	3D	3E
Маловероятно 2	2A	2B	2C	2D	2E
Крайне маловероятно 1	1A	1B	1C	1D	1E

Рис. 2-13. Матрица оценки факторов риска для безопасности полетов

Вероятность фактора риска	Серьезность фактора риска				
	Катастрофический А	Опасный В	Серьезный С	Небольшой D	Незначительный Е
Частый 5	5A	5B	5C	5D	5E
Эпизодический 4	4A	4B	4C	4D	4E
Отдаленный 3	3A	3B	3C	3D	3E
Маловероятный 2	2A	2B	2C	2D	2E
Абсолютно невероятный 1	1A	1B	1C	1D	1E

Рис. 5-5. Образец матрицы оценки факторов риска для безопасности полетов (индекса)

Рис. 1. Матрицы риска из РУБП ИКАО 2013 г.
Fig. 1. Risk matrix from ICAO SMM 2013

Переводы, выполненные с абсолютно одинаковых английских оригиналов, получились существенно разными. *Risk Probability* в одном случае переведено как «вероятность риска», а в другом случае – как «вероятность факторов риска» (о «факторе риска» как изобретении переводчиков см. ниже).

В одном случае индекс вероятности 1 соответствует «крайне маловероятному» событию, а в другом – «абсолютно невероятному», наконец, «незначительная» серьезность в одном случае относится к индексу серьезности D, а в другом – к индексу E.

Появление «пятицветной» матрицы и связанные с этим вопросы

Кроме приведенных выше двух не совсем одинаковых «трехцветных» матриц в SMM ICAO 2013 г. в добавлении *Attachment to Appendix 2. Example Severity Likelihood, Risk Index and Tolerability Tables* появилась «пятицветная» (рис. 2).

Table Att-4. Risk index matrix (severity × likelihood)

Likelihood	Severity				
	1. Insignificant	2. Minor	3. Moderate	4. Major	5. Catastrophic
A. Certain/frequent	Moderate (1A)	Moderate (2A)	High (3A)	Extreme (4A)	Extreme (5A)
B. Likely/occasional	Low (1B)	Moderate (2B)	Moderate (3B)	High (4B)	Extreme (5B)
C. Possible/remote	Low (1C)	Low (2C)	Moderate (3C)	Moderate (4C)	High (5C)
D. Unlikely/improbable	Negligible (1D)	Low (2D)	Low (3D)	Moderate (4D)	Moderate (5D)
E. Exceptional	Negligible (1E)	Negligible (2E)	Low (3E)	Low (4E)	Moderate (5E)

Рис. 2. «Пятицветная» матрица
Fig. 2. “Five-colored” matrix

Это, разумеется, не противоречит положению о том, что любая матрица является лишь примером, но:

- во-первых, математически доказано [3], что увеличение количества цветов сверх трех не увеличивает «полезность» матрицы для оценки риска с целью приоритизации мероприятий;
- во-вторых, в техническом руководстве, каким является РУБП ИКАО, желательно иметь одну оптимальную рекомендованную таблицу, как это было в прежних изданиях РУБП;
- в-третьих, налицо существенные различия в представлении рекомендованного для использования метода управления риском в «трехцветной» и «пятицветной» матрицах.

Рассмотрим третье положение более подробно.

При сравнении выясняется, что в «трехцветных» матрицах для обозначения уровня серьезности используются буквы (A–E), а для обозначения уровня вероятности – цифры (1–5). В «пятицветных» – наоборот: серьезность обозначается цифрами, а вероятность – буквами. В результате этого отличия с учетом увеличения цветности риски с одинаковыми индексами в этих матрицах имеют разное описание уровня риска. Дополнительную путаницу вносит использование для одних и тех же по сути характеристик риска разных английских слов, что дает переводчикам дополнительную возможность плодить все новые и новые русские термины, усложняющие понимание метода.

В статье [4] показано, что в результате характеристики ряда рисков, имеющих одинаковые индексы в указанных выше таблицах РУБП, имеют разное описание и смысловое значение. Соответственно, различаются и рекомендованные действия.

Приведем здесь только самые очевидные расхождения.

1. При оценке риска 5С и 4В по «трехцветным» матрицам требуется прекращение деятельности и (или) проведение срочных корректирующих мероприятий, а по «пятицветной» при тех же оценках риска необходимо только убедиться, что уже действующие мероприятия проводятся.

2. При оценке риска 4Е и 3D по «трехцветным» матрицам необходимо установить срок очередной проверки БП для разработки мер по снижению риска, а по «пятицветной» уменьшение риска или наблюдение за ним необязательно.

3. Для «трехцветной матрицы» все действия называются **рекомендуемыми** (*Recommended Action*), а для «пятицветной» – **требуемыми** (*Action Required*).

Использование разных терминов, расхождения в интерпретации одних и тех же индексов риска, и особенно в степени срочности рекомендуемых (или требуемых?) мероприятий для снижения рисков, имеющих одинаковые индексы, вносят дополнительную путаницу, затрудняют перевод и понимание документа.

Например, слова *Probability* и *Likelihood* используются в приведенных таблицах данного документа в одном и том же значении «вероятность». Однако использование двух этих слов в английском тексте спровоцировало дискуссии среди русскоязычных специалистов, что будет рассмотрено ниже.

Представляется, что в техническом руководстве, каким является РУБП ИКАО, желательно иметь одну оптимальную рекомендованную матрицу и следует избегать использования разных терминов для одних и тех же понятий.

НЕТОЧНОСТИ В ПЕРЕВОДЕ РУБП ИКАО НА РУССКИЙ ЯЗЫК

Перевод концептуальных рамок СУБП

Концептуальные рамки (структура) СУБП поставщика обслуживания (услуг) были опубликованы сначала в поправках к Приложениям ИКАО, например, в Поправке 33 к Приложению 6, ч. 1 от 3 апреля 2009 г. С тех пор английский текст концептуальных рамок во всех документах ИКАО оставался неизменным. Небольшие несущественные изменения в одном пункте появились только во 2-м издании Приложения 19, 2016 г.

Русский перевод концептуальных рамок во всех документах ИКАО на русском языке разный, т. е. переводы этих рамок в Поправке 33 к Приложению 6, 2009 г., в РУБП ИКАО, 2-е издание 2009 г., РУБП ИКАО, 3-е издание 2013 г. и в Приложении 19, 1-е издание 2013 г. имеют различия, и среди них нет двух одинаковых.

На рис. 3 приведены для сравнения концептуальные рамки, которые опубликованы в Приложении 19, 1-е изд. 2013 г., и в РУБП, 3-е изд. 2013 г. Можно видеть, что имеется 13 отличий в формулировках трех (из четырех) компонентов и в десяти (из 12) элементах. Среди них есть и важные смысловые отличия. Например, «иерархия ответственности» и «сферы ответственности»; «управление рисками» и «управление факторами рисков»; «осуществление изменений» и «управление изменениями»; «популяризация вопросов безопасности полетов» и «действие обеспечению безопасности полетов».

Эти различия на протяжении нескольких лет затрудняют понимание структуры СУБП и разработку документации по СУБП в авиапредприятиях.

Совершенно очевидно, что концептуальные рамки СУБП в разных документах ИКАО на русском языке должны быть одинаковыми, поскольку одинаковы исходные английские.

1. Политика и цели обеспечения безопасности полетов: 1.1 Обязательства руководства. 1.2 Иерархия ответственности и обязанности в области обеспечения безопасности полетов. 1.3 Назначение ведущих сотрудников, ответственных за безопасность полетов. 1.4 Координация планирования мероприятий на случай аварийной обстановки. 1.5 Документация по СУБП. 2. Управление рисками для безопасности полетов: 2.1 Выявление источников опасности. 2.2 Оценка и уменьшение рисков для безопасности полетов. 3. Обеспечение безопасности полетов: 3.1 Контроль и количественная оценка эффективности обеспечения безопасности полетов. 3.2 Осуществление изменений. 3.3 Постоянное совершенствование СУБП. 4. Популяризация вопросов безопасности полетов: 4.1 Подготовка кадров и обучение. 4.2 Обмен информацией о безопасности полетов.	1. Политика и цели в области обеспечения безопасности полетов 1.1 Обязательства и сферы ответственности руководства 1.2 Сферы ответственности по безопасности полетов 1.3 Назначение ключевого персонала по безопасности полетов 1.4 Координация усилий по планированию мероприятий на случай аварийной ситуации 1.5 Документация по СУБП 2. Управление факторами риска для безопасности полетов 2.1 Выявление опасных факторов 2.2 Оценка и уменьшение факторов риска для безопасности полетов 3. Обеспечение безопасности полетов 3.1 Мониторинг и измерение показателей эффективности обеспечения безопасности полетов 3.2 Управление изменениями 3.3 Постоянное совершенствование СУБП 4. Содействие обеспечению безопасности полетов 4.1 Подготовка и обучение 4.2 Распространение информации о безопасности полетов
---	---

Рис. 3. Концептуальные рамки СУБП в Приложении 19, 1-е изд. 2013 г. (слева) и в РУБП ИКАО, 3-е изд. 2013 г.
Fig. 3. The conceptual framework of the SMS in Annex 19, 1st ed. 2013 (left) and ICAO SMM, 3rd ed. 2013

Разнообразие в переводе английского термина “*Hazard*”

Понятие (термин) “*Hazard*” играет важную роль в понимании управления риском. Формальный перевод этого слова, например, в словаре [5] следующий: шанс; риск, опасность; вид азартной игры в кости; помехи на площадке для гольфа. Понятно, что при переводе этого термина в документе нужно опираться на его определение в английском оригинале и на смысловое содержание.

В SARPs ИКАО определения этого термина до недавнего времени не было, хотя он широко использовался. Определение его как «Опасность» появилось в Приложении 19, 2 изд. 2016 г., которое, как известно, вступает в силу в 2019 г.

Опасность. Состояние или объект, которые могут вызвать авиационный инцидент или авиационное происшествие, или способствовать его возникновению.

В поправке 33 к Приложению 6 “*Hazard*” был переведен как «Фактор опасности». В Приложении 19, 1 изд. 2013 г. “*Hazard*” переведен двояко. В определении риска – как «Опасность», а в описании процедуры управления риском – как «Источник опасности». Эта «двойственность» сохранилась и во 2-м издании Приложения 19, 2016 г. Таким образом, у читателя Приложения 19 остается возможность размышлять о наличии скрытого смысла в использовании разных русских слов при переводе термина “*Hazard*”.

Определение термина “*Hazard*” есть и в РУБП, причем если во 2-м изд. 2009 г. это была «Опасность», то в анализируемом 3-м изд. 2013 г. это «Опасный фактор», притом что английское определение в SMM 2013 г. по сравнению с определением в SMM 2009 г. не изменилось.

Таким образом, важный термин “*Hazard*”, определение и понимание которого по смыслу не менялось во всех документах ИКАО на английском, в русском переводе имеет как минимум 4 интерпретации, приведем их в хронологической последовательности появления в печати:

- Фактор опасности (Приложение 6, 2009 г.);
- Опасность (РУБП, 2009 г.);
- Опасный фактор (РУБП, 2013 г.);
- Опасность (Приложение 19, 2013 и 2016 гг.);
- Источник опасности (Приложение 19, 2013 и 2016 гг.).

При разработке СУБП авиапредприятия у разработчика, естественно, возникает вопрос: какой русский термин использовать в своем РУБП?

С одной стороны, определение в Приложении 19 – это Стандарт ИКАО, а в соответствии со ст. 24.1 ВК РФ наши СУБП должны строиться по Стандартам ИКАО. Но остается вопрос: все-таки «Опасность» или «Источник опасности»? В английском документе это один термин, а у нас в документе на русском – два. Что-то добавлено при оценке риска? Кем и из каких сообщений?

С другой стороны, в Постановлении Правительства РФ 1215³ используется термин «Фактор опасности». Определение в 1215 формально отличается от определения ИКАО, но по смыслу совпадает. Постановление Правительства нужно выполнять. К тому же этот термин встречается в Приложении 6 ИКАО и во многих авиакомпаниях к нему привыкли.

Было бы правильно определиться наконец с вопросом перевода английского термина “*Hazard*”, чтобы упростить работу разработчиков РУБП на местах и не давать почву для «научных» исследований на тему взаимосвязи и соотношения «источника опасности», «фактора опасности», «опасного фактора» и собственно «опасности».

Что такое «фактор риска» в РУБП ИКАО и как он появился

Можно утверждать, что термин «фактор риска» в том значении, в котором он используется в русском РУБП, появился из-за ошибки переводчика при переводе термина *Safety risk* во втором издании РУБП 2009 г.

Для доказательства достаточно сравнить английское определение, которое практически одинаково во всех документах ИКАО, например, из ICAO SMM 2013:

Safety risk. *The predicted probability and severity of the consequences or outcomes of a hazard,*

и перевод этого термина в том же документе РУБП ИКАО на русском:

Факторы риска для безопасности полетов. Прогнозируемая вероятность и серьезность последствий или результатов реализации опасных факторов.

Во-первых, слова «фактор» вообще нет в английском определении; во-вторых, понятия риска и фактора риска (т. е. источника риска) объявляются синонимами, что совершенно не соответствует подходу ИКАО, в-третьих, утверждается, что вероятность и серьезность проявления фактора опасности это и есть факторы риска.

Абсурдность перевода видна уже в начале параграфа 2.14, который по-английски называется “*Safety Risk*”, но получил русское название «Фактор риска для безопасности полетов».

³ Правила разработки и применения систем управления безопасностью полетов воздушных судов, а также сбора и анализа данных о факторах опасности и риска, создающих угрозу безопасности гражданских воздушных судов, хранения этих данных и обмена ими: утв. Постановлением Правительства Российской Федерации от 18.11.2014 № 1215.

В п. 2.14.2 рассказывается, что «фактор риска для безопасности полетов представляет собой прогнозируемую вероятность и серьезность последствий или результатов», а непосредственно следующий подзаголовок перед п. 2.14.3 называется «Вероятность фактора риска для безопасности полетов».

Возникает вопрос: если фактор риска – это вероятность, то вероятность фактора риска – это «вероятность вероятности»? Как это понимать?

Эта очевидная ошибка переводчика почему-то не была своевременно исправлена, хотя в Приложении 19, 1-е изд., 2013, термин “*Safety Risk*” переведен правильно как «Риск для безопасности полетов» и в Приложении 19 нет никаких «факторов риска» в концептуальных рамках СУБП.

Другими словами, **текст РУБП ИКАО на русском языке в части описания процедуры управления риском и представления концептуальных рамок СУБП не соответствует SARPs ИКАО (Приложение 19)** и этот факт остается незамеченным редакторами русского издания РУБП на протяжении нескольких лет.

Это тем более удивительно, что Приложение 19 опубликовано в апреле 2013 г., а РУБП 3-е изд., на русском появилось в конце 2013 года.

Продолжая анализ, приведем здесь несколько определений русского термина «фактор».

В Большом энциклопедическом словаре читаем: «*Фактор* (от лат. *factor* – делающий, производящий) – это причина, движущая сила какого-либо процесса, явления, определяющая его характер или отдельные его черты».

Там же: «*Фактор риска в медицине* – один из факторов, способствующих возникновению заболевания (напр., курение – фактор риска по отношению к инфаркту миокарда или раку)».

Статья 209 Трудового кодекса РФ определяет термин «производственный фактор» как «*Фактор, воздействие которого на работника может привести к его травме*».

Таким образом, если принять термин «фактор риска» в обычном, понятном значении, то в данном контексте это аналог понятия «фактор опасности» или «опасность» (“*Hazard*”).

Видимо, чтобы не множить одинаковые термины, в документах ИКАО по управлению безопасностью на английском избегают словосочетания “*Risk factor*”. Нет никакого смысла вводить его и в русском тексте документов.

Можно предположить, что эта ошибка переводчика привела к тому, что в Воздушном кодексе РФ, Ст. 24.1, п. 3 и в важном Постановлении Правительства РФ № 1215 появилась такая формулировка: «...сбор и анализ данных о **факторах опасности и риска**». У специалистов на местах возникает естественный вопрос – какие данные будем собирать и анализировать? С факторами опасности понятно, есть определение ИКАО и Постановления 1215⁴, а что имеется в виду под «фактором риска»? Если это то же самое, что и фактор опасности, – зачем лишние слова, а если это что-то другое – должно быть пояснение.

Представляется, что эта фраза в этих документах высокого уровня должна была выглядеть так: «...сбор и анализ данных о **факторах опасности и рисках**».

Необходимо наконец исправить ошибку переводчика и привести перевод понятия “*Safety risk*” на русский язык в РУБП ИКАО в соответствии со здравым смыслом и с SARPs ИКАО, Приложение 19.

Как «обеспечение безопасности полетов» стало частью «управления безопасностью полетов»

Третий компонент концептуальных рамок СУБП ИКАО во всех документах на русском языке получил название «Обеспечение безопасности полетов». Однако, что такое «обеспечение БП» было понятно авиационным специалистам, постоянно использовалось в документах

⁴ The Heritage Illustrated Dictionary of the English Language. New York: American Heritage Publishing, 1973.

с вполне определенным значением, и при знакомстве с «рамками СУБП ИКАО» у них возникали вопросы, суть которых в следующем.

Под обеспечением БП как в гражданской, так и в государственной авиации всегда понималась вся работа в этой области на государственном и на корпоративном уровнях. Государственная программа 2009 г. в ГА так и называлась – «Программа обеспечения безопасности полетов». Теперь ИКАО предлагает нам некую СУБП, в которой обеспечение безопасности является только частью, одним из компонентов этой СУБП. При этом в данный компонент, «обеспечение БП», входит только контроль показателей уровня БП, осуществление изменений и совершенствование СУБП.

Значит, вся остальная работа по БП, которая велась и ведется в российской авиации, с позиции ИКАО не относится к обеспечению БП. Как это понимать?

Возможно, что это непонимание было одной из причин первого «осторожного» отношения специалистов к идеям, изложенным в РУБП ИКАО, и стало дополнительным тормозом к ее внедрению.

Между тем объясняется все снова своеобразным переводом терминов.

В английском исходном варианте Приложения 19 этот компонент называется *Safety assurance*. Слово *assurance* в упомянутых выше словарях, как и в словаре *Lingvo Univesal*, не имеет перевода «обеспечение», а переводится как гарантия, заверение, обещание, убежденность, уверенность, уверенность в себе, твердость, самоуверенность, страхование.

Фактически в этой части СУБП содержатся указания, как доказать, подтвердить, гарантировать, что безопасность полетов обеспечивается, рекомендуется это делать с помощью каких-то показателей уровня БП. Также рассказывается, как учитывать изменения и как совершенствовать систему с целью поддержания, гарантирования уровня БП.

Не следует использовать для новых понятий слова, которые «уже заняты», как это случилось с «обеспечением БП», поскольку возникает путаница. Более правильно было бы назвать этот компонент СУБП «Подтверждение уровня безопасности полетов» или «Гарантия безопасности полетов».

Неточности в переводе двух важных терминов в Приложении 19

Сравним определения безопасности полетов и уровня безопасности полетов в английском и русском вариантах документа.

Термин «безопасность полетов». Английский исходный вариант.

Safety. *The state in which risks associated with aviation activities are reduced and controlled to acceptable level.*

Русский перевод.

Безопасность полетов. Состояние, при котором риски, связанные с авиационной деятельностью, снижены до приемлемого уровня и контролируются.

Перевод неточный. По-русски «контролировать» – значит осуществлять контроль. Синонимы: надзирать, проверять, осматривать, наблюдать, удостоверяться, сличать.

Английский глагол *to control* имеет первый и главный перевод не «контролировать», а «управлять»⁵ [5, 6]. Дословно в английском определении указано, что **риски управляются таким образом, чтобы они находились на приемлемом уровне**. Студентам приходится об этом говорить, т. к. часто контролировать и управлять понимаются как разные функции. Поэтому более точным и правильным по смыслу будет такой перевод: **Безопасность полетов.** Состояние, при котором риски, связанные с авиационной деятельностью, снижены до приемлемого уровня и поддерживаются на этом или более низком уровне.

⁵ Новый англо-русский словарь. 3-е изд., доп. М.: Диалог, 2004. 895 с.

Примерно такой перевод был в прежних изданиях РУБП, почему о нем забыли – непонятно.

Что касается того, что эквивалентом английского “*Safety*” в данном случае является не просто «Безопасность», а «Безопасность полетов», то, на наш взгляд, такой перевод вполне допустим и оправдан. Исторически сложившееся русское понятие «Безопасность полетов» полностью соответствует в данном случае английскому “*Safety*”, и замена этого термина другим, что порой предлагается, внесет дополнительную путаницу в терминологию.

Рассмотрим определение терминов, связанных с показателями уровня безопасности полетов. **Английский исходный вариант.**

Safety performance. *A State or a service provider's safety achievement as defined by its safety performance targets and safety performance indicators.*

Русский перевод.

Эффективность обеспечения безопасности полетов. Достигнутый государством или поставщиком обслуживания уровень безопасности полетов, определяемый установленными ими целевыми уровнями эффективности обеспечения безопасности полетов и показателями эффективности обеспечения безопасности полетов.

Во-первых, ***performance*** – для авиационного специалиста это прежде всего характеристики, это слово широко используется в авиации. Здесь речь идет просто о характеристиках или показателях БП.

Во-вторых, в английском определении нет никакого обеспечения.

В-третьих, в русском переводе появилось словосочетание «эффективность обеспечения», которое изменило смысл определения.

Английское определение относится конкретно только к целям и показателям уровня безопасности. В РУБП 2013 г. приведены примеры показателей в виде относительного числа событий и отклонений на государственном и на корпоративном уровнях.

Эффективность обычно предполагает оценку отдачи от задействованных ресурсов и имеет синонимы производительность, продуктивность, действенность, результативность, плодотворность, оперативность.

Например, если две авиакомпании (или два государства) имеют один и тот же показатель (характеристику) уровня безопасности (в смысле английского “*Safety Performance*”), но вложения средств в обеспечение безопасности на час полета (или на один полет) у них разные, то эффективность обеспечения безопасности полетов в этих компаниях (государствах), очевидно, будет разная.

Налицо противоречие в смысловом содержании английского и русского определений. Предлагаемый перевод:

Уровень безопасности полетов. Достигнутое государством или поставщиком обслуживания состояние безопасности полетов, определяемое установленными ими целевыми уровнями безопасности полетов и показателями безопасности полетов.

Предлагается рассмотреть целесообразность изменения перевода указанных терминов. Соответствующие изменения предлагается внести также в перевод терминов “*Safety performance indicator*” и “*Safety performance target*”.

Вероятность или возможность?

В последнее время возникла дискуссия о необходимости замены в русских документах по управлению рисками для БП термина «вероятность» термином «возможность». Объясняют это тем, что ИКАО якобы стала чаще использовать слово *likelihood* вместо *probability*, которое и предлагается переводить как «возможность», а также необходимостью особо подчеркнуть, что в СУБП используются нечеткие понятия в области оценки вероятности событий.

Начнем с анализа частоты использования слов в SMM ICAO (табл. 1).

Таблица 1
Table 1

Повторяемость терминов *probability* и *likelihood* в SMM Doc.9859 ICAO
The occurrence frequency of the terms *probability* and *likelihood* of the SMM Doc.9859 ICAO

Термины	SMM 1-ed 2006	SMM 2-ed 2009	SMM 3-ed 2013
<i>Probability</i>	41	58	28
<i>Likelihood</i>	40	9	24

Как видим, приоритетность использования этих слов менялась. В издании 2009 г. *likelihood* использовалось гораздо реже, чем *probability*, но в третьем издании 2013 г. соотношение между количеством использования этих слов примерно такое же, как и в 2006 г. При этом практически во всех случаях оба слова в русских вариантах СУБП 2006 и 2009 гг. переводились как «вероятность». И такой перевод вполне обоснован, так как *likelihood* в словарях⁶ [5, 6] имеет первый основной перевод «вероятность» и не имеет ни одного перевода «возможность».

В английских словарях пояснения для *likelihood* выглядят так:

- *Likelihood – probability; in all likelihood – very probable;*⁷
- *Likelihood – the state of being probable; probability; something that is probable*⁸.

Таким образом, в обыденной речи эти два слова являются практически синонимами. Так, у специалиста по безопасности полетов фирмы *Boeing* д-ра У. Ранкина (*W. Rankin*), представлявшего доклад на семинаре в МАК в 2013 г., наше повышенное внимание к различию в понимании этих двух английских слов вызвало удивление. Он не придавал этим различиям большого значения.

В документах ИКАО *likelihood* переводится иначе, чем «вероятность», только если эти слова входят в одно предложение и такой перевод представляется обоснованным. Приведем примеры.

SMM-2006, п. 6.3.14: ***Probability (or likelihood)*** of occurrence is also ranked through five different levels of qualitative definitions and descriptors are provided for each likelihood of occurrence.

РУБП-2006, п. 6.3.14: **Вероятность (или возможность)** наступления события также классифицируется с использованием 5 различных уровней качественных характеристик и с описанием каждой степени вероятности события.

SMM-2009, п. 5.4.2: *Safety risk **probability** is defined as the **likelihood** that an unsafe event or condition might occur.*

РУБП-2009, п. 5.4.2: **Вероятность** фактора риска для безопасности полетов определяется как **возможность** небезопасного события или состояния.

Нужно ли подчеркивать нечеткость в оценках вероятности специальным термином?

Термин «вероятность» в менеджменте риска в соответствии с ГОСТ Р 51897-2002⁹, п. 3.1.3, определен следующим образом: «Вероятность: мера того, что событие может произойти». Очевидно, что эта мера может быть как численной (действительное число от 0 до 1), так и нечеткой, в смысле теории нечетких множеств (первая работа по данной тематике на русском языке [7] опубликована более 30 лет назад), и может обоснованно выражаться одной из характеристик (термов) лингвистической переменной «вероятность события».

Нечеткие характеристики вероятности *frequent, occasional, remote* (частые, случающиеся иногда, редкие и др.) используются в матрице ИКАО во всех изданиях РУБП с 2006 г.

К тому же данный подход к оценке риска не является новым в теории безопасности. С конца прошлого века в Великобритании, Канаде и Австралии нормативными документами

⁶ Oxford English Reference Dictionary. 2nd ed. Revised. Oxford University Press, 2003.

⁷ Там же.

⁸ The Heritage Illustrated Dictionary of the English Language. New York: American Heritage Publishing, 1973.

⁹ ГОСТ Р 51897-2002. Менеджмент риска. Термины и определения. М.: Изд-во стандартов, 2002.

авиационных властей вводились в качестве обязательных или рекомендованных подобные системы управления риском, где применялись как обычные, так и нечеткие оценки вероятности.

При этом использовались оба рассматриваемых термина без особого различия. Так, в документе авиационных властей Великобритании¹⁰, Appendix C, в таблице под названием “*Likelihood*” приведены как вербальные (нечеткие) характеристики вероятности, так и ориентировочные численные значения диапазонов частоты событий, которые им соответствуют.

Метод нечетких множеств и качественные матрицы риска с нечеткими мерами вероятности и ущерба давно используются в атомной энергетике и других опасных производствах [8, 9]. Представляется ненужным менять устойчивый термин «вероятность», который соответствует ГОСТ РФ и к которому все привыкли, на термин «возможность» для нечетких оценок в русском РУБП ИКАО. Такая замена вносит дополнительную путаницу в методологию оценки риска для безопасности полетов, в которой и без того много проблем.

Предлагается переводить *likelihood* как «вероятность» всегда, за исключением случая, когда это слово стоит в одном предложении со словом *probability*. В этом случае переводить *likelihood* как «мера возможности».

О НЕКОТОРЫХ ТЕРМИНАХ И ОПРЕДЕЛЕНИЯХ В НОРМАТИВНЫХ ДОКУМЕНТАХ РФ

В соответствии со Ст. 24.1 ВК РФ на государственном и корпоративном уровне СУБП должны строиться на основе Стандартов ИКАО. Термины и определения, как известно, являются частью таких Стандартов, но в нормативных документах РФ иногда используются термины, которые отличаются от терминов и определений SARPs ИКАО.

Так, в Постановлении Правительства РФ 1215 введены отличные от Приложения 19 ИКАО определения СУБП и фактора опасности. Также вызывает сомнение целесообразность замены понятия ИКАО «поставщик обслуживания», к которому все привыкли, понятием «поставщик услуг».

Представляется, что целесообразно воздерживаться от введения новых терминов, определений и понятий без особой необходимости.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В преддверии выхода нового издания РУБП ИКАО предлагается следующее.

1. Направить разработчикам РУБП следующие предложения:

- включить в новое РУБП конкретные примеры применения матрицы ИКАО для управления риском, как это было во 2-м издании 2009 г.;

- в новом РУБП оставить только одну трехцветную матрицу риска;

- не использовать разные английские термины для обозначения одних и тех же понятий.

2. Для нормализации положения с переводом документов ИКАО на русский язык и общей ситуации с терминологией в области безопасности полетов:

- рассмотреть возможность организовать в Росавиации обсуждение корректности перевода важных терминов и определений с привлечением специалистов авиапредприятий и внести исправления в существующие документы ИКАО на русском языке;

- использовать возможности Росавиации (Минтранса, МАК) влиять на процедуры перевода документов ИКАО, чтобы сохранять преемственность перевода при переиздании документов на русском языке;

- воздерживаться от ввода и использования в нормативных документах РФ в области управления БП терминов и определений, отличных от терминологии SARPs ИКАО, в целях выполнения положений Ст. 24.1 ВК РФ и исключения путаницы в понимании.

¹⁰ Safety Management Systems for Commercial Air Transport Operations. CAP 712. 2002.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Махутов Н.А.** Использование матриц риска при проведении оценки риска и приоритизации защитных мероприятий / Д.О. Резников, В.П. Петров, В.И. Куксова // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2012. № 1. С. 82–92.
2. **Шаров В.Д., Воробьев В.В.** Ограничения по использованию матрицы ИКАО при оценке рисков для безопасности полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225. С. 179–187.
3. **Сох L.A.** What's Wrong with Risk Matrices? // Risk Analyses. 2008. Vol. 28, № 2, pp. 497–512.
4. **Шаров В.Д.** О некоторых проблемах понимания терминов, относящихся к управлению безопасностью полетов // Проблемы безопасности полетов. 2013. № 9. С. 12–21.
5. **Мюллер В.К.** Большой англо-русский и русско-английский словарь. 200 тыс. слов и выражений. М.: Эксмо, 2007. 1008 с.
6. **Пивовар А. Г.** Новый англо-русский словарь. В 2-х т. М.: Астрель, 2008. 1152 с.
7. **Орлов А.И.** Задачи оптимизации и нечеткие переменные. М.: Знание, 1980. 64 с.
8. **Вишняков Я.Д., Радаев Н.Н.** Общая теория рисков: учебное пособие. 2-е изд., испр. М.: Академия, 2008, 368 с.
9. Анализ рисков и управление безопасностью: методические рекомендации / под ред. Н.А. Махутова; В.А. Акимова, К.Б. Пуликовского, С.К. Шойгу и др. М.: МГФ «Знание», 2008. 672 с. Сер. Безопасность России. Правовые, социально-экономические и научно-технические аспекты.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Шаров Валерий Дмитриевич, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, v.sharov@mstuca.aero.

Елисеев Борис Петрович, доктор технических наук, профессор, ректор МГТУ ГА, b.eliseev@mstuca.aero.

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

ANALYSIS OF DEFICIENCIES IN THE PROCEDURES FOR THE RISK MANAGEMENT OF SAFETY IN THE ICAO DOCUMENTS

Valeriy D. Sharov¹, Boris P. Eliseev¹, Vadim V. Vorobyov¹
¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

ABSTRACT

The article is devoted to the analysis of inaccuracies in the terminology and in the description of safety management procedures associated with both shortcomings in the documents of the International Civil Aviation Organization (ICAO) and incorrect, and sometimes simply erroneous translation of certain provisions of the documents from English into Russian. As well known, all ICAO documents are originally written in English and correct translation is extremely important for their adequate understanding and application in practice. This is especially important for Russian airlines, as methodological developments on the implementation of safety management systems (SMS) at the state level are not enough. Experience in the development and implementation of SMS in airlines shows that due to inaccuracies in ICAO documents there are additional difficulties. Accordingly, there is a broad and often subjective interpretation of a number of ICAO Rube provisions in airlines, which leads to a conflict of priorities and irrational use of resources of airline and other aviation enterprises. The article notes with a demonstration of specific examples that in each new ICAO document in Russian the names of components and elements of the conceptual framework (structure) of the SMS of the service provider change, although in the original English version these names are constant since 2006.

The main methodological difficulties in the development and implementation of the SMS by service providers are associated with risk management, and it is in this part that the greatest number of inaccuracies in the documents is observed. It is shown, in particular, that the term "Risk Factor" appeared in the ICAO SMM due to the erroneous translation into Russian of the English term "Safety Risk", and its use in parallel with the term "Hazard" in high-level documents (the Air Code of the Russian Federation, article 24.1 and in the Decree of the Russian Federation Government from 18.11.2014 № 1215) introduces additional confusion at the level of air enterprises in the understanding of risk management within the technocratic concept of risk.

Key words: flight safety, safety management, risk, risk factor, risk matrix, terminology.

REFERENCES

1. **Makhutov, N.A., Reznik, D.O., Petrov, V.P. and Kuksova, V.I.** (2012). *Ispolzovaniye matrits riska pri provedenii otsenki riska i prioritizatsii zashchitnykh meropriyatiy* [Use of risk matrixes for risk assessment and safety measures ranking]. *Problemy bezopasnosti i chrezvychainykh situatsiy* [Safety and Emergency Situations Problems], no. 1, pp. 82–92. (in Russian)
2. **Sharov, V.D. and Vorobyov, V.V.** (2016). *Ogranicheniya po ispolzovaniyu matritsy ICAO pri otsenke riskov dlya bezopasnosti polyetov* [Limitations of ICAO risk matrix application in safety risk assessment]. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 225, pp. 179–187. (in Russian)
3. **Cox, L.A.** (2008). *What's Wrong with Risk Matrices?* Risk Analyses, vol. 28, no. 2, pp. 497–512.
4. **Sharov, V.D.** (2013). *O nekotorykh problemakh ponimaniya terminov, otnosyashchikhsya k upravleniyu bezopasnostyu poletov* [On some problems of understanding the terms related to safety management]. Problems of safety, no. 9, pp. 12–21. (in Russian)
5. **Myuller V.K.** (2007). *Bolshoy anglo-russkiy i russko-angliyskiy slovar. 200 tys. slov i vyrazheniy* [Unabridged English-Russian and Russian-English Dictionary, 200 thousand words and expressions]. Moscow: Eksmo, 1008 p. (in Russian)
6. **Pivovarov A.G.** (2008). *Novyy anglo-russkiy slovar. V 2-kh t.* [New English-Russian Dictionary]. Moscow: Astrel, 1152 p. (in Russian)
7. **Orlov, A.I.** (1980). *Zadachi optimizatsii i nechetkiye peremennye* [Optimization problems and fuzzy variables]. Moscow: Znaniye, 64 p. (in Russian)
8. **Vishnyakov, Ya.D. and Radayev, N.N.** (2008). *Obshchaya teoriya riskov* [General theory of risks: studies]. *Uchebnoye posobiye* [Manual for students. Higher educational establishment]. 2-e izd., ispr. Moscow: Akademiya, 368 p. (in Russian)
9. *Besopasnost Rossii. Pravovye, sotsialno-politicheskiye i nauchno-tekhnicheskiye aspekty. Analiz riskov i upravleniye bezopasnostyu: metodicheskiye rekomendatsii* [Security of Russia. Legal, socio-economic, scientific and technical aspects. Risk analysis and safety management (Guidelines)]. (2008). Ed. N.A. Makhutov, K.B. Pulikovskiy, S.K. Shojgu. Moscow: MGTU Znaniye, 672 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Valeriy D. Sharov, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Flight and Life Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.sharov@mstuca.aero.

Boris P. Eliseev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Rector of Moscow State Technical University of Civil Aviation, b.eliseev@mstuca.aero.

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

УДК 629.735.45

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-62-74

АЛГОРИТМ ДЕФОРМАЦИИ СЕТКИ ДЛЯ УЧЕТА ЦИКЛИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И МАХОВЫХ ДВИЖЕНИЙ ЛОПАСТЕЙ В ЗАДАЧЕ ОБТЕКАНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

В.А. ВЕРШКОВ¹

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

В данной работе представлен разработанный алгоритм деформации расчетной сетки для решения задач моделирования процесса обтекания несущего винта вертолета на режимах висения и косоугольного обтекания при учете маховых, качательных движений и циклического изменения угла установки лопасти. В общем случае данный алгоритм может быть применен для моделирования аэродинамики твердых недеформируемых тел, отклоняющихся от своего начального положения на углы до 90 градусов в вертикальной и горизонтальной плоскостях относительно точки начала координат, а также совершающих вращательное движение на угол до 90 градусов вокруг оси, проходящей через центр координат и центр масс тела. В первой части представлен краткий обзор существующих методов деформации расчетной сетки для решения различных задач численного моделирования. К ним относятся методы перестроения сетки, подвижные сетки, сетки типа «Химера». Во второй части описаны алгоритмы выделения подобластей для деформации сетки и поиска конечной координаты узлов расчетной сетки при наличии заранее заданного закона управления лопастями. Приведены уравнения, описывающие форму зон деформации расчетной сетки, показано, какие переменные влияют на их размеры. В третьей части представлены результаты методических расчетов, подтверждающие работоспособность и ограничения при выборе зон деформации сетки. Также показано влияние размеров и формы зон деформации расчетной сетки на качество сеточных элементов. Данная работа носит методический характер и является предварительным этапом при проведении численного моделирования обтекания несущего винта вертолета с учетом автоматической балансировки винта и махового движения лопастей.

Ключевые слова: несущий винт вертолета, деформация сетки, балансировка лопастей, маховые движения лопастей, циклическое управление.

ВВЕДЕНИЕ

Аэродинамика вертолета является одной из самых трудных комплексных задач. Для правильного моделирования летательного аппарата (ЛА) в целом необходимо учитывать все его составные части: несущий винт (НВ), фюзеляж, рулевой винт (РВ) и их интерференцию, то есть взаимное влияние каждой части на поле течения вокруг остальных компонент.

В связи с постоянно ужесточающимися требованиями эксплуатации вертолетов по уровню безопасности пассажиров, экономической эффективности и уровню шума, а также постоянно повышающейся скоростью крейсерского полета вертолетов, необходимо более детальное изучение особенностей обтекания всех элементов ЛА с целью получения и прогнозирования результатов с более высокой точностью. Предварительное численное моделирование аэродинамических и акустических характеристик позволяет значительно сократить количество вариантов моделей новых лопастей НВ, которые необходимо изготовить.

При обтекании жесткой и неподвижной относительно системы координат, связанной с втулкой НВ, лопасти в концевых сечениях наступающей лопасти наблюдается увеличение разности давления на верхней и нижней поверхностях профиля по сравнению с реальным значением, что приводит к завышению подъемной силы, создаваемой концевым сечением лопасти. На отступающей лопасти, соответственно, происходит занижение ее несущей способности. Для компенсации этого явления, как известно, на втулке НВ устанавливается горизонтальный

шарнир, который позволяет устранить опрокидывающий момент за счет махового движения лопастей. Учет данного движения лопастей НВ также позволяет, в частности, правильно подобрать законы управления для балансировки НВ.

1. ОБЗОР МЕТОДОВ ДЕФОРМАЦИИ РАСЧЕТНОЙ ОБЛАСТИ

Задачи моделирования процесса обтекания жестко закрепленного НВ на режиме висения или косо обтекания могут быть решены без перестроения сеток только путем вращения расчетной области вокруг своей оси. Однако для проведения расчетов, в которых каждая лопасть имеет три степени свободы и перемещается по индивидуальному закону, требуется использовать тот или иной метод деформации/перестроения расчетной сетки: подвижные сетки, сетки типа «Химера» или методы погруженных границ, которые среди прочего позволяют объемным сеткам двигать поверхностные грани. В общем случае методы деформации сетки могут иметь дело только с движениями с небольшой амплитудой в том случае, когда после деформационного процесса необходимо сохранить сетку хорошего качества. Тот факт, что никакие узлы не могут появляться или исчезать из-за фиксированной связи между ячейками на двух последовательных временных слоях, приводит к искаженным ячейкам с высоким уровнем анизотропии и их кривизны в случае движения большого тела или большой амплитуды перемещения. В таких случаях повторная привязка, т. е. создание совершенно новой сетки на базе существующей геометрии на текущем временном слое, была бы подходящим решением проблемы сеток низкого качества. Однако она подразумевает использование метода интерполяции для переноса переменных среды со старой сетки на новую и, следовательно, требует большого количества вычислительных ресурсов.

Одним из простейших и наиболее широко используемых методов является движение сетки, посредством чего узлы сетки движутся вследствие перемещения границ расчетной области. Простота данного метода приводит к низкой вычислительной стоимости и к сохранению списка узловых соединений в течение каждого шага по времени, т. е. существует однозначное сопоставление между ячейками двух последовательных временных слоев, что позволяет напрямую использовать последнее вычисленное решение без необходимости интерполяции. Интересно посмотреть на анализ и формулировку методов надежного движения сетки, реализованных Mavriplis и др. [1–3]. «Пружинная» аналогия [4–7] сравнивает сетку с системой растягивающих и/или торсионных пружин, при которой смещение границы приводит к смещению внутренних узлов так, чтобы система оставалась в равновесии. Хотя простого использования растягивающих пружин обычно достаточно, добавление торсионных пружин желательно для минимизации шансов получения искаженных сеток, но это происходит за счет больших вычислительных затрат. Трансфинитная интерполяция основывается на определении билинейно смешанного интерполянта, который отображает границы домена при нечетном числе точек [8], т. е. кривой в двумерном пространстве или поверхности в трехмерном. Она эффективна, требует небольшой вычислительной мощности и хорошо работает со структурированными сетками при условии, что границы не сильно искажены [8]. Радиальные базисные функции (РБФ) [9, 10] весьма универсальны и хорошо справляются с взаимодействием жидкой структуры и относительно большими проблемами движения сетки [11, 12].

Их значение зависит только от расстояния до контрольных точек и используется для определения интерполяционной функции аналогично тому, как производные функции Тейлора используют функцию в точке для приближения функции в соседней. Методы движения в сетке, которые используют РБФ, эффективны и недороги, поскольку матрица связи вычисляется только один раз, без дальнейших модификаций, необходимых после этого, а все остальные операции являются простыми матричными умножениями. Оптимальный выбор опорных точек или центров может быть эффективно получен с помощью каскадного метода [13–15], который зна-

чительно повышает эффективность за счет нахождения избыточных центров. Наконец, сглаживание Лапласа пытается зафиксировать сетку и восстановить исходное качество сетки путем решения уравнения Лапласа, записанного в конечно-разностной форме, в том случае когда большие смещения граничных узлов влияют на качество соседних ячеек. Улучшенная и более дорогая версия метода, называемая умным сглаживанием Лапласа [16], может препятствовать инверсии ячеек, проверяя, ухудшает ли новое местоположение узла качество сетки.

Когда рассматривается сложное вращательное движение или имеются большие относительные перемещения [17], применение сеток, построенных методом типа «Химера» (HIMERA), или сеток с перекрытием, становится более разумной альтернативой методам движения сетки благодаря использованию отдельных блоков сетки, построенных вокруг тела в целом и для каждой движущейся части в отдельности. Помимо этого, строится фоновая объемная сетка, в которой пересекаются подвижные блоки, что позволяет найти интерфейсы между блоками на каждом временном слое. Это дает возможность разделить область среды на несколько подобластей и дискретизировать их независимо, эффективно трансформируя очень сложную задачу генерации сетки на несколько более простых и более мелких. Кроме того, вокруг каждой движущейся части могут быть построены простые, но высококачественные структурированные сетки [18, 19]. Граничные движения очень упрощены, и требуется только поворот и/или перенос существующих сеток, прежде чем процесс пересечения произойдет снова, что позволяет экономить вычислительные усилия. Из-за своего блочного характера сетки типа «Химера» подходят для параллельных вычислений [20] и представляют собой разумную альтернативу, когда должен быть реализован механизм адаптивного уточнения решения [18]. Несмотря на все вышесказанное, алгоритмы интерполяции, необходимые на границах двух перекрывающихся сеток, обычно являются дорогостоящими и сложными [19] и могут вводить численные ошибки, если не принять особого значения для их минимизации.

Они все еще не могут иметь дело с произвольными движениями, такими как аэроупругие колебания [20], где дополнительно требуется техника деформации сетки, или с ситуациями, связанными с топологическими изменениями при появлении или исчезании ячеек, которые зависят от интерполяции решения.

В отличие от сеток типа «Химера», сетки со скользящими границами основаны на сетках, границы которых соединяются без каких-либо перекрытий и скользят друг мимо друга, когда существует относительное движение. Для корректного обмена потоковыми переменными между сторонами интерфейса используется метод интерполяции [21, 22]. Метод исследования взаимодействия ротора с фюзеляжем вертолета предложен Стейджила и др. [22]. Доказана его точность и эффективность при условии, что размер ячейки не слишком велик, но плохо работает при параллельных вычислениях. Кроме того, важны ограничения в отношении допустимого шага по времени. Рамси [21] показал, что малый шаг по времени имеет решающее значение для построения интерполяционной схемы, которая имеет дело с распространением акустических волн через скользящие плоскости. Аналогично работа Фенвика и др. [23] приводит к выводу, что в течение большого шага по времени интерфейсы должны скользить друг по другу не более чем на размер одной ячейки, если необходимо зафиксировать правильное нестационарное поведение газа.

2. АЛГОРИТМ ДЕФОРМАЦИИ РАСЧЕТНОЙ ОБЛАСТИ

В данной работе стоит задача поиска координат каждого узла расчетной сетки на каждом временном слое так, чтобы смоделировать в общем случае произвольное движение лопасти относительно шарниров, на которых она закреплена. Для этого на первом этапе выделяются области расчетной сетки, внутри которых будет происходить деформация сетки. В случае маховых движений лопастей линейные перемещения узлов растут при удалении от оси вращения, по-

этому во избежание большой деформации сетки подобласть деформации должна быть ограничена по размаху и быть не намного длиннее радиуса винта.

Деформируемая подобласть представляет собой два вложенных концентрических цилиндра, в общем случае усеченных конуса с основаниями у комлевой и концевой частей лопасти. Схематичное представление цилиндров изображено на рис. 1.

Каждому узлу сетки присваивается значение весовой функции, которая отвечает за амплитуду деформации узла и входит в уравнение деформации в виде коэффициента. Цилиндры разделяют всю расчетную область на три зоны. Внутри вложенного цилиндра узлы перемещаются как единое целое, сохраняя геометрию лопасти и пограничного слоя, $f=1$. Снаружи внешнего цилиндра сетка неподвижна, весовая функция равна $f=0$. В зоне между цилиндрами весовая функция имеет линейное распределение по радиусу цилиндра от 1 на границе внутреннего до 0 на границе внешнего цилиндров. Данное распределение обеспечивает монотонность смещений узлов и исключает возможность «перехлеста» узлов в области. Доказательство данного утверждения очевидно, если рассмотреть одномерный случай смещения узлов вдоль единичного отрезка. Из него следует первое ограничение на размеры цилиндров: размер деформируемой области обязан быть не меньше максимального смещения узла. В задаче моделирования маховых движений лопастей это означает, что при максимальном взмахе лопасти границы внутреннего цилиндра не должны касаться границ неподвижного внешнего цилиндра. Данный факт накладывает ограничения на выбор управляющих коэффициентов в функциях, отвечающих за радиусы цилиндров, о которых будет сказано далее.

Расчет функции f происходит в несколько этапов. Сперва рассчитывается значение функции вдоль размаха лопасти по формуле

$$f_x(x) = \text{Min} \left[1, \text{Max} \left[0, \text{Min} \left[\frac{x}{dx}, \frac{dx + L_{\text{лон}} - x}{dx} \right] \right] \right],$$

где x – текущая координата узла, dx – расстояние от горизонтального шарнира до начала модели лопасти, $L_{\text{лон}}$ – радиус НВ. Стоит отметить, что здесь и далее считается, что горизонтальный шарнир располагается на оси вращения НВ. Графическое представление данной функции показано на рис. 2.

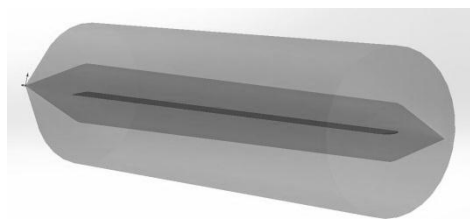


Рис. 1. Зоны деформации сетки около лопасти
Fig. 1. Grid deformation zones around the blade

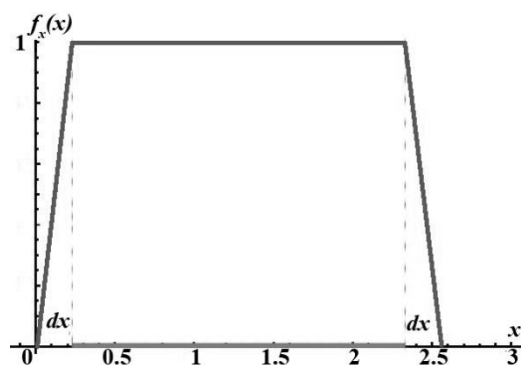


Рис. 2. Функция $f_x(x)$
Fig. 2. Function $f_x(x)$

Затем производится расчет функции, описывающей боковую стенку внутреннего цилиндра $R_{1z}(x)$, по формуле

$$R_{1z}(x) = \text{Max} \left[0, \text{Min} \left[\frac{x \cdot a_0 \cdot \text{chord}}{dx}, \frac{(x - dx) \cdot (a - a_0) \cdot \text{chord}}{L_{\text{лон}} - dx} + a_0 \cdot \text{chord}, a \cdot \text{chord} - \frac{(x - L_{\text{лон}}) \cdot a \cdot \text{chord}}{dx} \right] \right],$$

где a_0 и a – управляющие коэффициенты, отвечающие за то, во сколько раз радиус внутреннего цилиндра в комле и конце лопасти соответственно больше хорды лопасти, $chord$ – хорда лопасти.

Для расчета функции, описывающей боковую стенку внешнего цилиндра $R_{2z}(x)$, вводятся две величины $R_{2z0}(x)$ и $R_{2z1}(x)$. Они проверяют выполнение условия, что при заданных параметрах b и b_1 , отвечающих за то, во сколько раз радиус внешнего цилиндра в комле и конце лопасти соответственно больше хорды лопасти, границы цилиндров не совпадают и области, построенные вокруг $n_{лон}$ лопастей, из которых состоит НВ, не пересекутся. Данные функции записываются следующим образом:

$$R_{2z0}(x) = \text{Max} \left[a_0 \cdot chord, \text{Min} \left[b \cdot chord, (dx + \Delta x) \cdot \tan\left(\frac{\pi}{n_{лон}}\right) \right] \right],$$

$$R_{2z1}(x) = \text{Max} \left[a \cdot chord, \text{Min} \left[b_1 \cdot chord, L_{лон} \cdot \tan\left(\frac{\pi}{n_{лон}}\right) \right] \right].$$

После вычисления данных коэффициентов можно записать функцию $R_{2z}(x)$:

$$R_{2z}(x) = \text{Max} \left[0, \text{Min} \left[\frac{x \cdot R_{2z0}}{dx}, \frac{(x - dx) \cdot (R_{2z1} - R_{2z0})}{L_{лон} - dx} + R_{2z0}, R_{2z1} - \frac{(x - L_{лон}) \cdot R_{2z1}}{dx} \right] \right].$$

Графическое представление функций $R_{1z}(x)$ и $R_{2z}(x)$ с наглядным описанием выбранных параметров и переменных представлено на рис. 3.

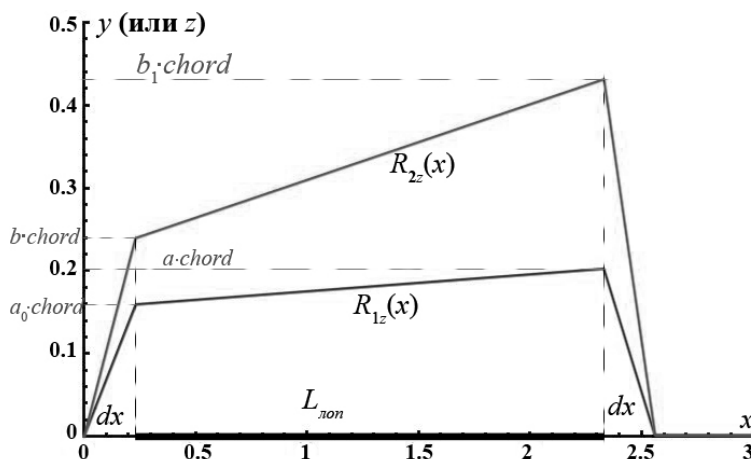


Рис. 3. Функции $R_{1z}(x)$ и $R_{2z}(x)$
Fig. 3. Functions $R_{1z}(x)$ and $R_{2z}(x)$

Функция, создающая линейное распределение f в сечении лопасти, зависит от относительного радиуса сечения и удаления точки от оси, проходящей вдоль размаха лопасти в данном сечении:

$$f_{rad}(x, y, z) = \text{Max} \left[0, \text{Min} \left[1, \frac{R_{2z}(x) - \sqrt{(c \cdot y)^2 + z^2}}{R_{2z}(x) - R_{1z}(x)} \right] \right].$$

Таким образом, итоговая функция, присваивающая всем узлам расчетной сетки необходимые значения, описанные выше, является произведением продольной и радиальной компонент:

$$f(x, y, z) = f_{rad}(x, y, z) \cdot f_x(x).$$

После присвоения значения весовой функции каждому узлу выполняется поиск новой координаты узла при данном азимутальном положении лопасти. Эта процедура включает в себя последовательный перевод исходной координаты в глобальной системе координат (СК) в общем случае в пять различных СК, которые отвечают за переход в СК, связанную с лопастью, СК с учетом начального угла установки и угла конусности лопасти, СК для учета изменения общего шага винта, угла взмаха и угла упреждения лопасти в плоскости вращения (см. рис. 4).

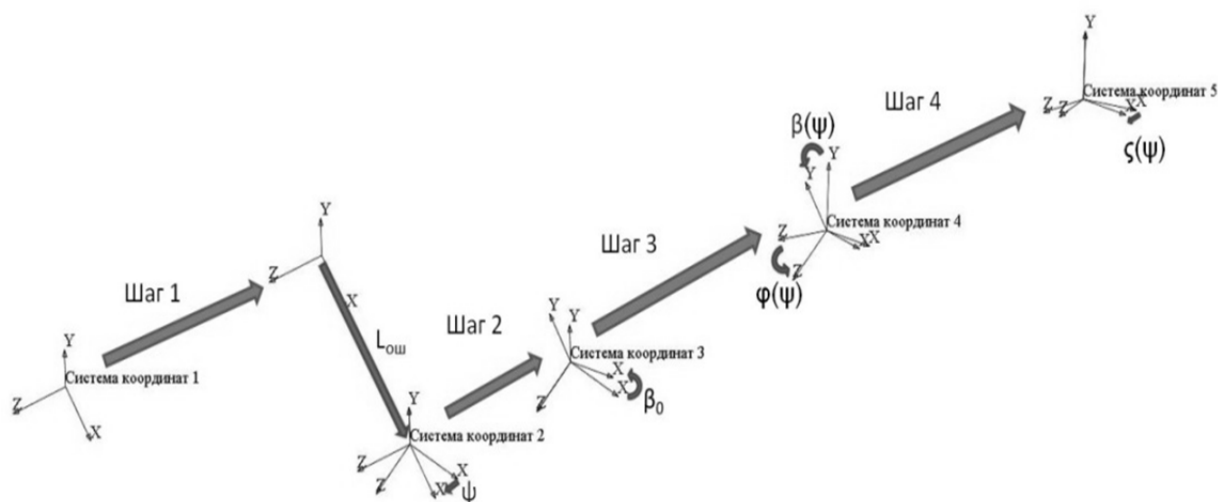


Рис. 4. Схематичное представление процедуры последовательного перевода координаты точки в различные системы координат

Fig. 4. The schematic representation of the procedure for consistent transfer of the point coordinates into different coordinate systems

Результатом работы данного алгоритма является новая координата точки в связанной с лопастью системе координат с учетом всех отклонений относительно первоначального положения.

Несомненным преимуществом данного алгоритма является скорость его работы. За счет того, что области деформации сетки ограничены, в них попадает небольшое по сравнению с общим числом ячеек количество узлов сетки, что значительно ускоряет процесс записи новых координат по сравнению с тем, если бы двигались все узлы. На рис. 5 представлено распределение абсолютного значения смещения узлов на конкретном шаге относительно его первоначального положения в недеформированной сетке.

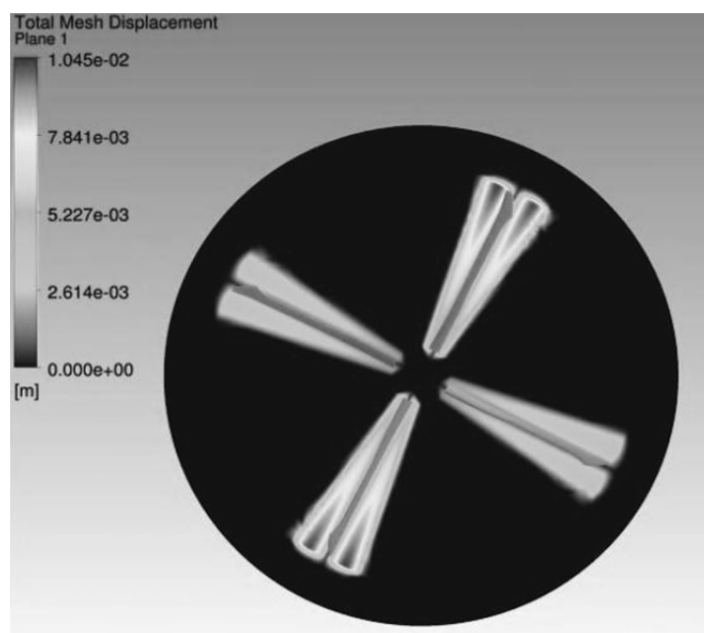


Рис. 5. Распределение абсолютного значения смещения узлов расчетной сетки
Fig. 5. The total mesh displacement distribution

3. РЕЗУЛЬТАТЫ МЕТОДИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ

Для проведения методических расчетов была написана программа на C++, которая считывает CGNS файл с сеткой и моделирует движение лопастей по заданным законам. Программа итерационно пересчитывает координаты узлов, моделируя движение лопасти за оборот с шагом в один градус и проверяет качество полученной сетки. Параметрами качества являются значение минимального угла в сеточном элементе, максимальное отношение сторон внутри элемента и между ребрами соседних элементов, опирающихся на один узел, минимальное значение объема элемента. Результатом работы программы является набор CGNS файлов, содержащих сетки для каждой итерации и файл с результатами расчета параметров для каждой сетки.

В качестве базовой сетки была выбрана декартова сетка, содержащая $20 \times 20 \times 20$ узлов (рис. 6). Внутри куба моделировались маховые движения одной лопасти (рис. 7, 8) и циклически изменялся угол установки лопасти (рис. 9). На представленных ниже рисунках оттенком цвета показано распределение функции f в ячейках от темно-серого ($f = 0$) до белого, где $f \rightarrow 1$. Сама поверхность лопасти, где $f = 1$, выделена черным для контраста.

Был проведен ряд расчетов для определения влияния качества расчетной сетки с заранее выбранной областью деформации, одинаковой для всех расчетов, от амплитуды движения сетки в каждой плоскости.

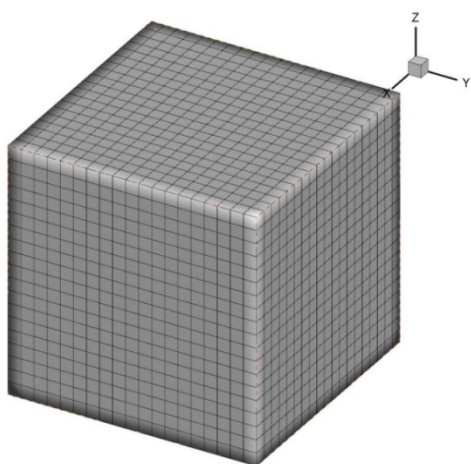


Рис. 6. Расчетная сетка
Fig. 6. Numerical grid

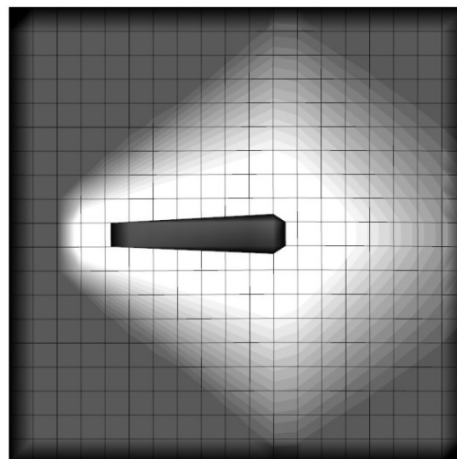


Рис. 7. Начальное положение лопасти при моделировании маховых движений лопасти
Fig. 7. Blade flapping modeling. Blade initial position

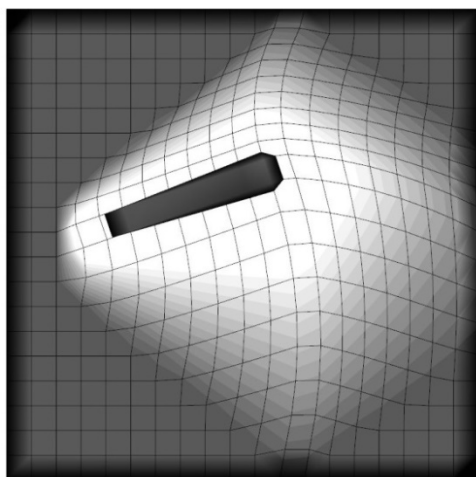


Рис. 8. Крайнее положение лопасти при моделировании маховых движений лопасти
Fig. 8. Blade flapping modeling. Blade extreme position

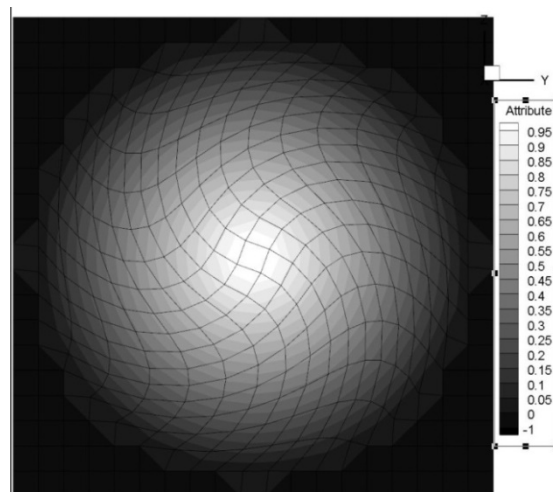


Рис. 9. Моделирование циклического изменения угла установки лопасти
Fig. 9. Blade cyclic pitching modeling

В каждом из расчетов сперва варьировалась амплитуда синусной и косинусной компоненты по отдельности, а затем одновременно. На представленных ниже графиках показаны значения минимального угла в сеточном элементе в зависимости от угла установки лопасти (рис. 10), угла взмаха (рис. 11) и угла качания (рис. 12). Нулевые значения минимальных углов соответствуют расчетам, когда на одном из шагов в сетке появляются отрицательные объемы и расчет разваливается.

На представленных ниже графиках видно, что при варьировании компонент законов управления по отдельности минимальные значения углов полностью совпадают, в то время как при изменении одновременно синусной и косинусной компонент качество сетки ухудшается и может привести к перекручиванию узлов из-за пересечения внутренней и внешней областей.

На рис. 13 представлен график зависимости минимального угла сеточного элемента от размеров внутреннего и внешнего цилиндров. По оси X отложено значение управляющего коэффициента b_1 . На графике видно, что при увеличении размеров зон качество сетки достигает определенного значения и больше не улучшается.

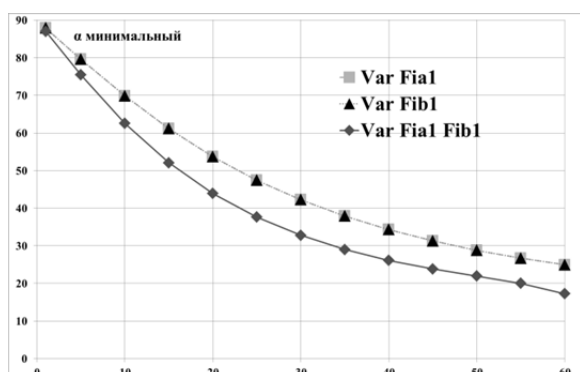


Рис. 10. График зависимости минимального угла сеточного элемента от угла установки лопасти
Fig. 10. Dependence of grid element minimal angle from the pitching angle chart

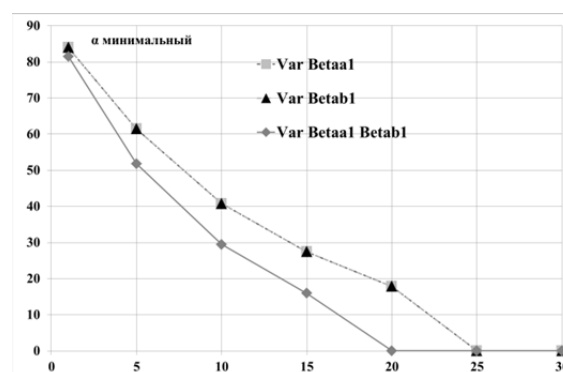


Рис. 11. График зависимости минимального угла сеточного элемента от угла взмаха
Fig. 11. Dependence of grid element minimal angle from the flapping angle chart

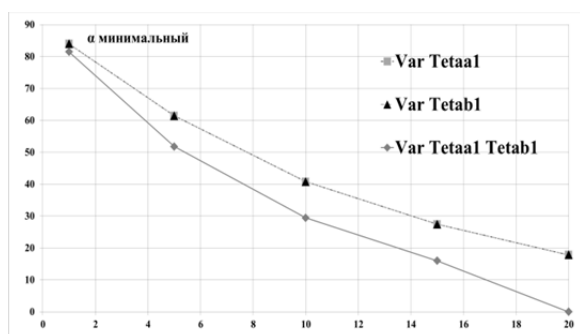


Рис. 12. График зависимости минимального угла сеточного элемента от угла качания
Fig. 12. Dependence of grid element minimal angle from the lead-lag angle chart

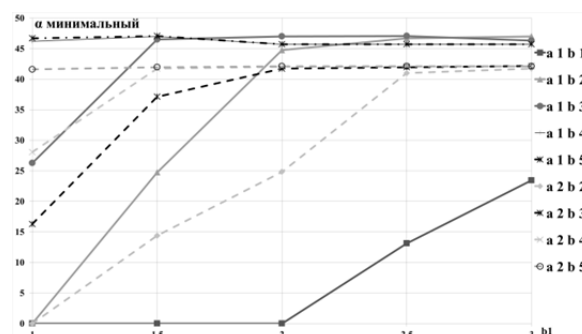


Рис. 13. График зависимости минимального угла сеточного элемента от размеров подобластей деформации
Fig. 13. Dependence of grid element minimal angle from the deformation grid subdomain sizes chart

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Был разработан и запрограммирован алгоритм деформации сетки для моделирования циклического изменения углов установки лопастей, махового и качательного движения лопастей. Проведенные методические расчеты доказывают работоспособность предложенного алгоритма в диапазоне углов, на которые отклоняется лопасть несущего винта от своей оси. Представленные ограничения на размер внешнего цилиндра будут учтены при написании алгоритма автоматического определения размеров подобластей деформации сетки в зависимости от максимальных углов отклонения лопасти при моделировании процесса обтекания несущего винта вертолета на режиме горизонтального полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Jothiprasad G., Mavriplis D.J., Caughey D.A. Higher-order time integration schemes for the unsteady Navier-Stokes equations on unstructured meshes // Journal of Computational Physics. 2003. Vol. 191, Iss. 2. Nov. Pp. 542–566.

2. **Yang Zhi, Mavriplis D.J.** Higher-order time integration schemes for aeroelastic applications on unstructured meshes // *AIAA Journal*. 2007. Vol. 45, № 1. Jan. Pp. 138–150.
3. **Mavriplis D.J.** Mesh generation and adaptivity for complex geometries and flows // *Handbook of Computational Fluid Mechanics* / R. Peyret. Elsevier Science & Technology Books, 1996. Pp. 417–459.
4. **Batina J.T.** Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes // *AIAA Journal*. 1990. Vol. 28, № 8. Aug. Pp. 1381–1388.
5. **Cizmas P., Gargoloff J.I.** Mesh generation and deformation algorithm for aeroelastic simulations // *Journal of Aircraft*. 2008. Vol. 45, № 3. May. Pp. 1062–1066.
6. **Duvigneau R., Visonneau M.** Shape optimization of incompressible and turbulent flows using the simplex method // 15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. Number AIAA 2001-2533. Reston, Virigina. 11–14 June 2001 / American Institute of Aeronautics & Astronautics.
7. **Farhat C.** An improved method of spring analogy for dynamic unstructured fluid meshes / C. Degand, B. Koobus, M. Lesoinne // 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA 1998-2070. 20–23 Apr. 1998.
8. **Gordon W.J., Thiel L.C.** Transfinite mappings and their application to grid generation // *Applied Mathematics and Computation*. 1982. Vol. 10–11. Pp. 171–233.
9. **Buhmann M.D.** Radial basis functions: theory and implementations. New York: Cambridge University Press, 2003.
10. **Wendland H.** Scattered data approximation. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.
11. **Allen C.B., Rendall T.C.S.** Unified approach to cfd-csd interpolation and mesh motion using radial basis functions // 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2007–3804. 25–28 Jun. 2007.
12. **Rendall T.C.S., Allen C.B.** Unified fluid-structure interpolation and mesh motion using radial basis functions // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 2008. Vol. 74, Iss. 10. Pp. 1519–1559.
13. **Ling L., Schaback R.** Stable and convergent unsymmetric meshless collocation methods // *SIAM Journal on Numerical Analysis*. 2008. Vol. 46, № 3. Pp. 1097–1115.
14. **Lee T., Leok M., McClamroch N.H.** Geometric numerical integration for complex dynamics of tethered spacecraft // *Proceedings of the 2011 American Control Conference*. 2011. March. Pp. 1885–1891.
15. **Sarra S.A., Kansa E.J.** Multiquadric radial basis function approximation methods for the numerical solution of partial differential equations, 2009. 206 p.
16. **Freitag L.A.** On combining laplacian and optimization-based smoothing techniques // *Proc. Symp. Trends in Unstructured Mesh Generation*. 1997. Jun. Pp. 37–44.
17. **Dougherty F.C., Benek J.A., Steger Joseph L.** On applications of chimera grid schemes to store separation / National Aeronautics and Space Administration; Ames Research Center; Moffett Field. 1985. 14 p.
18. **Meakin R.** On adaptive refinement and overset structured grids // 13th Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 1997-1858. 1997. Jun. Pp. 236–249.
19. **Renzone P.** EROS a common European Euler code for the analysis of the helicopter rotor flowfield / A. D’Alascio, N. Kroll, D. Peshkin, M.H.L. Hounjet, J.-C. Boniface, L. Vigevano, C.B. Allen, K. Badcock, L. Mottura, E. Scholl, A. Kokkalis // *Progress in Aerospace Sciences*. 2000. Vol. 36, № 5–6. Pp. 437–485.
20. **Pomin H., Wagner S.** aeroelastic analysis of helicopter rotor blades on deformable chimera grids // *Journal of Aircraft*. 2004. Vol. 41, № 3, May-June. Pp. 577–584.
21. **Rumsey C.L.** Computation of acoustic waves through sliding-zone interfaces // *AIAA Journal*. 1997. Vol. 35, № 2, Feb. Pp. 263–268.

22. Steijl R., Barakos G. Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2008. Vol. 58, № 5, Oct. Pp. 527–549.

23. Fenwick C.L., Allen C.B. Development and validation of sliding and non-matching grid technology for control surface representation // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2006. Vol. 220, Iss. 4, Jan. Pp. 299–315.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

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

ALGORITHM OF MESH DEFORMATION FOR ACCOUNTING CYCLIC BLADE CONTROL AND BLADES FLAPPING IN THE PROBLEM OF HELICOPTER MAIN ROTOR MODELING

Vladislav A. Vershkov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

This paper presents the developed algorithm for numerical grid deformation for solving the problems of modeling the flow around the helicopter main rotor in the horizontal flight mode with allowance for flapping movements and cyclic changes in the angle of the blade installation. In general, this algorithm can be applied to simulate the aerodynamics of solid bodies deviating from its initial position at angles up to 90 degrees in the vertical and horizontal planes relative to the origin point, and also performing a rotational motion at an angle up to 90 degrees around the axis through the center of coordinates and the body mass center. The first part provides a brief overview of the existing methods of the computational grid deformation for solving various problems of numerical simulation. These include methods for rebuilding the grid, moving grids and "Chimera" grids. The second part describes the algorithms for allocating of grid deformation and for finding the final coordinate of the computational grid nodes in the presence of a predetermined blade control law. The equations of the deformation zones shape in numerical grid are given. The influence of variables on zones sizes is shown. The third part presents the results of methodological calculations confirming the performance and limitations when choosing mesh deformation zones. The influence of the size and shape of the deformation zones of the numerical grid on the quality of the mesh elements is also shown. This work is methodical in nature and is a preliminary stage in the numerical modeling of the flow around the helicopter main rotor taking into account the automatic main rotor balancing and blades flapping.

Key words: helicopter main rotor, grid deformation, blade balancing, blade flapping, blade pitching.

REFERENCES

1. Jothiprasad, G., Mavriplis, D.J. and Caughey, D.A. (2003). *Higher-order time integration schemes for the unsteady Navier-Stokes equations on unstructured meshes*. Journal of Computational Physics, vol. 191, iss. 2, Nov., pp. 542–566.
2. Yang, Zhi and Mavriplis, D.J. (2007). *Higher-order time integration schemes for aeroelastic applications on unstructured meshes*. AIAA Journal, vol. 45, no. 1, Jan., pp. 138–150.
3. Mavriplis, D.J. (1996). *Mesh generation and adaptivity for complex geometries and flows*. In: Peyret R. Handbook of Computational Fluid Mechanics. Elsevier Science & Technology Books, pp. 417–459.
4. Batina, J.T. (1990). *Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes*. AIAA Journal, vol. 28, no. 8, Aug., pp. 1381–1388.

5. Cizmas, P. and Gargoloff, J.I. (2008). *Mesh generation and deformation algorithm for aeroelastic simulations*. Journal of Aircraft, vol. 45, no. 3, May, pp. 1062–1066.
6. Duvigneau, R. and Visonneau, M. (2001). *Shape optimization of incompressible and turbulent flows using the simplex method*. 15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, number AIAA 2001-2533, Reston, Virginia, 11–14 June 2001. American Institute of Aeronautics & Astronautics.
7. Farhat, C., Degand, C., Koobus, B. and Lesoinne, M. (1998). *An improved method of spring analogy for dynamic unstructured fluid meshes*. 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA 1998-2070, 20–23 April 1998.
8. Gordon, W.J. and Thiel, L.C. (1982). *Transfinite mappings and their application to grid generation*. Applied Mathematics and Computation, vol. 10–11, Jan., pp. 171–233.
9. Buhmann, M.D. (2003). *Radial basis functions: theory and implementations*. New York: Cambridge University Press.
10. Wendland, H. (2004). *Scattered Data Approximation*. Cambridge: Cambridge University Press.
11. Allen, C.B. and Rendall, T.C.S. (2007). *Unified Approach to CFD-CSD interpolation and mesh motion using radial basis functions*. 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2007-3804, 25–28 June 2007.
12. Rendall, T.C.S. and Allen, C.B. (2008). *Unified fluid-structure interpolation and mesh motion using radial basis functions*. International Journal for Numerical Methods in Engineering, vol. 74, no. 10, pp. 1519–1559.
13. Ling, L. and Schaback, R. (2008). *Stable and Convergent unsymmetric meshless collocation methods*. SIAM Journal on Numerical Analysis, vol. 46, no. 3, pp. 1097–1115.
14. Lee, T., Leok, M. and McClamroch, N.H. (2011). *Geometric numerical integration for complex dynamics of tethered spacecraft*. Proceedings of the 2011 American Control Conference, March, pp. 1885–1891.
15. Sarra, S.A. and Kansa, E.J. (2009). *Multiquadric radial basis function approximation methods for the numerical solution of partial differential equations*, 206 p.
16. Freitag, L.A. (1997). *On combining laplacian and optimization-based smoothing techniques*. Proc. Symp. Trends in Unstructured Mesh Generation, Jun, pp. 37–44.
17. Dougherty, F.C., Benek, J.A. and Steger, J.L. (1985). *On applications of chimera grid schemes to store separation*. National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, Moffett Field, 14 p.
18. Meakin, R. (1997). *On adaptive refinement and overset structured grids*. 13th Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 1997-1858, Jun, pp. 236–249.
19. Renzoni, P., D’Alascio, A., Kroll, N., Peshkin, D., Hounjet, M.H.L., Boniface, J.-C., Vigeveno, L., Allen, C.B., Badcock, K., Mottura, L., Scholl, E. and Kokkalis, A. (2000). *EROS a common European Euler code for the analysis of the helicopter rotor flowfield*. Progress in Aerospace Sciences, vol. 36, no. 5–6, pp. 437–485.
20. Pomin, H. and Wagner, S. (2004). *Aeroelastic analysis of helicopter rotor blades on deformable chimera grids*. Journal of Aircraft, vol. 41, no. 3, May-June, pp. 577–584.
21. Rumsey, C.L. (1997). *Computation of acoustic waves through sliding-zone interfaces*. AIAA Journal, vol. 35, no. 2, Feb., pp. 263–268.
22. Steijl, R. and Barakos, G. (2008). *Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics*. International Journal for Numerical Methods in Fluids, vol. 58, no. 5, Oct., pp. 527–549.

23. Fenwick, C.L. and Allen, C.B. (2006). *Development and validation of sliding and non-matching grid technology for control surface representation.* Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 220, iss. 4, Jan., pp. 299–315.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

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

Поступила в редакцию 01.11.2018
Принята в печать 21.03.2019

Received 01.11.2018
Accepted for publication 21.03.2019

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-75-85

УВЕЛИЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Ю.С. МИХАЙЛОВ¹

¹ *Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

Устойчивый высокий рост авиаперевозок воздушным транспортом (4–5 % в год) приводит к чрезвычайной загруженности ряда крупных аэропортов, и как результат – задержка многих рейсов. Одним из способов облегчения этой растущей проблемы является передача обслуживания региональных винтовых самолетов пригородным аэропортам. Это потребует как модернизации местных аэропортов, так и разработки нового поколения региональных самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (КВП). Возможность самолетов эксплуатироваться с коротких полос не только зависит от удельной нагрузки на крыло и уровня его несущих свойств, но также определяется эффективностью органов управления. Последнее часто становится одной из основных причин ограничения подъемной силы крыла на режиме КВП. Таким образом, успешное применение высоконесущей механизации крыла обуславливает необходимость как повышения эффективности существующих органов управления самолета, так и разработки некоторой альтернативной формы поперечного управления, не требующей значительной части размаха крыла. Формы бокового управления, рассмотренные в этой статье, включают интерцептор, зависающие элероны, элероны с установленным мини-щитком, а также одну из альтернативных форм с использованием дифференциального отклонения секций закрылка. Несколько мини-щитков с различной хордой рассмотрены также для увеличения располагаемого путевого момента руля направления. Эффективность вышеупомянутых поверхностей управления исследована в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ на модели двухдвигательного легкого самолета с повышенным уровнем несущих свойств во взлетной и посадочной конфигурациях. Испытания проведены при числах Маха 0,15 и Рейнольдса $Re \approx 1 \cdot 10^6$.

Ключевые слова: минимальная скорость полета, органы бокового управления, дифференциальное отклонение закрылков, мини-щитки, малоскоростная аэродинамическая труба.

ВВЕДЕНИЕ

Ежегодное увеличение пассажиро- и грузоперевозок воздушным транспортом в среднем на 4–5 % приводит к чрезвычайной загруженности ряда крупных аэропортов и, как следствие, к задержке многих рейсов. Частичное решение этой проблемы возможно за счет переноса обслуживания региональных винтовых самолетов на пригородные аэродромы¹. Это потребует как модернизации местных аэропортов, так и разработки нового поколения региональных самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (КВП). Типичный аэродром для самолетов КВП, согласно исследованиям ИКАО, будет иметь одну взлетно-посадочную полосу (ВПП с длиной $L_{ВПП} \approx 800$ м), пригодную к использованию с обоих концов, и примыкающую к ней рулежную дорожку. Потребная длина ВПП для базирования на коротких полосах определяется разработчиком самолетов в условиях их необязательной эксплуатации с максимальным значением взлетной массы².

Возможность безопасной эксплуатации самолетов на полосах ограниченной длины определяется как обеспечением необходимого уровня несущих свойств крыла, без неоправданного ухудшения крейсерских характеристик, так и наличием необходимых запасов устойчивости и управляемости на малых скоростях полета. Для винтомоторных самолетов дополнительным требованием является обеспечение парирования моментов крена и рыскания в случае вне-

¹ Global Market Forecast 2011–2030. Airbus. Delivering the Future [Электронный ресурс] / Presented by John Leahy. Режим доступа: http://www.team.aero/images/aviation_data_insert/Airbus_GMF_2011-2030_delivering_the_future_-_press_conference_presentation.pdf (дата обращения: 20.10.2018).

² Doc 9150-AN/899. Stolport Manual. 2nd ed. / ICAO. 1991. Pp. 1–48.

запного отказа критического двигателя на взлете и уходе на второй круг. Согласно требованиям АП 25 (раздел 25.149) в этом случае необходимо сохранение возможности прямолинейного полета с углом крена не более 5° на работающий двигатель. Указанное условие определяет значения минимальной эволютивной скорости, при которой сохраняется управление самолетом с неработающим двигателем.

В условиях повышенного приоритета взлетно-посадочных характеристик, большую часть размаха крыла самолетов КВП занимает эффективная механизация задней кромки и на размах элеронов остается не более 25 %. Поэтому для обеспечения безопасного полета необходимо применение дополнительных устройств или альтернативных форм поперечного управления, не требующих для своего размещения значительной части размаха крыла.

В аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ проведены исследования ряда технических решений, направленных на повышение эффективности органов поперечного и путевого управления, а также использование альтернативных форм поперечного управления для увеличения располагаемых моментов крена самолета. Основные результаты исследований приведены в настоящей работе.

МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

Минимальное значение безопасной скорости полета определяется как несущими свойствами крыла с отклоненной механизацией, так и требованием обеспечения необходимой эффективности органов управления во всем расчетном диапазоне углов атаки и скольжения [1], в том числе в случае внезапного отказа критического двигателя на взлете и уходе на второй круг.

Первым ограничением по минимальной скорости является поперечная и путевая управляемость самолета, особенно при отказе одного двигателя. Вторым – продольное управление при высоких значениях коэффициента подъемной силы крыла самолета и момента тангажа на пикирование, требующее как повышения эффективности органов продольного управления, так и применения в ряде случаев энергетических методов управления пограничным слоем.

В качестве примера на рис. 1 приведены значения минимальной скорости полета (V_0) ряда самолетов в зависимости от несущих свойств крыла и удельной нагрузки на крыло (m_0/S), в том числе и для винтовых самолетов КВП Breguet 941 и DHC 4A Caribou, заимствованные из работы [2].

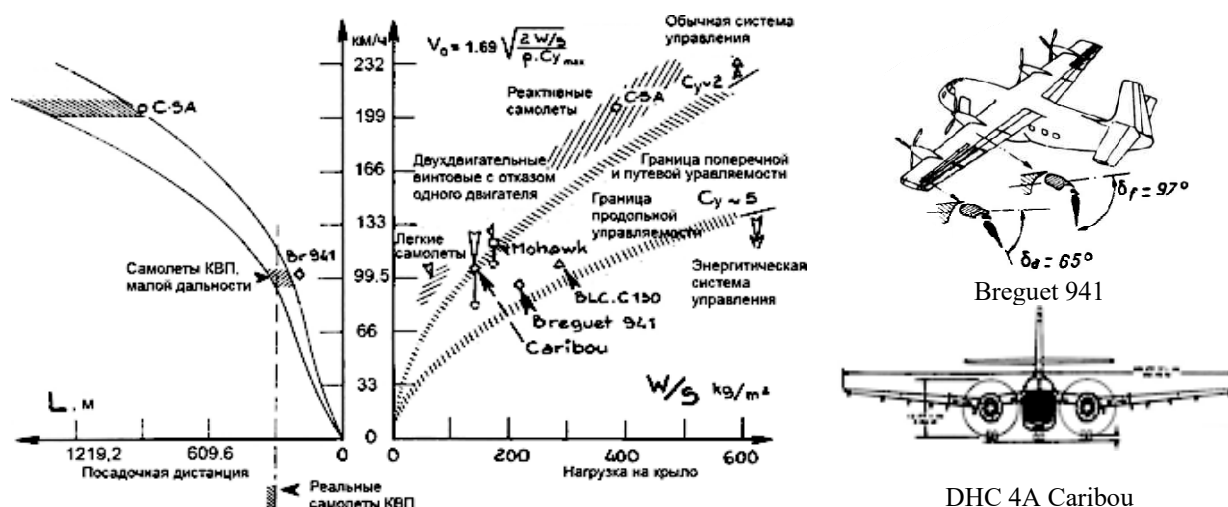


Рис. 1. Влияние удельной нагрузки и $C_{y_{\max}}$ на минимальную скорость полета (V_0)

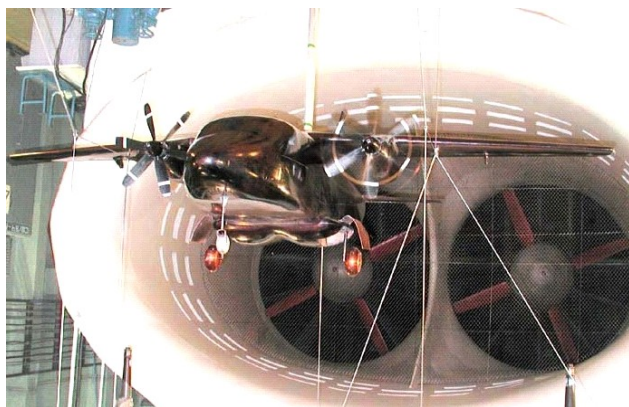
Fig. 1. Impact of unit loading and $C_{y_{\max}}$ on minimum flight velocity (V_0)

Малые скорости полета самолетов КВП обеспечиваются как за счет высокого уровня несущих свойств крыла (самолет Breguet 941 – $C_{y_{\max}} \approx 6$; обдув струями воздушных винтов высокоэффективной механизации задней кромки по всему размаху крыла), так и пониженной удельной нагрузки на крыло (самолет Caribou – $G/S \approx 153 \text{ кгс/м}^2$).

ВЛИЯНИЕ ОТКАЗА КРИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ ЛЕГКОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Одной из важных задач, решаемых в процессе отработки компоновок двухдвигательных самолетов с винтомоторной силовой установкой, является исследование влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики (АДХ) на режимах взлета и посадки (ухода на второй круг) [3, 4]. Целью исследований в АДТ является обеспечение необходимой эффективности органов управления для парирования возникающих моментов крена и рыскания с сохранением удовлетворительного уровня несущих свойств и сопротивления самолета. Сложность решаемой задачи определяется прежде всего высоким уровнем значений моментов крена и рыскания из-за существенной асимметрии в несущих свойствах консолей крыла, а также «разнотяги» высоконагруженных воздушных винтов (ВВ).

В аэродинамической трубе Т-102 проведено исследование влияния отказа правого критического двигателя на взлетно-посадочные характеристики модели легкого транспортного самолета (ЛТС) «Битюг» (главный конструктор В.И. Черноусов). Компоновка самолета с взлетной массой 5670 кг выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем с увеличенной площадью миделя ($S_{\text{м.ф}} = 0,16$) и палубным вариантом хвостового оперения. Силовая установка состоит из двух ТВД ($N_o = 2 \cdot 750 \text{ л. с.}$) с ВВ AV-803 диаметром 2,3 м, установленных под крылом. Фотография модели показана на рис. 2.



Площадь крыла, м^2	0,71
Размах крыла, м	2,49
Относительное удлинение	8,76
Сужение крыла	2,56
Средняя аэродинамическая хорда, м	0,303
Относительная толщина профиля крыла, %	15

Рис. 2. Модель самолета «Битюг» в рабочей части трубы Т-102

Fig. 2. Model of “Bitug” aircraft installed in TsAGI T-102 wind tunnel test chamber

На рис. 3 приведены результаты испытаний модели самолета ($M = 0,06$; $Re = 0,42 \cdot 10^6$) с двумя и одной работающей модельной силовой установкой. Испытания проведены при номинальном значении коэффициента нагрузки винта $B_o = T / qS_b$, равном 2 (здесь T – тяга воздушного винта (ВВ); q – скоростной напор, S_b – площадь, ометаемая ВВ).

Отказ двигателя приводит к снижению производной C_y^α , несущих свойств на до- и за-критических углах атаки, а также появлению значительных приращений моментов крена (Δm_x) и рыскания (Δm_y). При одном значении коэффициента нагрузки изолированного винта приращения момента крена возрастают как с увеличением угла отклонения закрылков, так и угла атаки вследствие роста дисбаланса в значениях подъемной силы консолей крыла. Высо-

кие значения приращений момента крена в посадочной конфигурации ($\delta_3 = 50^\circ$), как будет показано далее, невозможно статически парировать с использованием отклонения одних элеронов. Также проблемы возникают с парированием момента рыскания при наличии угла скольжения. Аналогичные проблемы с парированием моментов крена и рыскания возникают на режимах взлета и посадки при попадании самолетов в спутный вихревой след, формируемый за большим самолетом.

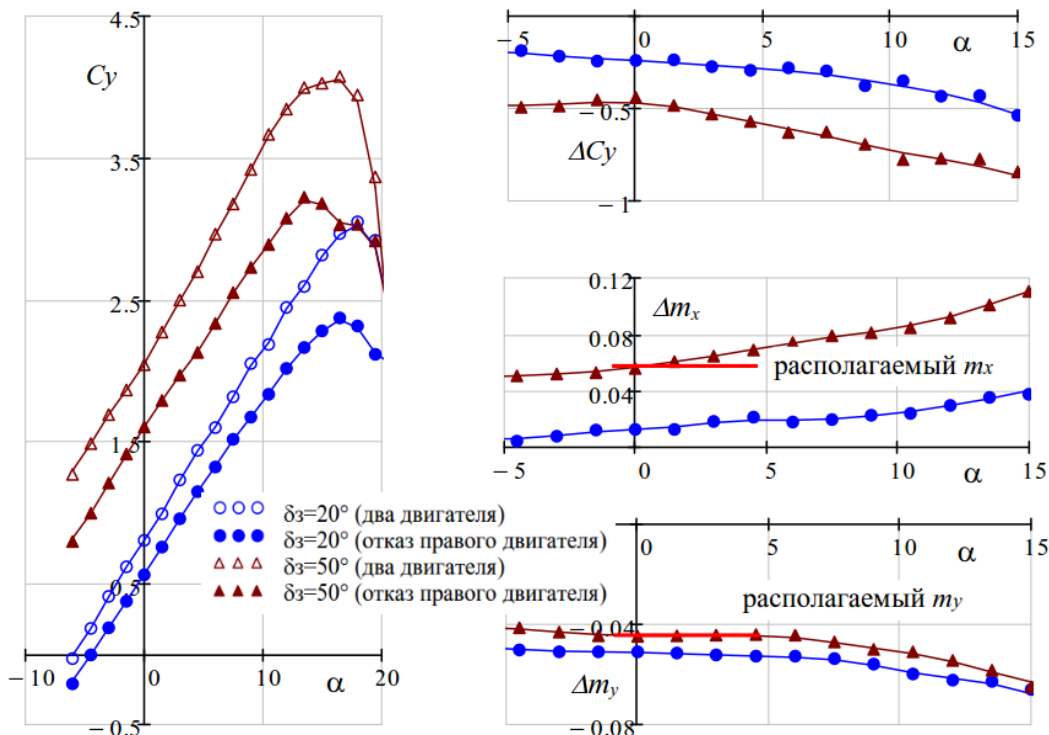


Рис. 3. Моменты крена и рыскания, индуцированные отказом правого критического двигателя
Fig. 3. Rolling and yawing moments induced by right critical engine failure

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОРГАНОВ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛИ ЛТС

Модель ЛТС имеет типичный набор органов поперечного управления, характерный для двухдвигательных винтовых самолетов:

- концевые элероны с конструктивной компенсацией и геометрическими размерами: относительная хорда – $\bar{B}_3 = 35\%$; относительный размах – $\bar{L}_3 = 23\%$,
- поворотные интерцепторы с геометрическими размерами: относительная хорда – $B_{\text{инт}} = 11\%$; относительный размах – $L_{\text{инт}} = 28,8\%$, установленные перед концевой частью закрылков.

Результаты испытаний модели с отклонением левого элерона в диапазоне углов $\delta_3 = -30 \dots +20^\circ$ для трех конфигураций модели ($\delta_3 = 0; 20$ и 50°) приведены на рис. 4, а в виде приращений $\Delta m_x(\delta_3)$. Эффективность элерона сохраняется практически во всем рассмотренном диапазоне углов отклонения как с убранными, так и отклоненными закрылками. Максимальные значения управляющего момента крена Δm_{x0} ($\alpha = 0$) от отклонения элерона на максимальные углы $\delta_3 = -30/20^\circ$ равны: $|\Delta m_{x0}| \approx 0,055$ ($\delta_3 = 0 \div 50^\circ$). Эффективность элерона как органа поперечного управления характеризуется значениями производной $m_x^{\delta_3} \approx -0,0015 \text{ град}^{-1}$ ($\alpha = 0$) и $0,0014$ ($\alpha = 10^\circ$).

Располагаемая величина управляющего момента крена от отклонения элеронов в посадочной конфигурации $|\Delta m_{x_0}| = 0,056$ близка к значению m_x , индуцированному отказом двигателя при нулевом угле атаки, но явно недостаточна для его парирования на углах захода на посадку ($\alpha \approx 6^\circ$) и сохранения при этом возможности поперечного управления.

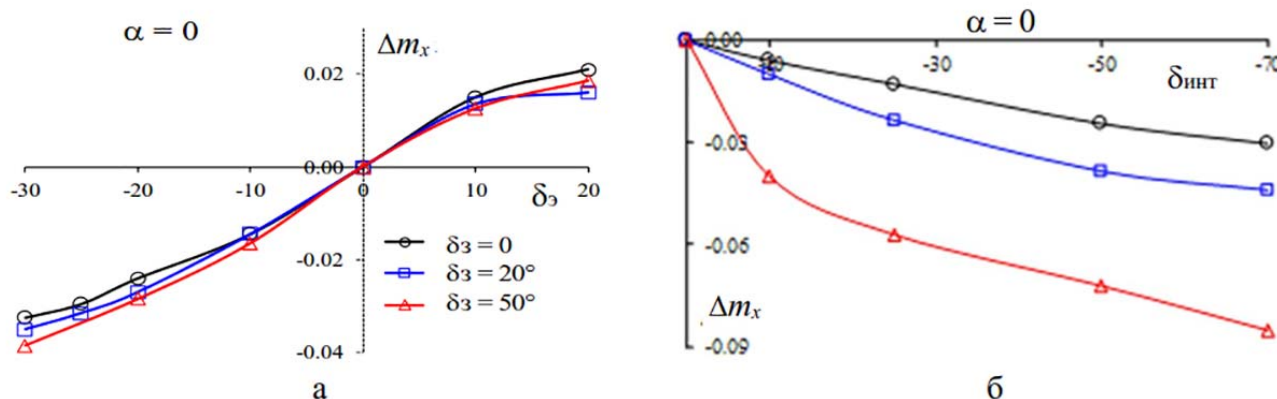


Рис. 4. Эффективность органов поперечного управления крыла ЛТС
Fig. 4. Efficiency of lateral wing controls of a light transport aircraft

Дополнительные возможности поперечного управления при отказе двигателя обеспечивают поворотные интерцепторы, представляющие собой часть верхней поверхности крыла («крыши»), расположенной перед внешними секциями закрылков. Результаты исследования эффективности левого интерцептора в диапазоне углов отклонения $\delta_{инт} = 0 \dots -70^\circ$ в трех конфигурациях модели ($\delta_з = 0; 20$ и 50°), построенные в виде приращений момента крена $\Delta m_x(\delta_{инт})$, приведены на рис. 4, б.

В крейсерской конфигурации отклонение элеронов на угол $\delta_э = -30/20^\circ$ обеспечивает большее приращение управляющего момента крена по сравнению с интерцептором. Эффективность интерцептора во взлетной конфигурации крыла заметно возрастает и приближается к элеронам, а при $\delta_з = 50^\circ$ превосходит их. Однако повышение эффективности интерцептора сопровождается заметным снижением несущих свойств крыла ($\Delta C_{y_0} \approx -0,2 \dots -0,4$; $\delta_{инт} = -50^\circ$; $\delta_з = 20 \div 50^\circ$), а также приращением сопротивления ($\Delta C_{x_0} \approx 0,018$; $\delta_з = 20^\circ$), ограничивающим градиент скорости набора высоты самолета с отказавшим двигателем. Поэтому определенный интерес представляют исследования по увеличению эффективности органов поперечного управления без заметного снижения несущих свойств крыла и с умеренным приращением сопротивления, рассмотренные далее.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Одним из возможных способов увеличения эффективности элеронов является формирование профилированной щели между основной частью крыла и носком элерона при его отклонении вниз [5]. Щелевой элерон по конструкции подобен закрылку с фиксированной осью вращения, геометрия и форма щели которого выбраны с возможностью его дополнительного отклонения вверх на умеренные углы, исключаяющие срыв потока с его идущего вниз носка.

Исследование эффективности щелевого элерона с относительной габаритной хордой $b_э = 32\%$, осевой компенсацией $b_{о,к} = 20\%$ и относительным размахом $L_э = 24,4\%$ проведено на модели легкого самолета. Расчетные характеристики сечения крыла со щелевым элероном при малых скоростях полета ($M = 0,1$) и числе Рейнольдса, соответствующем условиям обтека-

ния в компоновке крыла самолета, показаны на рис. 5, б. Расчеты стационарного обтекания потоком вязкого сжимаемого газа выполнены в рамках уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Используемая модель среды – совершенный газ, для замыкания системы уравнений применена однопараметрическая модель турбулентности Spalart-Allmaras. Значения момента тангажа вычислены относительно четверти хорды.

Выбранное положение оси вращения элерона, ниже местной хорды крыла, в сочетании с геометрией его носовой части способствует формированию благоприятной формы щели на углах отклонения $\delta_z \approx 35\text{--}40^\circ$ и повышению несущих свойств сечений крыла с отклоненным вниз элероном (рис. 5, б).

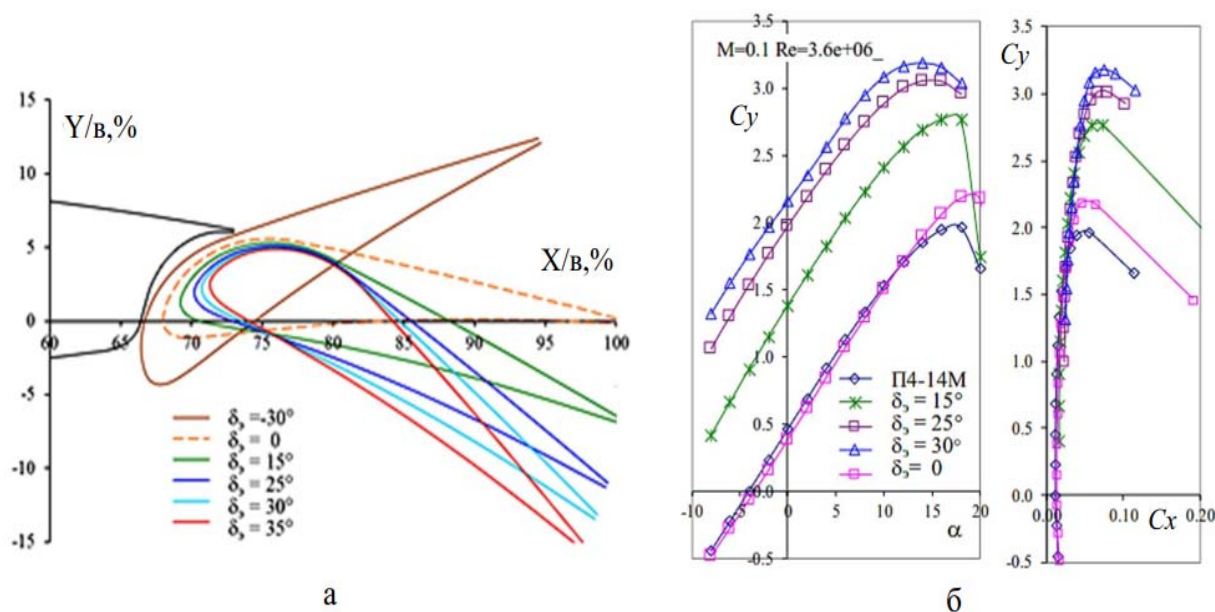
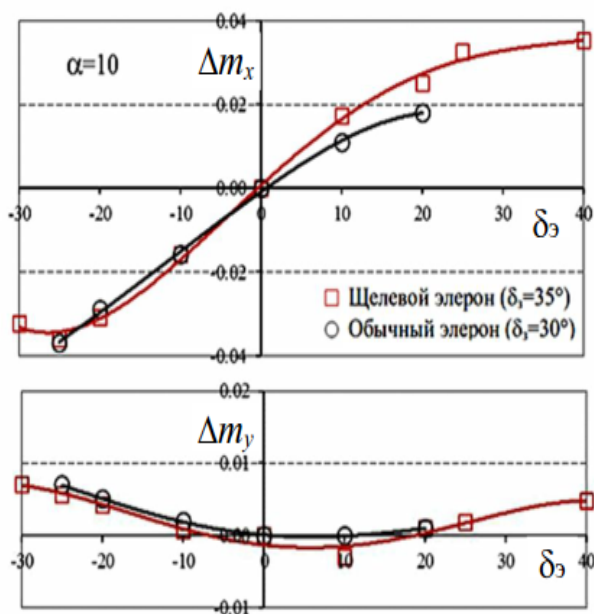


Рис. 5. Геометрия и расчетные характеристики внутренней секции щелевого элерона
Fig. 5. Geometry and computed performance of inner section of a slotted aileron

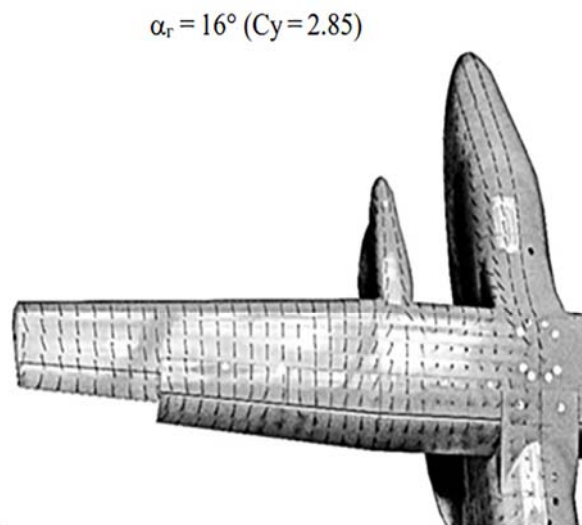
Результаты испытаний щелевого элерона в АДТ Т-102 ($M = 0,15$; $Re = 0,98 \cdot 10^6$) [6], представленные в виде приращений моментов крена и рыскания модели в посадочной конфигурации с закрылком, отклоненным на угол $\delta_z = 35^\circ$, показаны на рис. 6, а. Там же приведены аналогичные данные исследования эффективности обычного элерона с относительной габаритной хордой $b_s = 30,7 \%$ ($b_{0,k} = 29 \%$) и размахом $L_s = 29,7 \%$, полученные на модели другого легкого самолета с тем же удлинением крыла ($\lambda = 10$) и закрылком, отклоненным на угол $\delta_z = 30^\circ$. Относительная площадь крыла, обслуживаемая щелевыми элеронами, составляет $19,4 \%$, а обычными – $23,1 \%$.

Из рассмотрения приведенных результатов видно, что эффективность щелевого элерона в трубных условиях обтекания сохраняется в диапазоне углов отклонения $-25 \leq \delta_z \leq 40^\circ$ и обеспечивает значение располагаемого момента крена, равное $|\Delta m_{x0}| = 0,07$. Максимальным углом отклонения обычного элерона $\delta_z = -25/20^\circ$ соответствует значение момента крена $|\Delta m_{x0}| = 0,055$. Среднее значение производной $m_x^{\delta_z}$ в диапазоне углов отклонения $\delta_z = \pm 10^\circ$ для обычного элерона составляет $|m_x^{\delta_z}| = 0,00135 \text{ град}^{-1}$, для щелевого – $0,00165 \text{ град}^{-1}$.

Визуализация спектров обтекания модели в посадочной конфигурации со щелевым элероном, отклоненным вниз на 25° (рис. 6, б), показала практически безотрывный характер обтекания концевых частей крыла на углах атаки, близких к критическому значению.



а



б

Рис. 6. Эффективность щелевого элерона
Fig. 6. Efficiency of a slotted aileron

Следующим устройством, использованным для повышения эффективности элеронов, являются мини-щитки, упоминаемые в зарубежной литературе как Gurney Flap, которые представляют собой механическое устройство, состоящее из пластины малой высоты, установленной перпендикулярно к поверхности давления вдоль ее задней кромки. Короткая срывная зона, формируемая непосредственно за щитком с двумя противовращающимися вихрями (расчет 2D), способствует локальному повороту потока вниз, увеличивая подъемную силу сечения крыла как при фиксированном значении угла атаки (рис. 7, а), так и в области критических углов. Сочетание простоты и эффективности мини-щитков обеспечило им широкое применение в конструкции антикрыла скоростных автомобилей. Ряд успешных исследований проведен на профилях и крыльях малоскоростных самолетов в АДТ [7, 8].

В ЦАГИ выполнены комплексные исследования мини-щитков на элеронах и руле направления многодвигательных винтовых самолетов. Испытания модели ЛТС во взлетной конфигурации с мини-щитками (МЩ) малой относительной хорды (2 %), установленными по задней кромке обычных элеронов с геометрическими параметрами: $\bar{b}_s = 30,7\%$ и $\bar{L}_s = 29,7\%$, показали существенное приращение управляющего момента крена ($\Delta m_{x0} \approx 39\%$; рис. 7, б) при малом изменении коэффициентов C_y , m_z и увеличении сопротивления на 13 % ($\alpha = 0$).

При полете с одним отказавшим двигателем выравнивание несущих свойств консолей крыла самолета может быть обеспечено за счет асимметричного отклонения внешних секций закрылков. (В настоящее время дифференциальное отклонение закрылков используется на ряде беспилотных ЛА для управления креном при отказе одного из приводов управления элеронами.) Реализация дифференциального отклонения потребует внесения изменений в систему управления механизацией задней кромки по аналогии с системой автоматического управления креном с помощью интерцепторов.

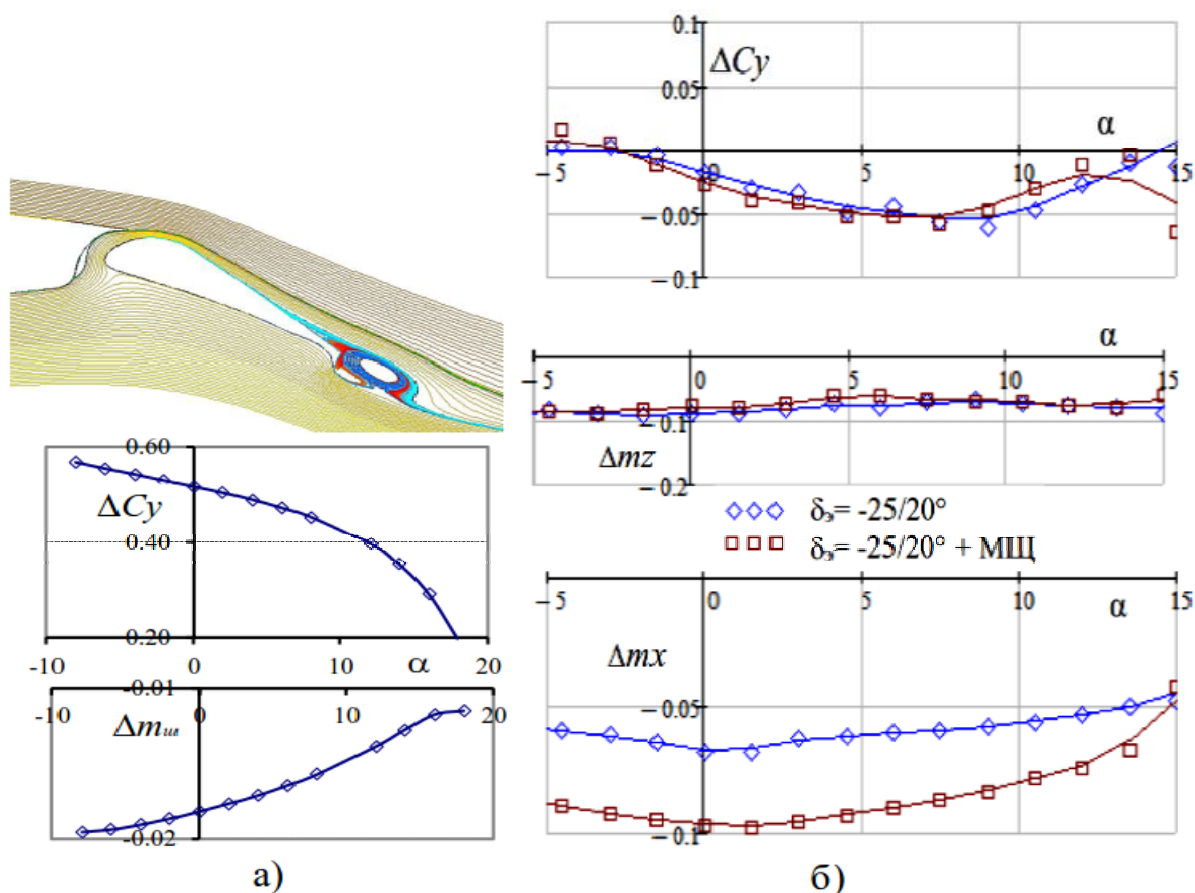


Рис. 7. Влияние мини-щитка на приращение коэффициентов шарнирного момента ($\Delta m_{ш}$) и крена (Δm_x) элерона

Fig. 7. Effect of a mini-flap on increment of the hinge moment ($\Delta m_{ш}$) and the roll moment (Δm_x) coefficients of an aileron

Влияние асимметричного отклонения внешних секций закрылков на несущие свойства и создаваемый при этом управляющий момент крена рассмотрено в испытаниях модели во взлетной конфигурации ($\delta_s = 18/18^\circ$) без моделирования работы воздушных винтов. Результаты испытаний модели по углам атаки показаны на рис. 8.

Конфигурация механизации, соответствующая отклонению правой внешней секции закрылков на угол 35° и сохранению угла 18° на левой секции, способствует повышению несущих свойств правой консоли на $\Delta C_{y_0} = 0,15$ и созданию дополнительного управляющего момента крена, равного $\Delta m_{x_0} = -0,029$.

Аналогичный с элеронами вариант повышения эффективности руля направления (РН) за счет установки мини-щитков с хордой $\bar{b}_{мщ} = 2$ (МЩ 1) и 4 % (МЩ 2) рассмотрен в компоновке модели ЛТС с Т-образным оперением, использованном ранее в исследованиях эффективности двухзвенного руля направления. Испытания с размером хорды руля направления за осью вращения 30,5 % проведены во взлетной конфигурации модели в диапазоне углов скольжения $\beta = \pm 16^\circ$ при фиксированном значении геометрического угла атаки $\alpha_r = 5^\circ$. Сравнение значений моментов рыскания модели, полученных в отсутствии мини-щитков на РН и при их установке, показано на рис. 9. Там же приведены значения m_y для двухзвенного руля направления с аналогичным размером хорды и углами отклонения звеньев $-20/-20^\circ$.

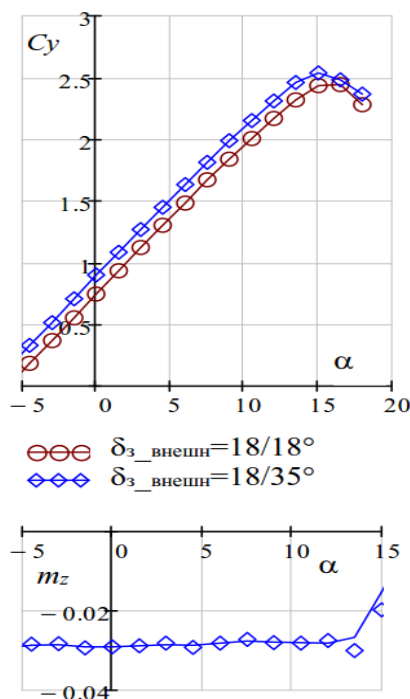


Рис. 8. Приращение момента крена при дифференциальном отклонении закрылков
Fig. 8. Increment in a roll moment with differential flap deflection

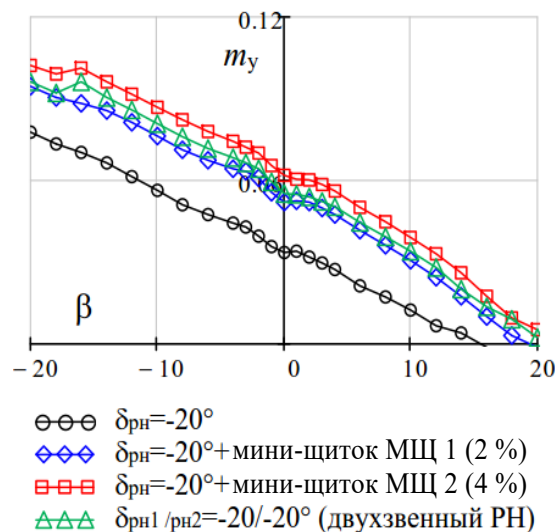


Рис. 9. Влияние мини-щитков на эффективность руля направления
Fig. 9. Effect of mini-flaps on rudder efficiency

Установка мини-щитка с относительной хордой 2 % позволило увеличить эффективность однозвенного руля направления в среднем на 36 %, приблизив ее к эффективности конструктивно более сложного двухзвенного руля направления. Увеличение хорды мини-щитка с 2 до 4 % приводит к меньшему приращению управляющего момента рыскания относительно его значения для исходного руля направления, но при этом абсолютное значение m_y несколько превышает аналогичную величину для двухзвенного руля направления.

Выполнена проработка схемы механизма поворота мини-щитка из нулевого положения в максимальное с углом отклонения 90° , которая кинематически связана с углом отклонения однощелевого руля направления. Конфигурация руля направления с поворотными мини-щитками с размером хорды, равным 1–4 % от местной хорды руля направления, защищена российским патентом на полезную модель [9].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования по повышению эффективности поперечного и путевого управления самолетов КВП показали следующие возможности увеличения управляющего момента крена $|\Delta m_{x0}|$ по отношению к обычным элеронам:

- щелевой элерон – 0,015 (27 %),
- мини-щитки на элеронах – 0,029 (52 %),
- дифференциальное отклонение закрылков – 0,029 (52 %),
- интерцептор ($\delta_{\text{инт}} = -70^\circ$; $\delta_3 = 20^\circ$) – 0,044 (80 %),
- интерцептор ($\delta_{\text{инт}} = -70^\circ$; $\delta_3 = 50^\circ$) – 0,085 (154 %),

а также момента рыскания на 36 % за счет установки мини-щитка с относительной хордой 2 % на однозвенном руле направления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. May F., Widdison C.A. STOL High-lift design study. Vol. 1 // Technical Report AFFDL-TR-71-26. 1971. Vol. 1, April. Pp. 1–189.
2. Poisson-Quinton Ph. Introduction to V/STOL aircraft concepts and categories // AGARD 126. 1968. Pp. 1–49.
3. Schroyen M.J.T., Slingerland R. Propeller slipstream effects on directional aircraft control with one engine inoperative // AIAA 2007-1046. Pp. 1–13.
4. Grasmeyer J. Stability and control derivative estimation and engine-out analysis / Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg. 1998. Pp. 1–28.
5. Young B.A. Lateral control with High Lift Devices // R&M. 1951. № 2583.
6. Чернышев С.Л. Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России / А.И. Дунаевский, А.В. Редькин, Ю.С. Михайлов // Полет. 2013. № 8. С. 72–79.
7. Jeffrey D., Zhang X., Hurst David W. Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing // Journal of Aircraft. 2000. Vol. 37, No. 2. Pp. 295–301.
8. Власов В.А., Коган М.Н., Наливайко А.Г. Исследование мини-щитков. Труды ЦАГИ. 2007. Вып. 2677. С. 3–24.
9. Пат. 142174. Руль направления самолета / Ю.С. Михайлов, А.В. Петров, А.В. Потапчик. 20.06.2014. С. 1–8.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Михайлов Юрий Степанович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, mikh47@yandex.ru.

INCREASE OF CONTROL SURFACES EFFICIENCY OF A SUBSONIC AIRCRAFT OF SHORT TAKEOFF AND LANDING

Yuriy S. Mikhailov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

A steady growth of aviation transportation (4-5% per year) causes excessive saturation at numerous major airports. As a result, many flights are delayed. One of the ways to deal with this growing problem is to transfer regional propeller aircraft maintenance to suburban airports. It will require both a modernization of local airports and the design of a new generation of regional aircraft with short takeoff and landing (STOL). The aircraft ability to operate from short runways depends not only on wing unit loading and on high-lift capacities but also it is determined by the control surfaces efficiency. The latter often becomes one of the major reasons for limitation of the amount of lift used in STOL configuration. Thus, the successful application of high-lift devices stipulates the necessity for both the efficiency increasing of existing aircraft control surfaces and the development of some alternative form of lateral control not requiring a significant wingspan proportion. The forms of a lateral control, this article considers, include the interceptor, drooped ailerons, ailerons fitted with mini-flap and one of the alternative forms which uses differential flap section deflection. Several mini-flaps with a various chord are also considered to increase the available rudder yawing moment. The efficiency of the above-mentioned control surfaces has been studied in TsAGI low speed wind tunnel on a model of a twin-engine light aircraft with an enhanced level of lifting capacity on take-off and landing configurations. The tests were conducted at a Reynolds number of 1.0×10^6 and Mach number of 0.15.

Key words: minimum flight velocity, lateral control surfaces, differential flap deflection, mini-flaps, low speed wind tunnel.

REFERENCES

1. May, F. and Widdison, C.A. (1971). *STOL High-Lift Design Study. Vol. 1*. Technical Report AFFDL-TR-71-26, vol. 1, April, pp. 1–189.
2. Poisson-Quinton, Ph. (1968). *Introduction to V/STOL aircraft concepts and categories*. AGARD 126, pp. 1–49.
3. Schroyen, M.J.T. and Slingerland, R. (2007). *Propeller slipstream effects on directional aircraft control with one engine inoperative*. AIAA 2007-1046, pp. 1–13.
4. Grasmeyer, J. (1998). *Stability and Control Derivative Estimation and Engine-Out Analysis*. Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg, pp. 1–34.
5. Young, B.A. (1951). *Lateral control with High Lift Devices*. R&M, no. 2583.
6. Chernyshev, S.L., Dunaevskij, A.I., Redkin, A.V. and Mikhailov, Yu.S. (2013). *Formirovanie oblika semeystva legkikh mnogotselevykh samoletov dlya mestnykh vozdukhnykh liniy* [Definition of Configuration for a Family of Light Multipurpose Aircraft for Local-Service Airlines of Russia]. *Polyot* [Flight], no. 8, pp. 72–79. (in Russian)
7. Jeffrey, D., Zhang, X. and Hurst, D.W. (2000). *Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing*. *Journal of Aircraft*, vol. 37, no. 2, pp. 295–301.
8. Vlasov, V.A., Kogan, M.N. and Nalivaiko, A.G. (2007). *Issledovaniye mini-shchitkov* [Investigation of mini-flaps]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], vol. 2667, pp. 3–24. (in Russian)
9. Mikhailov, Yu.S., Petrov, A.V. and Potapchik, A.V. (2014). *Patent № 142174. Rul napravleniya samoleta* [Rudder of aircraft]. 20.06.2014, pp. 1–8. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Yuriy S. Mikhailov, Candidate of Technical Sciences, Chief Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, mikh47@yandex.ru.

Поступила в редакцию 14.10.2018
Принята в печать 21.03.2019

Received 14.10.2018
Accepted for publication 21.03.2019

УДК 621.396.967:629.054
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-86-95

МОДЕЛЬ МАТРИЧНОЙ ВЗАИМОКОРРЕЛЯЦИОННОЙ ФУНКЦИИ ЗОНДИРУЮЩЕГО И ОТРАЖЕННОГО ВЕКТОРНЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ НА ВОЗДУШНОМ НОСИТЕЛЕ

Р.Н. АКИНШИН¹, О.В. ЕСИКОВ², Д.А. ЗАТУЧНЫЙ³, А.В. ПЕТЕШОВ⁴

¹Секция прикладных проблем при Президиуме Российской академии наук, г. Москва, Россия

²АО Центральное конструкторское бюро аппаратостроения, г. Тула, Россия

³Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

⁴Череповецкое высшее военное инженерное училище радиоэлектроники, г. Череповец, Россия

Для имитации на компьютерных моделях процесса проектной разработки в полном объеме, включая виртуальные испытания радиолокатора с синтезированной апертурой на воздушном носителе, в модельных средах разработана структурная схема концептуального проектирования радиолокатора с синтезированной апертурой на воздушном носителе. Схема инвариантна относительно типа воздушного носителя с радиолокатором с синтезированной апертурой – самолета, вертолета, беспилотного летательного аппарата и подобных: воздушный носитель «входит» в нее только системой автоматического управления, моделью траекторных нестабильностей и спектром частот упругих колебаний своей конструкции. Для выполнения компьютерного моделирования радиолокационных систем с полным поляризационным зондированием предложена модель матричной взаимокорреляционной функции зондирующего и отраженного векторных сигналов. В качестве модели рассеивающего объекта принята совокупность независимых точечных отражателей, распределенных по пространству и имеющих в общем случае разные скорости движения. Отраженный сигнал представляет собой сумму элементарных сигналов, форма которых полностью повторяет форму излученного сигнала, а амплитуда, фаза и поляризация определяются соответственно координатными, скоростными и поляризационными параметрами элементарных отражателей, образующих пространственно-протяженный объект. С учетом разработанных моделей формирования векторного зондирующего сигнала и матричной функции отклика распределенного радиолокационного объекта, предложена блок-схема модели матричной взаимокорреляционной функции излученного и отраженного векторных сигналов. Блок-схема является основой для разработки алгоритма и программы компьютерного моделирования процесса первичной обработки сигналов в радиолокационной станции с полным поляризационным зондированием.

Ключевые слова: моделирование, поляризационное зондирование, алгоритм, модельная среда.

ВВЕДЕНИЕ

Для имитации на компьютерных моделях процесса проектирования радиолокационных станций (РЛС), включая испытания РЛС с синтезированной апертурой (РСА) на воздушном носителе (ВН), в модельных средах необходимо их концептуальное проектирование. Для этого можно использовать среду математического моделирования MATLAB.

Для выполнения компьютерного моделирования РЛС с полным поляризационным зондированием необходимо построение модели матричной взаимокорреляционной функции зондирующего и отраженного векторных сигналов.

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РСА

Основная цель концептуального проектирования РСА на ВН – создание виртуальной РСА на ВН для имитации на компьютерных моделях процесса проектной разработки в полном объеме, включая испытания в модельных средах [1, 2].

Структурная схема концептуального проектирования РСА на ВН представлена на рис. 1 (цифровые и буквенные номера блоков на рис. 1 означают математические модели подсистем РСА).

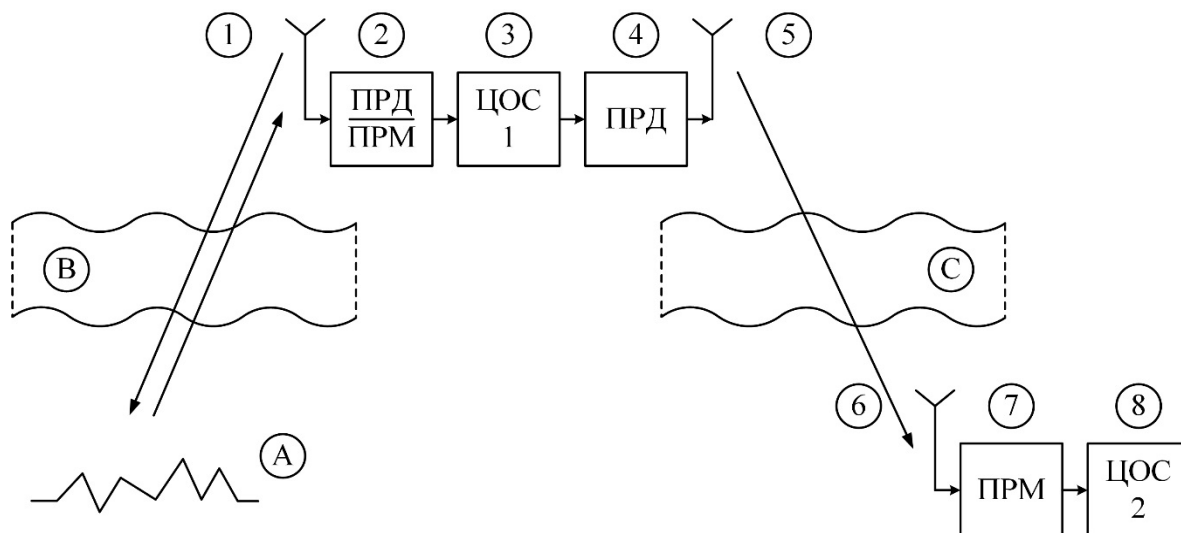


Рис. 1. Структурная схема концептуального проектирования РСА
Fig. 1. Structural diagram of the conceptual design of the synthetic aperture radar

Здесь 1 – антенна РСА; 2 – приемник (ПРМ) и передатчик (ПРД) РСА; 3 – блок цифровой обработки сигнала (ЦОС) РСА, в котором формируется радиолокационное изображение (РЛИ); 4 – ПРД РЛИ; 5 – антенна ПРД РЛИ; 6 – приемная антенна (ПРМ); 7 – модель приемника РЛИ; 8 – блок вторичной обработки РЛИ. Окружающей средой являются подстилающая поверхность, атмосфера и сам ВН.

Представленная на рис. 1 структура РСА позволяет учитывать влияние траекторных нестабильностей и колебаний РСА на качество РЛИ как в части тракта 1 – 2 – 3, так и в части тракта 4 – 5 – 6 – 7.

Виртуальные испытания РСА обеспечиваются благодаря выбору математических моделей свойств подстилающей поверхности (блок А на рис. 1), свойств атмосферы на рабочей частоте РСА (блок В на рис. 1), свойств атмосферы как широкополосной радиолинии (блок С на рис. 1) и траекторных нестабильностей ВН РСА (блок 3 на рис. 1).

МОДЕЛЬ МАТРИЧНОЙ ВЗАИМОКОРРЕЛЯЦИОННОЙ ФУНКЦИИ ЗОНДИРУЮЩЕГО И ОТРАЖЕННОГО ВЕКТОРНЫХ СИГНАЛОВ

Для выполнения компьютерного моделирования радиолокационных систем с полным поляризационным зондированием необходимо построение модели матричной взаимокорреляционной функции зондирующего и отраженного векторных сигналов.

Для построения модели матричной взаимокорреляционной функции вводится модель векторного зондирующего сигнала в виде отклика линейного матричного фильтра на векторную дельта-функцию. В качестве модели рассеивающего объекта принята совокупность независимых точечных отражателей, распределенных по пространству и имеющих в общем случае разные скорости движения.

В общем случае узкополосный волновой пакет электромагнитного поля, ограниченный во времени и по занимаемой полосе частот, может быть представлен комплексным век-

тором $\mathbf{u}(t, \omega)$, ортогональные компоненты которого есть параметрические комплексные функции времени

$$\mathbf{u}(t, \omega) = \begin{pmatrix} \dot{f}_1(t, \omega) \\ \dot{f}_2(t, \omega) \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где ω – мгновенная частота сигнала, его параметр.

Использование понятия мгновенной частоты волнового пакета $\mathbf{u}(t, \omega)$ в данном случае удобно в силу узкополосности применяемых в обычной радиолокации зондирующих сигналов. Для таких сигналов справедливо неравенство $\Delta\omega \ll \omega_0$, где $\Delta\omega$ – ширина полосы занимаемых частот, а ω_0 – средняя частота спектра зондирующего пакета. При этом мгновенная частота волнового пакета в общем случае может изменяться на интервале его длительности в соответствии с модулирующей функцией.

Выражение (1) для вектора $\mathbf{u}(t, \omega)$ описывает плоскую квазимонохроматическую волну, поляризационная структура которой изменяется во времени по некоторому закону, определяемому конкретным видом узкополосных функций $\dot{f}_1(t, \omega)$, $\dot{f}_2(t, \omega)$.

В самом общем случае узкополосные функции $\dot{f}_1(t, \omega)$, $\dot{f}_2(t, \omega)$ описывающие ортогональные по поляризации компоненты зондирующего векторного сигнала, имеют вид

$$\dot{f}_1(t, \omega) = \underbrace{A_1(t) \cdot e^{j\phi_1(t)}}_{\text{комплексная огибающая}} \cdot e^{j(\omega_0 t + \phi_0)}; \quad \dot{f}_2(t, \omega) = \underbrace{A_2(t) \cdot e^{j\phi_2(t)}}_{\text{комплексная огибающая}} \cdot e^{j(\omega_0 t + \phi_0)},$$

где ω_0 – средняя частота спектра функций, $\phi_1(t)$, $\phi_2(t)$ – законы изменения фазы колебаний средней частоты, $A_1(t)$ и $A_2(t)$ – положительно определенные вещественные функции («мощностные» огибающие). В большинстве случаев активной радиолокации «мощностные» огибающие выбираются идентичными и имеют вид прямоугольного временного окна $A_0(t)$ длительностью τ_u . Это позволяет максимизировать энергетический потенциал системы при заданной длительности зондирующего сигнала.

Как было показано в [3], для возможности корректной оценки матрицы рассеяния радиолокационного объекта необходимо, чтобы комплексные огибающие функций $\dot{f}_1(t, \omega)$, $\dot{f}_2(t, \omega)$ (ортогонально поляризованных сигналов) были некоррелированы для любых относительных сдвигов по времени и частоте:

$$A_0(t) e^{j\phi_1(t)} * A_0(t) e^{j\phi_2(t)} = \left\langle A_0(t - \tau) e^{j\phi_1(t - \tau)} \cdot e^{j\Omega t} \cdot A_0(t) e^{-j\phi_2(t)} \right\rangle \rightarrow 0,$$

где $*$ – знак временной свертки, $\langle \rangle$ – знак усреднения на интервале длительности огибающей $A_0(t)$, определяющей временную протяженность сигналов, описываемых функциями $\dot{f}_1(t, \omega)$ и $\dot{f}_2(t, \omega)$.

На практике используются два типа скалярных зондирующих сигналов, определяющих частотно-временную структуру ортогональных по поляризации компонент векторного зондирующего сигнала [4]:

- сигналы, комплексная огибающая которых задана «гладкой» функцией, для которой временная производная определена в каждой точке;
- сигналы, комплексная огибающая которых задана «разрывной» функцией, для которой значения временной производной в некоторых точках не определены, при этом множество таких точек счетное.

Примером первого типа сигналов может служить сигнал с линейной частотной модуляцией. Примером второго типа сигналов является фазоманипулированный в соответствии с некоторой кодовой последовательностью сигнал.

Первый тип сигналов описывается функцией

$$\dot{f}(t, \omega) = \Pi(t) \cdot e^{j(\omega_0 t + kt^2 + \varphi_0)} = \Pi(t) \cdot e^{j[\overbrace{(\omega_0 + kt)}^{\text{мгновенная частота}} \cdot t + \varphi_0]},$$

а второй тип сигналов задан функцией

$$\dot{f}(t, \omega) = \Pi(t) \cdot e^{j(\omega_0 t + \pi \cdot m\{t\} + \varphi_0)}, \quad (2)$$

где $\Pi(t)$ – прямоугольная огибающая функции, k – постоянный коэффициент, определяющий скорость линейного изменения частоты колебаний, $m\{t\}$ – бинарная (0,1) кодовая последовательность, определяющая закон манипуляции фазы колебаний с частотой ω_0 . Сигналы второго типа (2) при больших значениях базы, когда их обобщенная автокорреляционная функция имеет единственный «узкий» пик в точке нулевых сдвигов по времени и частоте, называют шумоподобными [4, 5].

Очевидно, что рассмотренные скалярные сигналы могут генерироваться в виде откликов линейных реализуемых фильтров, возбуждаемых дельта-функцией. Таким образом, модель формирования рассмотренных типов векторных зондирующих сигналов $\mathbf{u}_0(t, \omega)$ может быть представлена откликом двухканального фильтра, перенесенного на несущую частоту ω_0 , как это показано на рис. 2.

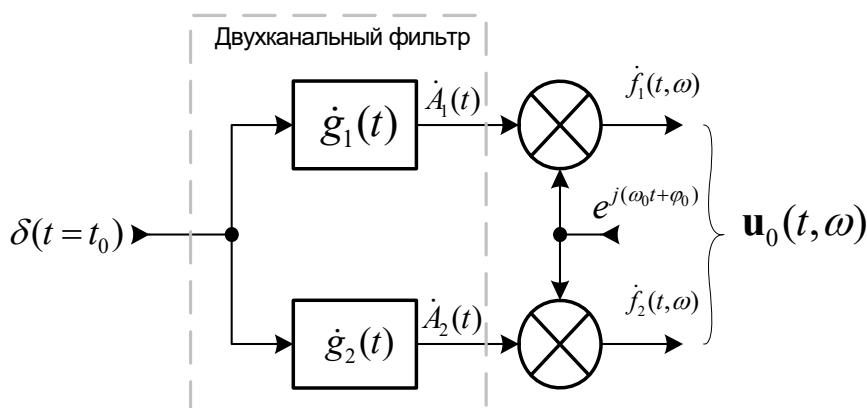


Рис. 2. Формирователь узкополосного векторного сигнала
Fig. 2. Narrowband vector signal shaper

При компьютерном моделировании двухканальный фильтр организуется в виде двух опрашиваемых регистров памяти, в которые предварительно записываются функции отклика $\dot{g}_1(t)$, $\dot{g}_2(t)$, соответствующие выбранному типу сигнала [5].

Используя модель радиолокационного однопозиционного канала, описанную в [4], представим в общем виде отраженный сигнал как

$$\mathbf{u}_p(t, \omega) = \sum_{i=1}^N \mathbf{u}_{pi}(t, \omega) = \underbrace{\sum_{i=1}^N \mathbf{g}_i(\tau_i, \Omega_i)}_{\mathbf{G}_\Sigma(\tau, \Omega)} * \mathbf{u}_0(t, \omega) = \mathbf{G}_\Sigma(\tau, \Omega) * \mathbf{u}_0(t, \omega), \quad (3)$$

где $\mathbf{g}_i(\tau_i, \Omega_i)$ – матричная функция отклика i -го точечного рассеивателя; τ_i и Ω_i – время задержки и частотный сдвиг i -го рассеивателя; $\mathbf{G}_\Sigma(\tau, \Omega) = \sum_{i=1}^N \mathbf{g}_i(\tau_i, \Omega_i)$ – матричная функция отклика пространственно-распределенного радиолокационного объекта;

Таким образом, отраженный сигнал (3) представляет собой сумму элементарных сигналов, форма которых полностью повторяет форму излученного сигнала, а амплитуда, фаза и поляризация определяются соответственно координатными, скоростными и поляризационными параметрами элементарных отражателей, образующих пространственно-протяженный объект [6]. Алгоритм и результаты компьютерного моделирования пространственно-распределенных объектов изложены выше.

С физической точки зрения процесс отражения зондирующего электромагнитного сигнала от сложного пространственно-распределенного объекта описывается выражением

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_r(t) &= \sum_{i=0}^N \mathbf{u}_{ri}(t) = \sum_{i=0}^N \mathbf{S}_i(t) \cdot a_i(t) \cdot \exp(-i \cdot k \cdot r_i(t)) \cdot \mathbf{u}_r(t - t_{0i}) = \\ &= \underbrace{\sum_{i=0}^N \mathbf{g}_i(t)}_{\mathbf{G}_\Sigma(t)} \cdot \mathbf{u}_r(t - t_{0i}) = \mathbf{G}_\Sigma(t) \cdot \sum_{i=0}^N \mathbf{u}_r(t - t_{0i}) = \mathbf{G}_\Sigma(\tau) \otimes \mathbf{u}_r(t), \end{aligned}$$

где $k = \frac{2\pi}{\lambda}$ – волновое число, λ – длина волны, $t - t_{0i} = \tau$; при этом матричная функция

$\mathbf{G}_\Sigma(\tau)$ равна сумме матричной функции отклика всех объектов, образующих радиолокационную сцену, представляет собой фильтрацию векторного сигнала $\mathbf{u}_0(t, \omega)$ векторным фильтром, схема которого приведена на рис. 3 ($\mathbf{u}_p(t, \omega)$ – отраженный векторный сигнал).

В свою очередь, каждое плечо векторного фильтра с импульсной характеристикой $\mathbf{G}_\Sigma(\tau, \Omega)$ представляет собой линейный фильтр одной из компонент векторного зондирующего сигнала ($\dot{f}_{1(2)}(t, \omega)$). Импульсная характеристика этого фильтра $G_{ij}(\tau, \Omega)$ ($i, j = 1, 2$) образована суммой импульсных откликов $g_{ij}(\tau, \Omega)$ каждого из N элементарных отражателей, описываемых матричной функцией отклика

$$\dot{\mathbf{g}}^n(\tau, \Omega) = \begin{pmatrix} \dot{g}_{11}^n(\tau, \Omega) & \dot{g}_{12}^n(\tau, \Omega) \\ \dot{g}_{21}^n(\tau, \Omega) & \dot{g}_{22}^n(\tau, \Omega) \end{pmatrix}, \quad n = 1, N.$$

Схематично это показано на рис. 4.

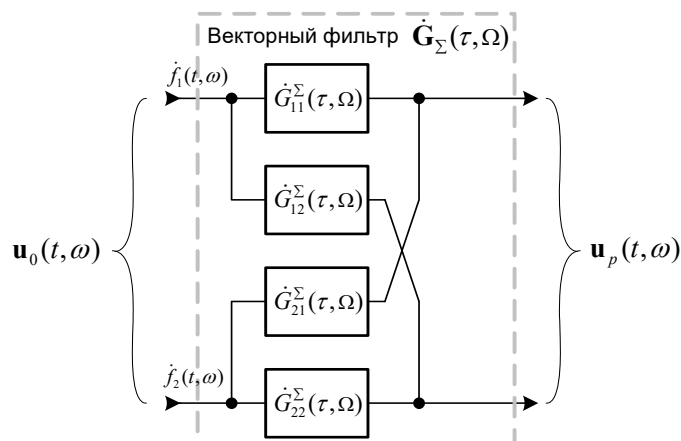


Рис. 3. Фильтрация зондирующего векторного сигнала в процессе отражения
Fig. 3. Filtering of the probing vector signal in the reflection process

Векторный линейный фильтр преобразует входной вектор в некоторый выходной вектор, принадлежащий тому же множеству, что и вектор на входе фильтра. С физической точки зрения это означает, что отраженная электромагнитная волна имеет ту же природу, что и падающая на объект волна, отличаясь от нее только значениями параметров – амплитудой, фазой, частотой и поляризацией.

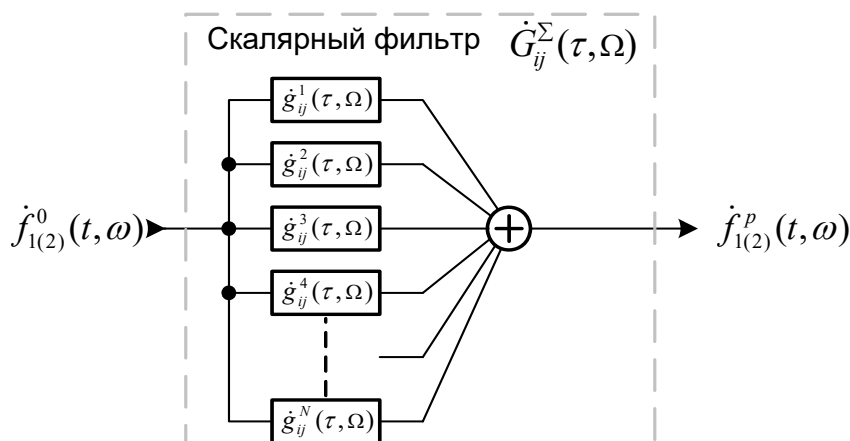


Рис. 4. Фильтрация ортогональных по поляризации компонент зондирующего сигнала $\mathbf{u}_0(t, \omega)$
в процессе его отражения от пространственно-распределенного объекта

Fig. 4. Filtering of orthogonal polarization components of a sounding signal $\mathbf{u}_0(t, \omega)$ during its reflection process
from a spatially distributed object

Отраженный векторный сигнал $\mathbf{u}_p(t, \omega) = \begin{bmatrix} f_1^p(t, \omega) & f_2^p(t, \omega) \end{bmatrix}^T$, наблюдаемый на выходе антенны с полным поляризационным приемом, переносит всю доступную в рамках активной узкополосной радиолокации информацию о координатных и поляризационных параметрах отдельных радиолокационных объектов, совокупность которых образует радиолокационную обстановку. Полное использование векторных свойств электромагнитного поля подразумевает корректную оценку матричной функции отклика $\mathbf{G}_{\Sigma}(\tau, \Omega)$ совокупности элементарных отражателей, образующих радиолокационную обстановку, по результатам наблюдения отраженного векторного сигнала $\mathbf{u}_p(t, \omega)$.

Корректной оценкой матричной функции отклика $\mathbf{G}_\Sigma(\tau, \Omega)$ является процедура матричной двумерной свертки по параметрам сдвига τ и Ω принимаемого векторного сигнала $\mathbf{u}_p(t, \omega)$ с излученным сигналом $\mathbf{u}_0(t, \omega)$, используемым в качестве опорного.

Для каждого фиксированного значения частотного сдвига $\Omega = \Omega_i$ матричная свертка может быть реализована путем обработки отраженных сигналов матричным фильтром, согласованным с излученным сигналом. При этом компенсация доплеровского сдвига частоты Ω_i принимаемых сигналов производится путем сдвига частоты отраженного сигнала на величину $-\Omega_i$, а система обработки становится многоканальной по дальности и доплеровской частоте.

Блок-схема фильтрации принимаемого сигнала показана на рис. 5. Импульсные характеристики $\dot{g}_1^*(\tau, \Omega)$ и $\dot{g}_2^*(\tau, \Omega)$ сопряжены с импульсными характеристиками фильтров формирователя векторного зондирующего сигнала, приведенного на рис. 2. Совокупность выходных откликов $\dot{J}_{ij}(t, \omega)$ ($i, j = 1, 2$) согласованных фильтров представляет собой матричную взаимно-корреляционную функцию зондирующего и отраженного векторных сигналов $\mathbf{J}(t, \omega)$, являющуюся оценкой функции отклика $\mathbf{G}^\Sigma(\tau, \Omega)$ радиолокационного объекта.

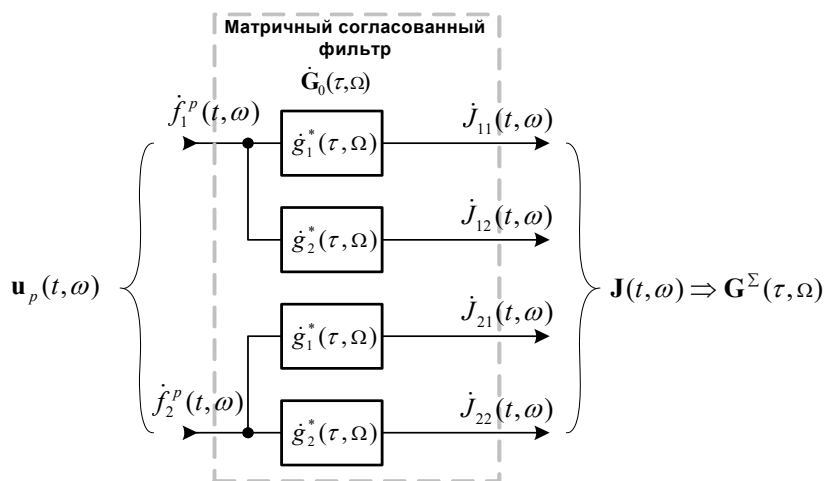


Рис. 5. Фильтрация ортогональных по поляризации компонент $\dot{f}_{1(2)}^p(t, \omega)$ отраженного векторного сигнала $\mathbf{u}_p(t, \omega)$ при его приеме (алгоритм первичной обработки)

Fig. 5. Filtering of orthogonal polarization components $\dot{f}_{1(2)}^p(t, \omega)$ of the reflected vector signal $\mathbf{u}_p(t, \omega)$ at its reception (algorithm of primary processing)

Таким образом, с учетом приведенных выше моделей формирования векторного зондирующего сигнала и матричной функции отклика распределенного радиолокационного объекта, модель матричной взаимнокорреляционной функции излученного и отраженного векторных сигналов можно представить блок-схемой, приведенной на рис. 6 [7, 8].

Входными параметрами модели являются:

- вид ортогональных по поляризации и частотно-временной структуре компонент $\dot{f}_1(t, \omega)$ и $\dot{f}_2(t, \omega)$ векторного зондирующего сигнала, которые определяют импульсные характеристики $\dot{g}_1(t)$ и $\dot{g}_2(t)$;
- матричная функция отклика $\mathbf{G}_\Sigma(\tau, \Omega)$ пространственно-распределенного радиолокационного объекта, которая определяется статистиками поляризационных и координатных параметров элементарных отражателей, образующих радиолокационный объект.

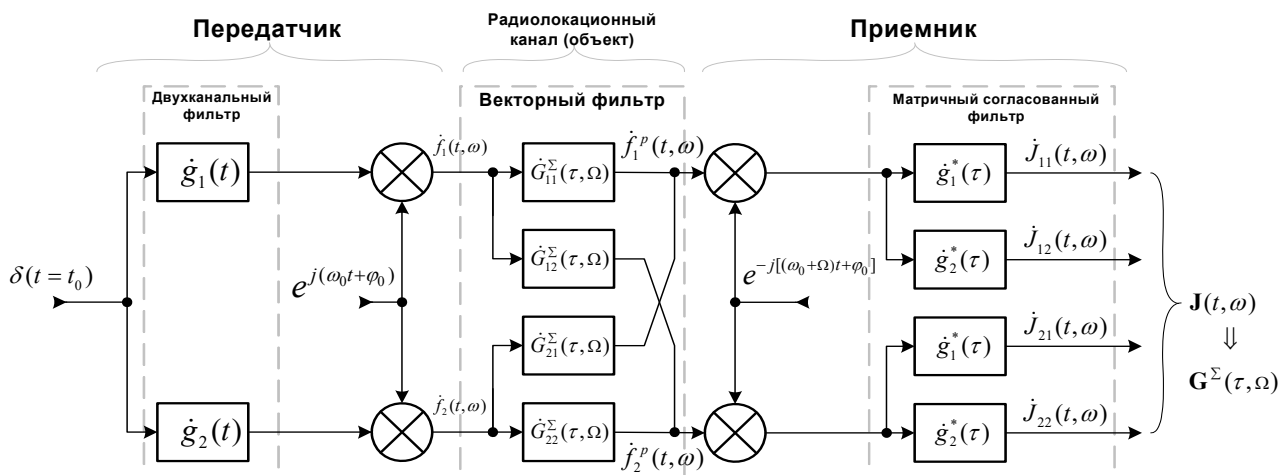


Рис. 6. Модель взаимнокорреляционной функции излученного и отраженного векторных сигналов как операция последовательной линейной фильтрации дельта-функции

Fig. 6. Model of a cross-correlation function of emitted and reflected vector signals as the operation of subsequent linear filtering of the Delta function

На выходе модели формируется оценка матричной функции отклика пространственно распределенного радиолокационного объекта [6–9].

Представленная блок-схема является основой для разработки алгоритма и программы компьютерного моделирования процесса первичной обработки сигналов в радиолокационной станции с полным поляризационным зондированием [8].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Рассадин А.Э. Аппарат атомарных функций и R-функций как основа математической технологии проектирования РСА на воздушном носителе // Интеллектуальные системы: труды Девятого международного симпозиума INTELS' 2010. 2010. С. 224–228.
2. Рассадин А.Э. Потенциальная РСА на базе СКМ MATLAB // Труды XIV научной конференции по радиофизике. 2010. С. 173–174.
3. Татарский В.И. Распространение волн в турбулентной атмосфере. М.: Наука, 1967. 548 с.
4. Исимару А. Распространение и рассеяние волн в случайно-неоднородных средах: в 2-х т. Т. 1, 2. Пер. с англ. М.: Мир, 1981. 255 с.
5. Цифровая обработка сигналов и изображений в радиофизических приложениях / под ред. В.Ф. Кравченко. М.: Физматлит, 2007. 544 с.
6. Рассадин А.Э. Непрерывное вейвлет-преобразование в анализе траекторных неустойчивостей воздушного носителя РСА // Труды конференции «Телекоммуникационные и вычислительные системы». 2009. С. 120–124.
7. Горгонов Г.И. Автоматическое сопровождение целей в бортовой РЛС с ЭВМ. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1988. 286 с.
8. Акиншин Н.С., Вареница Ю.И., Хомяков К.А. Совместная оценка координатных и поляризационных параметров радиолокационных объектов // Изв. ТулГУ. Сер. Технические науки. 2016. Вып. 2. С. 3–14.
9. Затучный Д.А. Анализ особенностей эффекта отражения волн при передаче данных с борта воздушного судна в условиях городской застройки // Информатизация и связь. 2017. № 2. С. 7–9.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акиншин Руслан Николаевич, доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник СПП РАН, rakinshin@yandex.ru.

Есиков Олег Витальевич, доктор технических наук, профессор, главный специалист АО ЦКБА, cdbae@cdbae.ru.

Затучный Дмитрий Александрович, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, zatuch@mail.ru.

Петешов Андрей Викторович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры ЧВВИУРЭ, D-john_post@mail.ru.

MODEL OF A MATRIX CROSSCORRELATION FUNCTION OF THE PROBING AND REFLECTED VECTOR SIGNALS FOR A CONCEPTUAL DESIGN OF A SYNTHETIC APERTURE RADAR ON AN AERIAL CARRIER

Ruslan N. Akinshin¹, Oleg V. Esikov², Dmitry A. Zatuchny³, Andrey V. Peteshov⁴

¹ *Section of Applied Problems at the Presidium of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

² *JSC Central Design Bureau of Apparatus Engineering, Tula, Russia*

³ *Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

⁴ *Cherepovets Higher Military Engineering School of Radio Electronics, Cherepovets, Russia*

ABSTRACT

In order to simulate the process of design development in full on computer models, including virtual tests of the synthetic aperture radar on an air carrier in model media, the study develops a structural scheme of the conceptual design of the synthetic aperture radar on an air carrier. The scheme is invariant with respect to the type of an air carrier with a synthetic aperture radar: an aircraft, a helicopter, an unmanned aerial vehicle and similar ones: an air carrier "enters" it by only an automatic control system, a model of trajectory instabilities and a spectrum of frequencies of elastic oscillations of its design. To perform a computer simulation of radar systems with full polarization sensing, a model of a matrix cross-correlation function of probing and reflected vector signals is proposed. As a model of the scattering object, a set of independent point reflectors distributed over space and generally having different rates of motion is accepted. The reflected signal is a sum of elementary signals, their form completely repeats the shape of the emitted signal, and the amplitude, the phase and polarization are respectively determined by the coordinate, velocity and polarization parameters of elementary reflectors forming a spatially extended object. Taking into account the developed models for the formation of the vector sounding signal and the matrix response function of the distributed radar object, a block-diagram of the model of the matrix cross-correlation function of the emitted and reflected vector signals is proposed. A block-diagram is the basis for the development of an algorithm and a program for computer modeling of the primary signal processing in a radar station with full polarization sensing.

Key words: modeling, polarization sensing, algorithm, modeling environment.

REFERENCES

1. **Rassadin, A.E.** (2010). *Apparat atomarnykh funktsiy i R-funktsiy kak osnova matematicheskoy tekhnologii proektirovaniya RSA na vozdushnom nositele* [Apparatus of atomic functions and R-functions as a basis of mathematical technology of RSA design on an air carrier]. *Intellektualnyye sistemy: Trudy Devyatogo mezhdunarodnogo simpoziuma INTELS' 2010* [Intelligent systems: Proceedings of the Ninth International Symposium INTELS], pp. 224–228. (in Russian)

2. **Rassadin, A.E.** (2010). *Potentsialnaya RSA na baze SKM MATLAB* [Potential RSA on the basis of SCM MATLAB]. *Trudy XIV nauchnoy konferentsii po radiofizike* [Proceedings of the XIV Scientific Conference on Radio-physics], pp. 173–174. (in Russian)
3. **Tatarskiy, V.I.** (1967). *Rasprostraneniye voln v turbulentnoy atmosfere* [Wave Propagation in turbulent atmosphere]. Moscow: Nauka, 548 p. (in Russian)
4. **Ishimaru, A.** (1981). *Rasprostraneniye i rasseyaniye voln v sluchayno-neodnorodnykh sredakh* [Propagation and scattering of waves in randomly inhomogeneous media]. *V 2-kh t. T. 1, 2.* [In 2 vol., vol. 1, 2]. Moscow: Mir. (in Russian)
5. *Tsifrovaya obrabotka signalov i izobrazheniy v radiofizicheskikh prilozheniyakh* [Digital processing of signals and images in radio-physical applications] (2007). Ed. V.F. Kravchenko. Moscow: Fizmatlit, 544 p. (in Russian)
6. **Rassadin, A.E.** (2009). *Nepreryvnoye veyvlet-preobrazovaniye v analize traektornykh nestabilnostey vozdušnogo nositelya RSA* [Continuous wavelet transform in the analysis of trajectory instabilities of the RSA air carrier]. *Trudy konferentsii «Telekommunikatsionnyye i vychislitelnyye sistemy»* [Proceedings of the Conference "Telecommunication and computing systems"], pp. 120–124. (in Russian)
7. **Gorgonov, G.I.** (1988). *Avtomaticheskoye soprovozhdeniye tseley v bortovoy RLS s EVM* [Automatic tracking of targets in the onboard radar from the computer]. Moscow: VVIA im. N.Ye. Zhukovskogo, 286 p. (in Russian)
8. **Akinshin, N.S., Varenitsa, Yu.I. and Khomyakov, K.A.** (2016) *Sovmestnaya otsenka koordinatnykh i polarizatsionnykh parametrov radiolokatsionnykh obektov* [Joint estimation of coordinate and polarization parameters of radar objects]. *Izv. TulGU. Ser. Tekhnicheskiye nauki* [The News of The Tula State University, ser. Technical Sciences], vol. 2, pp. 3–14. (in Russian)
9. **Zatuchny, D.A.** (2017). *Analiz osobennostey effekta otrazheniya voln pri peredache dannykh s borta vozdušnogo sudna v usloviyakh gorodskoy zastroyki* [Analysis of features of the wave reflection effect while transmitting data from board an aircraft in the conditions of city housing]. *Informatization and Communication*, no. 2, pp. 7–9. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Ruslan N. Akinshin, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Leading Research Fellow of CPC of RAS, rakinshin@yandex.ru.

Oleg V. Esikov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Senior Specialist of JSC CDBAE, cdbae@cdbae.ru.

Dmitry A. Zatuchny, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of The Computing Machines, Complexes, Systems and Networks Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, zatuch@mail.ru.

Andrey V. Peteshov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Chair of ChHMESRE, D-john_post@mail.ru.

Поступила в редакцию 11.05.2018
Принята в печать 21.03.2019

Received 11.05.2018
Accepted for publication 21.03.2019

УДК 519.8

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-96-108

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ МУЛЬТИАГЕНТНЫХ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.В. ПАНТЕЛЕЕВ¹, М.М.С. КАРАНЭ¹

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

В статье рассмотрено применение трех мультиагентных методов для оптимизации элементов конструкций летательных аппаратов. Описаны стратегии поиска решения с использованием трех мультиагентных метаэвристических алгоритмов: метода, имитирующего поведение стаи рыб; метода, имитирующего поведение стаи криля, и метода, имитирующего империалистическую конкуренцию. Работа этих методов основана на процессах, происходящих в среде, имеющей множество агентов. Агенты имеют возможность обмениваться информацией для того, чтобы найти решение задачи. Эти методы позволяют найти лишь приближенное решение, но тем не менее с большим успехом используются на практике. Описанные метаэвристические алгоритмы применены для задач оптимизации элементов конструкций летательных аппаратов, таких как сварная балка, сосуд высокого давления, редуктор и натяжная пружина. В работе приведены постановки этих задач: указана целевая функция, набор ограничений и множество допустимых решений, даны рекомендации по выбору параметров применяемых методов. Для решения задач оптимизации элементов конструкций летательных аппаратов был сформирован комплекс программ в среде разработки Microsoft Visual Studio на языке C#. Данный комплекс программ позволяет решать приведенные задачи каждым из описанных мультиагентных методов. Программное обеспечение позволяет выбирать задачу и применяемый метод, подбирать его параметры и значения коэффициентов штрафной функции. Результаты решения сравнивались между собой и с известными решениями. По полученным численным результатам можно сделать вывод о том, что созданное алгоритмическое и программное обеспечение позволяет найти близкое к точному решение за приемлемое время.

Ключевые слова: глобальный экстремум, мультиагентные методы оптимизации, метаэвристические методы оптимизации, элементы конструкций летательных аппаратов.

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день в сфере авиации и других технических отраслях возникает необходимость решать все более сложные задачи оптимизации, требующие больших вычислительных ресурсов. В таких задачах целевая функция является нелинейной, зависит от многих переменных, имеет сложную структуру поверхностей уровня, а искомое решение должно удовлетворять некоторому заданному набору ограничений. Классические методы оптимизации, как правило, не справляются с упомянутыми задачами из-за сложности целевых функций. В связи с этим постоянно разрабатываются и модифицируются новые метаэвристические методы [1], позволяющие решать подобные задачи эффективнее, с более высокой точностью и с меньшими затратами вычислительных ресурсов.

В работе рассмотрены три мультиагентных метаэвристических метода [2]. На основе этих методов сформирован комплекс программ, с помощью которого были решены задачи оптимизации элементов конструкций летательных аппаратов [3, 10], а также продемонстрирована эффективность мультиагентных методов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Дана целевая функция $f(x) = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$, определенная на множестве допустимых решений $D \subseteq R^n$.

Требуется найти условный глобальный максимум функции $f(x)$ на множестве D , т. е. такую точку $x^* \in D$, что $f(x^*) = \max_{x \in D} f(x)$, где $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$, $D = \{x \mid x_i \in [a_i, b_i], i = 1, 2, \dots, n\}$.

Задача поиска минимума функции $f(x)$ сводится к задаче поиска максимума путем замены знака перед функцией на противоположный.

В задачах оптимизации элементов конструкции летательных аппаратов рассматриваются объекты, описываемые вектором $x = (x_1, \dots, x_n)^T$, где x_i – выбираемые параметры, например, размеры составных частей конструкций. Каждый объект должен удовлетворять ограничениям $g^j(x) \leq 0, j = 1, \dots, m$, характеризующим физические свойства конструкции (например, ограничения по напряжению на отдельные детали). Требуется минимизировать стоимость или вес конструкции при выполнении всех ограничений.

Стратегия решения таких задач заключается в переходе от исходной задачи к задаче поиска глобального экстремума вспомогательной функции $F(x_1, \dots, x_n)$, полученной с помощью

применения метода внешних штрафов, которая имеет вид $F(x) = f(x) + \sum_{j=1}^m c_j \cdot [\max\{0, g^j(x)\}]^2$,

где c_j – параметры штрафа.

СТРАТЕГИЯ ПОИСКА РЕШЕНИЯ МЕТОДОМ, ИМИТИРУЮЩИМ ПОВЕДЕНИЕ СТАИ РЫБ

В алгоритме, имитирующем поведение стаи рыб (Fish School Search Algorithm, FSS) [2–4], используются результаты изучения особенностей поведения некоторых сортов рыб, которые могут существовать только в пределах стаи, что уменьшает индивидуальную свободу их передвижений, но увеличивает интенсивность соревнования за пищу. Такое объединение рыб, как показывают наблюдения за ними в океанах и реках, подтверждает, что преимущества существенно превышают недостатки.

В алгоритме используются следующие основные черты поведения стай рыб:

1) питание (производится имитация естественного инстинкта рыб, заключающегося в поиске пищи). Оно необходимо, так как рыбы должны питаться, для того чтобы вырасти сильными и способными к размножению. Получая пищу, рыбы набирают вес, а плавая – теряют;

2) плавание (эта функция реализуется коллективно всеми рыбами стаи с целью поиска пищи);

3) размножение (производится имитация естественного механизма селекции, порождая новые объекты для поддержания процесса поиска).

Каждая рыба из стаи имеет внутреннюю «память» о случившемся успехе в поиске пищи (приближении к точке экстремума), заключенную в весе рыбы. Стая эволюционирует путем обмена информацией между родителями в результате размножения, а также вследствие коллективного движения. Аквариум представляет собой множество допустимых решений D . Наличие пищи показывает рыбам области аквариума, которые определяют хорошие регионы для поиска решения. В процессе плавания реализуется идея глобального перенаправления всех рыб в ту часть аквариума, которая рассматривается всеми рыбами стаи как наиболее

предпочтительная с точки зрения поиска пищи. Размножение рыб, в свою очередь, позволяет перейти от сравнительного исследования областей аквариума к процессу, уточняющему решение в рамках найденной области. К процессу размножения допускаются рыбы только с наибольшим весом.

СТРАТЕГИЯ ПОИСКА РЕШЕНИЯ МЕТОДОМ, ИМИТИРУЮЩИМ ПОВЕДЕНИЕ СТАИ КРИЛЯ

Метод (Krill Herd – KH) [2, 5, 6] относится к биоинспирированным, поскольку основан на результатах анализа поведения стай криля – рачков, внешне напоминающих креветок. Их позиции меняются под действием трех факторов: присутствия других членов популяции, необходимости поиска пищи, случайных блужданий. Обычно движение популяции криля определяется двумя целями: увеличением плотности криля и достижением пищи.

В начале процесса генерируется популяция из NP особей на множестве D с помощью равномерного распределения. Предполагается, что движение j -го члена популяции происходит согласно уравнению

$$\frac{dx^j}{dt} = V^j,$$

где x^j – положение, V^j – скорость, которая складывается из трех составляющих. Первая составляющая определяется влиянием соседей (членов популяции, входящих в некоторую окрестность j -го элемента определенного радиуса), наилучшего элемента во всей популяции и информации о своей старой скорости. Вторая составляющая определяется движением в сторону источника пищи (за него принимается «центр масс» популяции), информацией о старой скорости в поисках пищи, памятью своего наилучшего результата за все итерации. Третья составляющая имитирует случайные блуждания особи, уменьшающиеся с ростом числа итераций. Для оживления процесса поиска применяются операции скрещивания и мутации, используемые в других эволюционных методах и методе дифференциальной эволюции. Процедура поиска завершается при достижении заданного числа итераций.

СТРАТЕГИЯ ПОИСКА РЕШЕНИЯ МЕТОДОМ, ИМИТИРУЮЩИМ ИМПЕРИАЛИСТИЧЕСКУЮ КОНКУРЕНЦИЮ

В стратегии (Imperialist Competitive Algorithm – ICA) [2, 7, 8] используются наблюдения за поведением империй в борьбе за сферы влияния. Империализм – это политика расширения управляющего воздействия правительства за пределы границ страны, реализуемая как с помощью непосредственного управления, так и косвенного, через влияние на рынки продовольствия, товаров, материалов и т. д. Таким образом, все страны делятся на империи и колонии. Империи стремятся использовать ресурсы других стран или просто влиять на их политику, противодействуя другим империям. Вне зависимости от побуждающих причин империи стремятся увеличить число своих колоний и распространить свое влияние на весь мир. Для этого может использоваться политика ассимиляции (внедрение своего языка, системы образования, культуры, религии), что неизбежно сближает колонию и империю.

Метод использует идеи как эволюционных алгоритмов, так и методов «роевого интеллекта». Он начинается с формирования начальной популяции – стран в мире (решений на множестве допустимых решений). Несколько лучших стран (по величине целевой функции) отбираются на роль империалистических стран, а остальные образуют колонии. Все колонии за-

крепятся за империалистическими государствами, причем их количество определяется силой такого государства, обратно пропорциональной величине целевой функции. Так образуются империи: империалистическое государство и его колонии. Наиболее сильному империалистическому государству соответствует наибольшее число колоний. Затем каждая колония начинает движение к своему империалистическому государству. Сила империи определяется силой империалистического государства и его колоний (к силе государства добавляется доля от средней силы колоний). Конкуренция между империями приводит либо к возрастанию (по крайней мере, неубыванию) силы империи, либо к ее уменьшению. Слабые империи со временем исчезают. Описанные механизмы должны привести к ситуации, когда остается только одна империя в мире, а все остальные страны – ее колонии (это является условием окончания процесса). Положение империалистического государства принимается за приближенное решение задачи.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В задаче определения параметров сварной балки [3, 10] требуется найти высоту сварного шва x_1 , длину сварного шва x_2 , высоту балки x_3 и ширину балки x_4 таким образом, чтобы стоимость конструкции балки была минимальной. Также конструкция балки должна удовлетворять ограничениям по напряжению сдвига τ , изгиба σ , продольной нагрузке P_c и отклонению края балки δ . Задача может быть формализована следующим образом:

$$\begin{aligned} f(x) &= 1,10471 \cdot x_1^2 \cdot x_2 + 0,04811 \cdot x_3 \cdot x_4 \cdot (14 + x_2), \\ g^1(x) &= \tau(x) - 13600 \leq 0, \quad g^2(x) = \sigma(x) - 30000 \leq 0, \quad g^3(x) = x_1 - x_4 \leq 0, \\ g^4(x) &= 0,10471 \cdot x_1^2 + 0,04811 \cdot x_3 \cdot x_4 \cdot (14 + x_2) - 5 \leq 0, \\ g^5(x) &= 0,125 - x_1 \leq 0, \quad g^6(x) = \delta(x) - 0,25 \leq 0, \quad g^7(x) = 6000 - P_c(x) \leq 0, \\ D &= [0,1; 2,0] \times [0,1; 10,0] \times [0,1; 10,0] \times [0,1; 2,0], \end{aligned}$$

$$\text{где } \tau(x) = \sqrt{(\tau')^2 + (2 \cdot \tau' \cdot \tau'') \cdot \frac{x_2}{2 \cdot R} + (\tau'')^2}, \quad \tau' = \frac{6000}{\sqrt{2} \cdot x_1 \cdot x_2}, \quad \tau'' = \frac{M \cdot R}{J},$$

$$M = 6000 \cdot \left(14 + \frac{x_2}{2}\right), \quad R = \sqrt{\frac{x_2^2}{4} + \left(\frac{x_1 + x_3}{2}\right)^2}, \quad J = 2\sqrt{2} \cdot x_1 \cdot x_2 \cdot \left(\frac{x_2^2}{12} + \left(\frac{x_1 + x_3}{2}\right)^2\right),$$

$$\sigma(x) = \frac{504000}{x_3^2 \cdot x_4}, \quad \delta(x) = \frac{65,856}{30 \cdot x_3^3 \cdot x_4}, \quad P_c(x) = \frac{4,013 \cdot 5 \cdot 10^6 \cdot \sqrt{x_3^2 \cdot x_4^6}}{196} \cdot \left(1 - \frac{x_3 \cdot \sqrt{\frac{5}{8}}}{28}\right).$$

Зададим параметры методов и значения коэффициентов штрафной функции.

Параметры метода, имитирующего поведение стаи рыб: размер популяции $NP = 30$, максимальное количество итераций $ITER = 500$, максимальный вес $W_{scale} = 100$, индивидуальные шаги $step_{vol} = 0,1$ и $step_{ind} = 0,01$, пороговый вес $W = 70$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 0,001$, $c_2 = 0,001$, $c_3 = 10$, $c_4 = 1$, $c_5 = 1$, $c_6 = 1$, $c_7 = 0,001$.

Параметры метода, имитирующего поведение стаи криля: размер популяции $NP = 40$, максимальное количество итераций $ITER = 1000$, максимальная скорость движения криля $N_{\max} = 0,01$, максимальная скорость передвижения к источнику пищи $V_f = 0,02$, максимальная скорость диффузии криля $D_{\max} = 0,005$, малое положительное число $\mu = 3$, параметр $c_i = 0,02$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 0,001$, $c_2 = 0,001$, $c_3 = 10$, $c_4 = 1$, $c_5 = 1$, $c_6 = 1$, $c_7 = 0,001$.

Параметры метода, имитирующего империалистическую конкуренцию: число стран $N_{pop} = 150$, число империалистических стран $N_{imp} = 15$, число итераций $ITER = 500$, параметры сдвига колоний $\beta = 0,6$ и $\gamma = 0,06$, параметр учета влияния колоний $\xi = 0,01$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 0,001$, $c_2 = 0,001$, $c_3 = 10$, $c_4 = 1$, $c_5 = 1$, $c_6 = 1$, $c_7 = 0,001$.

Результат работы мультиагентных алгоритмов приведен в табл. 1 и сравнивался с решением, приведенным в [10].

Таблица 1
Table 1

Результаты решения задачи определения параметров сварной балки
Results of solving the problem of optimizing the parameters of the welded beam

	Метод, имитирующий поведение стаи рыб (fish school search)	Метод, имитирующий поведение стаи криля (krill herd)	Метод, имитирующий империалистическую конкуренцию (imperialist competitive algorithm)	Известное решение (known solution) [10]
x_1^*	0,3	0,23	0,36	0,2
x_2^*	3,82	3,6	2,7	3,47
x_3^*	9,36	9,07	9,03	9,03
x_4^*	0,17	0,21	0,71	0,2
$f(x^*)$	1,7439	1,8232	5,5376	2,1924
$g^1(x^*)$	-5262,61	-100,19	-4182,615	-0,02
$g^2(x^*)$	3839,97	-246,33	-21294,44	0,09
$g^3(x^*)$	0,1299	-0,005	-0,35	10^{-6}
$g^4(x^*)$	-3,6264	-3,413	0,1646	-3,43
$g^5(x^*)$	-0,175	-0,076	-0,235	-0,08
$g^6(x^*)$	-0,2343	-0,236	-0,2458	-0,23
$g^7(x^*)$	2536,46	-47,169	-240505,307	0,05

Результат, полученный методом, имитирующим поведение стаи рыб и стаи криля, близок к решению, получившемуся в [10]. Метод, имитирующий империалистическую конкуренцию, показал результат хуже, но ограничения выполняются лучше, чем в [10]. По сравнению с результатами, полученными с помощью методов роевого интеллекта, рассмотренные методы показали хорошую эффективность, и результат оказался близок к полученному в [3] решению. Метод, имитирующий империалистическую конкуренцию, показал результат хуже, чем в [3].

В задаче определения параметров сосуда для хранения сжатого газа [3, 10] требуется определить толщину головки x_1 , толщину сосуда x_2 , внутренний радиус x_3 и длину цилиндрической части x_4 так, чтобы стоимость конструкции сосуда была минимальной. Кроме того, толщина сосуда и толщина головки являются дискретными величинами (описывающими кратность параметра величине 0,0625). Задача может быть формализована следующим образом:

$$\begin{aligned} f(x) &= 0,6224 \cdot \tilde{x}_1 \cdot x_3 \cdot x_4 + 1,7781 \cdot \tilde{x}_2 \cdot x_3^2 + 3,1661 \cdot \tilde{x}_1^2 \cdot x_4 + 19,84 \cdot \tilde{x}_1^2 \cdot x_3, \\ g^1(x) &= -\tilde{x}_1 + 0,0193 \cdot x_3 \leq 0, \quad g^2(x) = -\tilde{x}_2 + 0,00954 \cdot x_3 \leq 0, \\ g^3(x) &= -\pi \cdot x_3^2 \cdot x_4 - \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot x_3^3 + 1296000 \leq 0, \quad g^4(x) = x_4 - 240 \leq 0, \\ D &= [1; 99,99] \times [1; 99,99] \times [10; 200] \times [10; 200], \end{aligned}$$

где $\tilde{x}_1 = 0,0625 \cdot \langle x_1 \rangle$, $\tilde{x}_2 = 0,0625 \cdot \langle x_2 \rangle$, $\langle \cdot \rangle$ – целая часть числа.

Параметры метода, имитирующего поведение стаи рыб: размер популяции $NP = 30$, максимальное количество итераций $ITER = 10000$, максимальный вес $W_{scale} = 5000$, индивидуальные шаги $step_{vol} = 0,3$ и $step_{ind} = 0,03$, пороговый вес $W = 4500$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 40000$, $c_2 = 35000$, $c_3 = 1000$, $c_4 = 900$.

Параметры метода, имитирующего поведение стаи криля: размер популяции $NP = 60$, максимальное количество итераций $ITER = 1000$, максимальная скорость движения криля $N_{max} = 0,01$, максимальная скорость передвижения к источнику пищи $V_f = 0,02$, максимальная скорость диффузии криля $D_{max} = 0,005$, малое положительное число $mi = 3$, параметр $c_i = 0,02$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 40000$, $c_2 = 35000$, $c_3 = 1000$, $c_4 = 900$.

Параметры метода, имитирующего империалистическую конкуренцию: число стран $N_{pop} = 150$, число империалистических стран $N_{imp} = 15$, число итераций $ITER = 500$, параметры сдвига колоний $\beta = 0,9$ и $\gamma = 0,09$, параметр учета влияния колоний $\xi = 0,01$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 40000$, $c_2 = 35000$, $c_3 = 1000$, $c_4 = 900$.

Результат работы мультиагентных алгоритмов приведен в табл. 2 и сравнивался с решением, приведенным в [10].

Таблица 2
Table 2

Результаты решения задачи определения параметров сосуда для хранения сжатого газа
Results of solving the problem of optimizing the parameters of the vessel
for storing compressed gas

	Метод, имитирующий поведение стаи рыб (fish school search)	Метод, имитирующий поведение стаи криля (krill herd)	Метод, имитирующий империалистическую конкуренцию (imperialist competitive algorithm)	Известное решение (known solution) [10]
x_1^*	11,74	11,71	11,07	13
x_2^*	5,73	5,73	6,93	7
x_3^*	42,3	42,1	42,51	42,09
x_4^*	174,14	176,65	179,35	176,63

Продолжение таблицы 2
Continuance of Table 2

$f(x^*)$	5252,06	5263,29	5350,41	6059,71
$g^1(x^*)$	0,083	0,081	0,1285	0
$g^1(x^*)$	0,083	0,081	0,1285	-0,03
$g^3(x^*)$	83,868	-181,88	-43983,001	-0,02
$g^4(x^*)$	-65,86	-63,349	-60,65	-63,36

Результат близок к решению, найденному в [10]. Но, несмотря на то, что значения целевой функции, найденные каждым методом, лучше значений из [10], ограничения выполняются хуже. Результат, полученный описанными методами, оказался близок к решению, полученному с помощью методов роевого интеллекта [3], а ограничения выполняются чуть хуже.

В задаче определения параметров редуктора [3, 10] требуется найти ширину лицевой стороны x_1 , длину зубцов x_2 , число зубцов на шестерне x_3 , длину первого x_4 и второго x_5 валов, диаметр первого x_6 и второго x_7 валов так, чтобы вес конструкции был минимальным. Кроме того, конструкция редуктора должна удовлетворять ограничениям по напряжению изгиба зубцов шестерни, поверхностному напряжению, поперечным отклонениям валов и напряжению на валах. Задача может быть формализована следующим образом:

$$f(x) = 0,7854 \cdot x_1 \cdot x_2^2 \cdot (3,3333 \cdot \langle x_3 \rangle^2 + 14,9334 \cdot \langle x_3 \rangle - 43,0934) - \\ - 1,508 \cdot x_1 \cdot (x_6^2 + x_7^2) + 7,4777 \cdot (x_6^3 + x_7^3) + 0,7854 \cdot (x_4 \cdot x_6^2 + x_5 \cdot x_7^2),$$

$$g^1(x) = \frac{27}{x_1 \cdot x_2^2 \cdot \langle x_3 \rangle} - 1 \leq 0, \quad g^2(x) = \frac{397,5}{x_1 \cdot x_2^2 \cdot \langle x_3 \rangle^2} - 1 \leq 0, \quad g^3(x) = \frac{1,93 \cdot x_4^3}{x_2 \cdot \langle x_3 \rangle \cdot x_6^4} - 1 \leq 0,$$

$$g^4(x) = \frac{1,93 \cdot x_5^3}{x_2 \cdot \langle x_3 \rangle \cdot x_7^4} - 1 \leq 0, \quad g^5(x) = \frac{1}{110 \cdot x_6^3} \cdot \sqrt{\left(\frac{745 \cdot x_4}{x_2 \cdot \langle x_3 \rangle}\right)^2 + 16,9 \cdot 10^6} - 1 \leq 0,$$

$$g^6(x) = \frac{1}{85 \cdot x_7^3} \cdot \sqrt{\left(\frac{745 \cdot x_5}{x_2 \cdot \langle x_3 \rangle}\right)^2 + 157,5 \cdot 10^6} - 1 \leq 0, \quad g^7(x) = \frac{x_2 \cdot \langle x_3 \rangle}{40} - 1 \leq 0, \quad g^8(x) = \frac{5 \cdot x_2}{x_1} - 1 \leq 0,$$

$$g^9(x) = \frac{x_1}{12 \cdot x_2} - 1 \leq 0, \quad g^{10}(x) = \frac{1,5 \cdot x_6 + 1,9}{x_5} - 1 \leq 0, \quad g^{11}(x) = \frac{1,1 \cdot x_7 + 1,9}{x_5} - 1 \leq 0,$$

$$D = [2, 6; 3, 6] \times [0, 7; 0, 8] \times [17; 28, 99] \times [7, 3; 8, 3] \times [7, 8; 8, 3] \times [2, 9; 3, 9] \times [5, 0; 5, 5],$$

где $\langle \cdot \rangle$ – целая часть числа.

Параметры метода, имитирующего поведение стаи рыб: размер популяции $NP = 30$, максимальное количество итераций $ITER = 10000$, максимальный вес $W_{scale} = 5000$, индивидуальные шаги $step_{vol} = 0,1$ и $step_{ind} = 0,01$, пороговый вес $W = 4500$. Коэффициенты штрафной

функции: $c_1 = 0,1$, $c_2 = 0,1$, $c_3 = 0,1$, $c_4 = 0,1$, $c_5 = 0,1$, $c_6 = 0,1$, $c_7 = 0,1$, $c_8 = 0,1$, $c_9 = 0,1$, $c_{10} = 0,1$, $c_{11} = 0,1$.

Параметры метода, имитирующего поведение стаи криля: $NP = 40$, максимальное количество итераций $ITER = 1000$, максимальная скорость движения криля $N_{\max} = 0,01$, максимальная скорость передвижения к источнику пищи $V_f = 0,02$, максимальная скорость диффузии криля $D_{\max} = 0,005$, малое положительное число $mi = 3$, параметр $c_i = 0,02$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 1$, $c_2 = 1$, $c_3 = 1$, $c_4 = 1$, $c_5 = 1$, $c_6 = 1$, $c_7 = 1$, $c_8 = 1$, $c_9 = 1$, $c_{10} = 1$, $c_{11} = 1$.

Параметры метода, имитирующего империалистическую конкуренцию: число стран $N_{pop} = 150$, число империалистических стран $N_{imp} = 15$, $ITER = 500$, параметры сдвига колоний $\beta = 0,4$ и $\gamma = 0,04$, параметр учета влияния колоний $\xi = 0,01$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 1$, $c_2 = 1$, $c_3 = 1$, $c_4 = 1$, $c_5 = 1$, $c_6 = 1$, $c_7 = 1$, $c_8 = 1$, $c_9 = 1$, $c_{10} = 1$, $c_{11} = 1$.

Результат работы мультиагентных алгоритмов приведен в табл. 3 и сравнивался с решением, приведенным в [10].

Таблица 3
Table 3

Результаты решения задачи определения параметров редуктора
Results of solving the problem of optimizing the parameters of the reducer

	Метод, имитирующий поведение стаи рыб (fish school search)	Метод, имитирующий поведение стаи криля (krill herd)	Метод, имитирующий империалистическую конкуренцию (imperialist competitive algorithm)	Известное решение (known solution) [10]
x_1^*	3	3,2	2,6	3,5
x_2^*	0,2	0,7	0,8	0,7
x_3^*	17	18	18	17
x_4^*	7,4	7,4	7,6	7,3
x_5^*	7,8	7,8	8,3	7,8
x_6^*	3,5	3,1	3	3,35
x_7^*	5,3	5,3	5,3	5,29
$f(x^*)$	1605,301	2990,011	3112,991	2996,3
$g^1(x^*)$	12,235	-0,04	-0,0986	-0,07
$g^2(x^*)$	10,462	-0,217	-0,2627	-0,197
$g^3(x^*)$	0,533	-0,327	-0,2736	-0,499
$g^4(x^*)$	-0,659	-0,91	-0,9029	-0,9
$g^5(x^*)$	-0,063	0,262	0,3905	$6 \cdot 10^{-7}$
$g^6(x^*)$	0,00089	-0,008	-0,0077	$1,3 \cdot 10^{-7}$
$g^7(x^*)$	-0,915	-0,69	-0,64	-0,7
$g^8(x^*)$	-0,666	0,09	0,5385	0

Продолжение таблицы 3
Continuance of Table 3

$g^9(x^*)$	0,2499	-0,619	-0,7292	-0,583
$g^{10}(x^*)$	-0,0833	-0,16	-0,2289	-0,112
$g^{11}(x^*)$	-0,0089	-0,009	-0,0687	-0,011

Несмотря на большое количество и сложную структуру ограничений, методы смогли достаточно эффективно решить поставленную задачу. Полученный результат близок к решению, найденному в [10].

По сравнению с результатами, полученными методами роевого интеллекта [3], метод, имитирующий поведение стаи криля, показал лучший результат. Остальные методы достаточно эффективно справились с поставленной задачей.

В задаче определения параметров пружины [3, 10] требуется определить диаметр проволоки x_1 , средний диаметр витка x_2 и число активных витков x_3 таким образом, чтобы вес конструкции пружины был минимальным. Помимо этого, конструкция пружины должна удовлетворять ограничениям по минимальному отклонению, напряжению сдвига, частоте колебаний и ограничениям на внешний диаметр. Задача может быть формализована следующим образом:

$$f(x) = (x_3 + 2) \cdot x_1^2 \cdot x_2,$$

$$g^1(x) = 1 - \frac{x_2^3 \cdot x_3}{71875 \cdot x_1^4} \leq 0, \quad g^2(x) = \frac{4 \cdot x_2^2 - x_1 \cdot x_2}{12566 \cdot (x_1^3 \cdot x_2 - x_1^4)} + \frac{2,46}{12566 \cdot x_1^2} - 1 \leq 0,$$

$$g^3(x) = 1 - \frac{140,54 \cdot x_1}{x_2^2 \cdot x_3} \leq 0, \quad g^4(x) = \frac{x_1 + x_2}{1,5} - 1 \leq 0,$$

$$D = [0,05; 2,0] \times [0,25; 1,3] \times [2,0; 15,0].$$

Параметры метода, имитирующего поведение стаи рыб: размер популяции $NP = 30$, максимальное количество итераций $ITER = 10000$, максимальный вес $W_{scale} = 5000$, индивидуальные шаги $step_{vol} = 0,1$ и $step_{ind} = 0,01$, пороговый вес $W = 4500$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 6$, $c_2 = 1$, $c_3 = 1$, $c_4 = 0,5$.

Параметры метода, имитирующего поведение стаи криля: размер популяции $NP = 40$, $ITER = 1000$, максимальная скорость движения криля $N_{max} = 0,01$, максимальная скорость передвижения к источнику пищи $V_f = 0,02$, максимальная скорость диффузии криля $D_{max} = 0,005$, малое положительное число $tu = 3$, параметр $c_i = 0,02$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 6$, $c_2 = 1$, $c_3 = 1$, $c_4 = 0,5$.

Параметры метода, имитирующего империалистическую конкуренцию: число стран $N_{pop} = 150$, число империалистических стран $N_{imp} = 15$, число итераций $ITER = 500$, параметры сдвига колоний $\beta = 0,6$ и $\gamma = 0,06$, параметр учета влияния колоний $\xi = 0,01$. Коэффициенты штрафной функции: $c_1 = 6$, $c_2 = 1$, $c_3 = 1$, $c_4 = 0,5$.

Результат работы мультиагентных алгоритмов приведен в табл. 4 и сравнивался с решением, приведенным в [10].

Таблица 4
Table 4

Результаты решения задачи определения параметров пружины
Results of solving the problem of optimizing the parameters of the spring

	Метод, имитирующий поведение стаи рыб (fish school search)	Метод, имитирующий поведение стаи криля (krill herd)	Метод, имитирующий империалистическую конкуренцию (imperialist competitive algorithm)	Известное решение (known solution) [10]
x_1^*	0,05	0,05	0,06	0,05
x_2^*	0,36	0,37	0,49	0,35
x_3^*	10,93	10,37	10,28	11,28
$f(x^*)$	0,0114	0,0114	0,0216	0,0126
$g^1(x^*)$	-0,169	-0,169	-0,2983	-9,0
$g^2(x^*)$	0,1309	0,1309	-0,1479	0,00002
$g^3(x^*)$	-3,949	-3,949	-2,4164	-4,057
$g^4(x^*)$	-0,72	-0,72	-0,6333	-0,727

Полученные результаты близки к решению, найденному в [10], что говорит об эффективности применения рассматриваемых методов. В методе, имитирующем империалистическую конкуренцию, значение целевой функции чуть хуже, чем в [10], но выполняются все ограничения. Результаты, приведенные в табл. 1, оказались близки к результатам, представленным в [3]. Значение целевой функции в методе, имитирующем империалистическую конкуренцию, оказалось чуть хуже по сравнению с результатами из [3].

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработано алгоритмическое и программное обеспечение метаэвристических методов условной глобальной оптимизации: «имитирующего поведение стаи рыб», «имитирующего популяцию криля», «имитирующего империалистическую конкуренцию» для задач оптимизации элементов конструкций летательных аппаратов: задачи определения элементов сварной балки; задачи определения элементов сосуда высокого давления; задачи определения элементов редуктора задачи определения элементов натяжной/компрессионной пружины.

Продемонстрирована эффективность решения этих задач с помощью рассмотренных метаэвристических методов и созданного алгоритмического и программного обеспечения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пантелеев А.В., Метлицкая Д.В., Алешина Е.А. Методы глобальной оптимизации. Метаэвристические стратегии и алгоритмы. М.: Вузовская книга, 2013. 244 с.
2. Каранэ М.М.С. Сравнительный анализ мультиагентных методов условной глобальной оптимизации // Материалы IV международной научно-практической конференции «Информатизация инженерного образования» (ИНФОРИНО-2018). Москва, 23–26 октября, 2018 г. 2018. С. 128–133.

3. **Пантелеев А.В., Евдокимова М.Д.** Методы «роевого» интеллекта в задачах оптимизации параметров технических систем // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 2. С. 6–15. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-2-6-15
4. **Bastos-Filho C.J.A.** A novel search algorithm based on fish school behavior / F.B. de Lima Neto, A.J.C.C. Lins, A.I.S. Nascimento, M.P. Lima // 2008 IEEE Int. Conf. on Systems, Man and Cybernetics. 2008. Pp. 2646–2651.
5. **Bastos-Filho C.J.A.** Fish school search: overview / F.B. de Lima Neto, A.J.C.C. Lins, A.I.S. Nascimento, M.P. Lima // Nature-Inspired Algorithms for Optimisation / Ed. R. Chiong. Heidelberg: Springer, 2009. Part of the Studies in Computational Intelligence book series (SCI). Vol. 193. Pp. 261–277.
6. **Bacanin N., Pelevic B., Tuba M.** Krill herd (KH) algorithm for portfolio optimization // Mathematics and computers in business, manufacturing and tourism. Proceedings of the 14th International Conference on Mathematics and Computers in Business and Economics (MCBE '13). Proceedings of the 2nd International Conference on Applied Manufacturing, Commerce, Tourism and Services (MCTS '13). Baltimore, MD, USA, September 17–19 2013. 2013. P. 39.
7. **Gandomi A.H., Alavi A.H.** Krill herd: A new bio-inspired optimization algorithm // Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. 2012. Vol. 17, Iss. 12, Dec. Pp. 4831–4845.
8. **Atashpaz-Gargari E., Lucas C.** Imperialist competitive algorithm: an algorithm for optimization inspired by imperialist competition // Proceedings of IEEE Congress on Evolutionary Computation, 25–28 Sept. 2007. Pp. 4661–4667.
9. **Kaveh A., Talatahari S.** Imperialist competitive algorithm for engineering design problems // Asian Journal of Civil Engineering. 2010. Vol. 11, № 6. Pp. 675–697.
10. **Cagnina L.C., Esquivel S.C.** Solving engineering optimization problems with the simple constrained particle swarm optimizer // Informatica. 2008. Vol. 32, № 3. Pp. 319–326.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Пантелеев Андрей Владимирович, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой математической кибернетики факультета «Информационные технологии и прикладная математика» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), avpanteleev@inbox.ru.

Каранэ Мария Магдалина Сергеевна, магистрант факультета «Информационные технологии и прикладная математика» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), mmarselina@mail.ru.

THE EFFICIENCY ANALYSIS OF MULTI-AGENT OPTIMIZATION METHODS OF AIRCRAFT DESIGNS ELEMENTS

Andrei V. Panteleev¹, Maria M.S. Karane¹

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

ABSTRACT

The article considers the use of three multi-agent methods for optimizing structural elements of aircraft. The research describes strategies for finding solutions to multi-agent metaheuristic algorithms, such as: fish school search, krill herd, and imperialist competition algorithm. The work of these methods is based on the processes occurring in an environment that features many agents. Agents have the opportunity to exchange information in order to find a solution to the problem. These methods allow you to

find an approximate solution, but, nevertheless, with great success are used in practice. In this regard, the described metaheuristic algorithms were applied to the optimization problems of structural elements of aircraft such as: welded beam, high pressure vessel, gearbox and tension spring. The article adduces the formulation of these problems: the objective function, a set of constraints and a set of admissible solutions are indicated, recommendations on the choice of parameters of the methods used are given. To solve the problems of optimizing the elements of aircraft construction, a set of software elements was formed in the development environment of Microsoft Visual Studio in C#. This complex of programs allows you to solve the given problems by each of the described multi-agent methods. The software allows you to select a method, a task and select the method parameters and the penalty function coefficients in the best possible way. The results of the solution were compared with each other and with the well-known solution. According to the numerical results of solving these tasks, we can conclude that the algorithmic and software created allow us to find a solution close to the exact one in a reasonable time.

Key words: global extremum, multi-agent optimization methods, metaheuristic optimization methods, structural elements of aircraft.

REFERENCES

1. **Panteleev, A.V., Metlitskaya, D.V. and Aleshina, E.A.** (2013). *Metody globalnoy optimizatsii. Metaevristicheskiye strategii i algoritmy* [Methods of global optimization. Metaheuristic strategies and algorithms]. Moscow: Vuzovskaya kniga, 244 p. (in Russian)
2. **Karane, M.M.S.** (2018). *Sravnitelnyy analiz multiagentnykh metodov uslovnoy globalnoy optimizatsii* [Comparative analysis of multi-agent methods for constrained global optimization]. *Materialy IV Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Informatizatsiya inzhenerenogo obrazovaniya» (INFORINO-2018), Moskva, 23–26 oktyabrya, 2018* [IV International conference on information technologies in engineering education, Moscow, 23–26 October 2018], pp. 128–133. (in Russian)
3. **Panteleev, A.V. and Evdokimova, M.D.** (2017). *Metody «royevogo» intellekta v zadachakh optimizatsii parametrov tekhnicheskikh sistem* [Solving engineering optimization problems with the swarm intelligence methods]. *The Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 2, pp. 6–15. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-2-6-15 (in Russian)
4. **Bastos-Filho, C.J.A., de Lima Neto, F.B., Lins, A.J.C.C., Nascimento, A.I.S. and Lima, M.P.** (2008). *A novel search algorithm based on fish school behavior*. 2008 IEEE Int. Conf. on Systems, Man and Cybernetics, pp. 2646–2651.
5. **Bastos-Filho, C.J.A., de Lima Neto, F.B., Lins, A.J.C.C., Nascimento, A.I.S. and Lima, M.P.** (2009). *Fish school search: overview*. In: Chiong, R. (ed.) *Nature-Inspired Algorithms for Optimisation*. Part of the Studies in Computational Intelligence book series (SCI), vol. 193. Heidelberg: Springer, pp. 261–277.
6. **Bacanin, N., Pelevic, B. and Tuba, M.** (2013). *Krill herd (KH) algorithm for portfolio optimization*. Mathematics and computers in business, manufacturing and tourism. Proceedings of the 14th International Conference on Mathematics and Computers in Business and Economics (MCBE '13). Proceedings of the 2nd International Conference on Applied Manufacturing, Commerce, Tourism and Services (MCTS '13). Baltimore, MD, USA, September 17–19 2013, pp. 39.
7. **Gandomi, A.H. and Alavi, A.H.** (2012). *Krill herd: A new bio-inspired optimization algorithm*. *Commun Nonlinear Sci Numer Simulat*, vol. 17, iss. 12, Dec., pp. 4831–4845.
8. **Atashpaz-Gargari, E. and Lucas, C.** (2007). *Imperialist competitive algorithm: an algorithm for optimization inspired by imperialist competition*. Proceedings of IEEE Congress on Evolutionary Computation, 25–28 Sept. 2007, pp. 4661–4667.
9. **Kaveh, A. and Talatahari, S.** (2010). *Imperialist competitive algorithm for engineering design problems*. *Asian Journal of Civil Engineering*, vol. 11, no. 6, pp. 675–697.
10. **Cagnina, L.C. and Esquivel, S.C.** (2008). *Solving engineering optimization problems with the simple constrained particle swarm optimizer*. *Informatika*, vol. 32, no. 3, pp. 319–326.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

Maria M.S. Karane, Master Degree student of the Department of “Information Technologies and Applied Mathematics”, Moscow Aviation Institute (National Research University), mmarselina@mail.ru.

Поступила в редакцию 13.11.2018
Принята в печать 21.03.2019

Received 13.11.2018
Accepted for publication 21.03.2019

ББК 05
Н 34
Св. план 2019

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 22, № 02, 2019
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 22, No. 02, 2019

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Подписано в печать 21.03.19 г.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

13,5 усл. печ. л.

Заказ № 458 / 59

Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н.Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: mail@phzhukovskogo.ru

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