

Том 23, № 03, 2020

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 23, No. 03, 2020

Издается с 1998 г.

Москва
2020

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

Главная редакция

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

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

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

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Сайт: <http://avia.mstuca.ru>

E-mail: vestnik@mstuca.aero

Тел.: +7 (499) 459-07-16

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

Chief Editorial Board

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

Members of the Chief Editorial Board:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Editorial Council

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТ

Грядунов К.И., Тимошенко А.Н., Старков Е.Ю. Проблемы применения этилированного авиационного бензина на воздушных судах.....	8
Самойленко В.М., Грядунов К.И., Тимошенко А.Н., Ардешири Ш. Обоснование соотношения биотоплива и керосина в смеси для её применения в качестве авиатоплива	17
Харина В.К. Определение долговечности образцов, моделирующих продольные и поперечные стыки фюзеляжа самолета МС-21	29

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Bondarenko J.V., Zybin E.Yu. Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty	39
Gryzin S.V. Frequency model of an essentially nonlinear steering drive with a digital microcontroller	52
Ovchinnikov V.V., Petrov Yu.V. Study of running engines inertial and gyroscopic properties influence on the dynamic system engine – pylon – wing structural capabilities	63

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

Николайкина Н.Е., Николайкин Н.И. Применение высшей водной растительности для доочистки сточных вод аэропортов	73
--	----

CONTENTS

TRANSPORT

Gryadunov K.I., Timoshenko A.N., Starkov E.U. Problems of aviation leaded gasoline application on aircraft	8
Samoylenko V.M., Gryadunov K.I., Timoshenko A.N., Ardeshiri S. Substantiation of the ratio of biofuel and kerosin in the mixture for its application as aviation fuel	17
Harina V.K. Determination of durability of samples modeling the MS-21 fuselage longitudinal and cross joints	29

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Bondarenko J.V., Zybin E.Yu. Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty	39
Gryzin S.V. Frequency model of an essentially nonlinear steering drive with a digital microcontroller	52
Ovchinnikov V.V., Petrov Yu.V. Study of running engines inertial and gyroscopic properties influence on the dynamic system engine – pylon – wing structural capabilities	63

MECHANICAL ENGINEERING AND THEORY OF MACHINES AND MECHANISMS

Nikolaykina N.E., Nikolaykin N.I. The use of higher aquatic vegetation for airports wastewater final purification	73
---	----

ТРАНСПОРТ

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

05.22.08 – Управление процессами перевозок;

05.22.13 – Навигация и управление воздушным движением;

05.22.14 – Эксплуатация воздушного транспорта

УДК 621.45.04

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-8-16

ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭТИЛИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО БЕНЗИНА НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ

К.И. ГРЯДУНОВ¹, А.Н. ТИМОШЕНКО¹, Е.Ю. СТАРКОВ¹

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

На сегодняшний день наблюдается устойчивая динамика расширения парка ВС малой авиации, оснащенных поршневыми двигателями. Для авиационных поршневых двигателей (ПД) применяется специальное топливо – авиационные бензины с заданными эксплуатационными свойствами, обеспечивающее их стабильную работу на любых режимах и в любых условиях эксплуатации. Уровень показателей эксплуатационных свойств авиационных топлив, и в т. ч. бензинов, задаётся посредством введения специальных присадок. Одной из таких присадок является антидетонационная присадка – тетраэтилсвинец (ТЭС), которая добавляется в топливо в определённом количестве в виде этиловой жидкости. Несмотря на отличные свойства ТЭС как антидетонатора, он имеет и ряд существенных недостатков. С точки зрения эксплуатации авиационных двигателей было отмечено, что продукты сгорания (разложения) ТЭС, которые недостаточно эффективно выносятся из камеры сгорания, в значительном количестве попадают в масляную систему, вызывая забивку масляных фильтров тонкой очистки. Отмечено, что даже незначительное содержание продуктов разложения ТЭС в авиационных маслах резко ухудшает их прокачиваемость и приводит к полной забивке фильтров тонкой очистки масла за считанные минуты работы двигателя даже на свежем масле. Причём многоступенчатая очистка масла, предусмотренная конструкцией некоторых ПД, не оказывает существенного влияния на данное негативное обстоятельство, создающее угрозу для безопасности полётов. На данный момент применение свинецсодержащего бензина для авиационных ПД является безальтернативным, поэтому требуются решения по снижению негативных последствий при его применении.

Ключевые слова: авиация, авиационный бензин, эксплуатационные свойства, тетраэтилсвинец, авиационные поршневые двигатели.

ВВЕДЕНИЕ

Современные тенденции развития гражданской авиации (ГА) показывают стабильное увеличение парка ВС малой авиации [1]. Данные ВС оснащаются поршневыми двигателями (ПД), работающими на авиационном бензине, к которому предъявляются повышенные требования. Основными марками авиационного бензина для ГА на данный момент являются российский Б-91/115 и американский 100LL. Для задания необходимых эксплуатационных свойств в данные бензины добавляется ряд присадок. В качестве антидетонационной присадки применяются свинецсодержащие присадки: в основном, тетраэтилсвинец [2].

Отдельно стоит отметить, что с начала 90-х гг. прошлого века производство отечественных марок авиационного бензина было полностью прекращено, а вместе с ним и производство тетраэтилсвинца, которое в конечном счёте было утрачено [1, 3]. Таким образом, на протяжении почти двух десятков лет эксплуатанты поршневой авиации нашей страны были вынуждены закупать иностранный авиационный бензин по грабительским ценам или в нарушение всех пи-

санных норм применять на ВС автомобильные бензины. Примерно с середины 10-х гг. производство одной марки отечественного авиационного бензина (Б-91/115) возобновилось [3]¹, однако необходимые для производства компоненты, например, антидетонационная присадка (ТЭС) и даже соответствующий краситель, приобретаются за рубежом.

Тетраэтилсвинец ($Pb(C_2H_5)_4$), применяемый в виде этиловой жидкости, – смертельно опасный яд, обладающий выраженным кумулятивным действием, вызывает нарушения центральной нервной системы, оказывает аллергическое воздействие, относится к 1-му классу опасности. Проникает в организм даже через кожу. Предельно допустимая концентрация паров ТЭС – $0,005 \text{ мг/м}^3$ ^{2,3,4,5} [1, 3–6]. ТЭС является веществом, опасным для окружающей среды, в связи с чем применение его в автомобильных бензинах в большинстве стран мира запрещено, в т. ч. и в России с 2003 г.⁶

Однако в авиации данная присадка является необходимым компонентом авиационного бензина по ряду причин. Во-первых, это эффективная антидетонационная присадка, обеспечивающая необходимый уровень сортности на богатой смеси. Во-вторых, образующиеся при сгорании бензина окислы свинца положительно влияют на противоизносные свойства топлив (применительно к деталям цилиндропоршневой группы (ЦПГ)).

ТЭС оказывает влияние и на прочие эксплуатационные свойства авиационного бензина.

Влияние ТЭС на стабильность бензина неоднозначно: в одних случаях ТЭС является катализатором процессов окисления углеводородов, а в других – ингибитором [7].

Отрицательное воздействие ТЭС оказывает на нагарообразующие свойства, продукты окисления ТЭС кислородом воздуха образуют нерастворимые осадки в бензине, что может вызывать забивку топливных фильтров, продукты сгорания ТЭС негативно влияют на каталитические нейтрализаторы и пр. [8].

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Содержание тетраэтилсвинца в авиационных бензинах приведено в табл. 1^{1,2}.

Таблица 1
Table 1

Содержание ТЭС в авиационных этилированных бензинах
TEL concentration in aviation leaded gasoline

Концентрация ТЭС	100LL	Б-91/115
млТЭС/дм ³ , не более	0,53	
гPb/дм ³ , не более	0,56	
гPb/кг, не более		2,5

¹ Ивхимпром начал производство авиационных бензинов марок Б-91/115 и Avgas 100LL [Электронный ресурс] // Сделано у нас. 2016. URL: <https://sdelanounas.ru/blogs/83489/> (дата обращения 15.12.2019).

² ГОСТ Р 55493-2013. Бензин авиационный Avgas 100LL. М.: Стандартинформ, 2014. 15 с.

³ ГОСТ 1012-2013. Бензины авиационные. М.: Стандартинформ, 2019. 15 с.

⁴ Тетраэтилсвинец. Физико-химические свойства и токсичность, механизм токсического действия, клиника, профилактика и принципы оказания медицинской помощи [Электронный ресурс] // Хелпикс.Орг-Интернет помощник. 2017. URL: <https://helpiks.org/9-10286.html> (дата обращения 25.02.2020).

⁵ Отравление тетраэтилсвинцом [Электронный ресурс] // LibTime. 2012. URL: <https://libtime.ru/zdorovye/otravlenie-tetraetilsvincom.html> (дата обращения 25.02.2020).

⁶ О запрете производства и оборота этилированного автомобильного бензина в Российской Федерации. № 34-ФЗ от 22 марта 2003 г.

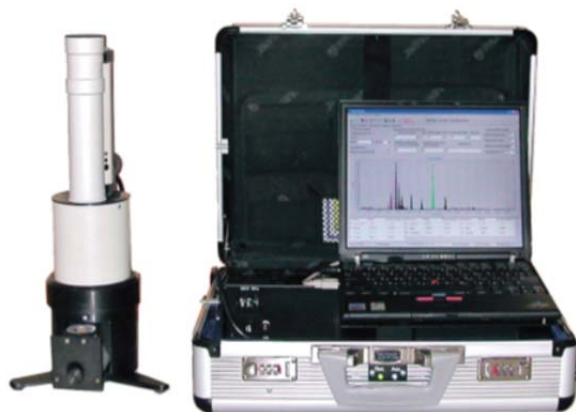
Для объективного сравнения данных табл. 1 следует привести значения концентраций ТЭС. Принимая плотность авиабензина 100LL при 20 °С равной 750 кг/м³, получаем $\text{гРb/кг} = 0,75$.

Буквы в маркировке авиационного бензина 100LL означают low lead – с низким содержанием свинца, что в некотором смысле соответствует действительности (различие содержания ТЭС по сравнению с бензином Б-91/115 более чем в 3 раза), однако можно говорить о практически идентичном негативном влиянии указанных марок бензина на окружающую среду, учитывая ядовитость ТЭС, и эксплуатацию авиационных двигателей (что будет показано далее).

Как известно, поршневые двигатели имеют следующую особенность работы: детали ЦПГ работают в условиях высоких неравномерных температурных напряжений и ударных нагрузок, при этом нижняя часть поршня работает в условиях жидкостного трения, а верхняя – граничного. Сам поршень при работе деформируется и в определённые моменты принимает форму овала, вытянутого вдоль оси поршневого пальца. Это обуславливает наличие гарантированного (и часто увеличенного) зазора между поршнем и цилиндром. Таким образом, применяемый бензин и продукты его сгорания могут попадать в масло, особенно при наличии повышенного износа деталей ЦПГ [9–11]. Соответственно в масло попадает и ТЭС, а также продукты его разложения после сгорания авиационного бензина в камере сгорания. Этим же фактом обусловлен заброс масла в камеру сгорания и, как следствие, значительные расходы масла при работе ПД, которые могут составлять до 10 л/ч и даже более.

Для определения содержания ТЭС в авиационном масле, имеющем различную наработку, были отобраны пробы из двигателей АШ-62 ИР самолёта АН-2.

Для оценки состава металлических примесей в авиационных маслах поршневых двигателей применялся рентгенофлуоресцентный спектральный метод анализа, реализованный на установке АДК «Призма» (рис. 1). АДК «Призма» позволяет проводить количественный и качественный анализ проб масел на наличие в них металлов с высокой достоверностью и отличается простотой пробоподготовки⁷ [12].



- возможность определения 74 элементов от Са до Am;
- диапазон измеряемых концентраций: от 0,1 до 250 г/т;
- пределы относительной погрешности измерений концентрации: от 5 до 20 % в зависимости от концентрации

Рис. 1. Общий вид АДК «Призма» и его основные параметры
Fig. 1. The general view of ADC «Prizm» and its main properties

Рентгенофлуоресцентные спектральные анализы проб авиационного масла из поршневых двигателей показали значительное содержание в них свинца (табл. 2). Источником свинца

⁷ Автоматизированный диагностический комплекс «АДК ПРИЗМА» [Электронный ресурс] // Южнополиметалл-холдинг-разработка и производство аналитического оборудования. 2018. URL: <http://www.analizator.ru/production/xrfa/adc-prizma/> (дата обращения 12.12.2019).

в масле является ТЭС из авиационного бензина. При этом значительной разницы по этому параметру в зависимости от марки применяемого авиационного бензина не наблюдалось.

Из табл. 2 видно, что наличие в пробах свинца может быть значительным даже при эксплуатации двигателей на свежем масле. Это может объясняться тем, что при замене масла в соответствии с регламентом авиационные ПД не промываются. Какой-либо зависимости наличия Pb в пробах работающего масла от наработки масла также не обнаружено – оно значительно при любых наработках.

Наличие свинца в пробах масла ухудшает прокачиваемость масла и его фильтруемость. В присутствии свинца масло чернеет и образует сгустки.

Таблица 2
Table 2

Содержание свинца в пробах масла из поршневых двигателей
с различной наработкой масла
Lead concentration in the oil samples of piston engines with various oil operating time

№ про- бы	Наработка двигателя АШ-62Ир на масле МС-20, ч	Fe, г/г	Pb, г/г	Cu, г/г	Zn, г/г	Cr, г/г	Ag, г/г	Zr, г/г
1	1,5	1,76	8,19	1,7	0,31	-	-	-
2	100	1,29	8,81	0,67	-	0,21	2,62	-
3	2	1,24	1,91	0,82	-	-	-	-
4	2	2,02	3,09	0,72	-	-	-	0,67
5	100	1,73	2,67	0,81	0,23	0,25	-	-

Масляные фильтры тонкой очистки поршневых двигателей, размер ячеек которых составляет от 10 до 25 мкм в зависимости от вида применяемого фильтра, забиваются при работе на таком масле практически мгновенно (рис. 2–3)⁸, и загрязнённое масло продолжает подаваться в двигатель через перепускные клапаны в обход фильтров, что негативно сказывается на безопасности полётов. При этом следует отметить, что в маслосистемах авиационных ПД отсутствуют сигнализаторы забивки ФТО. В них могут быть установлены лишь датчики измерения перепада давления с соответствующим указателем в кабине пилота. Данный факт затрудняет регистрацию забивки ФТО экипажем.

Также стоит отметить, что ТЭС в виде этиловой жидкости, растворённой в объёме топлива, не вызывает проблем с прокачиваемостью топлива через топливные ФТО, размер ячеек которых составляет от 10 до 25 мкм в зависимости от применяемого фильтра, и тем более не вызывает их забивки. Забивку фильтров вызывают только продукты окисления или разложения ТЭС после его сгорания. В рассматриваемом случае это продукты разложения – диоксид свинца (PbO₂) – в составе прочих продуктов сгорания и окисления авиационного бензина, что является неизбежным при применении авиационных бензинов с ТЭС.

В конструкции маслосистем ПД может применяться многоступенчатая очистка масла, заключающаяся в том, что масло перед попаданием в фильтр тонкой очистки проходит предварительную очистку в центрифуге. Центрифугирование масла перед фильтром в указанных обстоятельствах очевидно имеет некоторое положительное действие, т. к. значительное количе-

⁸ АН-2 «Кукурузник»: Замена масла, проверка фильтров и чистка центрифуги двигателя АШ-62ИР [Электронный ресурс] // Capfa.Ru- ремонт, тюнинг и эксплуатация техники. 2019. URL: <https://capfa.ru/1460-an-2-zamena-masla-proverka-filtrov-i-chistka-centrifugi-dvigatelja-ash-62ir.html> (дата обращения 03.03.2020).

ство довольно крупных частиц (от 50 мкм) в течение некоторого промежутка времени оседает на стенках центрифуги. Однако практика показывает, что центрифугирование не предотвращает забивку ФТО, а при наличии факта забивки ФТО не может являться самостоятельной эффективной системой очистки масла от загрязнений (взамен ФТО).



Рис. 2. Фильтр МФМ-25 после 1,5 часов работы двигателя
Fig. 2. MFM-25 filter after 1.5 hours of engine operation



Рис. 3. Центрифуга ТЦМ-25 после 100 часов работы двигателя
Fig. 3. TCM-25 centrifuge after 100 hours of engine operation

Указанные факты также указывают и на токсичность масла, применяемого в авиационных поршневых двигателях, соответственно к вопросам охраны окружающей среды и производственной безопасности при эксплуатации маслосистем авиационных ПД должны предъявляться соответствующие повышенные требования.

Пути решения данной проблемы могут быть различными, в т. ч.:

1. Замена антидетонационной присадки к авиационному бензину [1, 2].
2. Изменение регламента замены масла, замены (очистки) фильтров тонкой очистки и очистки центрифуги (при ее наличии), введение в регламент периодической промывки поршневого двигателя при замене масла.
3. Изменение конструкции фильтроэлементов или системы фильтрации авиационного масла.
4. Переход на альтернативные виды топлива^{9,10} [13–23] и пр.

Любой из указанных путей потребует значительных временно-трудовых и экономических затрат, однако является необходимым для обеспечения безопасности полетов ВС, оборудованных ПД, и экологичности данных двигателей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Анализ свойств применяемого в авиационных бензинах антидетонатора ТЭС показывает ряд его недостатков, влияющих в т. ч. на ресурс деталей ПД и на безопасность полётов ВС.

2. Эксперименты показали, что вне зависимости от наработки масла на ПД, содержание свинца в его пробах является значительным, что вызывает забивку ФТО за считанные минуты

⁹ Ту-155 [Электронный ресурс] // Ютуб. 2010. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=yvgOLapNubI> (дата обращения 01.07.2019).

¹⁰ Федченко И.А. Аналитический отчет. Основные тенденции развития рынка биотоплива в мире и России за 2000–2012 годы [Электронный ресурс] // Портал-Энерго. 2013. URL: <http://portal-energo.ru/articles/details/id/706> (дата обращения 25.03.2019).

работы двигателя и загрязнённое масло начинает циркулировать по системе в обход ФТО через систему перепуска.

3. Отмечена актуальность замены ТЭС на иные присадки-антидетонаторы, а также обозначены прочие возможные пути решения проблем загрязнения маслосистемы продуктами окисления и разложения ТЭС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Свириз И.** Взлётный режим // Сибирская нефть. 2016. № 134. С. 32–37.
2. Теоретические основы химмотологии / Под. ред. А.А. Браткова. М.: Химия, 1985. 320 с.
3. **Попов И.М.** Тенденции развития бензинов для авиатехники с поршневыми двигателями / И.М. Попов, П.В. Бородако, М.Н. Падина, Е.П. Федоров, Н.И. Варламова, Л.С. Яновский // Двигатель. 2015. № 5 (101). С. 20–22.
4. **Крамаренко В.Ф.** Токсикологическая химия. М.: Книга по Требованию, 2013. 445 с.
5. **Пискунов В.А.** Химмотология в гражданской авиации: справочник / В.А. Пискунов, В.Н. Зрелов, В.Т. Василенко и др. М.: Транспорт, 1983. 248 с.
6. **Немчиков М.Л.** Проблемы применения авиационного этилированного бензина на воздушных судах / М.Л. Немчиков, К.И. Грядунов, И.С. Мельникова, О.В. Нелюбова // «Новые материалы и перспективные технологии»: Пятый междисциплинарный научный форум с международным участием. Москва, 30 октября-1 ноября 2019 г. Т. 1. С. 606–607.
7. **Литвинов А.А.** Основы применения горюче-смазочных материалов в гражданской авиации: учебник для вузов. М.: Транспорт, 1987. 308 с.
8. Переработка сернистых нефтей / Под. ред. А.С. Эйгинсон. Ленинград: государственное научно-техническое издательство нефтяной и горючего топливной литературы, 1959. 279 с.
9. **Углов Б.А.** Авиационный двигатель Ан-62ИР: учеб. пособие. Самара: Самарский аэрокосмический университет, 1992. 112 с.
10. **Бочаров В.Е., Гутман Л.Д.** Авиационный мотор АШ-62ИР. Описание конструкции и эксплуатация. М.: Редакционно-издательский отдел Аэрофлота, 1951. 350 с.
11. **Грядунов К.И.** Диагностирование авиационных двигателей по содержанию металлов в маслах / К.И. Грядунов, М.Л. Немчиков, А.Н. Козлов, И.С. Мельникова // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 3. С. 35–44. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-35-44
12. **Маслова Т.М., Грядунов К.И.** Химмотология и контроль качества ГСМ. Авиационные масла, смазки, специальные жидкости: учеб.-метод. пособие. М.: МИР, 2019. 52 с.
13. **Серегин Е.П.** Развитие химмотологии. М.: Первый том, 2018. 880 с.
14. **Глаголева О.Ф., Белоконь Т.Н.** Топлива для двигателей внутреннего сгорания и альтернативная энергетика // «55 лет химмотологии. Основные итоги и направления развития»: тезисы докладов Межведомственной научно-технической конференции. Москва, 27 ноября 2019 г. С. 49.
15. **Николайкин Н.И., Мельников Б.Н., Большунов Ю.А.** Перевод на альтернативные виды топлива как способ повышения энергетической и экологической эффективности транспорта // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 162. С. 12–21.
16. **Glover B.M.** Boeing and the environment: our commitment to a better future: presentation of boeing management company. Seattle (USA): Boeing Management Company, 17.06.2008. 40 p.
17. **Васильев А.Ю., Челебян О.Г., Медведев Р.С.** Особенности применения биотопливной смеси в камерах сгорания современных газотурбинных двигателях // Вестник СГАУ им. Академика С.П. Королева. 2013. № 3 (41). С. 57–62.
18. **Schmidt M.** Challenges for ground operation arising from aircraft concepts using alternative energy / M. Schmidt, A. Paul, M. Cole, K.O. Ploetner // Journal of Air Transport Management. 2016. Vol. 56. Part B. Pp. 107–117. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jairtraman.2016.04.023>

19. Грядунов К.И. Сравнительный анализ показателей качества авиационных керосинов, биотоплив и их смесей / К.И. Грядунов, А.Н. Козлов, В.М. Самойленко, Ш. Ардешири // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 5. С. 67–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-67-75
20. Башенко Н.С., Аджиев А.Ю., Шеин О.Г. Возможности получения нового авиационного топлива – АСКТ // Экспозиция нефть и газ. 2009. № 5. С. 40–41.
21. Ратнер С.В. Инновации в авиастроении: анализ результатов исследовательских программ по разработке альтернативных видов авиационного топлива // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2018. Т. 14, № 3. С. 492–506. DOI: 10.24891/ni.14.3.492
22. Fu J. Direct production of aviation fuels from microalgae lipids in water / J. Fu, C. Yang, J. Wu, J. Zhuang, Z. Hou, X. Lu // Fuel. 2015. Vol. 139. Pp. 678–683. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.09.025>
23. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas turbine combustion alternative fuels and emissions [Электронный ресурс] // Irena. International Renewable Energy Agency. 2017. URL: https://www.irena.org/DocumentDownloads/Publications/IRENA_Biofuels_for_Aviation_2017.pdf (дата обращения 15.06.2019).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Грядунов Константин Игоревич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, k.gryadunov@mstuca.aero.

Тимошенко Андрей Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, a.timoshenko@mstuca.aero.

Старков Евгений Юрьевич, старший преподаватель кафедры безопасности полётов и жизнедеятельности МГТУ ГА, e.starkov@mstuca.aero.

PROBLEMS OF AVIATION LEADED GASOLINE APPLICATION ON AIRCRAFT

Konstantin I. Gryadunov¹, Andrey N. Timoshenko¹,
Evgeniy U. Starkov¹

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

ABSTRACT

A steady trend of expanding the small aircraft fleet equipped with piston engines is observed today. Special fuel (aviation gasoline with specified operational properties) for aircraft piston engines (PE) ensuring their stable operation in all modes and under all operating conditions is used. The indicators of aviation fuels operational properties including gasoline are achieved by means of adding special additives. One of these additives is an anti-knock additive – tetraethyl lead (TEL) that is added into the fuel in a certain amount in an ethyl liquid form. Despite the excellent TEL properties as an anti-knock additive, it also has a number of significant disadvantages. From the point of view of aircraft engine operation, it is noted that the TEL combustion products (decomposition) that are not effectively removed from the combustion chamber, enter the oil system in a significant amount, causing fine oil filters clogging. The article notes that even a small content of TEL decomposition products in aviation oils deteriorates dramatically their pumping capacity and leads to complete fine oil filters clogging for few minutes of engine operation, even on fresh oil. Moreover, the multi-stage oil cleaning stipulated by the design of some PE does not have a significant impact on this negative factor posing a threat to flight safety. These days the lead-containing gasoline use for aviation PE has no alternative, so solutions to reduce the negative consequences while applying are required.

Key words: aviation, aviation gasoline, operational properties, tetraethyl lead, aviation piston engines.

REFERENCES

1. **Sviriz, I.** (2016). *Vzletnyy rezhim* [Take-off mode]. *Sibirskaya neft*, no. 134, pp. 32–37. (in Russian)
2. **Bratkov, A.A. (Ed.)**. (1985). *Teoreticheskiye osnovy khimmotologii* [Theoretical foundations of chemmotology]. Moscow: Khimiya, 320 p. (in Russian)
3. **Popov, I.M., Borodako, P.V., Patsina, M.N., Fedorov, E.P., Varlamova, N.I. and Yanovskii, L.S.** (2015). *Tendentsii razvitiya benzinov dlya aviatsionnoy tekhniki s porshnevnyimi dvigatelyami* [Trends in the development of gasoline for aircraft with piston engines]. *Engine*, no. 5 (101), pp. 20–22. (in Russian)
4. **Kramarenko, V.F.** (2013). *Toksikologicheskaya khimiya* [Toxicological chemistry]. Moscow: Kniga po Trebovaniyu, 445 p. (in Russian)
5. **Piskunov, V.A.** (1983). *Himmotologiya v grazhdanskoy aviatsii: spravochnik* [Chemmotology in civil aviation: directory]. Moscow: Transport, 248 p. (in Russian)
6. **Nemchikov, M.L., Gryadunov, R.I., Melnikova, I.S. and Nelyubova, O.V.** (2019). *Problemy aviatsionnoy tekhniki i perspektivnye tekhnologii: 5th mezhdunarodnyy nauchnyy forum s mezhdunarodnym uchastiem* [New materials and promising technologies: Fifth interdisciplinary scientific forum with international participation], vol. 1, pp. 606–607. (in Russian)
7. **Litvinov, A.A.** (1987). *Osnovy primeneniya goryuche-smazochnykh materialov v grazhdanskoy aviatsii. Uchebnik dlya VUZ* [Bases of fuels and lubricants application in civil aviation: Textbook for Universities]. Moscow: Transport, 308 p. (in Russian)
8. **Eyginson, A.S. (Ed.)**. (1959). *Pererabotka sernistykh nefey* [Processing of sulfur crude oil]. Leningrad: gosudarstvennoye nauchno-tekhnicheskoye izdatelstvo nefyanoy i gornotoplivnoy literatury, 279 p. (in Russian)
9. **Uglov, B.A.** (1992). *Aviatsionnyy dvigatel ASH-62IR* [ASH-62IR aviation engine]. Samara: Samarskiy aerokosmicheskiy universitet, 112 p. (in Russian)
10. **Bocharov, V.Ye. and Gutman, L.D.** (1951). *Aviatsionnyy motor ASH-62IR. Opisaniye konstruktssii i ekspluatatsiya* [ASH-62IR aviation engine. Description of construction and operation]. Moscow: Redaktsionno-izdatelskiy otdel Aeroflota, 350 p. (in Russian)
11. **Gryadunov, K.I., Nemchikov, M.L., Kozlov, A.N. and Melnikova, I.S.** (2019). *Aviation engines diagnostics by estimating the metal contamination in oils*. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 22, no. 3, pp. 35–44. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-35-44. (in Russian)
12. **Maslova, T.M. and Gryadunov, K.I.** (2019). *Himmotologiya i kontrol kachestva GSM. Aviatsionnyye masla, smazki, specialnyye zhidkosti* [Chemmotology and quality control of fuels and lubricants. Aviation oils, lubricants, special liquids]. Moscow: MIR, 52 p. (in Russian)
13. **Seregin, E.P.** (2018). *Razvitiye himmotologii* [Development of chemmotology]. Moscow: Pervyy tom, 880 p. (in Russian)
14. **Glagoleva, O.F. and Belokon, T.N.** (2019). *Topliva dlya dvigateley vnutrennego sgoraniya i alternativnaya energetika* [Fuels for internal combustion engines and alternative energy]. 55 let khimmotologii. Osnovnyye itogi i napravleniya razvitiya: tezisy dokladov Mezhdvedomstvennoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii [Proceedings of the Interdepartmental scientific and technical conference «55 years of chemmotology. Main results and directions of development» reports], p. 49. (in Russian)
15. **Nikolaykin, N.I., Melnikov, B.N. and Bolshunov, Yu.A.** (2010). *Transfer into alternative kinds of fuel as the way of transport power and ecological efficiency increase*. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 162, pp. 12–21. (in Russian)
16. **Glover, B.M.** (2008). *Boeing and the environment: our commitment to a better future: presentation of boeing management company*, Seattle (USA): Boeing Management Company, 40 p.

17. Vasilev, A.Yu., Chelebyan, O.G. and Medvedev, R.S. (2013). *Peculiarities of application of biofuel mixture in combustion chambers of modern gas turbine engines*. Vestnik SGAU imeni Akademika S.P. Koroleva, no. 3 (41), pp. 57–62. (in Russian)

18. Schmidt, M., Paul, A., Cole, M. and Ploetner, K.O. (2016). *Challenges for ground operation arising from aircraft concepts using alternative energy*. Journal of Air Transport Management, vol. 56, part B, pp. 107–117. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jairtraman.2016.04.023>

19. Gryadunov, K.I., Kozlov, A.N., Samoilenko, V.M. and Ardeshiri, Sh. (2019). *Comparative analysis of quality indicators of aviation kerosine, biofuels and their mixtures*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 5, pp. 67–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-67-75. (in Russian)

20. Bashchenko, N.S., Adzhiev, A.Yu. and Shein, O.G. (2009). *Vozmozhnosti polucheniya novogo aviatsionnogo topliva – ASKT* [Opportunities for obtaining new aviation fuel-ASKT]. Exposition Oil & Gas, no. 5, pp. 40–41. (in Russian)

21. Ratner, S.V. (2018). *Innovation in the aircraft industry: An analysis of results of research programs for developing alternative types of aviation fuel*. National Interests: Priorities And Security, vol. 14, no. 3, pp. 492–506. DOI: 10.24891/ni.14.3.492. (in Russian)

22. Fu, J., Yang, C., Wu, J., Zhuang, J., Hou, Z. and Lu, X. (2015). *Direct production of aviation fuels from microalgae lipids in water*. Fuel, vol. 139, pp. 678–683. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.09.025>

23. Lefebvre, A.H. and Ballal, D.R. (2017). *Gas turbine combustion alternative fuels and emissions*. Irena. International Renewable Energy Agency. Available at: https://www.irena.org/DocumentDownloads/Publications/IRENA_Biofuels_for_Aviation_2017.pdf (accessed 15.06.2019).

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

Andrey N. Timoshenko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.timoshenko@mstuca.aero.

Evgeniy U. Starkov, Senior Lecturer of the Flight and Life Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.starkov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 14.03.2020
Принята в печать 21.05.2020

Received 14.03.2020
Accepted for publication 21.05.2020

УДК 621.45.04

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-17-28

ОБОСНОВАНИЕ СООТНОШЕНИЯ БИОТОПЛИВА И КЕРОСИНА В СМЕСИ ДЛЯ ЕЁ ПРИМЕНЕНИЯ В КАЧЕСТВЕ АВИАТОПЛИВА

В.М. САМОЙЛЕНКО¹, К.И. ГРЯДУНОВ¹, А.Н. ТИМОШЕНКО¹, Ш. АРДЕШИРИ²

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

² *Авиатранспортное бюро в Международной организации гражданской авиации «ИКАО»,
г. Монреаль, Канада*

На сегодняшний день активно развиваются технологии по производству альтернативных видов топлива и по разработке двигателей на иных принципах работы, что обусловлено как ужесточением экологических требований ИКАО (Международная организация гражданской авиации) по вредным выбросам в атмосферу и истощением невозобновляемых ресурсов, так и интересами стран – импортёров нефти. К качеству авиационных топлив предъявляются жёсткие требования, связанные с обеспечением надёжности авиационной техники и безопасности полётов. Ужесточение требований к показателям качества неизбежно приводит к удорожанию топлива, поэтому на сегодняшний день мы можем наблюдать некоторые послабления в отечественных и иностранных нормативных документах к некоторым показателям качества авиационных топлив, например, к показателям низкотемпературных свойств. Отсюда следует, что применение нефтяных топлив рано или поздно станет нецелесообразным. Технологии производства синтетических и биологических топлив из различных видов сырья позволяют получить топливо с близкими показателями качества к традиционному керосину, но полностью его заменить пока не удаётся. Поэтому сегодня рассматривается вопрос применения альтернативных топлив в смеси с нефтяным керосином в различных пропорциях. Остаётся открытым вопрос: в какой пропорции возможно применять смеси альтернативного топлива с керосином на ВС без всевозможных негативных последствий для их эксплуатации. На основании известных зависимостей в работе предложена математическая модель для расчёта некоторых эксплуатационных показателей топлива, двигателя и ВС в зависимости от пропорции смешивания альтернативного топлива и керосина. На основании проведённых расчётов обосновано наиболее рациональное соотношение нефтяного керосина и топлива СПК как с точки зрения необходимых эксплуатационных свойств, так и с точки зрения экономической целесообразности.

Ключевые слова: эксплуатационные свойства, биотопливо, топливная смесь, показатели качества топлива, синтетический керосин.

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день во многих странах мира активно проводятся работы по разработке альтернативных видов топлива и силовых установок на иных принципах работы. Это рано или поздно позволит отказаться от применения в качестве основного топлива на ВС нефтяного керосина. На современном этапе развития производства альтернативных авиатоплив предпочтение отдаётся производству синтетических авиакеросинов. При этом ведутся также работы по созданию конкурентноспособных биокеросинов, широкое применение которых в будущем обосновано истощением невозобновляемых ресурсов: нефти и газа [1].

Получены различные синтетические и биологические топлива, имеющие различные показатели качества, всевозможные преимущества и недостатки как относительно друг друга, так и относительно нефтяного топлива, однако применение некоторых видов этих топлив в авиационной промышленности уже осуществляется¹ [2–10]. Ещё в октябре 2009 г. министр ВМС США Рэй Мабиус заявлял, что к 2020 году доля альтернативного топлива, применяемого военно-морскими силами, должна составлять не менее 50 процентов от общего потребляемого

¹ Самолёты Ан-32 ВВС Индии переводят на биотопливо [Электронный ресурс] // Военное обозрение. 2019. URL: <https://topwar.ru/158269-samolety-an-32-vvs-indii-perevodjat-na-biotoplivo.html> (дата обращения 20.03.2020).

объёма и на такое топливо будут переведены все авиационные и корабельные части^{2,3,4}. Полным ходом осуществляются летные испытания и сертификация ВС по допуску к применению на них альтернативных топлив.

Стоит отметить, что безоговорочным лидером в разработке альтернативных видов топлива когда-то была и наша страна. В результате реализации Постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР 1981 г. «Об использовании газа на транспорте» в 1987 г. первый опытный полёт совершил вертолёт Ми-8ТГ на газовом топливе⁵, а в 1988 г. – самолёт Ту-155, в качестве топлив применялись водород и природный газ⁶.

Одним из сертифицированных авиационных альтернативных топлив является синтетический авиакеросин SPK (FT-SPK), который производится из угля, природного газа или биомассы по усовершенствованной технологии Фишера-Тропша в соответствии со стандартом ASTM D 7566-09. Применяется данный авиакеросин в смеси с авиационным нефтяным топливом Jet A-1 [7, 9]. Стандарт ASTM D 7566-09 предусматривает применение данного топлива в смеси с керосином Jet A-1 в максимальной пропорции 50:50.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Представляет практический интерес теоретическая оценка влияния содержания синтетического (биологического) топлива SPK в топливе Jet A-1 на некоторые эксплуатационные характеристики ВС. Известно [5, 7], что биотопливные смеси имеют отличные от нефтяного керосина физико-химические свойства. Применение биосмеси в камере сгорания влияет на рабочий процесс ГТД [11, 12]. Изменение теплоты сгорания приводит к изменению удельного расхода топлива, тяги ГТД и пр. [13].

Сравнительные данные некоторых показателей качества топлив SPK, Jet A-1 и ТС-1 представлены в табл. 1 [7].

Таблица 1
Table 1

Сравнительные данные показателей качества образцов нефтяных керосинов и SPK
Comparative data of oil kerosene and SPK samples quality indicators

Характеристики топлива	ТС-1	Jet A-1	100 % SPK
1	2	3	4
плотность при 15 °С, кг/м ³	786,0	814,8	759,9
фракционный состав:			
10 % отгона, °С	150,0	173,8	158,6
98 % отгона, °С	250,0	259,8	220,9

² Американские военные перейдут на альтернативное топливо [Электронный ресурс] // Lenta.ru. Наука и техника. 2010. URL: <https://lenta.ru/articles/2010/11/23/biofuels/> (дата обращения 20.03.2020).

³ Американцы испытали самолет на чистом биотопливе [Электронный ресурс] // Новости ВПК. Lenta.ru. 2012. URL: https://vpk.name/news/78411_amerikancy_ispytali_samolet_na_chistom_biotoplive.html (дата обращения 20.03.2020).

⁴ Самолет впервые полетел на 100-процентном биотопливе [Электронный ресурс] // N+1. 2016. URL: <https://yandex.ru/turbo?text=https%3A%2F%2Fnp1.ru%2Fnews%2F2016%2F09%2F20%2Fbio> (дата обращения 20.03.2020).

⁵ Многоцелевой вертолет Ми-8ТГ [Электронный ресурс] // Авиару.рф – интернет-музей российской авиации. 2012. URL: <http://aviaryu.pf/aviamuseum/aviatsiya/sss/vertolety/vertolety-kb-milya/mnogotselvoj-vertolet-mi-8/mnogotselvoj-vertolet-mi-8tg/> (дата обращения 15.03.2020).

⁶ Ту-155 [Электронный ресурс] // Ютуб. 2010. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=yvgOLapNubI> (дата обращения 01.07.2019).

Продолжение табл. 1
Continuance of Table 1

1	2	3	4
низшая теплота сгорания, МДж/кг	43,2	43,1	43,8
объемная теплота сгорания, МДж/м ³ x 10 ³	33,9	35,1	33,2
объемная доля ароматических углеводородов, %	17,0	18,3	0,5
кинематическая вязкость при минус 20 °С, сСт	4,3	4,7	3,5
массовая доля общей серы, %	0,17	0,19	0,0
высота некоптящего пламени, мм	26,0	22,0	40,0
содержание водорода, %	14,0	13,7	15,3
содержание углерода, %	86,0	86,1	84,6
соотношение водород / углерод	0,16	0,16	0,18

Используя данные в табл. 1, возможно рассчитать некоторые важные эксплуатационные показатели и дать качественную оценку смеси нефтяного керосина с синтетическим (биологическим) [14–19].

На рис. 1 и 2 показаны зависимости плотности (ρ) и массовой теплоты сгорания (H_u) топливной смеси Jet A-1 и СПК от её состава. Для оценки энерговооружённости ВС применяют показатель объёмной теплоты сгорания (H_v), которая рассчитывается как произведение массовой теплоты сгорания на плотность топлива (рис. 3). Практически в прямой зависимости от показателей ρ и H_v находится дальность полёта ВС (рис. 4).

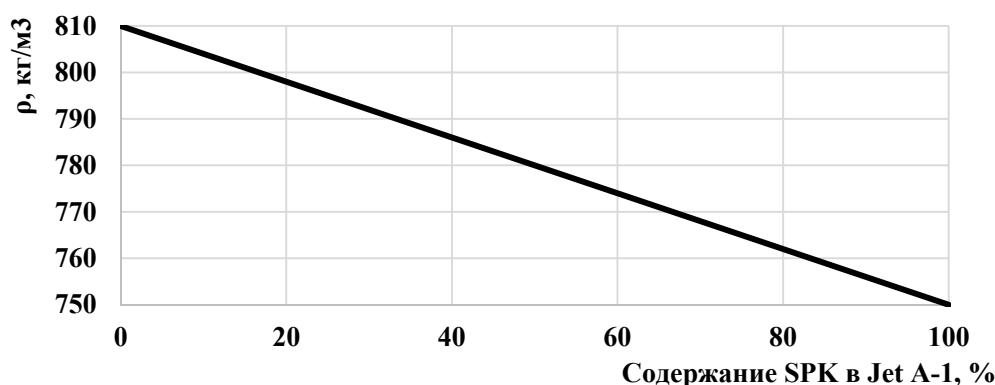


Рис. 1. Зависимость плотности смеси топлива от её состава
Fig. 1. Dependence of the fuel mixture density on its composition

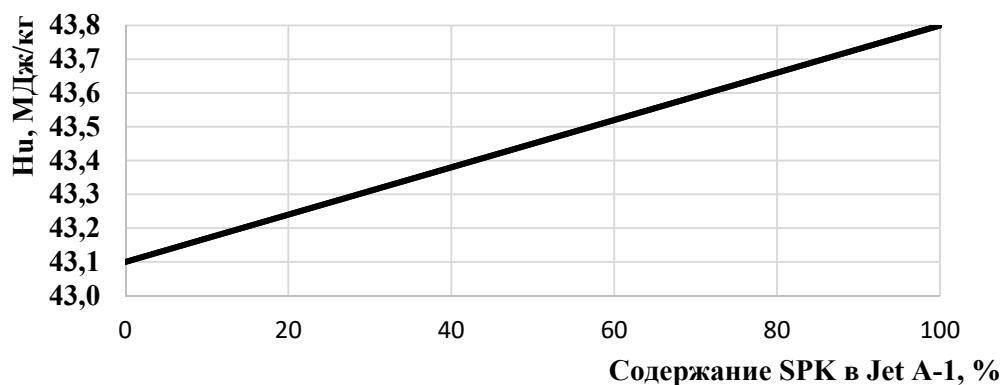


Рис. 2. Зависимость массовой теплоты сгорания смеси топлива от её состава
Fig. 2. Dependence of the fuel mixture mass heat of combustion on its composition

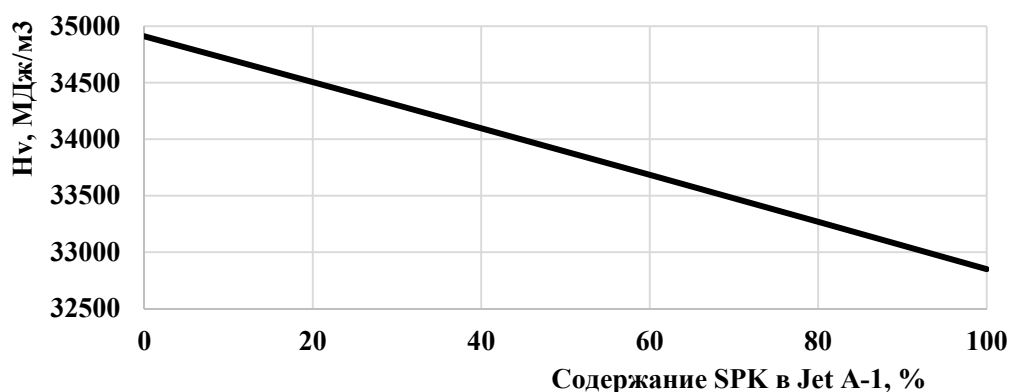


Рис. 3. Зависимость объемной теплоты сгорания смеси топлива от её состава
Fig. 3. Dependence of the fuel mixture volumetric heat of combustion on its composition

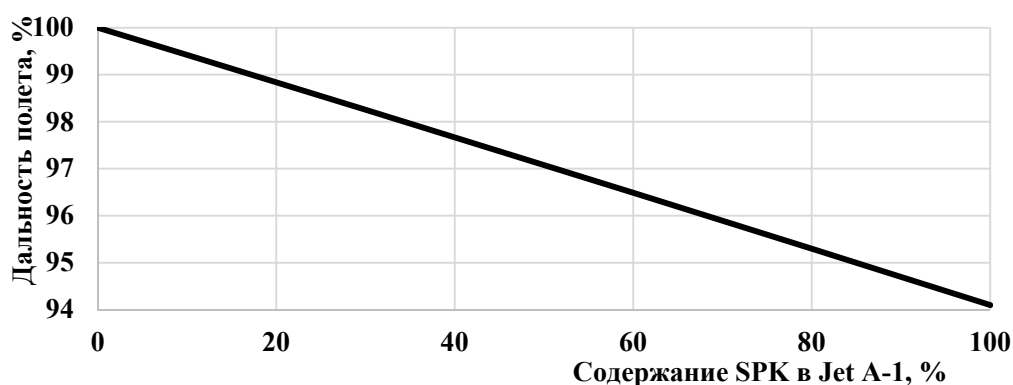


Рис. 4. Зависимость дальности полёта ВС от состава топлива
Fig. 4. Dependence of the aircraft range on the fuel composition

Зная элементный состав топлива и массу окислителя, необходимого для полного окисления (сгорания) этих элементов (табл. 2), и учитывая, что в качестве окислителя в авиационных двигателях применяется кислород воздуха, можно рассчитать секундный расход массы воздуха с окислителем:

$$L_0 = 4,33 \cdot G_0 = 4,33 \cdot (2,66g_C + 7,94g_H + g_S),$$

где G_0 – секундный расход массы окислителя, кг/с;

4,33 – коэффициент, учитывающий массу потребного воздуха, исходя из содержания в нём кислорода, равного 0,232 кг_{кислорода}/кг_{воздуха};

g_C, g_H, g_S – массовые доли основных элементов топлива: углерода, водорода и серы.

Таблица 2
Table 2

Масса окислителя, необходимая для полного окисления (сгорания) элементов топлив
(стехиометрическое соотношение)
The mass of the oxidant necessary for the complete oxidation (combustion) of fuel elements
(stoichiometric ratio)

Реакция	Расход кислорода, кг	Расход воздуха, кг
$C + O_2 \rightarrow CO_2$	$\approx 2,66$	$\approx 11,52$
$H_2 + 0,5 \cdot O_2 \rightarrow H_2O$	$\approx 7,94$	$\approx 34,38$
$S + O_2 \rightarrow SO_2$	$\approx 1,00$	$\approx 4,33$

Иначе L_0 также называют стехиометрическим коэффициентом – соотношением окислителя к топливу, при котором химическая реакция окисления (горения) происходит без остатка. Ясно [16–18, 20, 21], что стехиометрический коэффициент зависит от соотношения углерод-водород в топливе и после простых преобразований, пренебрегая массовой долей серы (g_S) в топливе, может быть рассчитан по формуле:

$$L_0 = (\frac{8}{3}g_C + 8g_H)/\psi_{O_2},$$

где L_0 – стехиометрический коэффициент, кг_{топлива}/кг_{воздуха};

g_C и g_H – массовая доля углерода и водорода в топливе;

ψ_{O_2} – массовая доля окислителя (кислорода) в воздухе, равная 0,232.

Реальный состав смеси при работе авиационного ГТД отличается от стехиометрического. Избыток окислителя по отношению к его массе в стехиометрической смеси оценивают коэффициентом избытка воздуха:

$$\alpha = G_o / (L_o \cdot G_T),$$

где G_T – секундный расход массы топлива, кг/с, принимаем равным 4000 т/ч.

Для современных ГТД значение коэффициента α лежит в диапазоне от 0,85 (богатая смесь, избыток топлива) до значений свыше 1,25 (бедная смесь, избыток воздуха).

В зависимости от стехиометрического коэффициента и соотношения углерод-водород может быть рассчитан расход массы газа через двигатель.

Секундный расход массы газа через двигатель:

$$G_r = G_T + G_o,$$

где G_o – секундный расход массы окислителя, кг/с.

Отсюда получаем формулу для расчёта массы газа:

$$G_r = G_T \cdot (1 + \alpha \cdot L_o) = G_T \cdot \left[1 + \alpha \cdot \frac{1 + 2g_H}{0,087} \right].$$

Зависимость потребной массы газа от состава смеси топлива в абсолютных значениях и в процентах показана на рис. 5, 6.

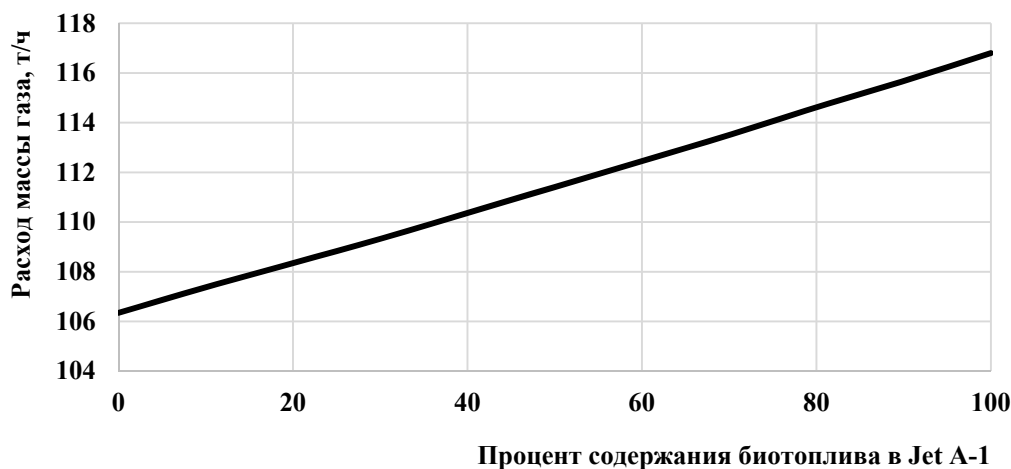


Рис. 5. Расход газа в зависимости от состава топлива
Fig. 5. The gas consumption depending on the fuel composition

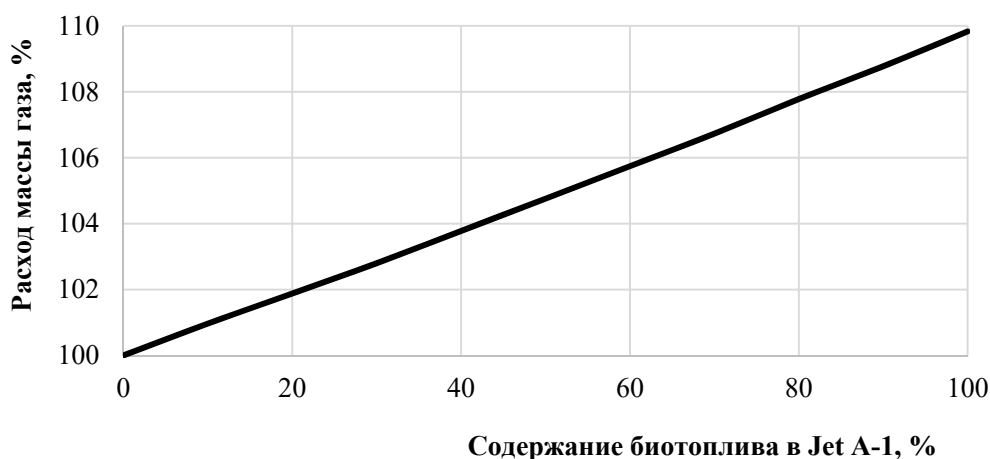


Рис. 6. Расход газа в зависимости от состава топлива
Fig. 6. The gas consumption depending on the fuel composition

От элементного состава топлива, влияющего на вредные выбросы [22], и стехиометрического коэффициента зависит и температура продуктов сгорания, которая приближённо может быть оценена по формуле:

$$T_{\Gamma} = \frac{H_u}{c_{pm} \cdot (1 + L_0)},$$

где T_{Γ} – температура продуктов сгорания, К/кг;

c_{pm} – средняя изобарная теплоёмкость продуктов сгорания, кДж/(кг·К).

Изменение температуры продуктов сгорания в зависимости от состава топливной смеси в абсолютных значениях и в процентах показано на рис. 7, 8.

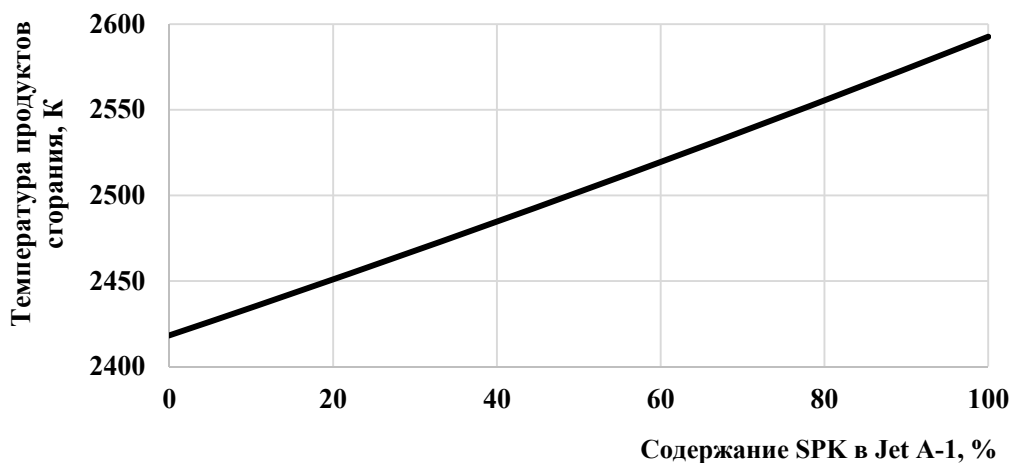


Рис. 7. Температура продуктов сгорания смеси топлива в зависимости от её состава
Fig. 7. Temperature of the combustion products of the fuel mixture depending on its composition

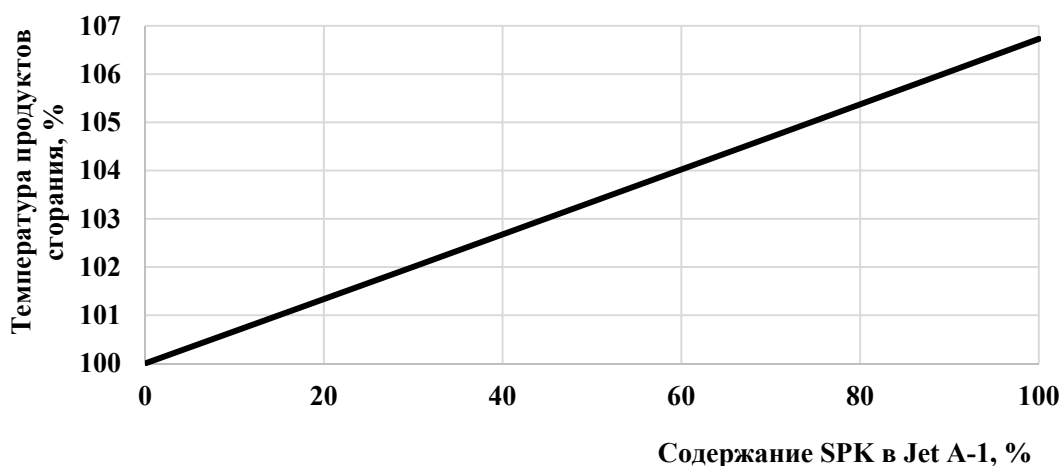


Рис. 8. Температура продуктов сгорания смеси топлива в зависимости от её состава
Fig. 8. Temperature of the combustion products of the fuel mixture depending on its composition

Богатая смесь применяется во время запуска двигателя и может наблюдаться на взлётном режиме, в целом, на всех расчётных режимах работа осуществляется на бедной смеси. Во-первых, изменяется состав продуктов сгорания – обеспечивается полнота окисления топлива, во-вторых, снижается температура продуктов сгорания в соответствии с формулой:

$$T_{\Gamma} = \frac{H_u}{c_{pm} \cdot (1 + \alpha \cdot L_0)}$$

Снижение температуры газа за счёт обеднения смеси на сегодняшнем этапе развития техники является необходимым условием сохранения ресурса горячих частей двигателя.

Оценим требуемое значение коэффициента α в зависимости от состава смеси топлива для обеспечения оптимальной температуры продуктов сгорания на выходе из камеры сгорания (рис. 9).

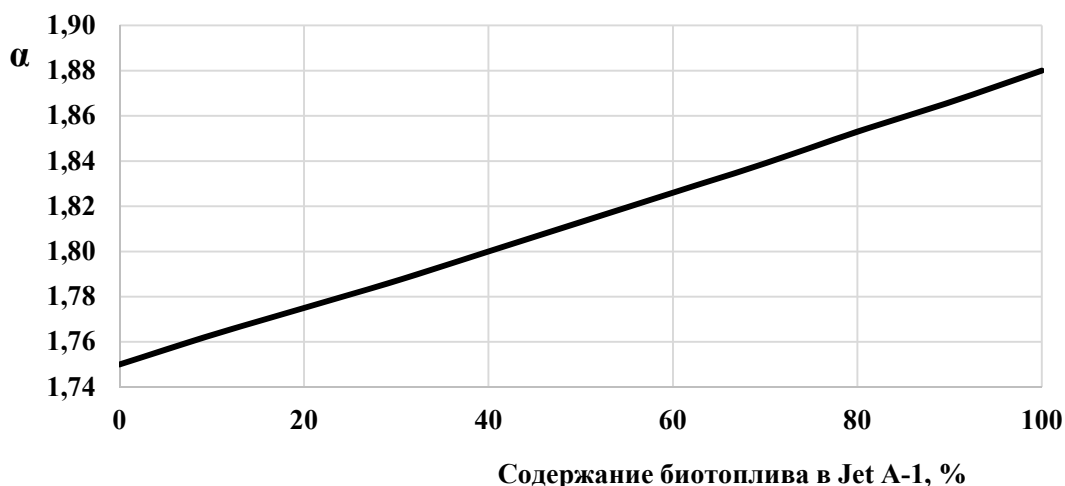


Рис. 9. Потребное значение коэффициента α в зависимости от состава смеси топлива для обеспечения оптимальной температуры продуктов сгорания на выходе из камеры сгорания
Fig. 9. The required value of the coefficient α depending on fuel mixture composition to ensure the optimum temperature of the combustion products at the outlet of the combustion chamber

На рис. 10 показана оценка влияния состава смеси топлива на его вязкость.

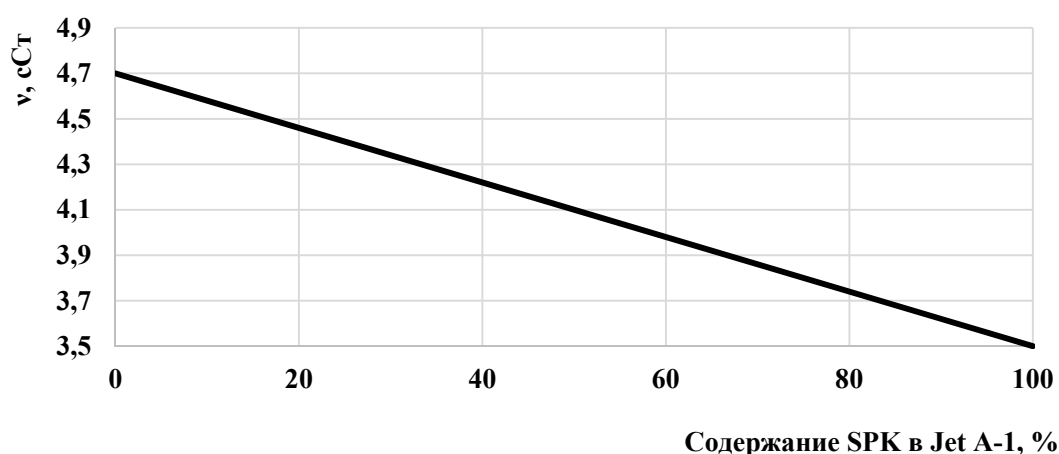


Рис. 10. Зависимость кинематической вязкости топливной смеси в зависимости от её состава

Fig. 10. Dependence of the fuel mixture kinematic viscosity depending on its composition

Наконец, важным показателем является цена заправляемого топлива. Любая вновь осваиваемая марка топлива имеет высокую стоимость. Так, стоимость топлива SPK на сегодняшний день составляет порядка 100 тыс. руб. за тонну, а цена традиционного керосина – вдвое меньше. Несложно оценить стоимость полной заправки ВС в зависимости от состава смеси топлива (рис. 11).

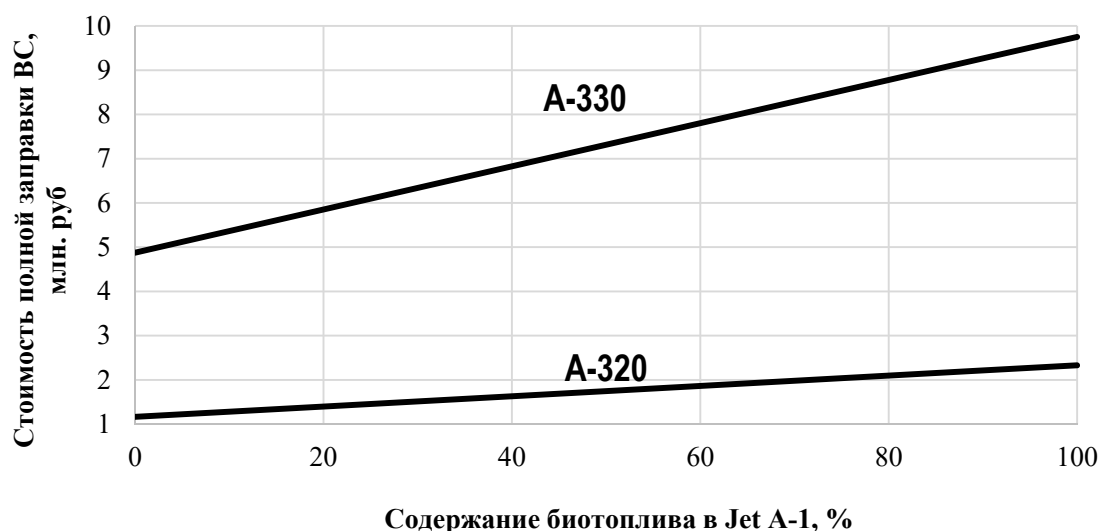


Рис. 11. Зависимость стоимости полной заправки ВС от состава смеси топлива

Fig. 11. Dependence of the full refueling aircraft cost on the fuel mixture composition

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Снижение плотности авиационного топлива при добавлении синтетического керосина SPK приводит к снижению энерговооружённости ВС и, соответственно, сокращает дальность его полёта. Если принять во внимание изменение плотности в зависимости от температуры, сокращение дальности полёта при применении 100 % SPK может достигать более 10 %.

2. Увеличение содержания синтетического керосина SPK в авиационном керосине уменьшает соотношение С/Н, что приводит к существенному росту потребного расхода газа через двигатель, и, как следствие, к увеличению его размеров и массы.

3. Увеличение содержания синтетического керосина SPK (выше 7 %) в авиационном керосине приводит к росту температуры продуктов сгорания, что требует увеличения коэффициента избытка воздуха.

4. Уменьшение кинематической вязкости авиационного топлива с увеличением содержания SPK положительно сказывается на прокачиваемости и тонкости распыла топлива, однако при снижении данного значения до критического (примерно менее 1,3 сСт) при увеличении температуры могут быть потеряны смазывающие свойства топлив, тем более, учитывая, что подавляющее большинство синтетических и биотоплив обладают низкой смазывающей способностью.

5. Проведённые расчёты показали, что наиболее целесообразно применять в качестве авиатоплива для ГТД смесь SPK и Jet A-1 в соотношении 1:1, что обусловлено получением наиболее приемлемых эксплуатационных свойств такой смеси и не потребует внесения изменений в конструкцию авиационных двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Федоров Е.П., Французова Н.А.** Разработка синтетического реактивного топлива из биосырья / Под общ. ред. Л.С. Яновского // Труды ЦИАМ: Прямоточные ВРД и химмотология: сб. науч. ст. 2010. № 1340. С. 107–116.
2. **Глаголева О.Ф., Белоконов Т.Н.** Топлива для двигателей внутреннего сгорания и альтернативная энергетика // «55 лет химмотологии. Основные итоги и направления развития»: тезисы докладов Межведомственной научно-технической конференции. Москва, 27 ноября 2019 г. С. 49.
3. **Николайкин Н.И., Мельников Б.Н., Большунов Ю.А.** Перевод на альтернативные виды топлива как способ повышения энергетической и экологической эффективности транспорта // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 162. С. 12–21.
4. **Glover B.M.** Boeing and the environment: our commitment to a better future: presentation of boeing management company. Seattle (USA): Boeing Management Company, 17.06.2008. 40 p.
5. **Васильев А.Ю., Челебян О.Г., Медведев Р.С.** Особенности применения биотопливной смеси в камерах сгорания современных газотурбинных двигателях // Вестник СГАУ им. Академика С.П. Королева. 2013. № 3 (41). С. 57–62.
6. **Schmidt M.** Challenges for ground operation arising from aircraft concepts using alternative energy / M. Schmidt, A. Paul, M. Cole, K.O. Ploetner // Journal of Air Transport Management. 2016. Vol. 56. Part B. Pp. 107–117. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jairtraman.2016.04.023>
7. **Грядунов К.И.** Сравнительный анализ показателей качества авиационных керосинов, биотоплив и их смесей / К.И. Грядунов, А.Н. Козлов, В.М. Самойленко, Ш. Ардешири // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 5. С. 67–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-67-75
8. **Башенко Н.С., Аджиев А.Ю., Шеин О.Г.** Возможности получения нового авиационного топлива – АСКТ // Экспозиция нефть и газ. 2009. № 5. С. 40–41.
9. **Ратнер С.В.** Инновации в авиастроении: анализ результатов исследовательских программ по разработке альтернативных видов авиационного топлива // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2018. Т. 14, № 3. С. 492–506. DOI: 10.24891/ni.14.3.492
10. **Fu J.** Direct production of aviation fuels from microalgae lipids in water / J. Fu, C. Yang, J. Wu, J. Zhuang, Z. Hou, X. Lu // Fuel. 2015. Vol. 139. Pp. 678–683. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.09.025>
11. **Гишваров А.С.** Эксплуатационная надежность топливных систем воздушных судов: учеб. пособие. Уфа: УГАТУ, 2008. 298 с.
12. **Законы горения** / Под общ. ред. Ю.В. Полежаева. М.: Энергомаш, 2006. 352 с.
13. **Демская И.А., Разносчиков В.В.** Методика определения новых составов альтернативных топлив // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19, № 5. С. 72–80.

14. Теоретические основы химмотологии / Под ред. А.А. Браткова. М.: Химия, 1985. 320 с.
15. Пискунов В.А. Химмотология в гражданской авиации: справочник / В.А. Пискунов, В.Н. Зрелов, В.Т. Василенко и др. М.: Транспорт, 1983. 248 с.
16. Литвинов А.А. Основы применения горюче-смазочных материалов в гражданской авиации: учебник для вузов. М.: Транспорт, 1987. 308 с.
17. Дубовкин Н.Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1962. 288 с.
18. Дубовкин Н.Ф. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: справочник / Н.Ф. Дубовкин, В.Г. Маланичева, Ю.П. Массур, Е.П. Федоров. М.: Химия, 1985. 240 с.
19. Серёгин Е.П. Развитие химмотологии. М.: Первый том, 2018. 880 с.
20. Хворенкова А.Ж. Теория горения и взрыва: сб. задач. Екатеринбург: Изд-во Ур-ГУПС, 2014. 80 с.
21. Кульчицкий А.Р. Топлива для энергоустановок. Расчет термохимических показателей: учеб. пособие. Владимир: Изд-во Владим. гос. ун-та, 2009. 100 с.
22. Chishty W.A. Benchmarking data from the experience gained in engine performance and emissions testing on alternative fuels for aviation / W.A. Chishty, T. Chan, P. Canteenwalla, C.R. Davison, J. Chalmers // Journal of the Global Power and Propulsion Society. 2017. Pp. 195–210. DOI: <https://doi.org/10.22261/S5WGLD>

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Самойленко Василий Михайлович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, v.samoilenko@mstuca.aero.

Грядунوف Константин Игоревич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, k.gryadunov@mstuca.aero.

Тимошенко Андрей Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, a.timoshenko@mstuca.aero.

Ардешири Шади, младший научный сотрудник, Авиатранспортное бюро в Международной организации гражданской авиации «ИКАО», shadiardeshiri@gmail.com.

SUBSTANTIATION OF THE RATIO OF BIOFUEL AND KEROSENE IN THE MIXTURE FOR ITS APPLICATION AS AVIATION FUEL

Vasily M. Samoylenko¹, Konstantin I. Gryadunov¹,
Andrey N. Timoshenko¹, Shadi Ardeshiri²

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

² Air Transport Bureau of the International Civil Aviation
Organization (ICAO), Montreal, Canada

ABSTRACT

Today, technologies for the production of alternative fuels and for the development of engines on different operating principles are actively developing, due to both the tightening of the environmental requirements of ICAO (International Civil Aviation Organization) for harmful emissions into the atmosphere and the depletion of non-renewable resources, and the interests of the oil importing countries. Strict requirements are imposed on the quality of aviation fuels related to ensuring the reliability of aviation technology and flight safety. Requirement toughening for quality indicators will inevitably lead to higher fuel prices, so today we can observe some concessions in domestic and foreign regulatory documents to certain quality indicators of aviation fuels, for example, to indicators of low-temperature properties. It follows that the use of petroleum fuels will sooner or later become inappropriate. Technologies to produce synthetic and biological fuels from various types of raw materials make it possible to obtain

fuel with close quality indicators to traditional kerosene, but it has not yet been completely replaced. Therefore, today we are considering the use of alternative fuels in a mixture with petroleum kerosene in various proportions. The question remains open: in what proportion is it possible to use mixtures of alternative fuel with kerosene on the aircraft without any negative consequences for their operation. Based on the known dependencies, a mathematical model is proposed for calculating some operational indicators of fuel, engine and aircraft depending on the proportion of mixing alternative fuel and kerosene. In accordance with the calculations, the most rational ratio of petroleum kerosene and SPK fuel is substantiated both from the point of view of the necessary operational properties and from the point of view of economic feasibility.

Key words: operational properties, biofuel, fuel mixture, fuel quality indicators, synthetic kerosene.

REFERENCES

1. **Fedorov, E.P. and Frantsuzova, N.A.** (2010). *Development of synthetic jet fuel from bio-raw materials*. Ramjet WFD and Chemmotologi, in L.S. Yanovskii (Ed.). Proceedings of CIAM, no. 1340, pp. 107–116. (in Russian)
2. **Glagoleva, O.F. and Belokon, T.N.** (2019). *Topliva dlya dvigateley vnutrennego sgoraniya i alternativnaya energetika* [Fuels for internal combustion engines and alternative energy]. 55 let khimmotologii. Osnovnyye itogi i napravleniya razvitiya: tezisy dokladov Mezhdedomstvennoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii [Proceedings of the Interdepartmental scientific and technical conference «55 years of chemmotology. Main results and directions of development» reports], p. 49. (in Russian)
3. **Nikolaykin, N.I., Melnikov, B.N. and Bolshunov, Yu.A.** (2010). *Transfer into alternative kinds of fuel as the way of transport power and ecological efficiency increase*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 162, pp. 12–21. (in Russian)
4. **Glover, B.M.** (2008). *Boeing and the environment: our commitment to a better future: presentation of boeing management company*, Seattle (USA): Boeing Management Company, 40 p.
5. **Vasilev, A.Yu., Chelebyan, O.G. and Medvedev, R.S.** (2013). *Peculiarities of application of biofuel mixture in combustion chambers of modern gas turbine engines*. Vestnik SGAU imeni Akademika S.P. Koroleva, no. 3 (41), pp. 57–62. (in Russian)
6. **Schmidt, M., Paul, A., Cole, M. and Ploetner, K.O.** (2016). *Challenges for ground operation arising from aircraft concepts using alternative energy*. Journal of Air Transport Management, vol. 56, part B, pp. 107–117. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jairtraman.2016.04.023>
7. **Gryadunov, K.I., Kozlov, A.N., Samoilenko, V.M. and Ardeshiri, Sh.** (2019). *Comparative analysis of quality indicators of aviation kerosine, biofuels and their mixtures*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 5, pp. 67–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-67-75. (in Russian)
8. **Bashchenko, N.S., Adzhiev, A.Yu. and Shein, O.G.** (2009). *Vozmozhnosti polucheniya novogo aviatsionnogo topliva – ASKT* [Opportunities for obtaining new aviation fuel-ASKT]. Exposition Oil & Gas, no. 5, pp. 40–41. (in Russian)
9. **Ratner, S.V.** (2018). *Innovation in the aircraft industry: An analysis of results of research programs for developing alternative types of aviation fuel*. National Interests: Priorities and Security, vol. 14, no. 3, pp. 492–506. DOI: 10.24891/ni.14.3.492. (in Russian)
10. **Fu, J., Yang, C., Wu, J., Zhuang, J., Hou, Z. and Lu, X.** (2015). *Direct production of aviation fuels from microalgae lipids in water*. Fuel, vol. 139, pp. 678–683. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.09.025>
11. **Gishvarov, A.S.** (2008). *Ekspluatatsionnaya nadezhnost toplivnykh system vozdukhnykh sudov: uchebnoye posobiye* [Operational reliability of aircraft fuel systems: textbook. Allowance]. Ufa: UGATU, 298 p. (in Russian)
12. **Polezhaev, Yu.V. (Ed.)**. (2006). *Zakony goreniya* [The laws of combustion]. Moscow: Energomash, 352 p. (in Russian)

13. Demskaya, I.A. and Raznoschikov, V.V. (2012). *Metodika opredeleniya novykh sostavov alternativnykh topliv* [Methodology for determining new compositions of alternative fuels]. Aerospace MAI Journal, vol. 19, no. 5, pp. 72–80. (in Russian)
14. Bratkov, A.A. (Ed.). (1985). *Teoreticheskiye osnovy khimmotologii* [Theoretical foundations of chemmotology]. Moscow: Khimiya, 320 p. (in Russian)
15. Piskunov, V.A. (1983). *Himmotologiya v grazhdanskoy aviatsii: spravochnik* [Chemmotology in civil aviation: directory]. Moscow: Transport, 248 p. (in Russian)
16. Litvinov, A.A. (1987). *Osnovy primeneniya goryuche-smazochnykh materialov v grazhdanskoy aviatsii. Uchebnik dlya VUZ* [Bases of fuels and lubricants application in civil aviation: Textbook for Universities]. Moscow: Transport, 308 p. (in Russian)
17. Dubovkin, N.F. (1962). *Spravochnik po uglerodnym toplivam i ikh produktam sgoraniya* [Handbook on the thermophysical properties of hydrocarbon fuels and their products of combustion]. Moscow-Leningrad: Gosenergoizdat, 288 p. (in Russian)
18. Dubovkin, N.F., Malanicheva, V.G., Massur, Yu.P. and Fedorov, E.P. (1985). *Fiziko-khimicheskiye i ekspluatatsionnyye svoystva reaktivnykh topliv: spravochnik* [Physical and chemical and operational properties of jet fuels: directory]. Moscow: Khimiya, 240 p. (in Russian)
19. Seregin, E.P. (2018). *Razvitiye himmotologii* [Development of chemmotology]. Moscow: Pervyy tom, 880 p. (in Russian)
20. Khvorenkova, A.Zh. (2014). *Teoriya goreniya i vzryva: sbornik zadach* [Theory of combustion and explosion: collection. Task]. Yekaterinburg: Izdatelstvo UrGUPS, 80 p. (in Russian)
21. Kulchitskiy, A.R. (2009). *Topлива dlya energostanovok. Raschet termokhimicheskikh pokazateley: uchebnoye posobiye* [Fuel for power plants. Calculation of thermochemical parameters: textbook]. Vladimir: Izdatelstvo Vladimirovskogo gosudarstvennogo universiteta, 100 p. (in Russian)
22. Chishty, W.A., Chan, T., Canteenwalla, P., Davison, C.R. and Chalmers, J. (2017). *Benchmarking data from the experience gained in engine performance and emissions testing on alternative fuels for aviation*. Journal of the Global Power and Propulsion Society, pp. 195–210. DOI: <https://doi.org/10.22261/S5WGLD>

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

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

Andrey N. Timoshenko, Candidate of Technical Sciences, the Associate Professor of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.timoshenko@mstuca.aero.

Ardeshiri Shadi, Junior Research Fellow, Air Transport Bureau of the International Civil Aviation Organization (ICAO), Montreal, Canada, shadiardeshiri@gmail.com.

Поступила в редакцию 27.03.2020
Принята в печать 21.05.2020

Received 27.03.2020
Accepted for publication 21.05.2020

УДК 629.7.015.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-29-38

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ОБРАЗЦОВ, МОДЕЛИРУЮЩИХ ПРОДОЛЬНЫЕ И ПОПЕРЕЧНЫЕ СТЫКИ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА МС-21

В.К. ХАРИНА¹

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

Поддержание летной годности воздушных судов осуществляется рядом мероприятий, гарантирующих безопасную эксплуатацию. ЦАГИ, СибНИИА, ГосНИИГА и другие организации, обладающие высокоэффективной лабораторной базой, проводят испытания и исследования конструкций и элементов конструкций для установления или продления ресурса поэтапно. Испытания требуют возможности воссоздания сложных спектров нагружения и могут являться длительными и дорогостоящими. Одна из основных проблем, возникающих при испытаниях, оказывается их форсирование. Форсирование сокращает время испытаний при сохранении эквивалентности механизмов накопления усталостных повреждений и разрушения конструкции при реальном и модельном нагружении. Для каждого этапа на основе лабораторных испытаний, испытаний в процессе эксплуатации и прогнозирования ожидаемых условий эксплуатации определяется величина ресурса и срок службы, гарантирующий безопасность полетов. Учитывая информацию о появлении дефектов, накапливаемых на каждом этапе, проводятся дополнительные испытания и разрабатываются технические мероприятия, которые определяют ресурс и срок службы авиаконструкции или элементов конструкции, выявляются недостатки проектирования, изготовления, технического обслуживания и ремонта. Одним из ключевых вопросов является механика разрушения, на которых основывается оценка живучести авиаконструкций. Механизм усталостного разрушения зависит от многих факторов: эксплуатационной нагрузки или ее модели; напряженного состояния, которое возникает во время испытаний; материала, из которого изготовлены элементы конструкции. Усталостное разрушение начинается с появления микротрещин в ослабленном месте элемента конструкции. При действии нагрузок, часто представляющих собой случайный процесс, развитие трещин идет достаточно интенсивно и приводит к разрушению конструкции. Для определения долговечности образцов, моделирующих продольные и поперечные стыки фюзеляжа самолета МС-21, были проведены теоретические расчеты и экспериментальные исследования, что дало возможность судить о соответствии полученных результатов по нагруженному отверстию.

Ключевые слова: поддержание летной годности, продление ресурса, долговечность элементов конструкций, усталостные разрушения.

ВВЕДЕНИЕ

Задача продления ресурса самолета базируется на исследовании живучести и усталостных характеристик силовых элементов авиационных конструкций, а также оценочных методов расчетов долговечности элементов конструкции [4]. На основании анализа результатов экспериментальных исследований образцов, моделирующих продольные и поперечные стыки фюзеляжа самолета МС-21 [5], разработаны методы расчета долговечности стыков фюзеляжа. Учитывая действующие напряжения изгиба, иногда превышающие номинальные напряжения в несколько раз, возникает явление геометрической нелинейности – зависимости напряжённо-деформированного состояния от уровня нагружения¹ [6-14] с увеличением концентрации напряжений в месте отверстия. При расчетах и изучении явления концентрации напряжений при плоском напряженном состоянии величина отверстия должна быть достаточно малой по сравнению с шириной образца в наименьшем поперечном сечении (отношение ширины образца к диаметру отверстия равно 6, диаметр отверстия 5 мм, толщина образца 2 мм). В месте заклепочного соединения стыков фюзеляжа исследовались разнооб-

¹ Авиационный справочник А.С. 1.1.М.001-2012. М.: ОАК, ЦАГИ, 2013. 302 с.

разные виды деформированного состояния на образцах, моделирующих продольные и поперечные стыки фюзеляжа. Объектами испытаний были образцы (рис.1), изготовленные на Иркутском авиационном заводе (ИАЗ) в соответствии с технологией изготовления элементов фюзеляжа самолета МС-21. Продольные стыки фюзеляжа имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин внахлест. Объектами испытаний также были образцы в виде полосы с центральным отверстием, изготовленные из тех же листов 1163РДТВ л. 2.0, что и образцы, моделирующие поперечные стыки. Образцы были выполнены из неплакированного листа 1163РДТВ л. 2.0 в виде полосы шириной 30 мм с центральным отверстием диаметром 5 и 4 мм вдоль и поперек проката листов. 1163 РДТВ – современный алюминиевый сплав Al-Cu-Mg, прежде всего использующийся для авиации. Из него выполняются внешние обшивки крыла, фюзеляжа, стрингеры. Поставляется в виде листов и плит. Для обшивки фюзеляжа отечественного гражданского самолета МС-21 1163РДТВ является основным. По сравнению с другими сплавами 1163РДТВ обладает повышенной выносливостью и более высокой вязкостью разрушения. Применение полуфабрикатов из этого материала гарантированно обеспечивает ресурс планера перспективных самолетов гражданского назначения более 60000 летных часов, что составляет 40 лет срока службы. Для того, чтобы минимизировать количество стыков по окружности фюзеляжа листы из 1163РДТВ выполняются больших габаритных размеров, чем серийно выпускаемые. Улучшение характеристик осуществляется с помощью твердой регламентированной плакировки.

ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ

Изучение влияния на долговечность стыков фюзеляжа толщины листов сопровождалось исследованием влияния на ресурс крепежных элементов.

Объектами испытаний были образцы, изготовленные на Иркутском авиационном заводе (ИАЗ) в соответствии с технологией изготовления элементов фюзеляжа самолета МС-21.

Продольные стыки фюзеляжа имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин внахлест. Направление проката – поперечное.

Поперечные стыки фюзеляжа имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин на накладке. Направление проката пластин (обшивки) – долевое, накладки – поперечное.

Образцы в виде полосы с центральным отверстием. Испытания выполнялись в соответствии с программами усталостных испытаний образцов стыков фюзеляжа самолета МС-21 для обеспечения заданного ресурса планера самолета на базе ФГУП «ЦАГИ».

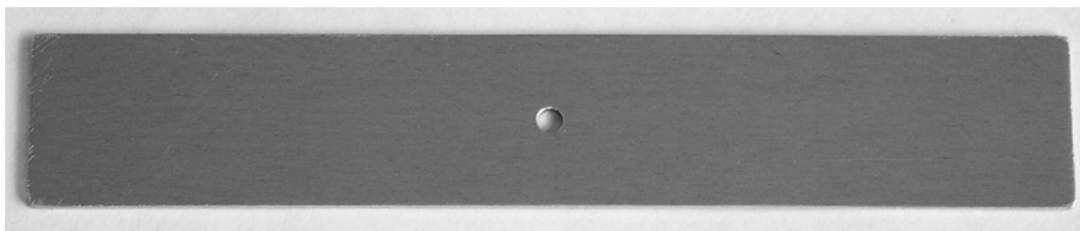


Рис. 1. Образец 8.012

Fig. 1. Sample 8.012

Нагружение образцов проводилось синусоидальной отнулевой нагрузкой, частота циклов нагружений устанавливалась 3÷5 Гц. Испытания проводились до окончательного разрушения.

Максимальные величины нагрузок были заданы по напряжениям и значениям толщины t и ширины W образца:

$$P_{\max} = \sigma_{\max} \cdot t \cdot W.$$

Результаты испытаний представлены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Долговечность образцов из 1163РДТВ
Durability of samples from 1163RDTV

Обозначение образца	HB	d мм	B/d	α_{σ}	$\sigma_{\max \text{ нетто}}$	$\sigma_{\max \text{ нетто}}^{\text{прив}}$ кгс/мм ²	$\tilde{N}$ ЦИКЛ	$S_{\lg N}$	n шт.
8.012	$L-T$	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	273 370	0.174	5
8.021	$T-L$	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	246 100	0.176	5
8.022	$L-T$	4.0	7.5	2.65	12.00	12.34	>479 000	-	5
0.011	$T-L$	4.0	7.5	2.65	20.00	20.56	44 990	0.016	4
					12.00	12.34	313 160	0.140	6
0.012	$L-T$	5.0	6.0	2.58	20.00	20.00	42 680	0.077	5
					12.00	12.00	408 280	0.160	5
0.021	$T-L$	5.0	6.0	2.58	20.00	20.00	49 230	0.032	4
					12.00	12.00	250 370	0.101	6
0.022	$L-T$	4.0	7.5	2.65	20.00	20.56	42 820	0.057	5
					12.00	12.34	255 020	0.099	5
8.012 & 0.012	$L-T$	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	411 270	0.184	9
8.021 & 0.021	$T-L$	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	266 910	0.179	11
8.022 & 0.022	$L-T$	4.0	7.5	2.65	12.00	12.34	307 350	0.128	10

В таблице использованы обозначения:

HB – направление вырезки образца из листа ($L-T$ – вдоль проката, $T-L$ – поперек проката);

B – ширина образца;

d – диаметр отверстия;

$\sigma_{\max \text{ нетто}}^{\text{прив}} = \sigma_{\max \text{ нетто}} \cdot \alpha_{\sigma} / \alpha_{\sigma B/d=6}$ – максимальное напряжение нетто образца с произвольным значением B/d , приведенное к максимальному напряжению нетто образца с $B/d=6$;

$\tilde{N}$ – среднее значение долговечности (антилогарифм среднего значения логарифма долговечности);

$S_{\lg N}$ – рассеяние логарифма долговечности;

n – количество испытанных образцов.

Кривая усталости материала [4] при отнулевом нагружении аппроксимировалась степенной зависимостью в виде:

$$\lg(N) = C - m \cdot \lg(\sigma),$$

где C и m – экспериментальные константы.

Отклонения максимальной и минимальной нагрузок от заданного значения в данных испытаниях на испытательных машинах не превышали 1.5% максимальной нагрузки $P_{\max}$.

Образцы вырезались как вдоль, так и поперек проката листов.

Как видно по кривым усталости (рис. 2, 3), полученные значения долговечностей для образцов-свидетелей (аналогичных реальному объекту, изготовленных из того же материала, по такой же технологии, что фюзеляж самолета МС-21, для испытаний и определения долговечности) заметно ниже долговечностей, анонсируемых в Авиационном справочнике [2].

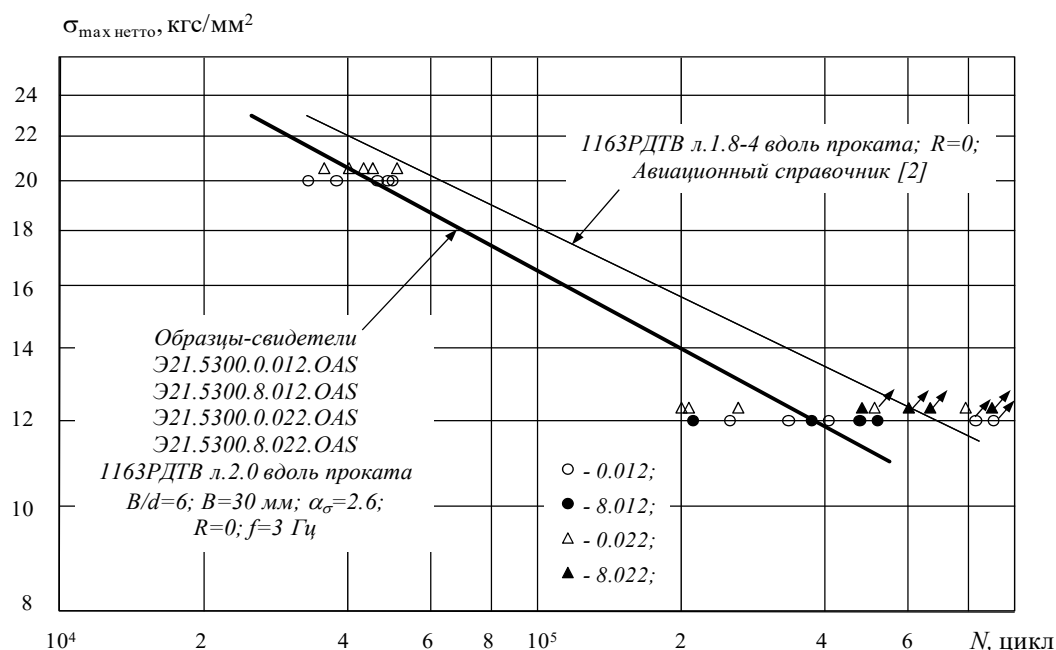


Рис. 2. Кривые усталости образцов-свидетелей в виде полосы с отверстием из листа 1163РДТВ л.2.0 вдоль проката

Fig. 2. Fatigue curves of witness-samples in the form of a strip with a hole from sheet 1163RDTV 1.2.0 along the rolled metal

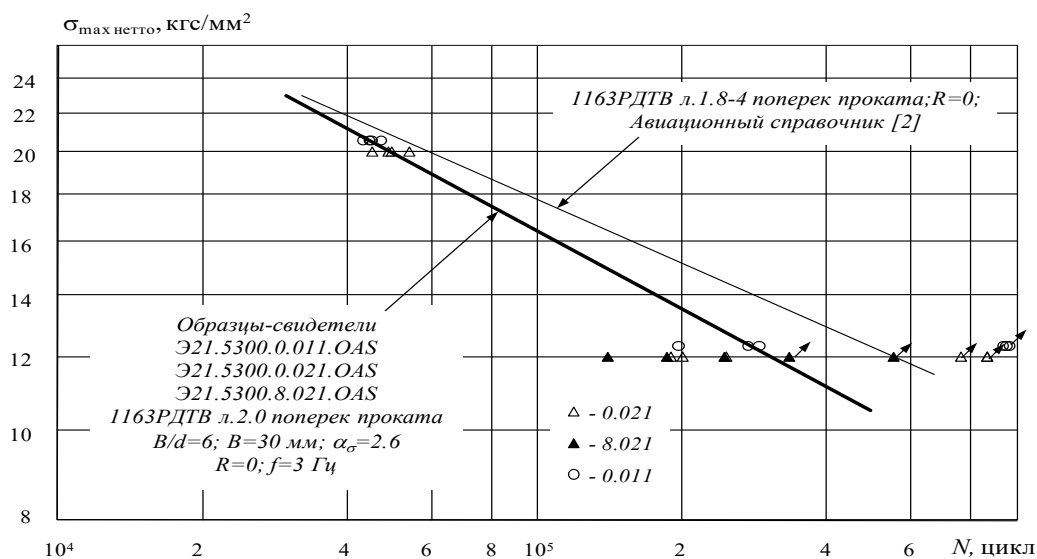


Рис. 3. Кривые усталости образцов-свидетелей в виде полосы с отверстием из листа 1163РДТВ л.2.0 поперек проката

Fig. 3. Fatigue curves of witness-samples in the form of a strip with a hole from sheet 1163RDTV 1.0.0 across the rolled metal

Значения констант кривой усталости [11] (брутто), использованные далее в расчётах, приведены в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Параметры кривых усталости материала 1163РДТВ л.2,0
The parameters of the material fatigue curves 1163RDTV 1.2.0

Направление вырезки образца	C	m
Вдоль проката	9.749	4.17
Поперек проката	9.065	3.58

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ

Расчет напряжённого состояния соединения выполнен с помощью разработанного в ЦАГИ программного комплекса для расчета напряженного состояния и оценки долговечности до разрушения соединений элементов авиационных конструкций.

Соединяемые элементы рассматриваются как стержни, работающие на растяжение и изгиб. Разработанная методика позволяет определять напряженное состояние соединений с учетом зависимости напряженного состояния от уровня нагружения, то есть геометрической нелинейности, с высокой точностью и быстродействием; позволяет определять матрицу податливости болтов и заклепок [6] с учетом влияния осевой затяжки, жесткости головок (гаек), технологии установки и деформаций сдвига крепежа.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЯ

Характер распределения напряжений в полосе, ослабленной круглым отверстием, и определение величины коэффициента концентрации напряжения дается в соответствии с теорией упругости. В лабораторных условиях МГТУ ГА проводились эксперименты с подобными пластинами из авиационного материала Д-16 толщиной $t = 3,3$ мм, шириной $b = 199,4$ мм. Полоса с круглым отверстием подвергалась растяжению на разрывной испытательной машине типа WDW. Тензодатчики, расположенные в разных частях пластины, фиксировали деформацию. В поперечных сечениях, удаленных от отверстия, возникают только нормальные напряжения. Напряжение вблизи выреза фиксировалось значительно больше, чем на участке пластины, расположенном дальше от выреза [5, 8]. Эпюры, построенные по результатам экспериментальных исследований, имеют характерные очертания. По показаниям тензодатчиков 4÷7 – напряжения в сечении АВ распределены равномерно, тензодатчики 1÷3 и 1'÷3' показывают концентрацию напряжений вблизи отверстия (рис. 4).

Коэффициентом концентрации напряжений [5] будет являться отношение σ_{max} / σ_0 .

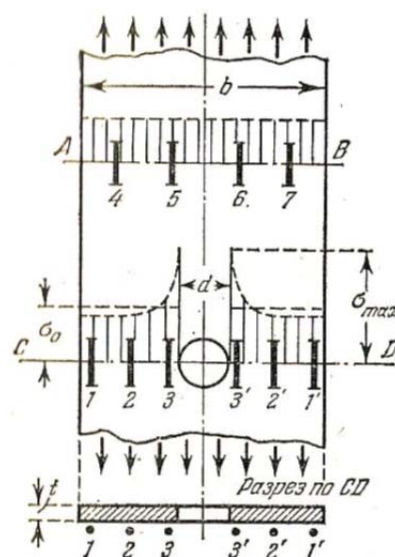


Рис. 4. Эпюры, построенные по результатам экспериментальных исследований

Fig. 4. Plots based on the results of experimental studies

В ослабленном сечении $\sigma_0 = \frac{P}{t(b-d)}$.

При действии переменных нагрузок места концентрации напряжений являются подверженными возникновению усталостных трещин [20], что подтверждается экспериментальными данными.

Поперечные стыки фюзеляжа (рис. 5, 6) имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин на накладке. Для уменьшения изгибных напряжений и приближения условий работы образца к реальной конструкции на образцы при испытаниях устанавливали имитатор шпангоута. Направление проката у листов – долевое, у накладок – поперечное. Образцы выполнены из листов 1163РДТВ л. 2.0 и 2.5.

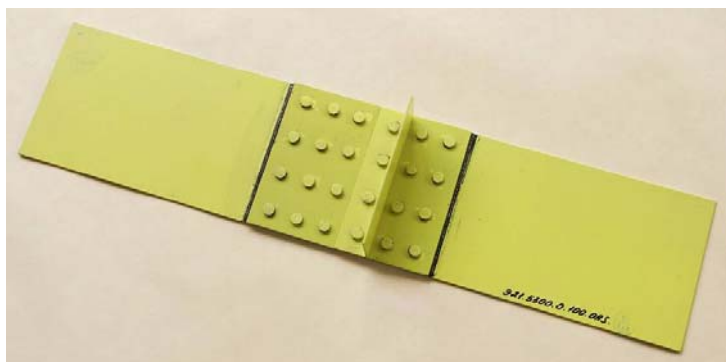


Рис. 5. Образец поперечного стыка фюзеляжа на заклепках
Fig. 5. Sample of the fuselage cross joint with rivets

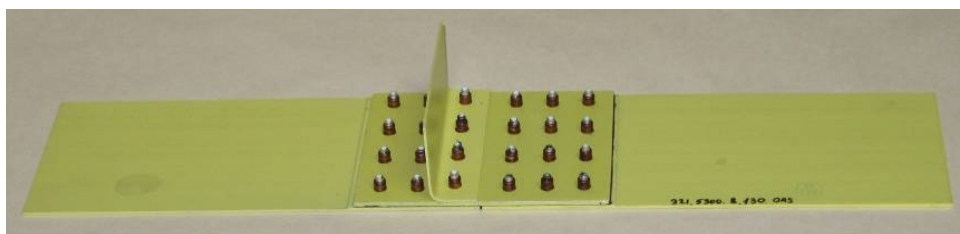


Рис. 6. Образец поперечного стыка фюзеляжа на болт-заклепках
Fig. 6. Sample of the fuselage cross joint with high locks

На рис. 7, 8 приведены характерные изломы поперечных стыков, полученные при испытаниях.



Рис. 7. Разрушение по галтельному переходу, например, образец 8.100 № 1, крепёж – заклёпки ЗУГА
Fig. 7. Destruction of the fillet, for example, sample 8.100 No. 1, fasteners - rivets ZUGA

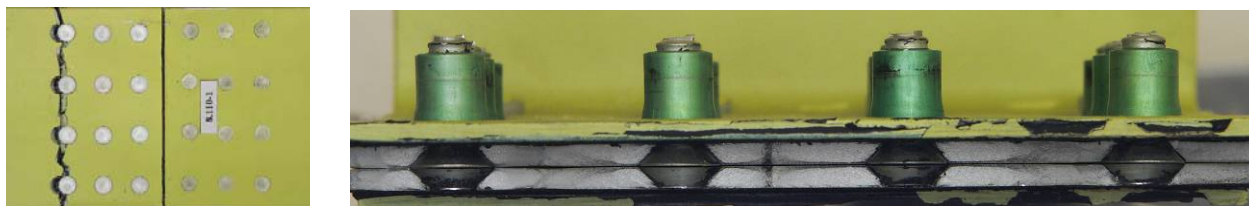


Рис. 8. Разрушение первого ряда листа по отверстиям под болт-заклёпки и перед замыкающими головками болт-заклёпок, листа, например, образец 8.110 № 1, крепеж – болт-заклёпки Ø5 мм по ОСТ 1 11631

Fig. 8. Destruction of the sheet first row through the holes for the bolt-rivets and in front of the locking heads of the bolt-rivets of the sheet, for example, sample 8.110 No. 1, fasteners – high locks Ø5 mm according to OST 1 11631

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Распределение напряжений в зонах концентрации может быть найдено методами теории упругости или экспериментальными. Точное решение подобных задач во многих случаях не удастся. Поэтому кроме экспериментальных данных часто пользуются численными методами, позволяющими получить результаты с достаточной точностью.

Теоретические расчеты и экспериментальные исследования подтверждают, что при плавном изменении формы и размеров тел методы сопротивления материалов позволяют с достаточной точностью оценивать напряженно-деформированное состояние в любой точке пластины. Но в зонах с резким изменением форм и размеров тел, а также в зонах контакта деталей проявляется явление концентрации напряжений. В общем случае концентрация напряжений зависит от формы и размеров тела, вида концентратора, его размеров и расположения, от характера нагружения (одноосное растяжение, растяжение по двум направлениям, изгиб). Концентрация напряжения оказывает значительное влияние на прочность при переменных, динамических и статических нагрузках. Особенно неблагоприятно влияет при динамической нагрузке, в силу того, что удельная работа внутренних сил пропорциональна квадрату напряжений и энергия удара концентрируется в ослабленных местах. По результатам испытаний выявлено три основных типа разрушения: по нагруженному отверстию, по головкам заклёпок и по галтельному переходу. ЦАГИ проведен анализ результатов экспериментальных исследований долговечности образцов, имитирующих различные варианты стыков фюзеляжа самолета МС-21, сделаны выводы, даны рекомендации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ицкович А.А., Файнбург И.А.** Показатели эффективности процессов поддержания летной годности воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 178. С. 21–26.
2. **Бутушин С.В., Семин А.В.** Целостность элементов конструкции планера при длительной эксплуатации воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 30–37.
3. **Басов В.Н.** Влияние длительной эксплуатации самолетов на прочностные характеристики материалов / В.Н. Басов, Г.И. Нестеренко, Б.Г. Нестеренко, В.Г. Петрусенко // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 38–48.
4. **Арепьев А.Н., Громов М.С., Шапкин В.С.** Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций. М.: Воздушный транспорт, 2002. 424 с.
5. **Басов В.Н., Балашов В.В., Стойда Ю.М. и др.** Испытание образцов фюзеляжа самолет МС 21-200. Отчёт НИО-18 ЦАГИ № 5815, 2011. 92 с.

6. Семернин А.В., Стрижиус В.Е. Методы расчетов на усталость элементов с геометрическими концентраторами // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 76–83.
7. Yang H. The effects of corrosive media on fatigue performance of structural aluminum alloys / H. Yang, Y. Wang, X. Wang, P. Pan, D. Jia // Metals. 2016. Vol. 6, iss. 7. Pp. 160. DOI: 10.3390/met6070160
8. Goranson U.G. Damage tolerance theory and practice // Moscow Aeronautical University. 1997. September 8. Moscow, Russia.
9. Torres V.F.S., Voorwald H.J.C. An evaluation of shot peening, residual stress and stress relaxation on the fatigue life of AISI 4340 steel // International Journal of Fatigue. 2002. Vol. 24, iss. 8. Pp. 877–886. DOI: 10.1016/S0142-1123(01)00205-5
10. Sharp P.K. Fatigue life recovery in aluminum alloy aircraft structure / P.K. Sharp, Q. Liu, S.A. Barter, P. Baburamani, G. Clark // Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures. 2002. Vol. 25, iss. 2. Pp. 99–110. DOI: 10.1046/j.1460-2695.2002.00481.x
11. Teng T.-L., Chang P.-H. Effect of residual stress on fatigue crack initiation life for butt-welded joints // Journal of Materials Processing Technology. 2004. Vol. 145, iss. 3. Pp. 325–335. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2003.07.012
12. Белов В.К. Повышение усталостной долговечности заклепочных и сварных соединений авиационных конструкций технологическими методами: монография / В.К. Белов, Г.Ф. Рудзей, А.А. Калюта. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. 179 с.
13. Larignon C. Investigation of Kelvin probe force microscopy efficiency for the detection of hydrogen ingress by cathodic charging in an aluminium alloy // C. Larignon, J. Alexis, E. Andrieu, L. Lacroix, G. Odemer, C. Blanc // Scripta Materialia. 2013. Vol. 68, iss. 7. Pp. 479–482. DOI: 10.1016/j.scriptamat.2012.11.026
14. Burns J.T., Larsen J.M., Gangloff R.P. Effect of initiation feature on microstructurescale fatigue crack propagation in Al-Zn-Mg-Cu // International Journal of Fatigue. 2012. Vol. 42. Pp. 104–121. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2011.08.001
15. Серенсен С.В., Когаев Б.П., Шнейдерович Р.М. Несущая способность и расчет деталей машин на прочность: руководство и справочное пособие. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1975. 488 с.
16. Стрижиус В.Е. Некоторые аспекты теории и практики обеспечения усталостной прочности и ресурса конструкции современных самолетов транспортной категории // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 66–75.
17. Иванов М.Н., Финогенов В.А. Детали машин: учебник для вузов. 8-е изд., испр. М.: Высшая школа, 2003. 408 с.
18. Петерсон Р. Коэффициенты концентрации напряжений: пер. с англ. И.А. Нечай, И.П. Сухарев, Б.Н. Ушаков. М.: МИР, 1977. 302 с.
19. Семин М.И. Основы сопротивления материалов: учеб. пособие. М.: ВЛАДОС, 2004. 255 с.
20. Gayaram T.V. Effect of thermal exposure on the mechanical and wear properties of aerospace alloys / T.V. Gayaram, J.J. Patel, H.O. Dabhi, V.D. Dhiman // Journal for Research. 2016. Vol. 02, iss. 01. Pp. 51–57.
21. Chan K.S., Jones P., Wang Q. Fatigue crack growth and fracture paths in aluminum alloys // Materials Science and Engineering: A. 2003. Vol. 341, iss. 1-2. Pp. 18–34. DOI: 10.1016/S0921-5093(02)00196-X

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Харина Вера Константиновна, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, h.vera@bk.ru

DETERMINATION OF DURABILITY OF SAMPLES MODELING THE MS-21 FUSELAGE LONGITUDINAL AND CROSS JOINTS

Vera K. Harina¹

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

ABSTRACT

Aircraft airworthiness maintenance is carried out by a number of measures guaranteeing safe operation. TsAGI, SibNIIA, GosNIIGA and other organizations with a highly-efficient laboratory base conduct tests and studies of structures and structural elements to determine or extend the operational life in stages. The tests require the capability to recreate complex loading spectra and they can be lengthy and expensive. One of the main problems encountered during testing is its forcing. Forcing reduces the test time while maintaining the equivalence of the fatigue damage and structural failure accumulation mechanisms under real and model loading. For every stage, the operational life limit and durability, guaranteeing flight safety, are determined on the basis of laboratory tests, operation tests and prediction of expected operating conditions. At every stage, information about the emerging defects is accumulated, additional tests are carried out and technical measures, determining the aircraft structure or structural elements operational life and durability, are developed, and design, manufacture, maintenance and repair deficiencies are identified. One of the key issues is the fracture mechanics, which the assessment of the aircraft structures survivability is based on. The fatigue failure mechanism depends on many factors: operational load or its model; stress condition that occurs during testing; the material, which the structural elements are made of. Fatigue failure begins with the microcracks in the structural element weakened area. Under the loads action, often being a random process, the cracks propagation is quite intense and it leads to the destruction of the structure. To determine the durability of the samples, modeling the MS-21 fuselage longitudinal and cross joints, theoretical calculations and experimental studies were carried out, and it allowed to judge about the compliance of the results obtained by the loaded hole.

Key words: airworthiness maintenance, operational life extension, structural elements durability, fatigue failure.

REFERENCES

1. Itskovich, A.A. and Fainburg, I.A. (2012). *Indicators of the efficiency of processes of maintenance of the aircrafts airworthiness*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 178, pp. 21–26. (in Russian)
2. Butushin, S.V. and Semin, A.V. (2009). *Integrity of elements of a glider at continued airworthiness*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 30–37. (in Russian)
3. Basov, V.N., Nesterenko, G.I., Nesterenko, B.G. and Petrusenko, V.G. (2009). *Material property degradation study during aircraft operation*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 38–48. (in Russian)
4. Arepev, A.N., Gromov, M.S. and Shapkin, V.S. (2002). *Problemy ekspluatatsionnoy zhivuchesti aviatsionnykh konstruktsey* [Issues with operational survivability of aircraft structures]. Moscow: Vozdushnyy transport, 424 p. (in Russian)
5. Basov, V.N., Balashov, V.V., Stoyda, Yu.M. and others. (2011). *Ispytaniye obraztsov fyuzelyazha samolet MS 21-200* [Testing the fuselage samples of the aircraft MC 21-200]. Otchet NIO-18 TsAGI, no. 5815, 92 p. (in Russian)
6. Semernin, A.V. and Strizius, V.E. (2009). *Methods for fatigue life analysis of elements with geometrical concentrators*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 76–83. (in Russian)
7. Yang, H., Wang, Y., Wang, X., Pan, P. and Jia, D. (2016). *The effects of corrosive media on fatigue performance of structural aluminum alloys*. Metals, vol. 6, issue 7, pp. 160. DOI: 10.3390/met6070160
8. Goranson, U.G. (1997). *Damage tolerance theory and practice*. Moscow Aeronautical University, September 8, Moscow, Russia.
9. Torres, V.F.S. and Voorwald, H.J.C. (2002). *An evaluation of shot peening, residual stress and stress relaxation on the fatigue life of AISI 4340 steel*. International Journal of Fatigue, vol. 24, issue 8, pp. 877–886. DOI: 10.1016/S0142-1123(01)00205-5

10. Sharp, P.K., Liu, Q., Barter, S.A., Baburamani, P. and Clark, G. (2002). *Fatigue life recovery in aluminum alloy aircraft structure*. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, vol. 25, issue 2, pp. 99–110. DOI: 10.1046/j.1460-2695.2002.00481.x
11. Teng, T.-L. and Chang, P.-H. (2004). *Effect of residual stress on fatigue crack initiation life for butt-welded joints*. Journal of Materials Processing Technology, vol. 145, issue 3, pp. 325–335. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2003.07.012
12. Belov, V.K., Rudzey, G.F. and Kalyuta, A.A. (2006). *Povysheniye ustalostnogo resursa zaklepok i svarnykh soyedineniy aviatsionnykh konstruktsiy tekhnologicheskimi metodami: Monografiya* [Improving the fatigue life of rivets and welded joints of aircraft structures by technological methods: Monography]. Novosibirsk: Izdatelstvo NGTU, 179 p. (in Russian)
13. Larignon, C., Alexis, J., Andrieu, E., Lacroix, L., Odemer, G. and Blanc, C. (2013). *Investigation of Kelvin probe force microscopy efficiency for the detection of hydrogen ingress by cathodic charging in an aluminum alloy*. Scripta Materialia, vol. 68, issue 7, pp. 479–482. DOI: 10.1016/j.scriptamat.2012.11.026
14. Burns, J.T., Larsen, J.M. and Gangloff, R.P. (2012). *Effect of initiation feature on microstructurescale fatigue crack propagation in Al-Zn-Mg-Cu*. International Journal of Fatigue, vol. 42, pp. 104–121. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2011.08.001
15. Serensen, S.V., Kogaev, B.P. and Shneyderovich, R.M. (1975). *Nesushchaya sposobnost i raschety detaley mashin na prochnost: rukovodstvo i spravocnoye posobiye* [Bearing capacity and strength calculation of machine parts. Guide and reference book.]. 3rd ed. Moscow: Mashinostroyeniye, 488 p. (in Russian)
16. Strizius, V.E. (2009). *Some aspects of the theory and practice of fatigue durability maintenance for transport category modern aircraft structure*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 66–75. (in Russian)
17. Ivanov, M.N. and Finogenov, V.A. (2003). *Detali mashin. Uchebnik dlya VUZov* [Machine parts: Textbook for Universities]. 8th ed., ispravlennoye. Moscow: Vysshaya shkola, 408 p. (in Russian)
18. Peterson, R.E. (1974). *Stress concentration factors*. John Wiley & Sons, New York, 298 p.
19. Semin, M.I. (2004). *Osnovy soprotivleniya materialov* [Fundamentals of the materials resistance]. Moscow: VLADOS, 255 p. (in Russian)
20. Gayaram, T.V., Patel, J.J., Dabhi, H.O. and Dhiman, V.D. (2016). *Effect of thermal exposure on the mechanical and wear properties of aerospace al alloys*. Journal for Research, vol. 02, issue 01, pp. 51–57.
21. Chan, K.S., Jones, P. and Wang, Q. (2003). *Fatigue crack growth and fracture paths in aluminum alloys*. Materials science and Engineering: A, vol. 341, issue 1-2, pp. 18–34. DOI: 10.1016/S0921-5093(02)00196-X

INFORMATION ABOUT AUTHOR

Vera K. Harina, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, h.vera@bk.ru

Поступила в редакцию
Принята в печать

06.04.2020
21.05.2020

Received
Accepted for publication

06.04.2020
21.05.2020

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;

05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;

05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;

05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;

05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;

05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

UDC 681.5.017

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-39-51

**FUNCTIONAL CONTROL OF THE TECHNICAL CONDITION METHOD
FOR AIRCRAFT CONTROL SYSTEM SENSORS UNDER COMPLETE
PARAMETRIC UNCERTAINTY**

J.V. BONDARENKO¹, E.YU. ZYBIN²

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

²State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

The study was conducted with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research, grants №20-08-01215, №18-08-00453, №19-29-06091

The control system sensors failures can cause the aircraft stability and controllability deterioration. Such failures fast and reliable in-flight detection and localization allows minimization their consequences and prevention of an accident. Direct application of traditional parametric methods for sensors health monitoring with the use of their mathematical models is impossible due to the lack of information about the real inputs on their sensitive elements. This leads to the need for the problem of aircraft flight dynamics modeling with a high level of uncertainties to be solved, which complicates the application of functional test methods and determines the necessity of excessive sensors hardware redundancy. Widely known nonparametric methods either require a prior knowledge base, preliminary training, or long-term tuning on a large real flight data volume, or have low selective sensitivity for the failed sensors reliable localization. This paper expands the application of the well-known nonparametric failure detection criterion, based on the analysis of the linear dependence of the input-output data Hankel matrix columns and solution of the sensor failures localizing problem. Necessary and sufficient solvability conditions are given, the structure and the criterion values are determined in an analytical form before and after the failures occurrence. The proposed method does not require functional or hardware redundancy, prior information about the parameters of mathematical models and their stability, identification, observation, or prediction problems solution. The efficiency of the method is shown on the Boeing 747–100/200 longitudinal model example. Fast tuning, fast response and selective sensitivity of the developed algorithms are noted.

Key words: aircraft, control system, sensors, health monitoring, localization and detection failure, parametric uncertainty, nonparametric method.

INTRODUCTION

The necessity of aircraft operations safety improvement determines the relevance of developing algorithms which are able to detect onboard equipment and systems failures. Sensors direct and feedback aircraft control system connections failure, as a rule, cause changes in the structure of the aerodynamic relations of the aircraft, which may lead to deterioration of the aircraft stability and controllability characteristics. Rapid and reliable detection and localization of sensor failures in their technical condition monitoring process allows you to minimize undesirable consequences and take in-time measures to prevent an accident.

All methods for detecting and localizing technical systems failures can be conditionally divided into two large groups [1–18]: parametric or model-based and nonparametric (parameter-free) or model-free, which are also known as methods based on knowledge (knowledge-based), data (data-based, data-driven), signals (signal-based) or previous measurements (history-based).

Parametric (model) methods (such as: filtration, observation, forecasting, identification, parity relations, redundant variables, graph-theoretic methods, etc.) [5–7, 9–11] are the most widely spread methods and are considered to be the classical ones. These models either directly or indirectly utilize the real objects mathematical models parameters which values are set a priori based on the familiar physical operational guidelines or are evaluated during the identification process.

Direct use of parametric methods for monitoring the sensors technical condition based on their models is impossible due to the lack of information about the real signals input which their sensitive elements receive. This leads to the necessity of solution the aircraft flight dynamics modeling problem with a high level of uncertainty caused by non-linearity, unsteadiness, inaccuracy and non-identifiability of mathematical models [9, 12, 18]. The resulting model errors inevitably cause an increase in the threshold values of the applied criteria, which increases the failures detecting and localizing time, it also reduces the reliability degree of the tasks to be solved. These problems impede the use of functional control methods and necessitate the use of flight parameters sensors hardware redundancy, which excess multiplicity is determined by the majority logic algorithms of the aircraft built-in control system.

Nonparametric methods do not require information about the parameters of the controlled objects models and are based on their input and output signals analysis measurements. Such methods are related to intelligent ones, since they consider the controlled object as a “black box” and make it possible to solve the problems for non-stationary and nonlinear systems under conditions of complete parametric uncertainty.

Widely known nonparametric methods based on knowledge (expert, neural network, genetic, fuzzy methods, support vector methods, etc.) [1, 5, 8, 13, 14], do not use explicit system of models, but require a prior knowledge base, prior training, or long-term configuration on a large volume of real flight data. Nonparametric methods, which are completely based on signal analysis (methods for analyzing Hankel matrices, principal and independent components, statistical, factor, and cluster analysis, partial least squares, subspaces of states, blind identification, etc.) [1–7, 15–19], do not require any prior information about the object of control, while their configuration in real time requires a data pre-processing stage. These methods are characterized by high speed and reliability of failure detection, but they need additional transformations in order to localize them, since they have low selective sensitivity [15, 17].

This work continues research in the field of aircraft avionics technical condition monitoring and diagnosing by means of nonparametric methods and expands the application of the well-known failure detection criterion based on the input-output data Hankel matrix columns dependence analysis [15–17], and solution of the control system sensor failures localizing problem. The scope of the work is limited by the deterministic discrete stationary linear mathematical models of the controlled objects with completely measurable conditions.

PROBLEM STATEMENT

Let the dynamics of the aircraft with the functioning flight control system be described by a linear discrete model in the state space by the vector-matrix “input-state-output” form

$$x_{i+1} = Ax_i + Bu_i, \quad (1)$$

$$y_i = Cx_i + Du_i, \quad (2)$$

where, x, y, u are vectors of states, measurements, and controls of dimensions n_x, n_y and n_u respectively; A, B, C , and D are matrices of proper dynamics, control efficiency, measurements, and direct communication, respectively; and i is the discrete moments of time.

Let's assume that at the moment of time $i = i_f$ there was a multiple simultaneous aircraft control system sensors failure type:

$$y_i = F(Cx_i + Du_i) = FCx_i + FDu_i, \quad (3)$$

where F – is the failure matrix

$$F = \text{diag}\left(\begin{bmatrix} f_1 & \cdots & f_k & \cdots & f_{n_y} \end{bmatrix}\right), \quad (4)$$

are the elements that characterize the sensor calibration violations at $f_k \neq 1 \neq 0$

Only relying on the results of the control vectors u measurements and measurements y without having information about the model A, B, C, D parameters, it is necessary to determine the fact and time i_f when the failure occurred, as well as to localize the measurement channels k in which the sensors failed.

FAILURES DETECTION PROBLEM SOLUTION

Let's consider the time interval before failures occur when $i < i_f$. Let's write the expression (2) as a left-hand equation of the vector state observation.

$$Cx_i = y_i - Du_i \quad (5)$$

It is known that any linear left-sided matrix equation of the $QW = H$ form with known Q, H matrices is solvable with respect to an unknown matrix W when and only when the solvability condition is met [20].

$$\bar{Q}^L H = 0 \quad (6)$$

The entire set of solutions with minimal parameterization is described by the expression

$$W = \tilde{Q}H + \bar{Q}^R \Psi, \quad (7)$$

where $\tilde{Q} = \tilde{Q}^R \tilde{Q}^L$ – is a generalized inverse matrix, $\tilde{Q}^L, \tilde{Q}^R$ – are left and right divisors of one, $\bar{Q}^L, \bar{Q}^R$ – are left and right divisors of null, that meet the conditions.

$$Q^L Q Q^R = \begin{bmatrix} \tilde{Q}^L \\ \bar{Q}^L \end{bmatrix} Q \begin{bmatrix} \tilde{Q}^R & \bar{Q}^R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \tilde{Q}^L \\ \bar{Q}^L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{Q}^L \\ \bar{Q}^L \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \tilde{Q}^R & \bar{Q}^R \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \tilde{Q}^R & \bar{Q}^R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}, \quad (8)$$

Q^L, Q^R – are left and right canonizers that formalize direct and inverse Gauss transformations, Ψ – is an arbitrary matrix.

Then, according to [6] while performing the condition of the equation solvability

$$\tilde{C}^L (y_i - Du_i) = 0 \quad (9)$$

let us define the state vector for the current and previous time points taking into account (7)

$$x_i = \tilde{C}^L (y_i - Du_i), \quad (10)$$

$$x_{i-1} = \tilde{C}^L (y_{i-1} - Du_{i-1}), \quad (11)$$

which, according to (1) are also connected by the expression

$$x_i = Ax_{i-1} + Bu_{i-1}. \quad (12)$$

Let's substitute (10) and (11) into (12)

$$\tilde{C}^L (y_i - Du_i) = A\tilde{C}^L (y_{i-1} - Du_{i-1}) + Bu_{i-1}. \quad (13)$$

and combine (13) and (9) into one system of matrix equations

$$\begin{bmatrix} \tilde{C}^L \\ \bar{C}^L \end{bmatrix} (y_i - Du_i) = \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} (A\tilde{C}^L (y_{i-1} - Du_{i-1}) + Bu_{i-1})$$

and then multiply it on the left by the inverse matrix of the left canonizer

$$y_i - Du_i = \begin{bmatrix} \tilde{C}^L \\ \bar{C}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A\tilde{C}^L (y_{i-1} - Du_{i-1}) + \begin{bmatrix} \tilde{C}^L \\ \bar{C}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} Bu_{i-1}. \quad (14)$$

Having completely measurable $\bar{C}^R = 0$ states, we can assume $C^R = I$ without loss of generality, and the inverse matrix in accordance with (8) takes the form of an identity

$$\begin{bmatrix} \tilde{C}^L \\ \bar{C}^L \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} \widetilde{\bar{C}^L}^R & \widetilde{\bar{C}^L}^R \end{bmatrix},$$

the substitution of which into (14) leads to the expression

$$y_i = \widetilde{\bar{C}^L}^R A\tilde{C}^L y_{i-1} + (\widetilde{\bar{C}^L}^R B - \widetilde{\bar{C}^L}^R A\tilde{C}^L D)u_{i-1} + Du_i,$$

which, with the account of the input-output matrix notation introduction

$$z_i = \begin{bmatrix} y_{i-1} \\ u_{i-1} \\ u_i \end{bmatrix},$$

will take the compact form of an equivalent (1)–(2) aircraft flight dynamics model of the “input-output” type

$$y_i = \Omega z_i, \quad (15)$$

where $\Omega = [\hat{A} \quad \hat{B} \quad \hat{D}]$, $\hat{A} = \widetilde{\bar{C}^L}^R A\tilde{C}^L$, $\hat{B} = \widetilde{\bar{C}^L}^R B - \widetilde{\bar{C}^L}^R A\tilde{C}^L D$, $\hat{D} = D$.

After the failure occurs, expression (3) can be written in the similar way as expression (2)

$$y_i = C_f x_i + D_f u_i,$$

where $C_f = FC$, $D_f = FD$ - are the equivalent matrices of measurement and direct links. Then, taking into account the postulated at $f_k \neq 0$ failure matrix reversibility the aircraft flight dynamics model F at $i > i_f$ will take the form similar to (15)

$$y_i = \Omega_f z_i, \quad (16)$$

where, $\Omega_f = [\hat{A}_f \quad \hat{B}_f \quad \hat{D}_f]$, $\hat{A}_f = \tilde{C}_f^L R A \tilde{C}_f^L$, $\hat{B}_f = \tilde{C}_f^L R B - \tilde{C}_f^L R A \tilde{C}_f^L D_f$, $\hat{D}_f = D_f$.

Let us further assume that at the moment of time i we also know $h-1$ of the previous signals values. Then we can write models (15) and (16) in matrix form

$$Y_i^h = \Omega Z_i^h, \quad (17)$$

$$Y_i^h = \Omega_f Z_i^h, \quad (18)$$

where $Y_i^h = [y_{i-h+1} \quad \dots \quad y_{i-1} \quad y_i]$, $Z_i^h = [z_{i-h+1} \quad \dots \quad z_{i-1} \quad z_i]$.

Any linear right-sided matrix equation of the $WQ = H$ form with known matrices Q , H , is solvable with respect to an unknown matrix W if and only if the solvability condition is met [20]

$$H \overline{Q}^R = 0, \quad (19)$$

the entire set of solutions with minimal parameterization is described by the expression

$$W = H \tilde{Q} + \Psi \overline{Q}^L.$$

Then, if we consider the expressions for $i < i_f$ and for $i_f + h - 1 \leq i$ as right-sided equations with respect to unknown matrices of model parameters, we can see that according to them they have a single solvability condition

$$Y_i^h \overline{Z_i^h}^R = 0, \quad (20)$$

where $Z_i^h \overline{Z_i^h}^R = 0$. The fulfillment of condition (20) guarantees the existence of linear matrix models of the (17) and (18) types that describe the control input and output data both before and after the failures occur at $i_f + h - 1 \leq i < i_f$. However, in the period between these time intervals at $i_f \leq i < i_f + h - 1$, the aircraft flight dynamics cannot be described by means of any single model, such as

$$Y_i^h = \Omega Z_i^h + \Delta Y_i^h, \quad (21)$$

where ΔY_i^h - is the errors measurement matrix caused by failures, so the performance of (20) is violated.

$$Y_i^h \overline{Z_i^h}^R = \Delta Y_i^h \overline{Z_i^h}^R \neq 0 \quad (22)$$

Therefore, the condition (22) can be used as a simple criterion for the aircraft control system sensors failures detection [15–17], the quantitative value of which for each moment of time is determined, for example, using the Frobenius matrix norm

$$\varepsilon_i = \left\| Y_i^h \begin{bmatrix} \overline{Y_{i-1}^h} \\ U_{i-1}^h \\ U_i^h \end{bmatrix}^R \right\|_2 > \varepsilon_{\text{доп}}. \quad (23)$$

Criterion (23) will be zero before and after the failure occurs, when the control data matrices do not contain distorted measurements, and it will exceed an acceptable value when the control window includes the moment when the failure occurred.

THE SOLUTION OF FAULT LOCALIZATION PROBLEM

We'll show further that the condition for detecting sensor failures (22), if considered line by line, can also be used to solve the problem of the failed measurement channel locating. To do this, we define the structure and values of the matrix measurement error in (21).

We need to notice that at the exact moment of failure at $i = i_f$ the equivalent model of aircraft flight dynamics differs from both (15) and (16):

$$y_i = F\Omega z_i, \quad (24)$$

therefore in the $i_f \leq i < i_f + h - 1$ time period, the expression (21) according to (17), (18), (24) can generally have three different forms

$$Y_i^h = \begin{bmatrix} \Omega Z_{i_f-1}^{h_n} & F\Omega z_{i_f} & \Omega_f Z_i^{h_f} \end{bmatrix} = \Omega \begin{bmatrix} Z_{i_f-1}^{h_n} & z_{i_f} & Z_i^{h_f} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \Delta y_{i_f} & \Delta Y_i^{h_f} \end{bmatrix}, \quad (25)$$

where $Y_i^h = \begin{bmatrix} Y_{i_f-1}^{h_n} & y_{i_f} & Y_i^{h_f} \end{bmatrix}$, $Z_i^h = \begin{bmatrix} Z_{i_f-1}^{h_n} & z_{i_f} & Z_i^{h_f} \end{bmatrix}$, $\Delta Y_i^h = \begin{bmatrix} 0 & \Delta y_{i_f} & \Delta Y_i^{h_f} \end{bmatrix}$, $h_f = i - i_f$, $h_n = h - h_f = h + i_f - i$ – is the number of measurements before and after the failure occurrence moment, accordingly; $\Delta y_{i_f} = \Delta \Omega z_{i_f}$, $\Delta Y_i^{h_f} = \Delta \Omega_f Z_i^{h_f}$,

$$\Delta \Omega = (F - I) \begin{bmatrix} \hat{A} & CB - \hat{A}D & D \end{bmatrix}, \quad (26)$$

$$\Delta \Omega_f = \begin{bmatrix} \hat{A}_f - \hat{A} & (F - I)(CB - \hat{A}D) & (F - I)D \end{bmatrix} Z_i^{h_f}. \quad (27)$$

Then, taking into account (25), we can explicitly write the value of criterion (22)

$$Y_i^h \overline{Z_i^h}^R = \Delta Y_i^h \overline{Z_i^h}^R = \begin{bmatrix} 0 & \Delta \Omega z_{i_f} & \Delta \Omega_f Z_i^{h_f} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overline{Y_{i-1}^h} \\ U_{i-1}^h \\ U_i^h \end{bmatrix}^R. \quad (28)$$

As it follows from (28), at the moment of failure at $i = i_f$ the necessary and sufficient provision for the condition (22) fulfillment in accordance with (26) is the sensor failures occurrence when $f_k - 1 \neq 0$:

$$Y_{i_f}^h \overline{Z_{i_f}^h}^R = Y_{i_f}^h \begin{bmatrix} \overline{Y_{i_f-1}^h}^R \\ U_{i_f-1}^h \\ U_{i_f}^h \end{bmatrix} = \Delta y_{i_f} \begin{bmatrix} \overline{Y_{i_f-1}^h}^R \\ U_{i_f-1}^h \\ U_{i_f}^h \end{bmatrix} = \Delta \Omega z_{i_f} \begin{bmatrix} \overline{Y_{i_f-1}^h}^R \\ U_{i_f-1}^h \\ U_{i_f}^h \end{bmatrix} = (F - I) \begin{bmatrix} \hat{A} & CB - \hat{A}D & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \\ u_{i_f} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overline{Y_{i_f-1}^h}^R \\ U_{i_f-1}^h \\ U_{i_f}^h \end{bmatrix},$$

in that case, the quantitative criterion for detecting and localizing the k sensor failure by analogy with (23) will have the form of

$$\varepsilon_i(k) = Y_i^h(k) \overline{Z_i^h}^R = \left| Y_i^h(k) \begin{bmatrix} \overline{Y_{i-1}^h}^R \\ U_{i-1}^h \\ U_i^h \end{bmatrix} \right|_2 > \varepsilon_{\text{дон}}(k), \quad (29)$$

where $i = i_f$, $Y_i^h(k)$ — is the k line of the $Y_i^h(k)$ matrix.

It should be noted that onwards during the $i_f < i < i_f + h - 1$ time interval, the value of $\varepsilon_i \varepsilon_i(k)$ for functional sensors in the general case may also differ from zero due to the availability $\hat{A}_f - \hat{A} = F\hat{A}F^{-1} - \hat{A} \neq 0$ expression in (27), which's influence, as a rule, is tried to be eliminated while solving the problem of fault localization without taking into account (29)[15, 17]. In particular cases when performing the identity

$$\hat{A} = \hat{A}_f = F\hat{A}F^{-1}, \quad (30)$$

when, for example, its own dynamics matrix is equal to zero, has a diagonal form, or the failure leads to scaling of all measuring channels signals by the same gain coefficient, condition (22) retains its necessity and sufficiency for the entire control time interval. Moreover, while solving the practical problems, as it will be shown later, the value of the (29) criterion for functional channels measurement, as a rule, is several orders of magnitude lower than for channels with failed sensors. This fact is determined by the characteristic structure of the right zero divisor of the input-output Hankel matrix data, which analysis requires further theoretical and practical research.

EXAMPLE OF THE PROBLEM SOLUTION

In order to check the method efficiency, we'll analyze the solution of the flight sensors parameter technical condition functional control problem on the example of the Boeing 747-100 / 200 aircraft linearized continuous model longitudinal movement dynamics, which parameters in one of the flight modes have the form of [2]

$$A = \begin{bmatrix} -0,4861 & 0,000317 & -0,5588 & 0 & -2,4 \cdot 10^{-6} \\ 0 & -0,0199 & 3,0796 & -9,8048 & 8,98 \cdot 10^{-5} \\ 1,0053 & -0,0021 & -0,5211 & 0 & 9,30 \cdot 10^{-6} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -92,6 & 92,6 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} -0,1455 & -0,1455 & -0,1494 & -0,1494 & -1,2860 & 0,0013 & 0,0035 & 0,0035 & 0,0013 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0,3122 & 0,1999 & 0,1999 & 0,1999 & 0,1999 \\ -0,0071 & -0,0071 & -0,0074 & -0,0074 & -0,0676 & -0,0004 & -0,0004 & -0,0004 & -0,0004 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -0,0199 & 3,0796 & -9,8048 & 9,98 \cdot 10^{-5} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -92,6 & 92,6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0,3122 & 0,1999 & 0,1999 & 0,1999 & 0,1999 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$x = [\delta\omega_z \quad \delta V_{TAS} \quad \delta\alpha \quad \delta\vartheta \quad \delta h]^T \quad u = [\delta_{eir} \quad \delta_{eil} \quad \delta_{eor} \quad \delta_{eol} \quad \delta_{st} \quad \delta_{eng1} \quad \delta_{eng2} \quad \delta_{eng3} \quad \delta_{eng4}]^T$$

$y = [\delta\alpha \quad \delta\dot{V}_{TAS} \quad \delta\vartheta \quad \delta\omega_z \quad \delta V_z \quad \delta h]^T$ ω_z – is the angular pitch velocity (radian per second), V_{TAS} – is true air speed (m/per second), α – is the angle of attack (radian), ϑ – the pitch angle (radian), h – altitude (meters), $\dot{V}_{TAS}$ – acceleration (m/sec²), V_z –vertical speed (m/sec), δ_{eir} , δ_{eil} , δ_{eor} , δ_{eol} – left and right inboard and outboard elevators angular deflection (radian), δ_{st} – stabilizer angular deflection (radian), δ_{eng1} , δ_{eng2} , δ_{eng3} , δ_{eng4} – engines 1–4 thrust guidance commands (radian).

Let's simulate the airplane flight using the first-order Euler method with an integration step of 0,01 s and set at $i=0$ $x_0=0$ the following control signals $x_0=0$, $\delta_{stab}=0^\circ$, $\delta_{eng^*}=5^\circ$. We assume $\delta_{eng^*}=5^\circ$ in accordance with (4) for single sensor failures models in every 0,05 second at $i_f^\alpha=0,1$, $i_f^{\dot{V}_{TAS}}=0,15$, $i_f^\vartheta=0,2$, $i_f^{\omega_z}=0,25$, $i_f^{V_z}=0,3$, $i_f^h=0,35$ and one multiple failure acceleration and pitch angular velocity sensor at $i_f^{\dot{V}_{TAS}}=i_f^{\omega_z}=0,4$.

Figure 1 shows graphs of measurement errors Δy_i caused by sensor failures and (29) criteria for the width of the control window $h=10$. The analysis of the results shows that the absolute changes in the values on the charts at the time of failure are comparable, which determines the high relative sensitivity of criterion (29). It took only 7 measurements or 0,07 s to set up the algorithm before the dependent columns appeared in the data matrix. Both single and multiple sensor failures are detected and localized instantly as distorted measurement data is received. At the same time, as it was noted above, the values of the (29) criterion at $i > i_f$ for operable channels were indistinguishable from the calculation errors at this scale, despite the failure of (30) condition meeting.

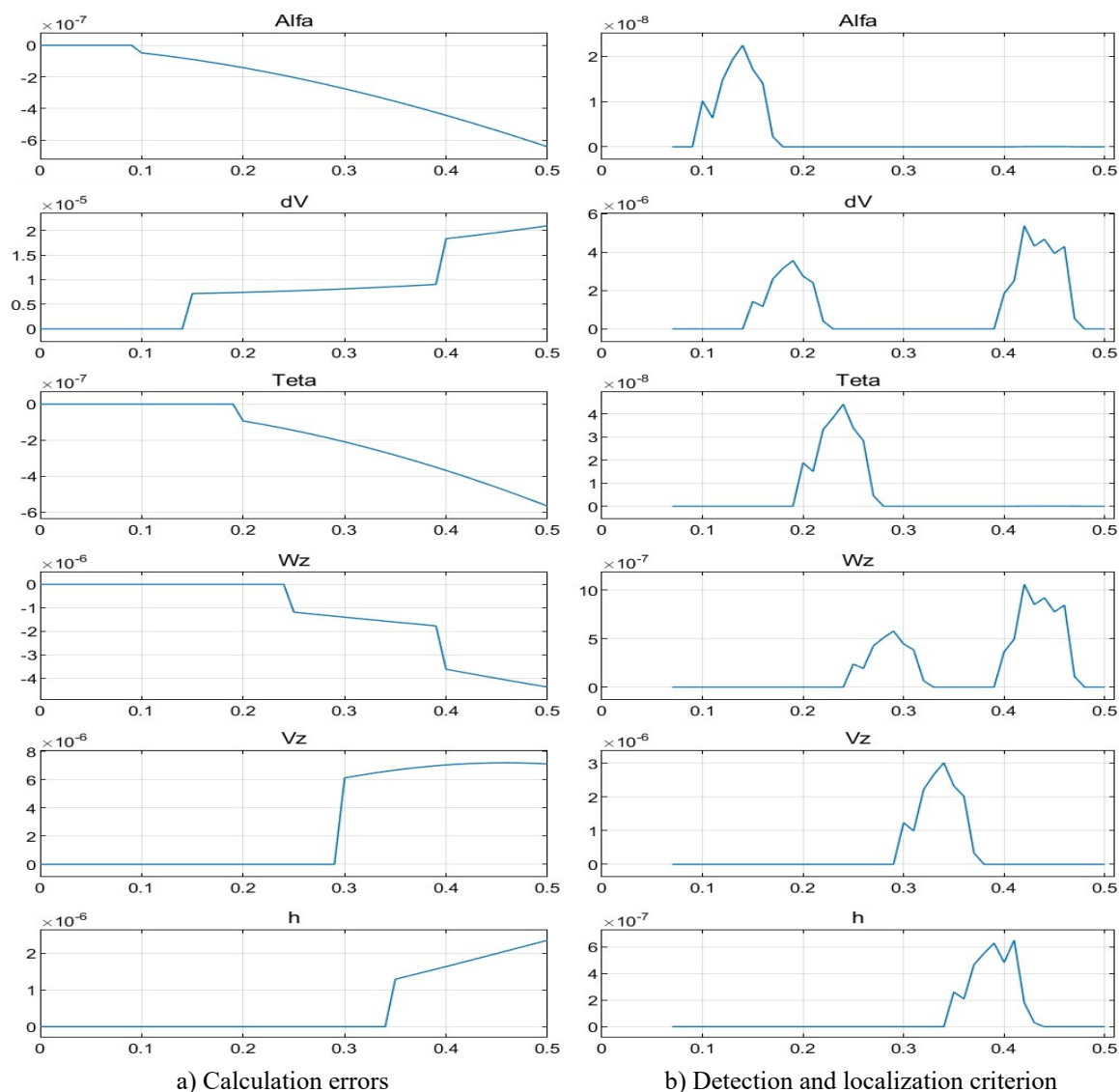


Fig.1. Results of the computer simulation

CONCLUSION

The result of the conducted research, shows that the failure detection criterion based on the analysis columns linear dependence of the input and output Hankel matrix system data can be used for reliable localization of the failed measurement channel right at the moment when the sensors fail. The structure and importance of the before and after failure occurrence detection criteria are defined analytically. The required and adequate conditions for the fault localization problem solution existence are given.

The proposed method of functional detection and localization of the aircraft control system sensors failures in flight is only based on the analysis of its regular input and output signals and does not require functional or hardware redundancy, solution, observation or forecasting of identification problems. It is not affected by model errors, since it does not require information about the parameters of the aircraft model, while, unlike similar nonparametric methods, it does not use logical or statistical calculations, training, or long-term configuration, and can be used to solve problems of technical condition control in the state of complete parametric uncertainty, even in cases of instability and non-

identifiability of the aircraft mathematical model. The efficiency of the method is shown by means of the heavy mainline aircraft longitudinal movement linear model example. Fast configuration of the developed algorithms, instant failures detection and localization are noted, as well as high relative sensitivity of the criterion.

The Hankel matrices analysis methods can be used as a base for the unified mathematical apparatus of the hybrid active control systems synthesis [1, 2, 8], based on the joint use of parametric (analyzing the dependence of data matrix rows) and nonparametric (analyzing the dependence of data matrix columns) methods. The practical implementation of such a system will increase the level of fault tolerance of aircraft control system with a reduced multiplicity of its elements hardware redundancy.

REFERENCES

1. Gertler, J. (2019). *Fault detection and diagnosis in engineering systems*. CRC Press, 504 p.
2. Edwards, C., Lombaerts, T. and Smaili, H. (2010). *Fault tolerant flight control: a benchmark challenge*. Springer-Verlag, Berlin, 560 p. DOI: 10.1007/978-3-642-11690-2
3. Fekih, A. (2014). *Fault diagnosis and fault tolerant control design for aerospace systems: a bibliographical review*. American Control Conference (ACC), IEEE, pp. 1286–1291. DOI: 10.1109/ACC.2014.6859271
4. Samy, I., Postlethwaite, I. and Gu, D.W. (2011). *Survey and application of sensor fault detection and isolation schemes*. Control Engineering Practice, vol. 19, issue 7, pp. 658–674. DOI: 10.1016/j.conengprac.2011.03.002
5. Dai, X. and Gao, Z. (2013). *From model, signal to knowledge: a data-driven perspective of fault detection and diagnosis*. IEEE Transactions on Industrial Informatics, vol. 9, issue 4, pp. 2226–2238. DOI: 10.1109/TII.2013.2243743
6. Tidriri, K., Chatti, N., Verron, S. and Tiplica, T. (2016). *Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges*. Annual Reviews in Control, vol. 42, pp. 63–81. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2016.09.008
7. Gao, Z., Cecati, C. and Ding, S.X. (2015). *A Survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques – Part I: Fault diagnosis with model-based and signal-based approaches*. IEEE transactions on industrial electronics, vol. 62, issue 6, pp. 3757–3767. DOI: 10.1109/TIE.2015.2417501
8. Gao, Z., Cecati, C. and Ding, S.X. (2015). *A survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques – Part II: Fault diagnosis with knowledge-based and hybrid/active-based approaches*. IEEE transactions on industrial electronics, vol. 62, issue 6, pp. 3768–3774. DOI: 10.1109/TIE.2015.2419013
9. Zolghadri, A. (2018). *The challenge of advanced model-based FDIR for real-world flight-critical applications*. Engineering Applications of Artificial Intelligence, vol. 68, pp. 249–259. DOI: 10.1016/j.engappai.2017.10.012
10. Lopes, P.V.P., Hsu, L., Vilzmann, M. and Kondak, K. (2019). *Model-based sensor fault detection in an autonomous solar-powered aircraft*. Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress, FTF, no. 162, pp. 247–254. DOI: 10.3384/ecp19162029
11. Ansari, A. and Bernstein, D.S. (2016). *Aircraft sensor fault detection using state and input estimation*. American Control Conference (ACC), IEEE, pp. 5951–5956. DOI: 10.1109/ACC.2016.7526603
12. Zybin, E.Yu. (2015). *On identifiability of closed-loop linear dynamical systems under normal operating conditions*. Izvestiya SFedU. Engineering Sciences, no. 4 (165), pp. 160–170. (in Russian)
13. Xu, S. (2019). *A survey of knowledge-based intelligent fault diagnosis techniques*. Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing, vol. 1187, no. 3: 032006, 6 p. DOI: 10.1088/1742-6596/1187/3/032006

14. Swischuk, R. and Allaire, D. (2019). *A machine learning approach to aircraft sensor error detection and correction*. Journal of Computing and Information Science in Engineering, vol. 19, no. 4: 041009, 12 p. DOI: 10.1115/1.4043567

15. Zhirabok, A.N., Shumsky, A.E. and Pavlov, S.V. (2017). *Diagnosis of linear dynamic systems by the nonparametric method*. Automation and Remote Control, vol. 78, no. 7, pp. 1173–1188. (in Russian)

16. Ding, S.X. (2014). *Data-driven design of fault diagnosis and fault-tolerant control systems*, Springer-Verlag, London, 300 p. DOI: 10.1007/978-1-4471-6410-4

17. Hakem, A., Pekpe, K.M. and Cocquempot, V. (2013). *Fault detection and isolation for switching systems using a parameter-free method*. Diagnostics and Prognostics of Engineering Systems: Methods and Techniques, IGI Global, pp. 98–118. DOI: 10.4018/978-1-4666-2095-7.ch005

18. Wang, K., Chen, J. and Song, Z. (2017). *Data-driven sensor fault diagnosis systems for linear feedback control loops*. Journal of Process Control, vol. 54, pp. 152–171. DOI: 10.1016/j.jprocont.2017.03.001

19. Fravolini, M.L., Core, G.D., Papa, U., Valigi, P. and Napolitano, M.R. (2017). *Data-driven schemes for robust fault detection of air data system sensors*. IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 27, no. 1, pp. 234–248. DOI: 10.1109/TCST.2017.2758345

20. Zybin, E.Yu., Misrikhanov, M.Sh. and Ryabchenko, V.N. (2004). *O minimalnoy parametrizatsii resheniy lineynykh matrichnykh uravneniy* [On minimal parameterization of solutions of linear matrix equations]. Vestnik of Ivanovo State Power Engineering University, no. 6, pp. 127–131. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Julia V. Bondarenko, Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation. yuliavladislavovna@gmail.com.

Evgeniy Yu. Zybin, Doctor of Technical Sciences, The Head of Laboratory, State Research Institute of Aviation Systems, ezybin@2100.gosniias.ru.

МЕТОД ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА В УСЛОВИЯХ ПОЛНОЙ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Ю.В. Бондаренко¹, Е.Ю. Зыбин²

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

²Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем,
г. Москва, Россия

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научных проектов № 20-08-01215, №18-08-00453, №19-29-06091

Отказы датчиков системы управления могут вызвать ухудшение характеристик устойчивости и управляемости воздушного судна. Быстрое и достоверное обнаружение и локализация таких отказов в полете позволяет минимизировать их последствия и предотвратить авиационное происшествие. Непосредственное использование традиционных параметрических методов контроля технического состояния датчиков с использованием их математических моделей невозможно ввиду отсутствия информации об истинных входных сигналах, поступающих на их чувствительные

элементы. Это приводит к необходимости решения задачи моделирования динамики полета воздушного судна с высоким уровнем неопределённости, что затрудняет использование функциональных методов контроля и обуславливает необходимость использования избыточного аппаратного резервирования датчиков. Широко известные непараметрические методы либо требуют наличия априорной базы знаний, предварительного обучения или длительной настройки на большом объеме реальных полетных данных, либо обладают низкой избирательной чувствительностью для достоверной локализации отказавших датчиков. В работе расширяется применение известного непараметрического критерия обнаружения отказов, основанного на анализе линейной зависимости столбцов матрицы Ганкеля входо-выходных данных, на решении задачи локализации отказов датчиков. Приводятся необходимые и достаточные условия существования решения, в аналитическом виде определяется структура и значения критерия до и после возникновения отказов. Предлагаемый метод не требует функционального или аппаратного резервирования, априорной информации о параметрах математических моделей и их устойчивости, решения задач идентификации, наблюдения или прогнозирования. Работоспособность метода показана на примере линейной модели продольного движения самолета Боинг 747–100/200. Отмечается быстрая настройка, высокое быстродействие и избирательная чувствительность разработанных алгоритмов.

Ключевые слова: воздушное судно, система управления, датчики, контроль технического состояния, обнаружение и локализация отказов, параметрическая неопределенность, непараметрический метод.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Gertler J.** Fault detection and diagnosis in engineering systems. CRC Press, 2019. 504 p.
2. **Edwards C., Lombaerts T., Smaili H.** Fault tolerant flight control: a benchmark challenge. Berlin: Springer-Verlag, 2010. 560 p. DOI: 10.1007/978-3-642-11690-2
3. **Fekih A.** Fault diagnosis and fault tolerant control design for aerospace systems: a bibliographical review // American Control Conference (ACC). IEEE, 2014. Pp. 1286–1291. DOI: 10.1109/ACC.2014.6859271
4. **Samy I., Postlethwaite I., Gu D.W.** Survey and application of sensor fault detection and isolation schemes // Control Engineering Practice. 2011. Vol. 19, iss. 7. Pp. 658–674. DOI: 10.1016/j.conengprac.2011.03.002
5. **Dai X., Gao Z.** From model, signal to knowledge: a data-driven perspective of fault detection and diagnosis // IEEE Transactions on Industrial Informatics. 2013. Vol. 9, iss. 4. Pp. 2226–2238. DOI: 10.1109/TII.2013.2243743
6. **Tidriri K.** Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges / K. Tidriri, N. Chatti, S. Verron, T. Tiplica // Annual Reviews in Control. 2016. Vol. 42. Pp. 63–81. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2016.09.008
7. **Gao Z., Cecati C., Ding S.X.** A Survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques – Part I: Fault diagnosis with model-based and signal-based approaches // IEEE transactions on industrial electronics. 2015. Vol. 62, iss. 6. Pp. 3757–3767. DOI: 10.1109/TIE.2015.2417501
8. **Gao Z., Cecati C., Ding S.X.** A survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques – Part II: Fault diagnosis with knowledge-based and hybrid/active-based approaches // IEEE transactions on industrial electronics. 2015. Vol. 62, iss. 6. Pp. 3768–3774. DOI: 10.1109/TIE.2015.2419013
9. **Zolghadri A.** The challenge of advanced model-based FDIR for real-world flight-critical applications // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2018. Vol. 68. Pp. 249–259. DOI: 10.1016/j.engappai.2017.10.012
10. **Lopes P.V.P.** Model-based sensor fault detection in an autonomous solar-powered aircraft / P.V.P. Lopes, L. Hsu, M. Vilzmann, K. Kondak // Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress. FTF, 2019. No. 162. Pp. 247–254. DOI: 10.3384/ecp19162029
11. **Ansari A., Bernstein D.S.** Aircraft sensor fault detection using state and input estimation // American Control Conference (ACC). IEEE, 2016. Pp. 5951–5956. DOI: 10.1109/ACC.2016.7526603

12. **Зыбин Е.Ю.** Об идентифицируемости линейных динамических систем в замкнутом контуре в режиме нормальной эксплуатации // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 4 (165). С. 160–170.
13. **Xu S.** A survey of knowledge-based intelligent fault diagnosis techniques // Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing. 2019. Vol. 1187, no. 3: 032006. 6 p. DOI: 10.1088/1742-6596/1187/3/032006
14. **Swischuk R., Allaire D.** A machine learning approach to aircraft sensor error detection and correction // Journal of Computing and Information Science in Engineering. 2019. Vol. 19, no. 4: 041009. 12 p. DOI: 10.1115/1.4043567
15. **Жирабок А.Н., Шумский А.Е., Павлов С.В.** Диагностирование линейных динамических систем непараметрическим методом // АИТ. 2017. № 7. С. 3–21.
16. **Ding S.X.** Data-driven design of fault diagnosis and fault-tolerant control systems. London: Springer-Verlag, 2014. 300 p. DOI: 10.1007/978-1-4471-6410-4
17. **Hakem A., Pekpe K.M., Cocquempot V.** Fault detection and isolation for switching systems using a parameter-free method. Diagnostics and Prognostics of Engineering Systems: Methods and Techniques. IGI Global, 2013. Pp. 98–118. DOI: 10.4018/978-1-4666-2095-7.ch005
18. **Wang K., Chen J., Song Z.** Data-driven sensor fault diagnosis systems for linear feedback control loops // Journal of Process Control. 2017. Vol. 54. Pp. 152–171. DOI: 10.1016/j.jprocont.2017.03.001
19. **Fravolini M.L.** Data-driven schemes for robust fault detection of air data system sensors / M.L. Fravolini, G.D. Core, U. Papa, P. Valigi, M.R. Napolitano // IEEE Transactions on Control Systems Technology. 2017. Vol. 27, iss. 1. Pp. 234–248. DOI: 10.1109/TCST.2017.2758345
20. **Зыбин Е.Ю., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н.** О минимальной параметризации решений линейных матричных уравнений // Вестник ИГЭУ. 2004. № 6. С. 127–131.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бондаренко Юлия Владиславовна, аспирант, МГТУ ГА, yuliavladislavovna@gmail.com.

Зыбин Евгений Юрьевич, доктор технических наук, начальник лаборатории, ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» (ГосНИИАС), eyzybin@2100.gosniias.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

16.03.2020
21.05.2020

Received
Accepted for publication

16.03.2020
21.05.2020

UDC 533.6.013.42:629.7.025.32:629.762.5
DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-52-62

FREQUENCY MODEL OF AN ESSENTIALLY NONLINEAR STEERING DRIVE WITH A DIGITAL MICROCONTROLLER

S.V. GRYZIN^{1,2}

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

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

When designing a stabilization system for highly maneuverable unmanned aerial vehicles (UAVs), one of the relevant tasks is to study the operation of the steering drive in the frequency band corresponding to the flexural vibrations of the UAV body. To ensure the stability of the UAV stabilization system, quite conflicting requirements may be imposed on the dynamic characteristics of the drive. In particular, the requirement for a sharp suppression of the amplitude-frequency characteristic at the frequency of UAV bending vibrations with minimal phase distortions in the control band of the longitudinal and lateral channels of the stabilization system can significantly complicate the task of researching the stability of the UAV motion control system. The article discusses an electric drive prototype with a digital microcontroller, designed for a highly maneuverable UAV. Adaptive algorithms of the digital controller make it possible to provide the necessary phase delays in the control frequency band and at the same time almost completely suppress the harmonic components of the control signals at the frequencies of the bending vibrations of the UAV body. The algorithms are essentially nonlinear in nature and are based on a change in the gain of the direct circuit of the drive depending on the frequency of the input signal, which greatly complicates the calculation of the transfer function of the steering drive for use in the frequency model of the stabilization system. Generally, the steering drive is described by a linear minimum-phase system, presented as a transfer function of one of the typical blocks of the first or second order, but for the specified steering drive with given dynamic characteristics, this approach is untenable. As a result of the study, a method for obtaining a frequency model of the steering drive is proposed, which is implemented as a non-minimum phase system, the main property of which is the independence of the amplitude-frequency and phase-frequency characteristics. In the process of research, the results obtained on the proposed model are compared with the results of experiments on a drive prototype and its complete non-linear time model. The main advantage of the proposed frequency model is a fairly simple description of the steering drive in the frequency domain, convenient for use as part of the frequency model of the stabilization system in the study of problems of ensuring the stability of UAV flight.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), stabilization system, electric drive, frequency responses, digital controller, non-minimum phase systems, frequency model, nonlinear model.

INTRODUCTION

The steering drive is the executive device of the UAV stabilization system and is designed to convert the received input control signals into the proportional flight control turns within the conditions of significant hinge moments caused by the interaction between the aerodynamic flow and the control surfaces. The main challenge for the design of the servomechanisms is to achieve their optimum performance for the given mass and dimension parameters, which are limited by the UAV design features [1–5]. The task is achieved by the maximum possible use of the drive elements forced properties. The basic servomechanism design principles are introduced in a great number of papers, particularly [6–9].

The new generation of electrical servomechanisms are subjected to strict yet conflicting requirements for the frequency band pass value, frequency band pass phase lag, and reducing the mass and dimensions while keeping the power values. Complying with these requirements for the steering drives in conditions of significant destabilizing factors, considering nonlinearities (voltage and current saturation, pitch play, dry friction and viscous frequency) and the object of control unsteadiness is a difficult and multi-objective problem. As a consequence, the electric steering drive control system is increasingly implemented on the basis of microcontrollers with the maximum functions imposed onto the algorithmic level.

As an example of such solutions the research introduces the acting model of the electric drive with the digital microcontroller, which implements the complex nonlinear control algorithms and fea-

tures non typical frequency response compared to steering drives which use the linear control laws. The application of nonlinear algorithms for the steering drive control system is explained by the fact that the implementation of a given abrupt inhibition of the UAV body flexural frequency at tight tolerance for the range of the band pass value and the given phase of the frequency band pass in conditions of parametric disturbances, which is quite challenging and hard to achieve within the minimum linear phase systems. Some examples of discrete non-minimum phase systems application are presented in [10–11].

The sources having been analyzed have shown, that the steering drive control design process is almost always brought to the linear system research methods and, for the cases of a single or double nonlinearity, to the linear approximation of the systems. As the superposition principle cannot act for the nonlinear systems, there is a limited number of descriptive methods in the frequency range for the systems with three or more nonlinearities. Consequently, the research of the digital controller steering drives, which forms the adaptive linear and nonlinear algorithms is mostly performed using complete nonlinear imitation mathematical models.

The paper presents the digital controller drive frequency model obtaining. The digital controller implements the nonlinear adaptive algorithm. The frequency model obtained is convenient for the use in the UAV stabilization system.

RESEARCH METHODS

Let us consider the acting model of the UAV electromechanical steering drive, the dynamic characteristics of which should meet the following requirements

- the frequency band pass not less than 20Hz and not more than 30 Hz;
- frequency band pass phase lag not more than 45°;
- for the frequency band pass more than 35 Hz the values of the Bode amplitude plot should not be less than minus 10 dB.

The main components of the steering drive are: the digital microcontroller, the power actuator, the speed sensor (rate generator), the electric motor, the actuator deflection sensor, the gearbox.

The special features of the mathematical model for the adaptive controller synthesis are shown in [12]. The functional diagram of the full nonlinear model of the electric servomechanism is shown in Figure 1.

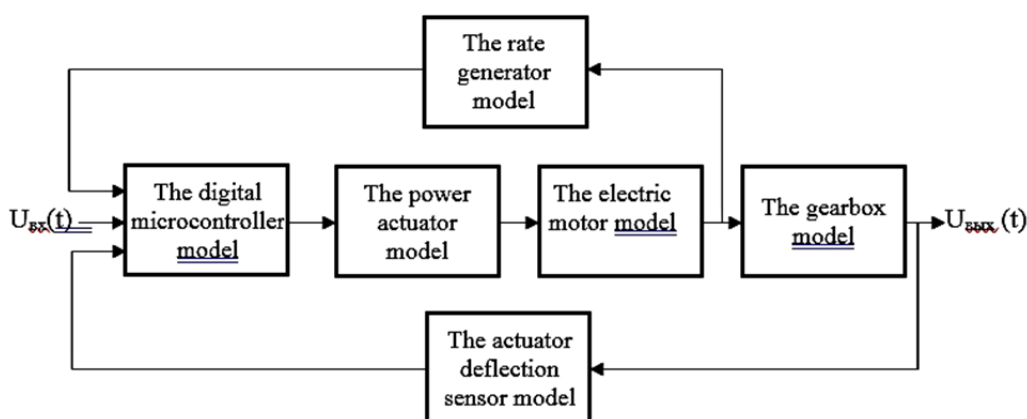


Fig. 1. The functional diagram of the digital servomechanism nonlinear model

The mathematical model presents a system of nonlinear differential (the electromechanical part of the drive) and finite-difference (microcontroller) equations, which connect the drive body input and output. The equation parameters (the microcontroller stroking frequency, the electric motor and rate generator electromagnetic constants, mass moments of inertia, dry friction and viscous frequency, the

gearbox play etc.) correspond to the parameters listed in the steering drive component nameplate data. The equations are integrated using the first order Euler method. This temporary model considers the following essential nonlinearities of the electric drive:

- battery voltage and current saturation,
- microcontroller nonlinearities (digitization, phase lag, nonlinear correction, control signal limitations),
- moments of dry friction and tooth ripples of the executive electric motor,
- play, the gearbox dry friction and viscous frequency moments.

As mentioned above, the superposition principle does not act for nonlinear systems. Accordingly, for the system with three or more nonlinearities there are few descriptive methods in the frequency area at present. The necessity in actuator response relationship from input to output obtaining results from the fact that the frequency characteristics of the UAV actuator stabilization are non-standard. The frequency characteristics being non-standard were described using the database formed by means of experimental data. The frequency characteristics were laid into the frequency model of UAV stabilization system to estimate the stability margin using the classic frequency methods. These peculiarities significantly hindered the modelling and UAV stabilization system analyses for UAV actual tests.

The experimental frequency response was obtained sending the harmonic signals from the generator onto the actuator model input. The harmonic signals were adherent to the control amplitude $U_{input}(t)$ with the frequency range 1÷200 Hz (with the step of 1 Hz). The servoing signal was fixed by the feedback potentiometer – the angular position transducer of the drive electromechanical unit output arm. Continuous control and servoing were sent as database using the analog to digital converter with the sampling frequency 4000 Hz. The database was sent to the personal computer, which calculated the actuator drive model frequency characteristics using the discrete Fourier transformation. The nonlinear frequency response was obtained similarly - using discrete Fourier transformation for the functions $U_{input}(t)$ and $U_{output}(t)$.

The comparison of frequency response for nonlinear drive model (L3_model, phase3_model) and the experiment results for the drive model (L3_exp, phase3_exp) for the mode of small input signals ($U_{input}(t) = 3^\circ$) is shown in Figure 2.

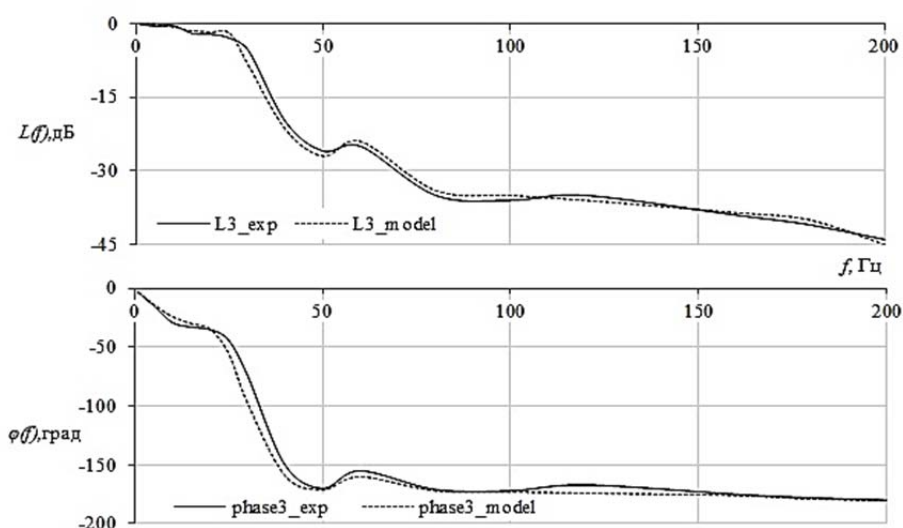


Fig. 2. Comparison of the frequency response of the drive prototype with frequency response of the nonlinear model

It is worth mentioning that the given abrupt inhibition of the amplitude-response curve at frequencies exceeding 30 Hz is explained by the clock domain of the first-bending frequency of the UAV body. (39÷50 Hz).

The small control signal servoing mode ($0,5^\circ \div 3^\circ$) does not provide the electric drive characteristics using the linear regulators. The shown frequency response characteristics are obtained using the digital regulator which implements the nonlinear algorithms with the master model when paired with combined control for the control signal.

Within the frequency range below 20 Hz the regulator structure is almost linear: during the control signal servoing the system follows the master model quite accurately. At the same time, for the frequency range above 20 Hz with the given abrupt frequency response inhibition, the system becomes ineffective. It is worth mentioning that the use of combined control increases the pass band for the small input signals below 70-100 Hz, which can impact the drive interference immunity and the “steer-drive” system stability for the control surface flexural-torsional instability range.

In order to provide the required frequency response in the frequency band outside the band pass (with the UAV body flexural mode frequency range being most important) the digital controller uses the algorithms of changing the forward-path gain depending on the input signal frequency [12], which is being estimated using the structure shown in Figure 3.

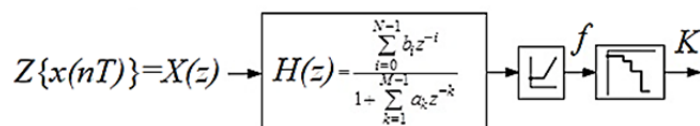


Fig. 3. The generation organization of the gain compensation

Figure 3 shows: $Z\{x(nT)\}=X(z)$ – the discrete input signal from the controller analog to digital converter; $H(z)$ – response relationship of a part of controller algorithms for the input signal frequency estimation; a_k, b_i, M, N – the coefficients and parameters of z - response relationship $H(z)$, f – the frequency evaluation signal; K – the controller gain signal.

The main essential nonlinearity of this structure is the nonlinear property K , aimed at the controller gain reduction at frequencies exceeding 20Hz. The introduction of this structure allows to form the required frequency response inhibition above 30 Hz. It is the significantly nonlinear K that results in difficulty of the controller frequency band description.

Another considerable feature of the nonlinear systems is the change of frequency response at different input amplitudes; thus, the frequency description should be introduced for strictly predetermined range which is critical for the research. For this case the critical input amplitudes are within the range of $0,5^\circ \div 3^\circ$, which characterizes the main UAV actuator modes in flight.

As the experimental frequency response characteristics show in Figure 2, for the small input signal processing ($0,5^\circ \div 3^\circ$), the band pass for the level -3 dB is 20 Hz, and the phase lag for the band pass $\approx 40^\circ \div 45^\circ$. This frequency characteristics is typical for the first-order block:

$$W(p) = \frac{1}{Tp+1}; T = \frac{1}{2\pi f} = \frac{1}{2\pi \cdot 20 \Gamma_u} = 0,00796.$$

For the higher frequencies the frequency response is inhibited abruptly and the phase lag becomes significant. The oscillatory link has the closer approximation to such frequency behavior which provides log-magnitude and phase diagram slope -40 dB/decade for frequencies above the band pass. It is easy to notice that at frequencies above 20 Hz (band pass) the frequency response of nonlinear model and experimental characteristics have a much steeper log-magnitude and phase diagram slope (approximately -80 dB/decade), accordingly, the given slant range will require at least two, connected in sequence second order blocks, i.e. the system of at least fourth order. As all the typical inertial lags are minimum phase in character, the second order block within the band pass has the lag of approximately -90° , and the fourth-order system has the lag of -180° . It becomes obvious that within the minimum-phase typical lag it is im-

possible to implement the system which has the frequency response adequate to the fourth-order system, keeping the phase lag within the band pass the same as that of the first-order block.

At present the question of nonminimal phase system application for the dynamic characteristics description remains disputable. Meanwhile, there exists a definition that states that the system characteristics is a function that shows the system feedback to the impact. This definition is chosen as the elementary [13] for the solution of the problem. The system feedback depends on the impact and the properties of the system itself. As follows, let us consider the Fourier integral and the Duhamel integral:

$$y(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} K(\omega) S_x(\omega) e^{-j\omega t} d\omega,$$

$$y(t) = \int_0^t x'(\tau) h(t - \tau) d\tau.$$

In the Fourier integral the impact is shown using spectrum $S_x(\omega)$, and in the Duhamel integral via the function $x(t)$ itself. In the Fourier integral the system properties are expressed via the transition factor $K(\omega)$, which is a transfer function plot, in the Duhamel integral – via the function $h(t)$, which is a time response characteristic. As we can see, the system properties can be described in a number of different ways: different characteristics can be applied, as every characteristic expresses the system properties from the certain, convenient and natural for these circumstances point of view [13]. In our case we have the characteristics of the working drive prototype and its mathematical time domain formulation as a complete nonlinear model, i.e. we have a physically implemented system, which possesses strictly predetermined properties. Considering this, the research of the drive operation within a time domain and its time response characteristics should be carried out by means of its complete nonlinear model, comparing the modelling results to the results of the experiment. Therefore, the steering drive frequency model must be implemented in a convenient form, which is necessary to be contained within the stabilization system frequency model to evaluate the gain margin using the descriptive and tried-and-true frequency tools. Thus, we shall further consider the given steering drive dynamic properties only in the frequency area.

Frequency response function $W(j\omega)$ is the Fourier figure for its impulse response $w(t)$ and is expressed using the integral transformation:

$$W(j\omega) = \int_0^{\infty} w(t) e^{-j\omega t} dt = A(\omega) e^{j\psi} = U(\omega) + jV(\omega),$$

where $A(\omega)$ – frequency response function block, $\psi(\omega)$ – the functional argument or the phase, $U(\omega)$ and $V(\omega)$ – the real-definite and imaginary frequency response function components [14].

As it has already been mentioned, we have a physically implemented system with the frequency characteristics obtained experimentally which match the modelling results from the complete time response nonlinear model (fig. 2). The important feature of Fourier transformation is the fact that it is applicable only for the steady modes. The system frequency response presents a complex plane vector tip geometric locus (hodograph diagram) of the frequency response function $W(j\omega) = U(\omega) + jV(\omega)$ at changing of the frequency from zero ad infinitum. As follows, if the frequency response function of the nonminimum phase system matches the experimental characteristics well, mathematically, the frequency model obtained will show the frequency properties of the real system for the steady modes with the control input harmonic signals with a certain amplitude. As it was mentioned above, the main mode of the drive is considered to be the control signal frequency band within $0,5^\circ \div 3^\circ$.

The graphical approach is used to find the frequency model parameters due to its ostensiveness. The drive frequency response shows that the amplitude component inhibition starts in the frequency

band close to 20 Hz, and the transition factor is approaching 1. Accordingly, the constants of time will match these frequencies and will fit the range of 0.006-0.008 s.

Consequently, the first block of the second order must prove a well-defined resonance peak for the frequency band 20 Hz ($\xi < 0.5$). The second block of the second order must compensate the oscillability of the first one by means of a higher response time and less transition factor. The derivative unit in the negative feedback must compensate the significant phase lag, amplification coefficient must determine the final frequency response value to the level of -3 dB. By combining the blocks, the negative feedbacks and the parameter varying, the frequency model transfer factor was obtained and it approaches the frequency properties of the electric drive in question:

$$W_{\text{пр}}(p) = k \cdot w1(p) \cdot \frac{w2(p)}{w2(p) - w3(p)},$$

$$w1(p) = \frac{k1}{T_1^2 p^2 + 2T_1 \xi p + 1}, \quad k1 = 0.99, \quad T_1 = 0.0063516, \quad \xi = 0.2075;$$

$$w2(p) = \frac{k2}{T_2^2 p^2 + T_3 p + 1}, \quad k2 = 0.15, \quad T_2 = 2.601 \cdot 10^{-5}, \quad T_3 = 0.663;$$

$$w3(p) = T_4 p, \quad T_4 = 1.5915 \cdot 10^{-5}; \quad k = 0.91.$$

The frequency response within the band pass and the frequency band of the UAV body first-bending frequency, obtained using the given frequency model (L_freq_model, Phase_freq_model), is shown in Figure 4.

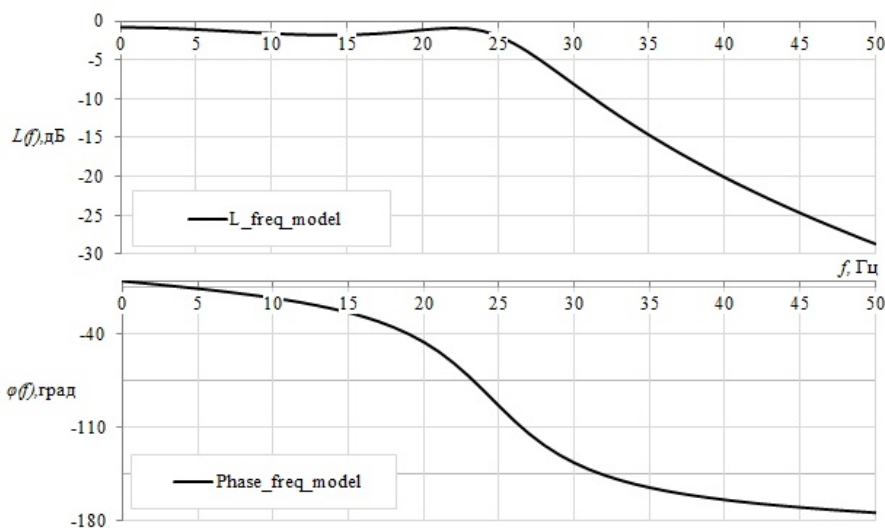


Fig. 4. The frequency response of the drive frequency model

In order to obtain the digital controller frequency model z -response relationship let us apply the Tustin's method transformation (bilinear transformation) [15]:

$$p \approx \frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1}.$$

In order to form the structure of the control signal which is sent to the steer drive actuator input, the system uses the controller 1887BE1, with the stroking frequency 7,3728 MHz, and the sampling frequency 1000Hz ($T_s=0,001s$). At the given value $T_s=0,001s$ we will obtain the digital controller frequency model z -response relationship:

$$W_{pn}(z) = k \cdot w1(p) \cdot \frac{w2(p)}{w2(p) - w3(p)} \Bigg|_{p \rightarrow \frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1}} = k \cdot w1(z) \cdot \frac{w2(z)}{w2(z) - w3(z)},$$

$$w1(z) = \frac{k1}{T_1^2 \left(\frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1} \right)^2 + 2T_1 \xi \left(\frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1} \right) + 1}, \quad k1 = 0.99, \quad T_1 = 0.0063516, \quad \xi = 0.2075;$$

$$w2(z) = \frac{k2}{T_2^2 \left(\frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1} \right)^2 + T_3 \left(\frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1} \right) + 1}, \quad k2 = 0.15, \quad T_2 = 2.601 \cdot 10^{-5}, \quad T_3 = 0.663;$$

$$w3(z) = T_4 \left(\frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1} \right), \quad T_4 = 1.5915 \cdot 10^{-5}; \quad T_s = 0.001; \quad k = 0.91.$$

Using the known relators $z = e^{j\omega T_s} = e^{j2\pi f T_s} = \cos(2\pi f T_s) + j \cdot \sin(2\pi f T_s)$, we will obtain the frequency range description of the digital system and will equal the frequency response from the continuous frequency model (L_analog, Phase_analog) with the frequency response z -response relationship of the digital controller frequency model (L_digital, Phase_digital). The comparison of the given frequency responses is shown in Figure 5.

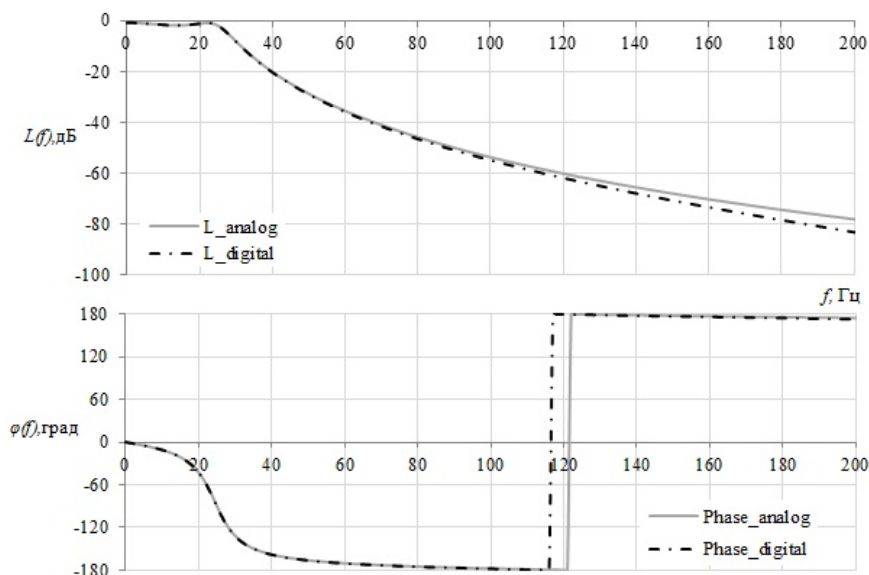


Fig. 5. Comparison of the frequency responses of the analog and digital frequency models

Figure 5 shows that the classic way of obtaining the digital system applying the bilinear transformation using its analogue prototype does not provide amplitude and phase distortions into the frequency characteristics within the drive band pass and within the UAV body first-bending frequency. As for the higher bending frequencies of the UAV body, the frequency response inhibition for the analogue and digital systems matches the experimental characteristics shown in Figure 2 quite well. Ac-

cordingly, the obtained steering drive description in the frequency band has a rather convenient for use within the UAV stabilization system frequency model.

RESULTS AND DISCUSSION

To estimate the frequency response adequacy to the acting prototype characteristics, let us compare the modelling results for the complete non-linear real time model ($L_real_time_model$, $Phase_real_time_model$) and the experimental frequency response ($L_real_actuator$, $Phase_real_actuator$) shown in Figure 6.

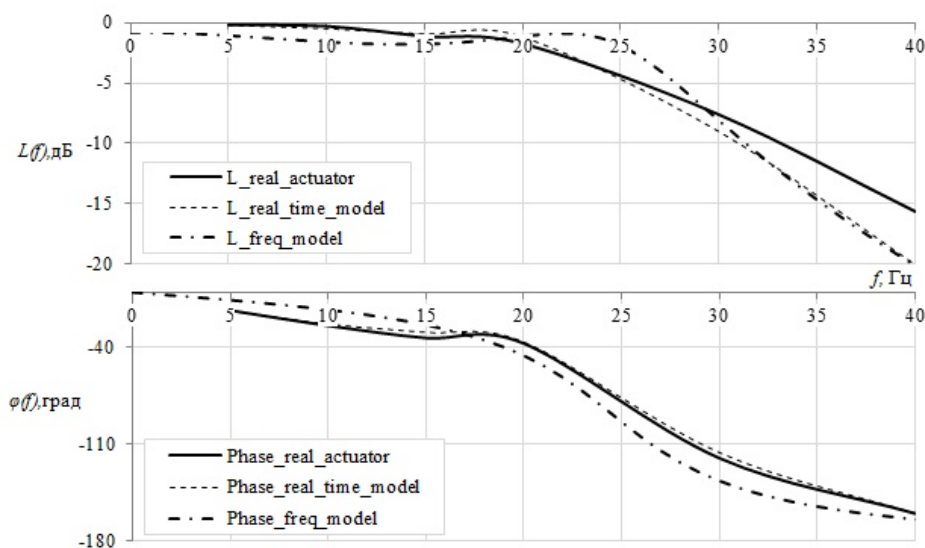


Fig. 6. Comparison of the frequency responses

The comparison of the frequency responses shown in Figures 2 and 5÷6, demonstrates that the results obtained from the nonlinear real-time model have a good convergence with the frequency response results obtained from the acting prototype.

Consequently, the given way of the considerably nonlinear drive with a digital controller description using the nonminimum phase system in the frequency area is quite informative as for the sake of gain margin evaluation within the UAV stabilization system frequency model.

CONCLUSION

The research process for the maneuverable UAV stabilization system gain margin considered the problem of significantly nonlinear drive with a digital controller dynamic characteristics description. For linear nonminimum phase structures the solution of such problems is quite challenging, as for the systems with three or more nonlinearities there are very few adequate methods in the frequency area.

As the application of nonminimum phase systems supposes their physical implementation, the physically implemented system was considered, and the research object was the drive acting prototype, which possessed strictly predetermined properties. The frequency characteristics were obtained experimentally and have a good convergence with the modelling results, obtained from the full real-time model. As a result of the research, the frequency response description was suggested with substantially nonlinear algorithms of the digital controller using the nonminimum phase system which has the important feature of amplitude frequency response and phase-frequency independence. The computed results obtained from the given drive frequency model have a good convergence with the experimental

frequency response data from the acting drive prototype and the results obtained from the drive complete nonlinear model.

The main advantage the suggested frequency model is its simple and convenient form that is applicable to be used as a component of the UAV stabilization system frequency model. Also, it is necessary to mention that the frequency model was implemented in two variants: as the response relationship of the continuous system and as z-response relationship of the initial analogue prototype, which allows to estimate the stability of both continuous and digital UAV stabilization systems using reputable classic frequency methods.

REFERENCES

1. **Mizrokhi, V.Ya.** (2010). *Proyektirovaniye upravleniya zenitnykh raket* [Control design of anti-aircraft missiles. Educational and scientific edition]. Moscow: Izdatelstvo «Ekslibris-Press», 252 p. (in Russian)
2. **Karkle, P.G. and Smyslov, V.I.** (2017). *Modalnyye ispytaniya letatelnykh apparatov i vosproizvedeniye silovykh vozdeystviy* [Aircraft modal testing and the reproduction of force impacts]. Moscow: Tekhnosfera, 155 p. (in Russian)
3. **Parafes, S.G. and Smyslov, V.I.** (2013). *Metody i sredstva obespecheniya aerouprugoy ustoychivosti bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Methods and means of aeroelastic stability of unmanned aerial vehicles]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 176 p. (in Russian)
4. **Parafes, S.G. and Turkin, I.K.** (2016). *Aktualnyye zadachi aerouprugosti i dinamiki konstruktivnykh vysokomanevrennykh bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Actual problems of aeroelasticity and dynamics of highly maneuverable unmanned aerial vehicles structures]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 183 p. (in Russian)
5. **Akimov, V.N., Ulasevich, V.P. and Gryzin, S.V.** (2017). *Different types comparison of flight control actuators for medium range sam.* Journal “Aerospace Defense Herald”, no. 4 (16), pp. 23–28. (in Russian)
6. **Petrov, B.I., Polkovnikov, V.A. and Rabinovich, L.V.** (1982). *Dinamika sledyashchikh privodov: Uchebnoe posobiye dlya tekhnicheskikh VUZov* [Tracking actuators dynamics: Training manual for Technical Universities], in Rabinovich L.V. (ed.). 2nd ed., revised and added. Moscow: Mashinostroyeniye, 496 p. (in Russian)
7. **Krymov, B.G., Rabinovich, L.V. and Stebletsov, V.G.** (1987). *Iсполнительные устройства систем управления летательными аппаратами* [Actuators for aircraft control systems]. Moscow: Mashinostroyeniye, 262 p. (in Russian)
8. **Bliznova, T.B., Karev, V.I., Obolenskiy, Yu.G., Polkovnikov, V.A. and Samsonovich, S.L.** (2009). *Method and calculation of basic parameters of different types of control servoactuators using minimal installed power criterion.* Journal of Computer and Systems Sciences International, vol. 48, no. 5, pp. 788–800. DOI: 10.1134/S106423070905013X. (in Russian)
9. **Parafes, S.G., Ivanov, D.N. and Oparin, A.S.** (2016). *Model of stability study of rudder actuator system of maneuverable unmanned aerial vehicle.* Civil Aviation High Technologies, no. 225 (3), pp. 143–150. (in Russian)
10. **Serebryakov, A.N. and Korobotov, D.V.** (2005). *Neminimalno-fazovaya korrektsiya tsifrovogo elektroprivoda* [Non-minimum phase correction of a digital electric drive]. Bulletin of South Ural State University. Series: Power Engineering, no. 9 (49), pp. 92–96. (in Russian)
11. **Semenov, A.V. and Gayduk, A.R.** (2012). *Synthesis of discrete nonminimum-phase tracking loop system.* Izvestiya SFedU. Engineering Sciences, no. 2 (127), pp. 53–59. (in Russian)
12. **Popov, A.I. and Goncharov, A.S.** (2011). *Adaptivnaya sistema pryamogo tsifrovogo upravleniya sledyashchego rulevogo elektroprivoda avtonomnykh obektov* [Adaptive system of direct digital control of the tracking actuators of autonomous objects]. Elektrotekhnicheskiye kompleksy i sistemy upravleniya, no. 1, pp. 37–41. (in Russian)

13. Kharkevich, A.A. (2007). *Osnovy radiotekhniki* [Fundamentals of radio engineering]. 3rd ed., ster., Moscow: FIZMATLIT, 512 p. (in Russian)
14. Besekerskiy, V.A. and Popov, Ye.P. (1972). *Teoriya sistem avtomaticheskogo regulirovaniya* [Theory of automatic control systems]. 2nd ed. Moscow: Nauka, 768 p. (in Russian)
15. Isermann, R. (1981). *Digital control systems*. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 566 p. DOI:10.1007/978-3-662-02319-8

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Gryzin, Design Engineer of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), gryzzin@mail.ru.

ЧАСТОТНАЯ МОДЕЛЬ СУЩЕСТВЕННО НЕЛИНЕЙНОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА С ЦИФРОВЫМ МИКРОКОНТРОЛЛЕРНЫМ РЕГУЛЯТОРОМ

С.В. Грызин^{1,2}

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

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

При проектировании системы стабилизации высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) одной из актуальных задач является исследование функционирования рулевого привода в полосе частот, соответствующей изгибным колебаниям корпуса БЛА. Для обеспечения устойчивости системы стабилизации БЛА к динамическим характеристикам привода могут предъявляться достаточно противоречивые требования. В частности, требование к резкому подавлению амплитудно-частотной характеристики на частоте изгибных колебаний БЛА при минимальных фазовых искажениях в полосе частот управления продольного и боковых каналов системы стабилизации может существенно усложнить задачу исследования устойчивости системы управления движением БЛА. В статье рассматривается действующий макет электропривода с цифровым микроконтроллерным регулятором, предназначенный для использования на высокоманевренном БЛА. Адаптивные алгоритмы цифрового регулятора позволяют обеспечить необходимые фазовые запаздывания в полосе частот управления и при этом почти полное подавление гармонических составляющих сигналов управления на частотах изгибных колебаний корпуса БЛА. Используемые алгоритмы имеют существенно нелинейный характер и основаны на изменении коэффициента усиления прямой цепи контура привода в зависимости от частоты входного сигнала, что значительно усложняет получение передаточной функции рулевого привода для использования в частотной модели системы стабилизации. Обычно рулевой привод описывается линейной минимально-фазовой системой, представленной в виде передаточной функции одного из типовых звеньев первого или второго порядков, но для указанного рулевого привода с заданными динамическими характеристиками подобный подход оказывается несостоятельным. В результате исследования предложен способ получения частотной модели рулевого привода, которая реализована в виде неминимально-фазовой системы, основным свойством которой является независимость амплитудно-частотной и фазо-частотной характеристик. В процессе исследований проведено сравнение результатов, полученных на предложенной модели с результатами экспериментов на макете электропривода и его полной нелинейной временной модели. Главным преимуществом предложенной частотной модели является достаточно простое описание рулевого привода в частотной области, удобное для использования в составе частотной модели системы стабилизации при исследовании задач обеспечения устойчивости полета БЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), система стабилизации, электропривод, частотные характеристики, цифровой микроконтроллерный регулятор, неминимально-фазовые системы, частотная модель, нелинейная модель.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мизрохи В.Я. Проектирование управления зенитных ракет: учеб.-науч. издание. М.: Издательство ООО «Экслибрис-Пресс», 2010. 252 с.

2. Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. М.: Техносфера, 2017. 155 с.
3. Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Методы и средства обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2013. 176 с.
4. Парафесь С.Г., Туркин И.К. Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2016. 183 с.
5. Акимов В.Н., Уласевич В.П., Грызгин С.В. Сравнение различных типов рулевых приводов для ЗУР средней дальности // Вестник воздушно-космической обороны. 2017. № 4 (16). С. 23–28.
6. Петров Б.И. Динамика следящих приводов: учебное пособие для втузов / Б.И. Петров, В.А. Полковников, Л.В. Рабинович и др. / Под ред. Л.В. Рабиновича. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1982. 496 с.
7. Крымов Б.Г., Рабинович Л.В., Стеблецов В.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1987. 262 с.
8. Блинова Т.Б. Разработка методики и расчет основных параметров рулевых приводов различных типов по критерию минимальной установленной мощности / Т.Б. Блинова, В.П. Караев, Ю.Г. Оболенский, В.А. Полковников, С.Л. Самсонович // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2009. № 5. С. 118–130.
9. Парафесь С.Г., Иванов Д.Н., Опарин А.С. Модель исследования устойчивости системы «руль – привод» маневренного беспилотного летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225 (3). С. 143–150.
10. Серебряков А.Н., Коробатов Д.В. Неминимально-фазовая коррекция цифрового электропривода // Вестник ЮУрГУ. Серия «Энергетика». 2005. № 9 (49). С. 92–96.
11. Семенов А.В., Гайдук А.Р. Синтез дискретных неминимально-фазовых следящих систем // Известия ЮФУ. Технические науки. 2012. № 2 (127). С. 53–59.
12. Попов А.И., Гончаров А.С. Адаптивная система прямого цифрового управления следящего рулевого электропривода автономных объектов // Электротехнические комплексы и системы управления. 2011. № 1. С. 37–41.
13. Харкевич А.А. Основы радиотехники. 3-е изд. стер. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. 512 с.
14. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. 2-е изд. М.: Наука, 1972. 768 с.
15. Изерман Р. Цифровые системы управления: пер. с англ. / Под ред. чл.-корр. АН СССР И.М. Макарова. М.: Мир, 1984. 541 с. Перевод изд.: Rolf Isermann. Digital Control Systems. Berlin: Springer-Verlag. New York: Heidelberg. 1981.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Грызгин Сергей Владимирович, инженер-конструктор Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института (национального исследовательского университета), gryzzin@mail.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

09.02.2020
21.05.2020

Received
Accepted for publication

09.02.2020
21.05.2020

UDC 629.7.015.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-63-72

STUDY OF RUNNING ENGINES INERTIAL AND GYROSCOPIC PROPERTIES INFLUENCE ON THE DYNAMIC SYSTEM ENGINE – PYLON – WING STRUCTURAL CAPABILITIES

V.V. OVCHINNIKOV¹, YU.V. PETROV²

¹*Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia*

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

A modern large-sized aircraft dynamic properties analysis, determined by the specificity of its layout scheme, demonstrates that the engines on under the wing elastic pylons lightly damped oscillations cause a number of undesirable phenomena, including intense accumulation of fatigue damage of the pylon-to-the-wing attachment, in fact in the area of engine installation in the pylon and the wing. The results of theoretical and experimental research show that with some engine attachment to the pylon structural modification it becomes possible to use the engines inertial and gyroscopic properties to absorb these oscillations. In this case, the motor tones damping coefficients increase by an order of magnitude or even more, so the gyroscopic coupling of elastic vibration tones is realized. With the rational choice of the additional parameters of elastic and dissipative bonds in the engine attachments it is possible to affect the aircraft wing and engines aero elastic vibrations effectively, which has a significant effect on the aircraft elements structural capabilities. A mathematical model of aero elasticity (MMAE) with respect to the kinetic moment of the engine rotors and specially designed units for attaching the engines to the pylons was developed in order to study the influence and the selection of rational elastic-dissipative parameters of the pylons-under-the-wing aircraft engine mounts. The method of predetermined basic forms is used for the aircraft with running engines on the pylons MMAE synthesis. The given forms are considered as the aircraft basic structure forms natural vibrations in the void. This work treats the engine nacelle and the rotor as absolutely rigid bodies, the elasticity of the rotor to the nacelle attachment is neglected. The pylon is modeled by an elastic beam, and the elastic and dissipative properties of the pylon-to-the-wing and the engine-to-the-eylon attachments are correspondingly by elastic-dissipative bonds. Schematic diagrams of the engine to the pylon attachments are proposed. The results of the study devoted to the influence of the proposed attachment points modifications on the load and integral strength characteristics of the main structural elements of the engine – pylon – wing dynamic system on the example of an An-124 aircraft are presented. The practical implementation of the proposed solutions aimed to reduce the level of fatigue damage to structural elements of the aircraft feasibility is proved.

Key words: aero elasticity, pylon engine, inertial and gyroscopic properties, elastic-dissipative bonds, fatigue damage, resource.

INTRODUCTION

One of the main features of a modern aircraft layout is the location of engines on elastic pylons under the wing. With obvious design and operational advantages of such a layout, an actual problem arises: engines on elastic pylons lightly damped oscillations. This phenomenon is conditioned by the fact that the oscillations energy dissipation in the dynamic engine – pylon – wing system is only performed by internal and structural damping. Engines on elastic pylons oscillations lead to the elements of the wing and pylon structure fatigue damage accumulation and to the aero elastic dynamic instability of the "pylon" flutter type occurrence as well as to the worsen the crew and equipment operation performance.

At the same time, the results of theoretical and experimental studies [1–9] show that certain engine to pylons attachment points design modifications, aimed at some engine and pylon relative displacement provision, can significantly increase the dissipative properties of the engine – pylon – wing dynamic system. In this case, special elastic elements and damping devices are introduced into the structure, and the running engine can be used as an inertial and gyroscopic oscillations dampener [10–15]. Research shows that with rational (tuning) values of the engine to the pylon attachment elastic dissipative parameters, it is possible to influence the aero elastic oscillations of the engine – py-

lon – wing dynamic system effectively. At the same time, the damping coefficients of motor tones increase by an order of magnitude or more.

This paper studies some design schemes of engine to pylon attachment points and the influence of the proposed modifications on the aero elastic oscillations in the engine – pylon – wing dynamic system is analyzed. Mathematical model of an aircraft with operative elastic pylons engines, which is developed by the authors, is used for analytical research [1]. The results of the study devoted to the influence of the proposed attachment points modifications on the load and integral strength characteristics of the main structural elements of the engine – pylon – wing dynamic system on the example of an An-124 aircraft are presented. The practical implementation of the proposed solutions aimed to reduce the level of fatigue damage to structural elements of the aircraft feasibility is proved.

MATHEMATICAL MODEL OF THE AIRCRAFT AERO ELASTICITY WITH THE ENGINES RUNNING ON ELASTIC PYLONS

The development of a mathematical model of aero elasticity (MMAE) is an important stage in the study of the engine attachment points to elastic pylons under-the-wing structural modifications influence on the aircraft structural elements strength characteristics. The method of predetermined basic forms is used for the aircraft with running engines on the pylons MMAE synthesis [1, 16–20]. In accordance with this method, the deformations of structures in perturbed motion take the form of expansion in a series of known coordinate vector functions (forms). The given forms are considered to be the forms of the aircraft basic structure natural oscillations in the void. This work treats the engine nacelle and the rotor as absolutely rigid bodies, the elasticity of the rotor to the nacelle attachment is neglected. The pylon is modeled by an elastic beam, and the elastic and dissipative properties of the pylon-to-the-wing and the engine-to-the-eylon attachments are correspondingly by elastic-dissipative bonds. The engine has a kinetic moment H_P the influence of the engine thrust dynamic components is neglected. Thus, in [3] it is shown that the influence of dynamic thrust components on the natural frequencies and forms of oscillations, as well as on the flutter characteristics of the aircraft, is insignificant and can be ignored. When calculating aerodynamic characteristics, the engine is schematized as a set of vertical and horizontal thin bearing surfaces modeled by a family of attached and free vortices.

We consider an elastic plane that performs a steady horizontal flight at the speed of V_∞ in its initial state. Having the set-up inertia-mass engine parameters, the pylon geometric characteristics, the rotor kinetic moment H_P , the engine-to-the-eylon attachment points elastic-dissipative parameters, using the Lagrange equations, it is possible to form a perturbed motion equation of an elastic aircraft with the engine running on the pylon as shown in [1]. In the matrix form the mathematical model of an aircraft aero elasticity (MMAE) has the following form:

$$[M_{BD}]\{\ddot{q}_{BD}\} + [D_{BD}]\{\dot{q}_{BD}\} + [B_{BD}]\{q_{BD}\} = [P_H],$$

$$\{q_{BD}\} = \left\| \begin{Bmatrix} q_B \\ q_d \end{Bmatrix} \right\|, \quad [M_{BD}] = \left\| \begin{bmatrix} M_B & [0] \\ [0] & [0] \end{bmatrix} \right\|, \quad [B_{BD}] = \left\| \begin{bmatrix} B_B & [0] \\ [0] & B_d \end{bmatrix} \right\|,$$

$$[D_{BD}] = [D_B] + [D_d] + [G_{BG}], \quad [B_d] = [F_d]^T [B_d^0] [F_d],$$

$$[B_d^0] = \text{diag}[b_{d1}, \dots, b_{dj}, \dots, b_{d6}],$$

$$[D_d] = [F_d]^T [D_d^0] [F_d], \quad [D_d^0] = \text{diag} [d_{d1}, \dots, d_{dj}, \dots, d_{d6}],$$

$$[G_{BG}] = [F_d]^T [G_G] [F_d], \quad [G_G] = H_p \begin{bmatrix} [0] & [0] \\ [0] & [G_{d0}] \end{bmatrix}, \quad [G_{d0}] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

where $[M_B], [D_B], [B_B]$ are correspondingly the generalized mass, damping, and stiffness of the base model matrix;

$\{q_B\}$ – is the vector – a column of generalized coordinates describing the relative engine and pylon due to the flexibility of the attachment points displacement;

$\{q_d\}$ – is the vector – a column of generalized coordinates describing the relative engine and pylon due to the malleability of the attachment points displacements;

$[D_d], [B_d]$ – are damping and elasticity matrixes of the additional elastic dissipative bonds;

$[G_{BG}]$ – is the influence of the running engine (gyroscopic coupling by generalized coordinates) matrix;

$[F_d]$ – is the matrix, made up of vectors projections of absolute linear and angular displacements associated with the coordinate system engine on the corresponding axes of this system;

$[P_H]$ – is the matrix of generalized external forces;

$[0]$ – is the null matrix.

Let's assume that all basic structure parameters are known, and the matrix of internal and structural damping coefficients is set.

Let the coordinate system $Ox_1x_2x_3$ be connected to the engine (Fig. 1).

The following designations in Figure 1 and Figure 2 are used: 1 – beam model of the wing console; 2 – beam model of the pylon; 3 – engine; 4 – additionally introduced elastic elements of the engine attachment points to the pylon design; 5 – additionally introduced dissipative elements of the engine attachment points to the pylon design (for example, hydraulic dampers). The engine generally has six degrees of freedom of relative displacements, which are set by the vector $\{q_d\}$. At the same time q_{d1}, q_{d2}, q_{d3} are – the coordinates describing the engine linear displacement due to its attachment points to the pylon malleability; q_{d4}, q_{d5}, q_{d6} are – the coordinates of relative angular deviation; b_{dk}, d_{dk} ($k = \overline{1,6}$) – is the partial coefficients of stiffness and damping of the corresponding elastic and dissipative elements.

The research has shown that the maximum effect of damping the motor tones vibrations with minimal modifications of the original engine to the pylon attachment scheme is achieved by ensuring that it can rotate about the axis Ox_1 (fig.1, coordinate q_{d4}) or the axis $a-a$ (fig. 2, coordinate q_{d5}). In the first case, the provisionally released engine is a gyroscopic oscillation damper, built according to the scheme of a high – speed gyroscope, and in the second case it is a damper of inertial oscillations with friction.

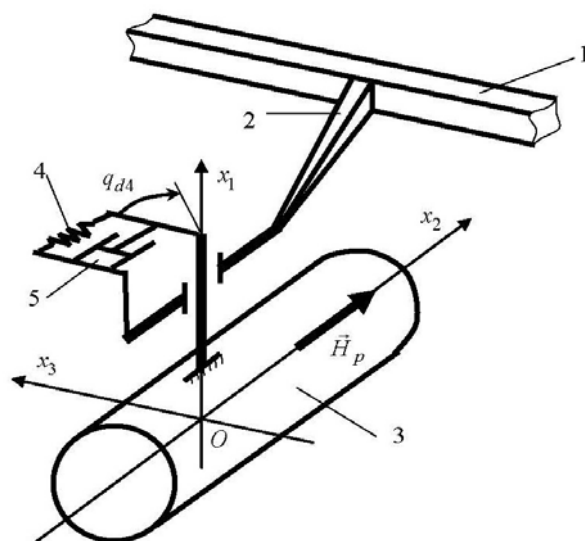


Fig. 1. The engine-to-the-pylon fastening scheme with the possibility of rotation around the Ox_1 axis

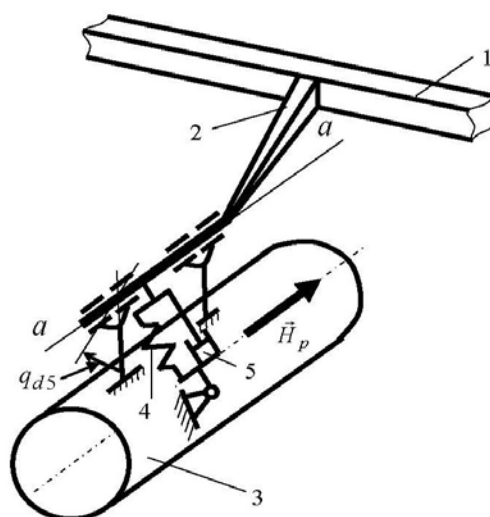


Fig. 2. The engine-to-the-pylon fastening scheme with the possibility of rotation around the $a-a$ axis

RESEARCH RESULTS OF THE RUNNING ENGINES INFLUENCE ON THE AIRCRAFT STRUCTURAL CAPABILITIES

The aircraft with modified engine attachment points aero elastic and structural capabilities mathematical modeling process consisted of two stages. At the first stage, the rational (set-up) elastic-dissipative parameters of the engine attachment points to the pylons for a given suspension variant were determined (fig. 1 or fig. 2). The mathematical model of aero elasticity created in accordance with the method of specified basic forms was used. The system of equations was solved with the use of own values for different damping and stiffness coefficients of additional elastic-dissipative elements, while the partial compliance with other generalized coordinates corresponded to the initial values of the base model. As set-up parameters of a suspension bracket such parameters were accepted at which damping coefficients (the real part of the characteristic equation roots) of the motor tones reached the maximum values on absolute size. The second stage, studied the influence of the engine with modified

attachment points on the aero elastic and structural capabilities of the aircraft. Some calculation results are shown in Figures 3 ... 7.

Dynamic reaction of the large-sized plane of the An-124 type to external disturbance and control influences was investigated in particular. The analysis of the obtained data shows that the engine with modified attachment points has a significant impact on the intensity and repeatability of dynamic loads acting on the pylon and wing of the aircraft. Thus, Figure 3 shows the normalized oscillogram of the bending moment increments in the root section of the external engine pylon $\Delta \overline{M}_x^p$ with the following initial data: the aircraft's flight speed $V_\infty = 100$ m/s; the vertical gust speed $W_y = 10$ m/s; the aircraft without fuel. A solid line shows the dependence at the original engine mounting scheme, a dashed line shows the dependence at the set-up parameters of the conditionally released engine relative to the vertical axis (fig. 1). The similar oscillogram for increase of the bending moment $\Delta \overline{M}_x^k$ in the section of the wing corresponding to the external engine mounting location is shown in Figure 4.

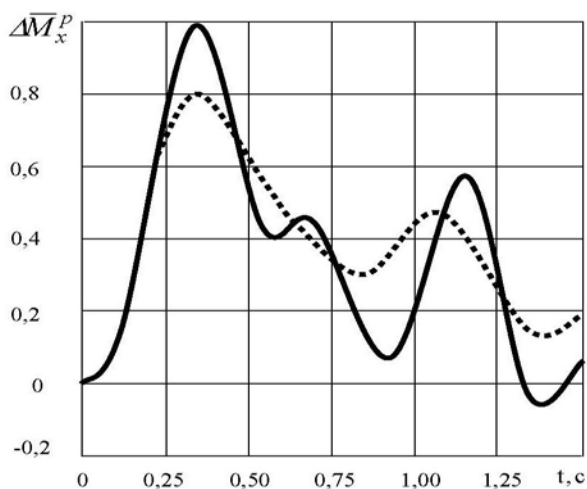


Fig. 3. Normalized oscillogram of bending moment increase in the root section of the external engine pylon

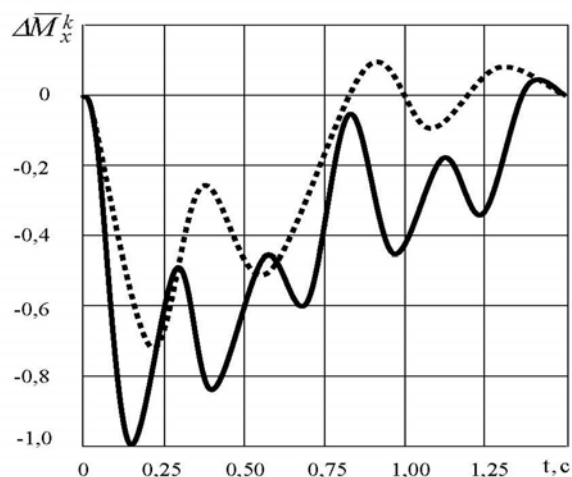


Fig. 4. Normalized oscillogram of bending moment increase in the wing section corresponding to the external engine mounts location

The rational choice of the engine suspension elastic-dissipative parameters allows you to reduce significantly the amplitude of its oscillations, primarily in the area of torsion and engine elastic tones. As an example, Figure 5 shows normalized amplitude-frequency response characteristic (AFC) of the vertical oscillations $\overline{A}_y$ in the center of mass of the external engine in the An-124 aircraft without fuel in the area of torsion and motor elastic tones. The elastic tones on the frequency axis are arranged in the following sequence: symmetrical torsion oscillations of the wing first tone SK1; the engine vertical oscillations SDV; the engine lateral oscillations SB; symmetrical torsion oscillations of the second tone wing SK2; symmetrical horizontal bending oscillations of the first tone wing SGI1; symmetrical bending oscillations of the first tone fuselage SIFL. The solid line corresponds to the original parameters of the suspension, the dashed line corresponds to the engine, conditionally released related to the horizontal axis $a-a$ (fig. 2). It is evident that the amplitude-frequency characteristic of the engine vertical and lateral oscillations changes significantly in the lower elastic torsion vibration tones of the wing. Due to the gyroscopic coupling of the wing and the engine elastic vibration tones, both the natural frequencies absolute values and the engine – pylon – wing dynamic system dissipative

properties change. The external engine oscillation wide frequency range amplitudes are reduced by 1.5 ... 5 times.

It is obvious that decrease in level and repeatability of the dynamic loads which effects the engine – pylon – wing system leads to the reduction of fatigue damageability of the design elements and to the increase of their resource. An important quantitative characteristic of the aircraft structure loading capacity is the spectral density of the bending moment in the calculated cross sections.

Figure 6 shows the normalized spectral density of the bending moment $\bar{S}_M^K$ in the An-124 aircraft wing section, corresponding to the attachment point of the external engine, when the aircraft is taxiing along the airfield without fuel at the speed of $v=10$ m/s. The solid line shows the curve for the original engine mounting scheme, and a dashed line for the mounting scheme shown in Figure 2.

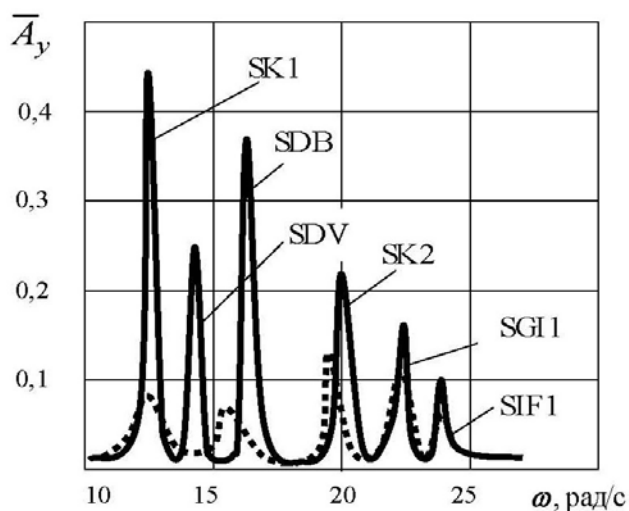


Fig. 5. Normalized amplitude-frequency characteristic of the An-124 aircraft external engine center of mass vertical oscillations $\bar{A}_y$

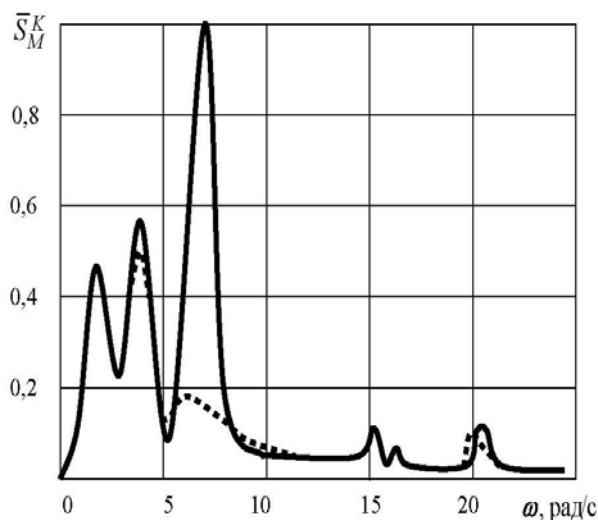


Fig. 6. Normalized spectral density of the An-124 aircraft wing section bending moment, corresponding to the attachment point of the external engine

The obtained spectral characteristics of changes in the integral force factors in the cross sections of the aircraft structure elements were used to quantify the resource in accordance with the hypothesis of spectral summation of fatigue damage. In particular, some impact assessment results of the proposed improvements of the engine-to-the-ptylon attachment points, strength characteristics of the large An-124 type aircraft main structural wing elements are shown in Figure 7 in the form of the graphs showing the resource increase coefficient changes for the lower $\bar{T}_N$ and upper $\bar{T}_V$ panels at the external engine attachment point.

The figures demonstrate $\bar{l} = l_{x1}/l_{x2}$; l_{x1} – is the engine center of mass removal down relatively to the pylon attachment points (along the Ox_1 axis in Fig. 1); l_{x2} – is the engine center of mass removal forward along the Ox_2 axis.

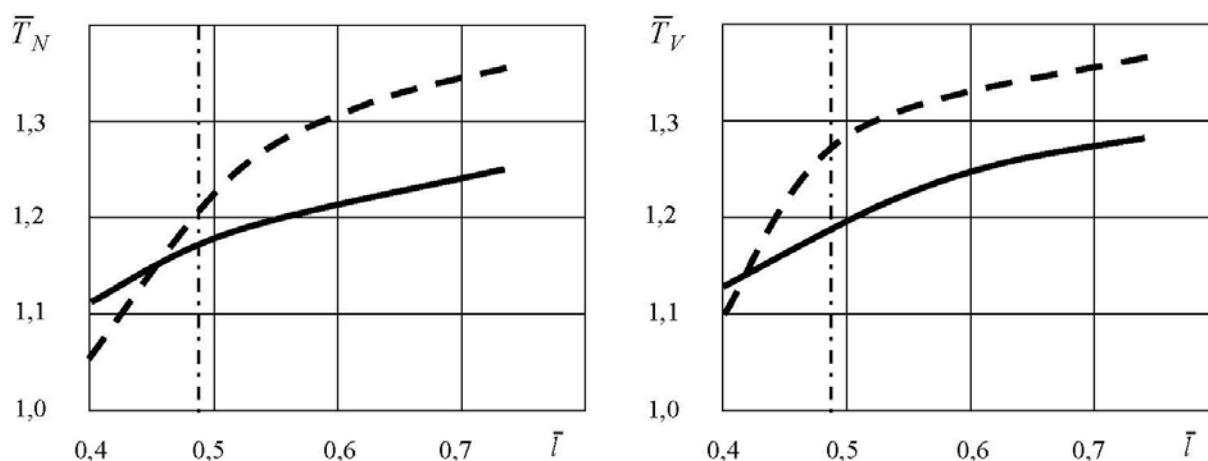


Fig. 7. The graph of the resource-increase coefficient changes for the wing lower $\bar{T}_N$ and upper $\bar{T}_V$ panels of the An-124 aircraft at the external engine attachment point

The solid line shows the released engine dependence relatively the vertical axis (diagram fig. 1), the dashed line shows the released engine dependence relatively the horizontal axis (diagram fig. 2). The dashed line corresponds to the $\bar{T}$ value of the production An-124 aircraft. All the mentioned above data are obtained with taking into account the engine rotor kinetic moment influence.

CONCLUSION AND DISCUSSION OF THE OBTAINED RESULTS

We studied the influence of elastic and dissipative parameters of engine attachment points on the elements of the engine – pylon – wing dynamic system strength characteristics using the mathematical model of aero elasticity developed by the authors, which takes into account the kinetic moment of engine rotors. Potential attachments structural modifications which make it possible to have the greatest impact on the intensity and repeatability of loads on the structure are proposed. As an example, the results of the An-124 aircraft wing elements resource evaluation in accordance with the spectral summation of fatigue damage hypothesis are presented. It is shown that the specially designed elastic and damping elements being introduced into the structure allow us to expect the resource of individual structural elements increase by up to 30%.

REFERENCES

1. Ovchinnikov, V.V. and Petrov, Iu.V. (2017). *Chislennyye metody issledovaniya aerouprugosti letatelnykh apparatov: Monografiya* [Numerical methods for the study of aircraft aeroelasticity: a monography]. Moscow: Izdatelskiy dom Akademii imeni N.E. Zhukovskogo, 160 p. (in Russia)
2. Fujino, M., Oyama, H. and Omotani, H. (2003). *Flutter characteristics of an over-the-wing engine mount business-jet configuration*. 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2003-1942, pp. 1–12. DOI: 10.2514/6.2003-1942
3. Waitz, S. and Hennings, H. (2015). *The aeroelastic impact of engine thrust and gyroscopics on aircraft flutter instabilities*. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD-2015, pp. 1–15.
4. Skelly, J. and Laporte, A. (2011). *Engine pylon for aircraft*. Patent US, no. US20110204179A1, August 25, 2011, 7 pp.
5. Wang, L., Wan, Z., Wu, Q. and Yang, Ch. (2012). *Aeroelastic modeling and analysis of the wing/engine system of a large aircraft*. Procedia Engineering, vol. 31, pp. 779–885. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2012.01.1116>

6. Liu, D., Wan, Z., Yang, Ch. and Yang, T. (2010). *Primary modeling and analysis of wing based on aeroelastic optimization*. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2010-2719, 15 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2010-2719>
7. Barys, M. and Zalewski, R. (2018). *Analysis of inertial amplification mechanism with smart spring-damper for attenuation of beam vibrations*. MATEC Web of Conferences: Machine Modelling and Simulations, vol. 157, 03002, 9 pp. DOI: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201815703002>
8. Kumar, G., Walter, E. and Jack, S. (1991). *Vibration damping aircraft engine attachment*. Patent US, no. US5065959A, November 19, 1991, 8 p.
9. Haber, O. (2006). *Vibration damping pylon*. Patent US, no. US20060060713A1, March 23, 2006, 9 p.
10. Frolov, K.V. (Ed.). (1981). *Vibratsiya v tekhnike: spravochnik v 6-ti tomakh* [Vibration in technology: guide in 6 volumes]. Tom 6 Zashchita ot vibratsii i udarov [Vibration and shock protection, vol 6]. Moscow: Mashinostroyeniye, 456 p. (in Russian)
11. Serov, M.V., Averyanov, G.M. and Alexandrova, S.G. (2013). *Experience of using vibration theory to practical issues of application of inertial dynamic vibration absorbers*. Scientific journal "Izvestiya MGTU "MAMI", vol. 3, no. 1 (15), pp. 118–124. (in Russian)
12. He, H., Xie, X. and Wang, W. (2017). *Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscope*. Shock and Vibration, vol. 2017, article ID 3548360, 11 pp. DOI: <https://doi.org/10.1155/2017/3548360>
13. Nashif, A.D., Jones, D.I.G. and Henderson, J.P. (1985). *Vibration Damping*. John Wiley & Sons, 480 p.
14. De Silva, C.W. (2007). *Vibration damping, control, and design*. 1st ed., CRC Press, 634 p.
15. Ünker, F. and Çuvalci, O. (2015). *Vibration control of a column using a gyroscope*. Procedia - Social and Behavioral Sciences, vol. 195, 3 July, pp. 2306–2315. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.06.182
16. William, P.R. (2011). *Theoretical and computational aeroelasticity*. 1st ed., Crest Publishing, 347 p.
17. Chernyshev, S.L., Zichenkov, M.Ch., Ishmuratov, F.Z. and Chedrik, V.V. (2017). *Tendencies in development of computational mechanics for strength design of aircraft structures*. Chebyshevskii Sbornik, vol. 18, no. 3 (63), pp. 488–505. DOI: 10.22405/2226-8383-2017-18-3-488-505
18. Parafes, S.G. and Smyslov, V.I. (2018). *Proektirovaniye konstruktssii i SAU BPLA s uchetom aerouprugosti. Postanovka i metody resheniya zadach* [Design of the structure and self-propelled guns of UAVs taking into account aeroelasticity. Statement and methods of solving the problem]. Moscow: Izdatelstvo Tekhnosfera, 182 p. (in Russia)
19. Garifullin, M.F. (2016). *Chislitelnyye metody v raschetnykh i eksperimentalnykh issledovaniyakh nestatsionarnykh yavleniy aerouprugosti. Kniga 1: Chislennyye metody v raschetnykh issledovaniyakh* [Numerical methods in the calculation and experimental studies of unsteady phenomena of aeroelasticity. Book 1. Numerical methods in computational research] Moscow: Nauka, 350 p. (in Russian)
20. Wright, J.R. and Cooper, J.E. (2015). *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. 2nd ed., John Wiley & Sons, 574 p.

INFORMATION ABOUT AUTHORS

Valery V. Ovchinnikov, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Head of Physics Fundamentals Chair, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia, vvovchinnikov@bk.ru.

Yuriy V. Petrov, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Head of Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, doctor561@rambler.ru.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИНЕРЦИОННЫХ И ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СВОЙСТВ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬ – ПИЛОН – КРЫЛО

В.В. Овчинников¹, Ю.В. Петров²

¹*Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,
г. Москва, Россия*

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

Анализ особенностей динамических свойств современного крупногабаритного самолета, обусловленных спецификой его компоновочной схемы, показывает, что слабодемпфированные колебания двигателей на упругих пилонх под крылом являются причиной ряда нежелательных явлений, в том числе интенсивного накопления усталостных повреждений узлов крепления двигателя к пилону, пилонх к крылу, собственно в пилоне и крыле в месте установки двигателей. Результаты теоретических и экспериментальных исследований показывают, что при определенной доработке конструкции узлов крепления двигателя к пилону появляется возможность использовать инерционные и гироскопические свойства двигателей для гашения данных колебаний. В этом случае на порядок и более возрастают коэффициенты демпфирования двигательных тонов, реализуется гироскопическая связанность упругих тонов колебаний. При рациональном выборе параметров дополнительных упругих и диссипативных связей в узлах крепления двигателей удается достаточно эффективно воздействовать на аэроупругие колебания крыла самолета и двигателей, что оказывает существенное влияние на прочностные характеристики элементов конструкции ЛА. Для исследования влияния и выбора рациональных упругодиссипативных параметров подвески двигателей самолета на пилонх под крылом разработана математическая модель аэроупругости (ММАУ) с учетом кинетического момента роторов двигателей и специальным образом сконструированных узлов крепления двигателей к пилонх. Для синтеза ММАУ самолета с работающими двигателями на пилонх используется хорошо зарекомендовавший себя метод заданных базовых форм. В качестве заданных форм рассматриваются формы собственных колебаний базовой конструкции самолета в пустоте. В данной работе гондола и ротор двигателя рассматриваются как абсолютно жесткие тела, упругостью узлов крепления ротора к гондоле пренебрегается. Пилон моделируется упругой балкой, а упругие и диссипативные свойства узлов крепления пилонх к крылу и двигателя к пилону соответствующими упругодиссипативными связями. Предложены принципиальные схемы узлов крепления двигателя к пилону. Приводятся результаты исследования влияния предлагаемых доработок узлов крепления на нагруженность и интегральные прочностные характеристики основных конструктивных элементов динамической системы двигатель – пилон – крыло на примере самолета Ан-124. Доказана целесообразность практической реализации предлагаемых решений для снижения уровня усталостной повреждаемости элементов конструкции самолета.

Ключевые слова: аэроупругость, двигатель на пилоне, инерционные и гироскопические свойства, упругодиссипативные связи, усталостная повреждаемость, ресурс.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Овчинников В.В., Петров Ю.В.** Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов: монография. М.: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.
2. **Fujino M., Oyama H., Omotani H.** Flutter characteristics of an over-the-wing engine mount business-jet configuration // 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2003-1942, 2003. Pp. 1–12. DOI: 10.2514/6.2003-1942
3. **Waitz S., Hennings H.** The aeroelastic impact of engine thrust and gyroscopics on aircraft flutter instabilities // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. IFASD-2015. Russia, Saint Petersburg, 2015. Pp. 1–15.
4. **Skelly J., Laporte A.** Engine pylon for aircraft. Patent US. No. US20110204179A1, 25.08.2011. 7 p.
5. **Wang L.** Aeroelastic modeling and analysis of the wing/engine system of a large aircraft / L. Wang, Z. Wan, Q. Wu, Ch. Yang // Procedia Engineering. 2012. Vol. 31. Pp. 879–885. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2012.01.1116>

6. **Liu D.** Primary modeling and analysis of wing based on aeroelastic optimization / D. Liu, Z. Wan, Ch. Yang, T. Yang // AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2010-2719, 2010. 15 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2010-2719>
7. **Barys M., Zalewski R.** Analysis of inertial amplification mechanism with smart spring-damper for attenuation of beam vibrations [Электронный ресурс] // MATEC Web of Conferences: Machine Modelling and Simulations. 2018. Vol. 157. 03002. 9 pp. DOI: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201815703002> (дата обращения 01.02.2020).
8. **Kumar G., Walter E., Jack S.** Vibration damping aircraft engine attachment. Patent US. No. US5065959A, 19.11.1991. 8 p.
9. **Haber O.** Vibration damping pylon. Patent US. No. US20060060713A1, 23.03.2006. 9 p.
10. Вибрации в технике: справочник в 6-ти т. Т. 6. Защита от вибрации и ударов / Под ред. К.В. Фролова М.: Машиностроение, 1981. 456 с.
11. **Серов М.В., Аверьянов Г.М., Александрова С.Г.** Опыт применения теории колебаний к практическим вопросам применения инерционных динамических гасителей колебаний // Известия МГТУ «МАМИ». 2013. Т. 3, № 1 (15). С. 118–124.
12. **He H., Xie X., Wang W.** Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscope // Shock and Vibration. 2017. Vol. 2017. Article ID 3548360. 11 pp. DOI: <https://doi.org/10.1155/2017/3548360>
13. **Nashif A.D., Jones D.I.G., Henderson J.P.** Vibration Damping. John Wiley & Sons, 1985. 480 p.
14. **De Silva C.W.** Vibration Damping, Control, and Design. 1st ed. CRC Press, 2007. 634 p.
15. **Ünker F., Çuvalci O.** Vibration control of a column using a gyroscope // Procedia - Social and Behavioral Sciences. Vol. 195. Pp. 2306–2315. 3 July 2015. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.06.182
16. **William P.R.** Theoretical and computational aeroelasticity. 1st edition. Crest Publishing, 2011. 347 p.
17. **Чернышев С.Л.** Тенденции развития вычислительной механики для прочностного проектирования конструкций ЛА / С.Л. Чернышев, М.Ч. Зиченков, Ф.З. Ишмуратов, В.В. Чедрик // Чебышевский сборник. 2017. Т. 18, № 3 (63). С. 488–505. DOI: 10.22405/2226-8383-2017-18-3-488-505
18. **Парафесь С.Г., Смыслов В.И.** Проектирование конструкции и САУ БПЛА с учетом аэроупругости. Постановка и методы решения задачи. М.: Изд-во «Техносфера», 2018. 182 с.
19. **Гарифуллин М.Ф.** Числительные методы в расчетных и экспериментальных исследованиях нестационарных явлений аэроупругости. Кн. 1: Численные методы в расчетных исследованиях. М.: Наука, 2016. 350 с.
20. **Wright J.R., Cooper J.E.** Introduction to aircraft aeroelasticity and loads. 2nd ed. John Wiley & Sons, 2015. 574 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Овчинников Валерий Валерьевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой основ физики Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана, vvovchinnikov@bk.ru

Петров Юрий Владимирович доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, doctor561@rambler.ru

Поступила в редакцию 20.03.2020
Принята в печать 21.05.2020

Received 20.03.2020
Accepted for publication 21.05.2020

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ
05.02.22 – Организация производства

УДК 656.71:628.3

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-73-82

**ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСШЕЙ ВОДНОЙ РАСТИТЕЛЬНОСТИ
ДЛЯ ДООЧИСТКИ СТОЧНЫХ ВОД АЭРОПОРТОВ**

Н.Е. НИКОЛАЙКИНА¹, Н.И. НИКОЛАЙКИН²

¹ *Московский политехнический университет, г. Москва, Россия*

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

Показано, что при росте авиаперевозок необходимо повышать эффективность очистки ливневых и талых сточных вод с территории аэропортов и прочих авиапредприятий. Предлагается для защиты окружающей среды от сбросов загрязнений аэропортов в природные водоёмы использовать высшую водную растительность. Для дополнительной стадии финальной очистки предлагается применить водный гиацинт – эйхорнию. Дается обоснование выбора растения, описаны его основные характеристики и механизм извлечения загрязнений из водной среды в процессе метаболизма. Приводится методика экспериментов по определению эффективности биологической очистки сточных вод в условиях Центральной полосы России на примере Подмоскovie. Даны результаты измерения концентраций взвешенных веществ и нефтепродуктов в воде до и после очистки в прудах-отстойниках. Показана эффективность биологической очистки. Отмечена возможность использования водного гиацинта и для очистки отдельных поверхностных водоёмов. Для круглогодичного использования растений на открытых очистных сооружениях рекомендовано применять защитные конструкции (укрытия), тогда в защищённых условиях процессы метаболизма могут протекать в корневище, стеблях и листьях растения даже в осенне-зимний период. Предложено отработанную биомассу в коммерческих целях утилизировать как добавку к корму скота при соблюдении определенных условий, которые сформулированы. Приведен алгоритм сохранения саженцев в холодный период года и последующей высадки их в водоёмы весной. Применение способа биологической доочистки водным гиацинтом экономически целесообразно, однако требуется соблюдать необычные меры экологической безопасности, которые предложены. Подчеркнута целесообразность дальнейших перспективных работ по созданию специализированных экосистем с участием высшей водной растительности, для природоподобной комплексной очистки отдельных видов сточных вод.

Ключевые слова: аэропорт, защита окружающей среды, сточные воды, взвешенные вещества, нефтепродукты, биологическая очистка, водный гиацинт, утилизация биомассы.

ВВЕДЕНИЕ

К числу основных задач современного мирового сообщества относится защита окружающей среды от загрязнения, её сохранение в состоянии, привычном для проживания людей. В XX в. положения о необходимости обеспечения защиты биосферы при ускорении научно-технического прогресса были зафиксированы в целом ряде международных документов, в частности, в Приложении 16¹ к Чикагской конвенции о международной гражданской авиации. Одним из важнейших направлений работ по уменьшению экологической опасности антропогенной деятельности является усиление контроля водных стоков организаций и предприятий всех видов народного хозяйства, включая транспорт и объекты инфраструктуры поселений.

Водоснабжение подмосковных аэропортов преимущественно происходит из артезианских скважин. Общий объем водопотребления современного крупного аэропорта превышает

¹ Приложения 1-18 к Конвенции о Международной Гражданской Авиации (Чикагской Конвенции 1944 года) [Электронный ресурс] // Склад законов. URL: <http://www.gpl.ru/asmap/convMGA.htm> (дата обращения 05.02.2020).

1,5 млн.м³/год (в среднем более 4,5 тыс. м³/сут.) или на уровне 40 м³/тыс.пасс. в среднем². Важнейшей характеристикой эффективности работ [1] по защите водных объектов от антропогенного загрязнения в процессе деятельности аэропортов является величина удельного количества загрязняющих веществ, сбрасываемых в водоемы, отнесенная к числу пассажиров, обслуженных за год. В аэропорту Шереметьево³ в 2018 г. этот показатель снизился до 4 кг/тыс. пасс.

Очистка сточных вод, традиционно отличающихся большим объемом, является технически сложной задачей и требует постоянного совершенствования как технологий, так и оборудования для их реализации [2]. Наиболее общими видами стоков являются воды, прошедшие загрязненные территории, а именно ливневые, поливочные и талые воды.

Снег, счищаемый с мест стоянки авиатехники, дорог, рулежных дорожек, взлётно-посадочных полос и других площадей аэропорта, представляет собой источник негативного воздействия на почву и гидросферу экосистем на территориях, занимаемых объектами ГА. В снеге содержатся многочисленные химические соединения, прежде всего остатки пролитых нефтепродуктов, противогололёдные реагенты и прочее. Со сточными водами аэропортов, аэродромов и им подобных авиатранспортных объектов гражданской авиации (ГА) в природные водоемы попадает значительное количество нефтепродуктов и взвешенных веществ.

С увеличением объема авиаперевозок, применения на воздушном транспорте горючесмазочных материалов и продуктов химической переработки естественным образом усугубляется необходимость повышения суммарной эффективности очистки поверхностного сброса. Для недопущения загрязнения и засорения природных водных объектов традиционные методы очистки [3] на существующих системах водоотведения дополняют достаточно редкими видами. Так, в частности, все шире разрабатывают и применяют биологические методы. Наряду с традиционными способами [4, 5] извлечения загрязнений из газовой фазы, которые постоянно совершенствуются [6], создают [7] и изучают аппаратное оформление процессов биофильтрации воздуха от легколетучих соединений. Растет интерес к биоутилизации газообразных и жидкостных отходов [8]. К числу таких относится способ очистки водных сред с помощью ботанических средств, заключающийся в применении культур высшей водной растительности.

В литературе есть сведения о примерах использования некоторых видов высшей водной растительности [9] для доочистки сточных вод перед сбросом их в водоемы.

Проблема повышения эффективности очистки сточных вод аэропортов и им подобных авиапредприятий, а также задача снижения негативного экологического воздействия на водные экосистемы территории места авиационного происшествя являются предметом дальнейшего рассмотрения. Целесообразно оценить перспективность использования высшей водной растительности для защиты среды, окружающей авиапредприятия, от загрязнения.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Выбор культуры высшей водной растительности определялся тем, насколько они способны к быстрому размножению, росту, поглощению всех биогенов и соединений из водной среды. Целенаправленный поиск подходящего ботанического объекта привел к выбору культуры, наиболее подходящей для доочистки стоков в прудах-отстойниках [2, 10].

Для экспериментальной проверки пригодности метода биологической доочистки в условиях Центральной полосы России на примере Подмосковья было выбрано однолетнее плавающее растение, относящееся к семейству понтедериевых, а именно водный гиацинт рода эйхорния (*Eichornia speciosa*) [11], родина которого – тропические районы Америки.

По физическим свойствам эйхорния относится к роду полупогруженных растений. Она быстро размножается (до 500 побегов в месяц) на плаву, а также в стационарном состоянии; её

² Экологический отчет акционерного общества «Международный аэропорт Шереметьево» за 2018 год [Электронный ресурс] // Акционерное общество «Международный аэропорт Шереметьево» URL: <https://www.svo.aero/bitrix/upload/sprint.editor/522/52262be2901d127ddd66971e7f52f720.pdf> (дата обращения 02.02.2020).

³ Там же.

высота (надводная часть вместе с развитой корневой системой) достигает одного метра, побеги длиной до 2 метров.

Растение ядовито, состоит из двух основных частей. Надводная часть – это соцветия и листья, а подводная – нитевидная корневая система. Цветки растения недолговечны, время их жизни 1 – 2 дня. После цветения цветоножка изгибается и цветок полностью погружается в воду.

Подводная часть эйхорнии представляет собой сгусток опущенных ресничек, между которыми и происходит начальная (механическая) стадия процесса очистки воды. Известно [11], что вокруг этих растений образуются избирательные микробиоценозы, включающие как бактерии и водоросли, так макробеспозвоночные и простейшие организмы. Это ускоряет активную биодеструкцию, обеспечивает поглощение минеральных и органических веществ (загрязнителей водной среды), которые далее используются растениями для их питания в процессе пластического обмена с окружающей водной средой. В результате эйхорния «вбирает в себя» практически все опасные загрязнения, в том числе и такие, как инсектициды, фенолы, соединения никеля, кадмия и т.п.

В странах с тёплым климатом (при умеренном климате – в тёплые периоды) эти растения применяют на сооружениях очистки поверхностных и хозяйственно-бытовых сточных вод. Используется также и как аквариумное растение. Выросшие растения пригодны для удобрения полей, могут использоваться на корм скоту и для производства биогаза.

В ходе экспериментов водный гиацинт высаживался с плотностью рассады 6-10 шт/м² площади водного зеркала секции бассейна, отведенной для культивирования растений. Вносимая культура не должна занимать более 12% площади поверхности очищаемого водоема. Температура окружающей среды должна находиться в диапазоне от +15 до +35 °С.

После завершения процесса очистки производится химическая экспертиза состава отработанной биомассы, прежде всего для выявления уровня насыщенности токсинами. При подтверждении соответствия требованиям стандартов⁴, санитарных норм и правил⁵ отработанная водная культура собирается с поверхности водоёма для коммерческого использования или хранения, не соответствующая – подвергается утилизации.

Для анализа загрязненности проб воды до и после очистки использовались традиционные лабораторные методы исследования, анализа и определения концентрации загрязняющих веществ в сточных водах. Измерение химического состава осуществлялось в условиях аккредитованной лаборатории аналитического контроля. Отбор проб производился ежемесячно с мая по октябрь в рамках «Графика контроля эффективности работы очистных сооружений и качества сточных вод».

Отбор проб согласно требованиям стандартов⁶ осуществлялся с небольшой глубины цилиндром из нержавеющей стали. Вода переливалась в двухлитровые стеклянные бутылки, пробы в контейнерах с аккумуляторами холода (при $t = 5 \pm 3^\circ\text{C}$) в течение не более часа транспортировали в специализированную лабораторию аналитического контроля для измерений.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Экспериментальные результаты и практический опыт, полученные в Московском политехническом университете (Мосполитехе) [12], а также на многочисленных очистных сооружениях для поверхностных сточных вод в Московском регионе, свидетельствуют о следующем.

⁴ ГОСТ 31653-2012. Корма. Метод иммуноферментного определения микротоксинов. М.: Стандартинформ, 2012. 12 с. [Электронный ресурс] // Интернет и право. URL: <https://www.internet-law.ru/gosts/gost/52326/> (дата обращения 05.02.2020).

⁵ СанПиН 2.1.7.573-96. Гигиенические требования к использованию сточных вод и осадков для орошения и удобрения. М.: ИИЦ Минздрава России, 1997. 54 с. [Электронный ресурс] // Библиотека нормативной документации. URL: <https://files.stroyinf.ru/Index2/1/4293825/4293825376.htm> (дата обращения 05.02.2020).

⁶ ГОСТ 31861-2012 Вода. Общие требования к отбору проб. М.: Стандартинформ, 2013. 36 с. [Электронный ресурс] // Интернет и право. URL: <https://internet-law.ru/gosts/gost/52710/> (дата обращения 05.02.2020).

При росте и вегетации эйхорния образует на водной поверхности обширные, при этом локальные заросли. В средней полосе (в условиях Москвы и Подмосковья) при благоприятных погодных условиях и соблюдении регламента культивирования растение способно к вегетативному размножению с увеличением биомассы в 20 ... 40 раз. Вегетация протекает активно при температуре от +17 °C и выше, её скорость растёт пропорционально с окружающей температурой, а также зависит от освещенности и обеспеченности кислородом. При наращивании зеленой массы растение в процессе метаболизма активно извлекает необходимые для вегетации многочисленные растворенные вещества. Играя роль биологического фильтра, культура наиболее активно извлекает из водной среды продукты разрушения нефтепродуктов, фенолов, соединения азота, фосфора.

Окислительные процессы в водной среде ускоряются стимуляторами, активное выделение которых происходит при росте и развитии корневой системы водного гиацинта. Окислительно-восстановительные реакции протекают с участием веществ, «загрязняющих» воду, в том числе углеводородные соединения разлагаются. В частности, это приводит к выделению азота и кислорода в чистом виде. Азот поглощается растением, а кислород в зоне корней используется аэробными бактериями, которые тоже участвуют в биологической очистке воды.

Примеры контрольных проб загрязненности сточной воды, взятых в 2018 г. по стандартным методикам^{7,8} до и после бассейна ботанической доочистки с использованием водного гиацинта эйхорния, представлены в табл. 1.

Выполненный анализ этих и подобных данных демонстрирует существенное снижение содержания взвешенных веществ и нефтепродуктов в воде на выходе. Концентрации снижаются даже ниже самых жестких значений ПДК, а именно ПДК для водных объектов рыбохозяйственного назначения⁹.

Таблица 1
Table 1

Содержание загрязняющих веществ в сточной воде до и после бассейна с высшей водной растительностью

Pollutant content in wastewater before and after the higher water vegetation basin

Дата отбора проб, месяц	Концентрация загрязняющих веществ, мг/дм ³			
	взвешенные вещества		нефтепродукты	
	ВХОД	ВЫХОД	ВХОД	ВЫХОД
Июнь	26,50	18,40	0,45	0,38
Июль	23,10	15,30	0,54	0,35
Август	22,00	19,30	1,25	0,31
Сентябрь	15,60	11,50	0,34	0,15
Октябрь	11,30	9,80	0,13	0,09

Повышение эффективности очистки при использовании на завершающем этапе ботанического способа, как показано в табл. 2, подтверждается результатами работы на нескольких

⁷ ПНД Ф 14.1:2:4.254-09. Количественный химический анализ вод. Методика измерений массовых концентраций взвешенных и прокаленных взвешенных веществ в пробах питьевых, природных и сточных вод гравиметрическим методом. М.: Росгидромет, 2017. 12 с.

⁸ ПНД Ф 14.1:2:4.128-98. Количественный химический анализ вод. Методика измерений массовой концентрации нефтепродуктов в пробах природных, питьевых и сточных вод флуориметрическим методом на анализаторе жидкости "Флюорат-02" (М 01-05-2012). Москва, 1998 (Издание 2012 года). 25 с.

⁹ Об утверждении нормативов качества воды водных объектов рыбохозяйственного значения, в том числе нормативов предельно допустимых концентраций вредных веществ в водах водных объектов рыбохозяйственного значения (с изменениями на 12 октября 2018 года). Приказ Минсельхоза России от 12.10.2018 г. N 454. [Электронный ресурс] // Официальный интернет-портал правовой информации. URL: <http://publication.pravo.gov.ru/Document/View/0001201902280022> (дата обращения 05.02.2020).

объектах защиты водного бассейна Подмосковья, проведенных сотрудниками специализированной лаборатории ГУП «Мосводосток» и студентами Мосполитеха в рамках учебного процесса по направлению подготовки «Техносферная безопасность».

Таблица 2
Table 2

Содержание загрязняющих веществ в сточной воде до и после доочистки высшей водной растительностью на ряде природоохранных объектов
Pollutant content in wastewater before and after the final purification by higher water vegetation at a number of environmentally protected sites

Очистные сооружения, №	Концентрация загрязняющих веществ, мг/дм ³			
	взвешенные вещества		нефтепродукты	
	ВХОД	ВЫХОД	ВХОД	ВЫХОД
№ 1	20,87	12,07	0,53	0,29
№ 2	17,51	11,27	0,61	0,37
№ 3	14,73	10,15	0,42	0,21
№ 4	15,98	10,47	0,36	0,23

Проведенные расчёты подтверждают, что при применении на прудах-отстойниках системы доочистки стоков водным гиацинтом объём обязательных экологических платежей за загрязнение водных объектов уменьшится более чем вдвое.

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Водный гиацинт эйхорния обладает быстрым ростом и размножением, способностью поглощать практически все биогенные элементы и их соединения. Это растение можно применять практически в любых водоемах-отстойниках.

При высадке новых растений на всей площади пруда каждые несколько суток, учете объемов проходящих стоков и динамики поглощения элементов растением превышение норм содержания токсических веществ в массе эйхорнии не происходит. Удаётся удерживать концентрацию загрязнений в биомассе на уровне до 45% допустимой. При соблюдении изложенных ограничений за сезон можно собирать до тысячи тонн зеленой массы с гектара поверхности пруда-отстойника.

Отработанную биомассу эйхорнии целесообразно (в коммерческих целях) использовать, например, в качестве добавки к корму скота. Однако такое применение возможно исключительно при содержании в биомассе остаточных количеств пестицидов, нитратов, нитритов, масляной кислоты, микротоксинов и т.д. ниже их предельно допустимых значений, регламентированных требованиями¹⁰. Коммерческое использование выросшей эйхорнии допустимо только после химической экспертизы на соответствие требованиям¹¹.

Доочистка с использованием высшей водной растительности (в наибольшей степени водного гиацинта эйхорнии) применима не только для стоков, но эффективна и для отдельных водоёмов. Использование биологической очистки незначительно изменяет естественный пейзаж на территории, прилегающей к водоему.

¹⁰ ГОСТ 31653-2012. Корма. Метод иммуноферментного определения микротоксинов. М.: Стандартинформ, 2012. 12 с. [Электронный ресурс] // Интернет и право. URL: <https://www.internet-law.ru/gosts/gost/52326/> (дата обращения 05.02.2020).

¹¹ СанПиН 2.1.7.573-96. Гигиенические требования к использованию сточных вод и осадков для орошения и удобрения. М.: ИИЦ Минздрава России, 1997. 54 с. [Электронный ресурс] // Библиотека нормативной документации. URL: <https://files.stroyinf.ru/Index2/1/4293825/4293825376.htm> (дата обращения 05.02.2020).

Водному гиацинту эйхорнии характерно активное зарастание поверхности водоема. Способность приспосабливаться к широкому диапазону изменений факторов окружающей среды и высокая скорость разрастания этого растения вызывают достаточно быстрое изменение водных экосистем, которые «перерождаются» в сторону (с позиции человека) улучшения. Вегетация происходит в пределах безморозного периода, за счёт этого возможен контроль и частичное регулирование разрастания.

Перед холодным периодом года часть растений, как посадочный материал, необходимо передать на хранение в помещение с высокой влажностью и постоянной положительной температурой +16 ... +20 °С. В этих условиях саженцы выживают, но вегетация сильно заторможена. Перед последующей высадкой эйхорнии в пруд целесообразно (в зависимости от загрязнения водоёма) провести обработку саженцев иммунным раствором, регулирующим вегетацию культуры.

Экспериментальные и внедренческие мероприятия последних десятилетий продемонстрировали высокую эффективность применения высшей водной растительности для доочистки многих стоков, среди которых стоки предприятий и организаций нефтепереработки и загрязненный нефтепродуктами поверхностный сток населенных мест.

Безусловно, применение эйхорнии связано с некоторыми необычными проблемами в части необходимости соблюдать меры экологической безопасности, а именно:

- недопустима преднамеренная или случайная интродукция растений в природные водоёмы;
- важно не допустить существования растения без строгого контроля удельной численности растений на поверхности водоёма, возможна эвтрофикация водной экосистемы;
- строгой регламентации требует процесс утилизации отработанного биологического материала. Так, при использовании эйхорнии в качестве корма скоту важно выполнение всех требований к процессу измельчения зеленой массы, необходим надзор специализированных служб.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из приведенного выше следуют выводы.

1. Показано, что водный гиацинт (*Eichhornia crassipes*) как представитель высшей водной растительности характеризуется эффективным вегетативным размножением в средней полосе России при благоприятных погодных условиях
2. Растение эйхорнии (на примере условий Подмоскovie) пригодно для решения задачи доочистки сброса поверхностных сточных вод.
3. Применение водного гиацинта для доочистки ливневых стоков позволяет снизить содержания загрязняющих веществ: по взвешенным веществам в 1,3–1,9 раз и по нефтепродуктам в 1,3–2,5 раза, что снижает негативную нагрузку на окружающую среду, уменьшает величину платежей за экологическое воздействие.
4. При применении защитных конструкций на открытых очистных сооружениях улучшаются условия адаптации и вегетационных процессов водной растительности. В таких условиях процесс гидробиотической очистки может протекать круглогодично, потому что в защищённых условиях процессы метаболизма могут протекать в корневище, стеблях и листьях растения даже в осенне-зимний период.
5. Применение данного способа доочистки экономически целесообразно.

Таким образом, метод доочистки с использованием водного гиацинта, как составной элемент комплексной очистки ливневых сточных вод, позволяет снизить экологическую нагрузку на окружающую среду. Метод рекомендуется как при обычной работе водоочистных систем аэропортов и им подобных предприятий и организаций гражданской авиации, так и в

случае авиационных происшествий [13] в рамках мер по организации защиты соответствующей территории для устранения негативных экологических последствий [14].

Применение биологической очистки воды с использованием растительных культур высшей водной растительности отличается от многих иных способов тем, что в ходе его реализации не продуцируются вторичные загрязнения. Это является значительным экологическим преимуществом рассмотренного метода и позволяет отнести его к числу «экологически рациональных».

Применение гидрботанического способа доочистки при совместной очистке поверхностных и хозяйственных стоков в перспективе позволит приблизиться к решению задачи создания систем замкнутого оборотного водоснабжения [1] предприятий.

В перспективе целесообразно провести работы по изучению возможности создания специализированных экосистем с участием высшей водной растительности (подобных экосистемам болот), которые смогут осуществлять природоподобную комплексную очистку, ориентированную на большинство отдельных видов сточных вод.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Родионов А.И.** Технологические процессы экологической безопасности / А.И. Родионов, В.Н. Клушин, В.Г. Систер. 5-е изд. испр. и доп. М.: Юрайт, 2019. 283 с.
2. **Родионов А.И.** Охрана окружающей среды: процессы и аппараты защиты гидросферы / А.И. Родионов, В.Н. Клушин, В.Г. Систер. 5-е изд. испр. и доп. М.: Юрайт, 2019. 283 с.
3. **Сергиенко Л.И.** Защита водных источников от загрязнения сточными водами на примере г. Волжского Волгоградской области / Л.И. Сергиенко, С.В. Паринов, С.П. Никонорова // Экология урбанизированных территорий. 2019. № 2. С. 6–10. DOI: 10.24411/1816-1863-2019-12006
4. **Бочавер К.З., Клушин В.Н.** О доступных эколого-технологических возможностях снижения эмиссии углекислого газа в атмосферу // Экологический вестник России. 2017. № 8. С. 38–43.
5. **Zubakhin N.P.** Purification of coke-plant waste by carbon adsorbents / N.P. Zubakhin, V.N. Klushin, K.G. Starostin, A.V. Nistratov // Coke and Chemistry. 2015. Vol. 58, no. 2. Pp. 75–78. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068364X15020088>
6. **Клушин В.Н.** Новый агент защиты окружающей среды на нефтепромыслах / В.Н. Клушин, А.А. Карташов, А.В. Нистратов, А.В. Колесников, С.М. Мисакова // Нефтепереработка и нефтехимия. Научно-технические достижения и передовой опыт. 2017. № 3. С. 48–50.
7. **Mitin A., Nikolaykina, N., Pushnov A.** Aerodynamic resistance of a biofilter with a packing of pine cones // Journal of Environmental Engineering and Landscape Management. 2015. Vol. 23, № 2. Pp. 138–146. DOI: <https://doi.org/10.3846/16486897.2015.1009912>
8. **Смирнов В.Н., Винаров А.Ю.** Биоутилизация газовых и жидкостных отходов лакокрасочных производств // Биотехнологии в комплексном развитии регионов: сборник трудов международной НПК. Москва, 15-17 марта 2016 г. Закрытое акционерное общество "Экспобиохим-технологии". Москва, 2016. С. 19.
9. **Кручинин Н.А.** Ботанический метод очистки воды водоёмов от гептила / Н.А. Кручинин, Г.М. Николаева, И.И. Глухарев, О.В. Долинина [Электронный ресурс] // СИП РИА. 2013. URL: <http://www.sipria.ru/tir/geptbot.html> (дата обращения 02.04.2020).
10. **Пупырев Е.И.** Комплексные решения в системах ливневой канализации // Вестник МГСУ. 2018. Т. 13, № 5 (116). С. 651–659. DOI: 10.22227/1997-0935.2018.5.651-659
11. **Шанцер И.А.** Растения средней полосы Европейской России. 5-е изд. испр. и доп. М.: Товарищество научных изданий КМК, 2017. 464 с.

12. Кулагина А.А., Николайкина Н.Е. Исследование процесса доочистки сточных вод водным гиацинтом эйхорния // Исследования в области естественных и технических наук: междисциплинарный диалог и интеграция: в сборнике научных трудов по материалам Международной научно-практической конференции. Белгород, 27 декабря 2018 г. Белгород: Общество с ограниченной ответственностью «Агентство перспективных научных исследований», 2019. С. 37–39.

13. Николайкин Н.И., Старков Е.Ю. Модель эколого-экономического воздействия авиационных происшествий // Предпринимательство. 2016. № 7. С. 38.

14. Николайкин Н.И., Старков Е.Ю. Уменьшение экологических последствий от воздействия авиационных происшествий // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225 (3). С. 129–136.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Николайкина Наталья Евгеньевна, кандидат технических наук, доцент, заведующая кафедрой химии и биотехнологий Московского политехнического университета, nikols_153@mail.ru.

Николайкин Николай Иванович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры безопасности полётов и жизнедеятельности МГТУ ГА, nikols_n@mail.ru.

THE USE OF HIGHER AQUATIC VEGETATION FOR AIRPORTS WASTEWATER FINAL PURIFICATION

Natalia E. Nikolaykina¹, Nikolay I. Nikolaykin²

¹ Moscow Polytechnical University, Moscow, Russia

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

ABSTRACT

It has been shown that with air transportation rise it is necessary to increase the efficiency of storm and wastewater purification from the territory of the airports and other air enterprises. It is suggested to use higher aquatic vegetation to protect the environment from airborne pollutants into natural water reservoirs. For further step of final cleanup it is proposed to use aquatic hyacinth – *Eichornia*. The rationalization for the plant selection is provided, its essential characteristics and the way for extracting pollutants out of the aquatic environment during the metabolism process are described. The technique of experiments on determining the effectiveness of biological wastewater purification within the conditions of the central part of the country is discussed in terms of Moscow region. The measurement results of suspended materials and petrochemicals concentrations in water before and after purification in sediment ponds are presented. The effectiveness of biological purification is shown. The possibility of using water hyacinth for purification of some superficial water reservoirs is also outlined. It is recommended all the year round to use protecting constructions (covers) in open purification plants, then under protected conditions metabolism processes can proceed in the rhizome, stems and foliage of the vegetation even in the autumn-winter period. It is proposed to recycle the used biomass for commercial purposes as a livestock fodder additive under the certain conditions that have been defined. The algorithm of preserving seedlings in the cold season and their subsequent planting in water reservoirs in spring is discussed. It is economically feasible to use biological final purification by aquatic hyacinth but observing the unusual environmental safety measures that have been formulated is required. Practicability of further prospective work on producing specialized ecosystems involving higher aquatic vegetation for nature-like integrated purification of certain types of wastewater was underlined.

Key words: airport, environmental protection, wastewater, suspended materials, petrochemicals, biological purification, aquatic hyacinth, biomass recycling.

REFERENCES

1. **Rodionov, A.I., Klushin, V.N. and Sister, V.G.** (2019). *Tekhnologicheskiye protsessy ekologicheskoy bezopasnosti* [Technological processes of environmental safety]. Moscow: Yurayt, 283 p. (in Russian)
2. **Rodionov, A.I., Klushin, V.N. and Sister, V.G.** (2019). *Okhrana okruzhayushchey sredy: protsessy i apparaty zashchity gidrosfery* [Environmental protection: hydrosphere protection processes and devices]. Moscow: Yurayt, 283 p. (in Russian)
3. **Sergiyenko, L.I., Parinov, S.V. and Nikonorova, S.P.** (2019). *Protection of water sources from contamination by sewage: a case study of the town of Volzhky of the Volgograd Region*. Social and Scientific Journal «ECOLOGY OF URBAN AREAS», no. 2, pp. 6–10. DOI: 10.24411/1816-1863-2019-12006. (in Russian)
4. **Bochaver, K.Z. and Klushin, V.N.** (2017). *O dostupnykh ekologo-tekhnologicheskikh vozmozhnostyakh snizheniya emissii uglekislogo gaza v atmosferu* [On the available environmental and technological opportunities to reduce carbon dioxide atmosphere emissions]. *Ekologicheskii vestnik Rossii*, no. 8, pp. 38–43. (in Russian)
5. **Zubakhin, N.P., Klushin, V.N., Starostin, K.G. and Nistratov, A.V.** (2015). *Purification of coke-plant waste by carbon adsorbents*. *Coke and Chemistry*, vol. 58, no. 2, pp. 75–78. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068364X15020088> (in Russian)
6. **Klushin, V.N., Kartashov, A.A., Nistratov, A.V., Kolesnikov, A.V. and Misakova, S.M.** (2017). *New environmental protection agent on oil fields*. *Neftepererabotka i neftekhimiya*. Nauchno-tekhnicheskkiye dostizheniya i peredovoy opyt, no 3, pp. 48–50. (in Russian)
7. **Mitin, A., Nikolajkina, N. and Pushnov, A.** (2015). *Aerodynamic resistance of a biofilter with a packing of pine cones*. *Journal of Environmental Engineering and Landscape Management*, vol. 23, no. 2, pp. 138–146. DOI: <https://doi.org/10.3846/16486897.2015.1009912>. (in Russian)
8. **Smirnov, V.N. and Vinarov, A.Yu.** (2016). *Bio-utilization gas and liquid waste paint and varnish manufacture*. *Biotehnologii v kompleksnom razvitii regionov: sbornik trudov mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Biotechnologies in the complex development of regions: proceedings of the international scientifically-practical conference], pp. 19. (in Russian)
9. **Kruchinin, N.A., Nikolaeva, G.M., Gluxarev, I.I. and Dolinina, O.V.** (2013) *Botanicheskii metod ochistki vody vodoyemov ot geptila* [Botanical method of heptyl water purification for reservoirs]. Available at: <http://www.sipria.ru/tir/geptbot.html> (accessed 02.04.2020). (in Russian)
10. **Pupyrev, E.I.** (2018). *Integrated solutions in storm sewer systems*. *Vestnik MGSU*, vol. 13, no. 5 (116), pp. 651–659. DOI: 10.22227/1997-0935.2018.5.651-659. (in Russian)
11. **Shantser, I.A.** (2017). *Rasteniya sredney polosy Evropeyskoy Rossii* [Plants of the European Russia middle strip]. 5th ed., ispravlennoye i dopolnennoye. Moscow: Tovarishestvo nauchnykh izdaniy KMK, 464 p. (in Russian)
12. **Kulagina, A.A. and Nikolajkina, N.E.** (2019). *Issledovaniye protsessa doochistki stochnykh vod vodnym giatsintom eykhorniya* [Investigation of the wastewater treatment process with aqueous hyacinth Eichornia]. *Issledovaniya v oblasti yestestvennykh i tekhnicheskikh nauk: mezhdistsiplinarnyy dialog i integratsiya: v sbornike nauchnykh trudov po materialam Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Studies in the fields of natural and technical science: interdisciplinary dialog and integration in the proceedings collection of the International scientifically-practical conference], pp. 37–39. (in Russian)
13. **Nikolaykin, N.I. and Starkov, E.Yu.** (2016). *Model ekologo-ekonomicheskogo vozdeystviya aviatsionnykh proissheshtviy* [Environmental Accident Impact Model]. *Predprinimatelstvo*, no. 7, p. 38. (in Russian)
14. **Nikolaykin, N.I. and Starkov, E.Yu.** (2016). *Ecological consequences reduction from aviation accidents impacts*. *Civil Aviation High Technologies*, no. 225 (3), pp. 129–136. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Natalia E. Nikolaykina, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, The Head of Chemistry and Biotechnologies Chair, Moscow Polytechnic University, nikols_153@mail.ru.

Nikolay I. Nikolaykin, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, the Professor of Flight and Life Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, nikols_n@mail.ru.

Поступила в редакцию 08.04.2020
Принята в печать 21.05.2020

Received 08.04.2020
Accepted for publication 21.05.2020

ББК 05
Н 34
Св. план 2020

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 23, № 03, 2020
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 23, No. 03, 2020

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Подписано в печать 16.06.2020.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

10,5 усл. печ. л.

Заказ № 639 / 86

Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н.Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: artpress@ mail.ru

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