

Том 25, № 03, 2022

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 25, No. 03, 2022

Издается с 1998 г.

Москва
2022

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, д. филос. н., профессор кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;
Полешкина И.О., доцент, к. э. н., старший научный сотрудник отдела научных исследований 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, Хуан, Китай;

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

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

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

Editorial Board

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

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 "Vympel", 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 автоматизации и процессов управления Дальневосточного отделения РАН, Владивосток, Россия;

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

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

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. МАИ (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

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

Полтавский А.В., д. т. н., с. н. с., ведущий научный сотрудник Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 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., в. н. с. Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия;

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

Татарин 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, Leading Researcher, 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;

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

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

Alexandr V. Poltavsky, Doctor of Technical Sciences, Senior Scientific Researcher, Leading Researcher, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Science, 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, Doctor of Sciences, Leading Researcher, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Science, 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

Емельянов В.Е., Матыюк С.П.

Оценка воздействия помеховых сигналов на решающее устройство приемо-анализирующего тракта цифровых радиотехнических систем 8

Костин П.С., Дедов С.В., Гоцев Д.В., Вышинский В.В.

Способ определения посадочных характеристик самолета путем имитационного моделирования 16

Малыгин В.Б.

Определение характеристик конечных участков стандартных маршрутов прибытия с помощью аппарата системы массового обслуживания 26

Малышев М.И.

Инновации в области городского общественного транспорта и перспективы внедрения принципов новой мобильности 36

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Ivchin V.A., Samsonov K.Y., Kasimov A.M., Popov A.I.

Development of the technical solution to prevent a single-rotor helicopter from entering uncontrolled rotation 51

Князев А.С., Антоненко А.С., Лоптев М.А., Жданов Е.М.

Использование программы имитации работы центральной информационной системы самолета ДА-42Т в учебном процессе вуза 61

Parafes' S.G.

About revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle based on the results of ground-based modal test operations in the aeroelasticity problems 73

CONTENTS

TRANSPORT

Emelyanov V.E., Matyiuk S.P.

Assessment of the impact of interference signals on the decision circuit of the receiving-analyzing route of digital radio engineering systems 8

Kostin P.S., Dedov S.V., Gotsev D.V., Vishinsky V.V.

Method for determining of aircraft landing performance by the simulation modeling 16

Malygin V.B.

Characterization of the terminal area of standard arrival routes using the queueing system 26

Malyshev M.I.

Innovations in the field of urban public transport and prospects of implementing new mobility principles 36

MECHANICAL ENGINEERING

Ivchin V.A., Samsonov K.Y., Kasimov A.M., Popov A.I.

Development of the technical solution to prevent a single-rotor helicopter from entering uncontrolled rotation 51

Knyazev A.S., Antonenko A.S., Loptev M.A., Zhdanov E.M.

Using the simulation program of the DA-42T aircraft central data system operation in the educational process of the university 61

Parafes' S.G.

About revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle based on the results of ground-based modal test operations in the aeroelasticity problems 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 621.396.82

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-8-15

**Оценка воздействия помеховых сигналов
на решающее устройство приемо-анализирующего тракта
цифровых радиотехнических систем**

В.Е. Емельянов¹, С.П. Матыюк¹

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

Аннотация: В настоящее время в связи с возрастающей сложностью навигационного обеспечения воздушных судов, с ростом требований, предъявляемых к ним, все более необходимой является разработка систем комплексной обработки навигационной информации. Средства радиотехнического обеспечения полетов и электросвязи (РТОПиЭС) являются основным источником сбора, обработки и представления информации о воздушной обстановке диспетчерскому составу службы движения, а также служат для решения ряда навигационных задач. При этом уровень безопасности полетов наряду с пропускной способностью зон управления воздушным движением, зависящие от решения соответствующего диспетчера, в значительной степени определяется достоверностью представляемой разнообразной входной информации. В свою очередь, большинство современных цифровых средств радиотехнического обеспечения полетов и электросвязи на выходе приемо-анализирующего тракта имеют решающее или пороговое устройство, срабатывание которого в результате воздействия смеси шумовых и помеховых сигналов снижает достоверность информации за счет выбросов сигнального распределения, при условии что импульсные помехи, воздействующие на оборудование, и собственные шумы приемников не коррелированы. В работе приводится оценка среднего количества выбросов на выходе решающего устройства с учетом анализа вероятностных характеристик рассматриваемых сигналов. Для шумов, подчиненных распределению Рэлея, и узкополосной импульсной помехи с нулевым средним значением найдены математические ожидания среднего времени пребывания и среднего числа положительных выбросов оцениваемого процесса. Анализируется случай взаимодействия двух обзорных трассовых радиолокаторов «Скала-М» и АТСР-22, имеющих практически идентичные тактико-технические характеристики. Рассчитана зависимость длительности выбросов для ситуации, когда радиолокатор «Скала-М» является источником непреднамеренных электромагнитных помех для радиолокатора АТСР-22.

Ключевые слова: выброс случайного процесса, распределение Рэлея, длительность выброса, вероятность прохождения, порог срабатывания, среднее число выбросов.

Для цитирования: Емельянов В.Е., Матыюк С.П. Оценка воздействия помеховых сигналов на решающее устройство приемо-анализирующего тракта цифровых радиотехнических систем // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 8–15. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-8-15

Assessment of the impact of interference signals on the decision circuit of the receiving-analyzing route of digital radio engineering systems

V.E. Emelyanov¹, S.P. Matyiuk¹

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

Abstract: Currently, due to the increasing complexity of navigation support for aircraft (A/C), with the growth of requirements for them, it is increasingly necessary to develop systems for integrated processing of navigation information. The facilities for radio engineering flights support and aeronautical telecommunications are the main source of collecting processing and presenting information about the air situation to the traffic control staff. They are also used to solve the number of navigation problems. At the same time, the level of flight safety, along with the capacity of air traffic control zones depending on the decision of the ATC unit, is largely specified by the reliability of the various input information provided. At another point, most sophisticated digital tools for radio engineering flights support and aeronautical telecommunications at the output of the receiving-analyzing route have a decision or threshold circuit, the actuation of which, as a result of exposure to a mixture of noise and interference signals, reduces the reliability of information due to bursts of signal distribution, provided that impulse interference affecting the equipment and mush of receivers are not correlated. The work provides an estimate of the average amount of signal bursts at the output of the decision circuit taking into consideration the analysis of the probabilistic characteristics of the signals under consideration. For noises subject to the Rayleigh distribution and narrow-band impulse interference with a zero-mean value, the mathematical expectations of the average response time and the average number of positive bursts of the estimated process are found. The case of interfacing two airway surveillance radars “Skala-M” and “ATCR-22”, which have virtually identical operating characteristics, is analyzed. The dependence of the burst duration is calculated for the situation when the “Skala-M” radar is a source of unintended EMI for the “ATCR-22” radar.

Key words: burst of a random probability, Rayleigh distribution, burst duration, probability of passing, response threshold, average number of bursts.

For citation: Emelyanov, V.E. & Matyiuk, S.P. (2022). Assessment of the impact of interference signals on the decision circuit of the receiving-analyzing route of digital radio engineering systems. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 8–15. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-8-15

Введение

Современные средства радиотехнического обеспечения полетов и электросвязи являются основным источником сбора, обработки и представления информации о воздушной обстановке для диспетчерского состава службы движения [1, 2]. Однако при этом актуализируется проблема обеспечения достоверности информации, определяемая конструктивными характеристиками указанного оборудования. Наряду с этим возникают задачи оценки готовности оборудования, вытекающие из жестких требований ИКАО к достоверности и конфиденциальности передаваемой информации. Любое нарушение в работе средств РТОПиЭС сказывается на доминантных отраслевых показателях, таких как безопасность полетов и пропускная спо-

собность зон управления воздушным движением (УВД) [3, 4]. В данной работе авторы пытаются произвести оценку воздействия помеховых сигналов на корректное функционирование информационных каналов цифровых радиотехнических систем.

Методы и методология исследования

В соответствии с [5] среднее количество срабатываний решающего устройства (РУ) на интервале времени T , в предположении некоррелированности импульсных помех и шумов приемника, определяется соотношением

$$M[N(u_0, T)] = M[N_0(u_0, T)] + m(v_n)R, \quad (1)$$

где $M[N(u_0, T)]$ – среднее количество срабатываний РУ от воздействия помех за время T при пороге срабатывания u_0 ; $m[\nu_n]$ – среднее количество импульсных помех на входе приемника за время T ; R – вероятность прохождения помехи на выход дешифратора.

Отметим, что среднее количество выбросов шума над порогом РУ будет определяться только теми выбросами, длительность которых превосходит заданную величину τ_0 [6, 7]. При этом где $D_{ш}$ и $D_{вш}$ являются дисперсиями внутренних и внешних шумов приемника соответственно.

С учетом [8] запишем

$$N_B(u_0) = \frac{1}{2\sqrt{\sigma\pi}} \delta^* \Delta\omega W_1(u_0). \quad (2)$$

Так как шум при прохождении через узкополосные фильтры приемного тракта нормализуется, то одномерная плотность распределения шума описывается распределением Рэлея [9, 10]

$$W_1(u_0) = (u_0/D^*) \exp(-u_0^2/2D^*). \quad (3)$$

$$\Psi(\tau) = \frac{\Delta\omega^2 Z^2}{48} \int_0^\infty \tau_0 \exp\left(-\frac{1}{96} \Delta\omega^2 Z^2 \tau_u^2\right) d\tau_u = \exp\left(-\frac{1}{96} \Delta\omega^2 Z^2 \tau_0\right). \quad (7)$$

Далее, подставляя (7) в (5), окончательно получим

$$N_0(Z) = \frac{1}{2\sqrt{\sigma\pi}} \Delta\omega Z \exp\left(-\frac{1}{96} Z^2 (48 + \Delta\omega^2 \tau_0^2)\right). \quad (8)$$

Для определения R , опуская в записи ее зависимость от соответствующих переменных, воспользуемся асимптотическим представлением интеграла для вероятности прохождения импульса помехи через приемоанализирующий тракт [17]:

$$R = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{u-\eta(1/a)}^\infty \exp(-x^2/2) dx, \quad (9)$$

где $u = Z - a$; $a = A_{\Pi}/\delta$, A_{Π} – амплитуда импульсной помехи;
 $\eta = (2S)^{-1} - u(2S)^{-2} + 4/3 (U^2 + 1)(2S)^{-3}$;

Подставляя (3) в (2) и обозначая отношение сигнал/шум через $Z = u_0/\delta_{ш}$, получаем [11, 12]

$$N_B(Z) = \frac{1}{2\sqrt{\sigma\pi}} \Delta\omega Z \exp(-Z_0^2/2). \quad (4)$$

Принимая во внимание необходимость учета чувствительности срабатывания РУ по длительности шума, преобразуем (4) к виду [13, 14]

$$N_0(Z) = \frac{1}{2\sqrt{\sigma\pi}} \Delta\omega Z \exp(-Z_0^2/2) \Psi(\tau), \quad (5)$$

где $\Psi(\tau)$ – вероятность того, что длительность выброса превышает τ_0 .

Выражение для функции распределения вероятностей длительностей выбросов относительным порогом, необходимое для определения $\Psi(\tau)$, запишем в виде [15, 16]

$$W_1(\tau_0, Z) = \frac{1}{48} \omega^2 Z^2 \tau_0 \exp\left(-\frac{1}{96} \Delta\omega^2 Z^2 \tau_u^2\right). \quad (6)$$

С учетом (6) получаем

$S = u_0^2/D_{ш}$; $Z = \hat{u}/\delta_{ш}$,
 $\hat{u}$ – пороговое значение амплитуды входного сигнала.

Будем иметь

$$R = 1 - \Phi[u - \eta(1/a)]. \quad (10)$$

Обозначим среднее количество импульсов помехи, вызвавших срабатывание РУ через $\hat{V}_0$. Тогда $\hat{V}_0 = V_0\{1 - \Phi[u - \eta(1/a)]\}$.

Подставляя (8), (9) в (1), получим для среднего количества срабатываний РУ от импульсных помех и шумов

$$T = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \Delta\omega Z \exp\left(-\frac{1}{96} Z^2 (48 + \Delta\omega^2 \tau_0^2)\right) + V_0 \{1 - \Phi[u - \eta(1/a)]\}. \quad (11)$$

При условии что на вход приемо-анализирующего тракта воздействует только аддитивная смесь помеха + шум, длительность выброса случайного процесса $\varepsilon(t) = g(t) + n(t)$, где $g(t)$ и $n(t)$ – случайные процессы, соответствующие непрерывным элементарным помехам и шумам, можно оценить по соотношению [18, 19, 20]

$$M[\tau_B(u_0, T)] = M[T_{\Pi}(u_0, T)] / M[N(u_0, T)], \quad (12)$$

где $M[T_{\Pi}(u_0, T)]$ и $M[N(u_0, T)]$ – среднее время пребывания и среднее число положительных выбросов процесса $\varepsilon(t)$ выше уровня u_0 на отрезке $[t_0, t_0 + T]$, причем

$$M[T_{\Pi}(u_0, T)] = \int_{t_0}^{t_0+T} dt \int_{u_0}^{\infty} W(y, t) dy, \quad (13)$$

где $W(y, t)$ – одномерная плотность вероятности процесса $\varepsilon(t)$.

Импульсная помеха представляет собой узкополосный стационарный процесс с нулевым средним значением и дифференцируемой функцией корреляции [21, 22]:

$$r_{\xi}(\tau) = \delta_{\xi}^2 r(\tau) \cos \omega_{\xi} \tau, \quad (14)$$

где δ_{ξ}^2 – дисперсия; $r(\tau)$ – функция, медленно меняющаяся по сравнению с $\omega_{\xi}(\tau)$.

Для случая некоррелированной импульсной помехи и шума несложно получить [10]

$$M[T_i(u_0, T)] = \frac{\pi}{\omega_{\xi}} \operatorname{erfc} \left[\frac{u_0}{\delta_{\xi} \sqrt{2(1+2b_{\xi}^2)}} \right], \quad (15)$$

где

$$\operatorname{erfc} x = (2/\sqrt{\pi}) \int_{-\infty}^{\infty} \exp(-t^2) dt, \quad a$$

$$b^2 = \sqrt{D_{\Pi}/D_{\text{ш}}}.$$

Результаты исследования

Зачастую резервирование радиолокационной информации обеспечивается использованием рассматриваемых радиолокаторов, при этом минимально допустимое расстояние между ними соответствует 1,5 км, что в свою очередь обеспечит необходимую синхронизацию группы РЛС в районе аэропорта и необходимую управляемость средствами. Для ситуации, когда радиолокатор «Скала-М» яв-



Рис. 1. Зависимость длительности выброса от отношения сигнал/помеха
Fig. 1. Dependence of the burst duration on the signal-to-noise ratio

ляется источником помех для АТСР-22, на рис. 1 представлена зависимость средней за время T зависимости положительных выбросов случайного процесса $\varepsilon(t)$ выше заданного уровня.

Из рис. 1 следует, что при условии отношения сигнал/помеха, превышающего три, длительности выбросов сигнальных распределений практически не будут влиять на характеристики обнаружения с учетом сглаживающих свойств дешифрирующих устройств, что совпадает с результатами, приведенными в работе [10].

Обсуждение полученных результатов

Предлагаемая методика может быть использована при априорной оценке достоверности информации как на стадии проектирования, так и на стадии техэксплуатации с учетом характеристик функционального использования исследуемых систем [23, 24].

Заключение

Полученные оценки позволяют определить характеристики готовности оборудования и, с точки зрения авторов, являются полезными при построении моделей оценки помехозащищенности и достоверности информации, позволяющих в свою очередь рассматривать показатели системы УВД являющимися качественными отраслевыми характеристиками.

Список литературы

1. Kolesov V.V., Myasin E.A. Noise radar of millimeter range // *Radioelectronics. Nanosystems. Information Technologies*. 2018. Vol. 10, no. 2. Pp. 235–256. DOI: 10.17725/rensit.2018.10.235
2. Куликов Г.В., Лелюх А.А., Граченко Е.Н. Помехоустойчивость когерентного приемника сигналов с квадратурной амплитудной модуляцией при наличии ретрансли-

рованной помехи // *Радиотехника и электроника*. 2020. Т. 65, № 8. С. 804–808. DOI: 10.31857/S0033849420070074

3. Леонидов В.В., Гуляев И.Б., Колчин Г.С. Модель системы цифрового автоматического регулирования усиления импульсных усилителей мощности на биполярных транзисторах для передающих модулей радиолокационных систем // *Радиотехника и электроника*. 2018. Т. 63, № 7. С. 758–762. DOI: 10.1134/S0033849418070100

4. Chiochio S. Modeling and evaluation of enhanced reception techniques for ADS-B signals in high interference environments / S. Chiochio, A. Persia, F. Suntucci, F. Graziozi, M. Pratesi, M. Faccio // *Physical Communication*. 2020. Vol. 42. DOI: 10.1016/j.phycom.2020.101171 (дата обращения: 17.06.2021).

5. Тихонов В.И. Статистическая радиотехника. 2-е изд., доп. и перер. М.: Радио и связь, 1982. 624 с.

6. Борисов А.В., Казанчян Д.Х. Фильтрация состояний марковских скачкообразных процессов по комплексным наблюдениям I: точное решение задачи // *Информатика и ее применения*. 2021. Т. 15, № 2. С. 12–19. DOI: 10.14357/19922264210302

7. Будунова К.А., Кравченко В.Ф., Пустовойт В.И. Оценка ошибки усечения ряда Кравченко – Котельникова // *Радиотехника и электроника*. 2018. Т. 63, № 9. С. 935–941. DOI: 10.1134/S003384941809005X

8. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. В 3 кн. Кн. 3. М.: Советское радио, 1976. 288 с.

9. Рогозин И.А. Новые критерии согласия для семейства распределения Рэлея, основанные на некотором специальном свойстве и некоторой характеристике // *Записки научных семинаров ПОМИ РАН*. 2021. Т. 505. С. 230–243.

10. Увайсов С.У., Гродзенская И.С. Обнаружение слабого сигнала на фоне помехи в случае распределения Рэлея // *Измерительная техника*. 2006. № 4. С. 55–58.

11. Abdulhakim A.A.-B. A new extended Rayleigh distribution // *Journal of King Saud University – Science*. 2020. Vol. 35, iss. 5. Pp. 2576–2581. DOI: 10.1016/j.jksus.2020.04.015

12. **Bhat A.A., Ahmad S.P.** A new generalization of Rayleigh distribution: properties and applications // *Pakistan Journal of Statistics*. 2020. Vol. 36, no. 3. Pp. 225–250.

13. **Tahani A.A.** Estimation of the unknown parameters for the compound Rayleigh distribution based on progressive first-failure-censored sampling // *Open Journal of Statistics*. 2011. Vol. 1, no. 3. DOI: 10.4236/ojs.2011.13020 (дата обращения: 17.06.2021).

14. **Wiegand M., Nadarajah S.** Series approximations for Rayleigh distributions of arbitrary dimensions and covariance matrices // *Signal Processing*. 2019. Vol. 165. Pp. 20–29. DOI: 10.1016/j.sigpro.2019.06.035

15. **Aliev T.A., Musaeva N.F., Gazizade B.I.** Calculation algorithms of the high order moments of interference of noisy signals // *Journal of Automation and Information Sciences*. 2018. Vol. 50, iss. 6. Pp. 1–13. DOI: 10.1615/JAutomatInfScien.v50.i6.10

16. **Schick A., Zhu Y.** Efficient estimation of the error distribution in a varying coefficient regression model // *Mathematical Methods of Statistics*. 2017. no. 26. Pp. 176–195. DOI: 10.3103/S1066530717030024

17. **Детков А.Н.** Оптимальное оценивание дискретно-непрерывных марковских процессов по наблюдаемым цифровым сигналам // *Радиотехника и электроника*. 2021. Т. 66, № 8. С. 748–759. DOI: 10.31857/S0033849421080027

18. **Курбаналиев В.К.** Кумулянтные признаки для определения типа манипуляции сигналов // *Радиотехника. Наносистемы. Информационные технологии*. 2020. Т. 12, № 3. С. 319–328. DOI: 10.17725/rensit.2020.12.319

19. **Потапов А.А.** Математические основы фрактально-скейлингового метода в статистической физике и приложениях // *Радиотехника. Наносистемы. Информационные технологии*. 2021. Т. 13, № 3. С. 245–296. DOI: 10.17725/rensit.2021.13.245

20. **Сидоров И.Г.** Минимаксная линейная фильтрация стационарного случайного процесса в условиях интервальной нечеткости матрицы состояния системы с ограниченной дисперсией // *Радиотехника и электроника*.

ка. 2018. Т. 63, № 8. С. 831–836. DOI: 10.1134/S003384941807015X

21. **Рыбаков К.А.** Об одном классе задач фильтрации на многообразиях // *Информатика и ее применения*. 2019. Т. 13, № 1. С. 16–24. DOI: 10.14357/19922264190103

22. **Сотникова М.В.** Синтез цифрового управления с прогнозом для удержания контролируемых переменных в заданном диапазоне // *Вестник Санкт-Петербургского университета. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления*. 2019. Т. 15, № 3. С. 397–409. DOI: 10.21638/11702/spbu10.2019.309

23. **Черкасов К.В.** Анализ вероятностных характеристик электрических параметров широкополосного балансного смесителя частот СВЧ радиосигналов на базе резонансно-туннельных диодов и оценка его надежности / К.В. Черкасов, И.А. Романов, С.А. Мешков, В.Д. Шашурин // *Радиоэлектроника. Наносистемы. Информационные технологии*. 2021. Т. 13, № 1. С. 19–26. DOI: 10.17725/rensit.2021.13.019

24. **Якимов А.В., Ключев А.В., Кревский М.А.** Природа вносимого фазового 1/F шума в автогенераторах диапазона СВЧ // *Радиотехника и электроника*. 2020. Т. 65, № 1. С. 90–95. DOI: 10.31857/S0033849420010076

References

1. **Kolesov, V.V. & Myasin, E.A.** (2018). *Noise radar of millimeter range*. *Radioelectronics. Nanosystems. Information Technologies*, vol. 10, no. 2, pp. 235–256. DOI: 10.17725/rensit.2018.10.235 (in Russian)

2. **Kulikov, G.V., Lelyukh, A.A. & Grachenko, Ye.N.** (2020). *Noise immunity of a coherent signal receiver with quadrature amplitude modulation in the presence of relayed interference*. *Journal of Communications Technology and Electronics*, vol. 65, no. 8, pp. 934–938. DOI: 10.1134/S1064226920070074

3. **Leonidov, V.V., Gulyayev, I.B. & Kolchin, G.S.** (2018). *Model of the digital automatic gain control system of pulse-power amplifiers with bipolar transistors for transmitter*

modules of radar systems. Journal of Communications Technology and Electronics, vol. 63, no. 7, pp. 835–839. DOI: 10.1134/S0033849418070100

4. **Chiocchio, S., Persia, A., Suntucci, F., Graziosi, F., Pratesi, M. & Faccio, M.** (2020). *Modeling and evaluation of enhanced reception techniques for ADS-B signals in high interference environments*. Physical Communication, vol. 42. DOI: 10.1016/j.phycom.2020.101171 (accessed: 17.06.2021).

5. **Tikhonov, V.I.** (1982). *Statistical radio technics*. 2nd ed., dop. i pererab. Moscow: Radio i svyaz, 624 p. (in Russian)

6. **Borisov, A.V. & Kazanchyan, D.Kh.** (2021). *Filtering of markov jump processes given composite observations I: exact solution*. Informatics and Applications, vol. 15, no. 2, pp. 12–19. DOI: 10.14357/19922264210302 (in Russian)

7. **Budunova, K.A., Kravchenko, V.F. & Pustovoit, V.I.** (2018). *Truncation error bound for the Kravchenko–Kotelnikov series*. Journal of Communications Technology and Electronics, vol. 63, no. 9, pp. 998–1004. DOI: 10.1134/S003384941809005X

8. **Levin, B.R.** (1976). *Theoretical foundations of statistical radio technics. V 3 knigakh. Kn. 3*. Moscow: Sovetskoye radio, 288 p. (in Russian)

9. **Rogozin, I.A.** (2021). *New goodnessoffit tests for the family of Rayleigh distributions, based on a special property and a characterization*. Zapiski nauchnykh seminarov POMI RAN, vol. 505, pp. 230–243. (in Russian)

10. **Uvaisov, S.U. & Grodzenskaya, I.S.** (2006). *Faint signal detection in noise for Rayleigh distribution*. Izmeritel'naya tekhnika, vol. 4, pp. 55–58. (in Russian)

11. **Abdulhakim, A.A.-B.** (2020). *A new extended Rayleigh distribution*. Journal of King Saud University – Science, vol. 35, issue 5, pp. 2576–2581. DOI: 10.1016/j.jksus.2020.04.015

12. **Bhat, A.A. & Ahmad, S.P.** (2020). *A new generalization of Rayleigh distribution: properties and applications*. Pakistan Journal of Statistics, vol. 36, no. 3, pp. 225–250.

13. **Tahani, A.A.** (2011). *Estimation of the unknown parameters for the compound Rayleigh*

distribution based on progressive first-failure-censored sampling. Open Journal of Statistics, vol. 1, no. 3. DOI: 10.4236/ojs.2011.13020 (accessed: 17.06.2021).

14. **Wiegand, M. & Nadarajah, S.** (2019). *Series approximations for Rayleigh distributions of arbitrary dimensions and covariance matrices*. Signal Processing, vol. 165, pp. 20–29. DOI: 10.1016/j.sigpro.2019.06.035

15. **Aliev, T.A., Musaeva, N.F. & Gazizade, B.I.** (2018). *Calculation algorithms of the high order moments of interference of noisy signals*. Journal of Automation and Information Sciences, vol. 50, issue 6, pp. 1–13. DOI: 10.1615/JAutomatInfScien.v50.i6.10

16. **Schick, A. & Zhu, Y.** (2017). *Efficient estimation of the error distribution in a varying coefficient regression model*. Mathematical Methods of Statistics, no. 26, pp. 176–195. DOI: 10.3103/S1066530717030024

17. **Detkov, A.N.** (2021). *Optimal evaluation of discrete continuous markov processes from observed digital signals*. Journal of Communications Technology and Electronics, vol. 66, no. 8, pp. 914–925. DOI: 10.31857/S0033849421080027

18. **Kurbanaliyev, V.K.** (2020). *Cumulative features for determining the type of signal manipulation*. Radioelectronics. Nanosystems. Information Technologies, vol. 12, no. 3, pp. 319–328. DOI: 10.17725/rensit.2020.12.319 (in Russian)

19. **Potapov, A.A.** (2021). *Mathematical foundations of the fractal scaling method in statistical radiophysics and applications*. Radioelectronics. Nanosystems. Information Technologies, vol. 13, no. 3, pp. 245–296. DOI:10.17725/rensit.2021.13.245 (in Russian)

20. **Sidorov, I.G.** (2018). *Linear minimax filtering of a stationary random process under the condition of the interval fuzziness in the state matrix of the system with a restricted variance*. Journal of Communications Technology and Electronics, vol. 63, no. 8, pp. 902–907. DOI: 10.1134/S003384941807015X

21. **Rybakov, K.A.** (2019). *On a class of filtering problems on manifolds*. Informatics and Applications, vol. 13, no. 1, pp. 16–24. DOI: 10.14357/19922264190103 (in Russian)

22. Sotnikova, M.V. (2019). *Digital control design based on predictive models to keep the controlled variables in a given range*. Vestnik of Saint Petersburg University. Applied Mathematics. Computer Science. Control Processes, vol. 15, no. 3, pp. 397–409. DOI: 10.21638/11702/spbu10.2019.309 (in Russian)

23. Cherkasov, K.V., Romanov, I.A., Meshkov, S.A. & Shashurin, V.D. (2021). *Analysis of the probabilistic characteristics of the electrical parameters of a broadband balanced*

mixer of microwave radio signals based on resonant tunneling diodes and an assessment of its reliability. Radioelectronics. Nanosystems. Information Technologies, vol. 13, no. 1, pp. 19–26. DOI: 10.17725/rensit.2021.13.019 (in Russian)

24. Yakimov, A.V., Klyuyev, A.V. & Krevskii, M.A. (2020). *The nature of introduced phase 1/F noise in microwave oscillators*. Journal of Communications Technology and Electronics, vol. 65, no. 1, pp. 84–89. DOI: 10.31857/S0033849420010076

Сведения об авторах

Емельянов Владимир Евгеньевич, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, v.emelianov@mstuca.aero.

Матыюк Сергей Петрович, кандидат технических наук, доцент кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, s.matiuk@mstuca.aero.

Information about the authors

Vladimir E. Emelyanov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Radio Engineering and Information Security Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.emelianov@mstuca.aero.

Sergei P. Matyiuk, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Radio Engineering and Information Security Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.matiuk@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 16.01.2022
Принята в печать 24.05.2022

Received 16.01.2022
Accepted for publication 24.05.2022

УДК 004.942

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-16-25

Способ определения посадочных характеристик самолета путем имитационного моделирования

П.С. Костин¹, С.В. Дедов¹, Д.В. Гоцев¹, В.В. Вышинский²

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

²Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия

Аннотация: В статье рассматривается способ определения посадочных характеристик самолета, основной из которых является длина пробега, в зависимости от типа и давления зарядки авиационных колес, состояния поверхности взлетно-посадочной полосы, массы самолета, наличия тормозных парашютов. Представленные результаты получены путем имитационного моделирования пространственного движения самолета на режиме «посадка». Модель динамики движения самолета включает модули расчета кинематических параметров движения самолета, тяги двигателя, опорных реакций шасси, тормозных усилий в тормозах колес и тормозных парашютах. Адекватность и достоверность разработанной модели движения самолета подтверждена путем сравнения значений кинематических параметров движения, полученных в результате имитационного моделирования, и параметров, полученных из реального полета маневренного самолета. Разработанная имитационная модель позволяет анализировать изменение кинематических параметров движения самолета, определяющих режим его полета. По результатам проведенного исследования было определено, что уменьшение почти в два раза нормального эксплуатационного давления в основных колесах шасси уменьшает длину пробега самолета больше чем на сорок процентов. Установка колес КТ-163Д вместо КТ-251А сокращает длину пробега примерно в полтора раза, использование тормозных парашютов сокращает длину пробега самолета почти в два раза при посадке на обледеневшую взлетно-посадочную полосу. Представленный способ рекомендуется использовать при исследовании посадочных характеристик самолета при его проектировании или модернизации. Также предлагается интегрировать разработанный способ определения посадочных характеристик в состав информационно-управляющей системы самолета в целях оперативного определения посадочных характеристик самолета в режиме реального времени в полете в конкретных условиях полета.

Ключевые слова: имитационное моделирование, посадка, длина пробега, алгоритм управления, шасси самолета, посадочные характеристики самолета.

Для цитирования: Костин П.С. Способ определения посадочных характеристик самолета путем имитационного моделирования / П.С. Костин, С.В. Дедов, Д.В. Гоцев, В.В. Вышинский // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 16–25. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-16-25

Method for determining of aircraft landing performance by the simulation modeling

P.S. Kostin¹, S.V. Dedov¹, D.V. Gotsev¹, V.V. Vishinsky²

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

²Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia

Abstract: The paper considers the method for determining of aircraft landing performance, the basic of which is landing roll depending on the type and tire inflation pressure, runway surface condition, aircraft weight, availability of brake parachutes. The given results are received by the simulation modeling of aircraft spatial movement on a landing mode. The model of aircraft dynamics includes modules of aircraft movement kinematic parameters calculation, engine thrust, landing gear ground reaction, retarding force in wheel brakes and brake parachutes. Adequacy and reliability of the designed model of aircraft movement is confirmed by comparison of values of movement kinematic parameters obtained as a result of simulation modeling, and the parameters received from a real flight of the maneuverable aircraft. The designed simulation model allows us to analyze change of

aircraft movement kinematic parameters, defining its flight mode. By the results of the conducted study, it has been defined that halving of normal operational pressure in MLG wheels decreases aircraft landing roll by over forty per cent. Installation of KT-163D wheels instead of KT-251A reduces landing roll by approximately a factor of one and a half times, use of brake parachutes reduces aircraft landing roll almost twice at landing on an icy runway. The introduced method is recommended to be used while studying aircraft landing performance during its design or modernization. It is also suggested to integrate the designed method for determining landing performance as a part of on-board information and control system with the view of immediate aircraft landing performance determination in real-time operation in specific flight conditions.

Key words: simulation modeling, landing, landing roll, control algorithm, aircraft landing gear, aircraft landing performance.

For citation: Kostin, P.S., Dedov, S.V., Gotsev, D.V. & Vishinsky, V.V. (2022). Method for determining of aircraft landing performance by the simulation modeling. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 16–25. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-16-25

Введение

Проведение натурных летных экспериментов для определения характеристик самолета является сложным, дорогим и небезопасным. На современном этапе развития науки и техники, в связи с интенсивным развитием цифровых вычислителей, для определения характеристик самолета необходимо применение имитационного моделирования [1, 2].

С учетом того, что один из наиболее опасных режимов движения самолета – это посадка, отличительными особенностями которой являются движение самолета с большой скоростью вблизи земной поверхности и существенное влияние различных факторов (таких как масса самолета, аэродинамическая конфигурация, турбулентность атмосферы, условия видимости, состояние поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП) и др.) на траекторию движения самолета, было решено разработать имитационную модель движения самолета на посадке, учитывающую изменение различных внешних и эксплуатационных факторов, влияющих на посадочные характеристики.

Описание модели продольного движения самолета и имитационного моделирования посадки

Для исследования посадки самолета в программном комплексе Matlab Simulink была разработана математическая модель (систе-

ма 1) продольного движения самолета [3, 4], имеющего схожие аэродинамические, геометрические, массовые и инерционные характеристики с самолетом Як-130 [5].

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dt} &= \omega_z V_y + \frac{1}{m} [R_x - mg \sin \vartheta], \\ \frac{dV_y}{dt} &= -\omega_z V_x + \frac{1}{m} [R_y - mg \cos \vartheta], \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{1}{I_z} M_{R_z}, \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z, \\ \frac{dH}{dt} &= V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta, \\ \frac{dL}{dt} &= V_x \cos \vartheta - V_y \sin \vartheta, \\ V &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2}, \\ \alpha &= -\arctg \frac{V_x}{V_y},\end{aligned}\tag{1}$$

где V_x , V_y – составляющие воздушной скорости V по осям связанной системы координат, ω_z – скорость тангажа, ϑ – угол тангажа, H – высота, L – дальность, m – масса самолета, R_x , R_y – продольная и нормальная силы, M_{R_z} – момент тангажа, g – ускорение свободного падения, α – угол атаки.

Моделирование движения самолета на режиме «посадка» выполнялось в следующей последовательности [6].

1. Началом моделирования полета являлось окончание 4-го разворота над аэродромом на удалении от торца ВПП 16 000 м с заданной скоростью полета $V_3 = 95 \text{ м/с}$. Так как летчик в процессе выполнения 4-го разворота может допустить ошибку в выдерживании заданной высоты полета, в разработанном алгоритме имитационного моделирования начальная высота полета задавалась случайным образом с математическим ожиданием, равным заданной высоте полета, и со средним квадратическим отклонением 30 м.

2. Устранение рассогласования по высоте с дальнейшим полетом по заданному углу наклона траектории до дальнего приводного радиомаяка (ДПРМ). Скорость полета на этом участке $V = 83...97 \text{ м/с}$. Пролет над ДПРМ осуществляется на высоте 200 м и с удалением от торца ВПП 4 000 м.

3. Полет от ДПРМ до ближнего приводного радиомаяка (БПРМ) характеризуется дальнейшим снижением высоты и скорости полета, при этом пролет над БПРМ происходит на удалении 1 000 м от торца ВПП и высоте 50 м.

4. На завершающем этапе посадки летчик снижает вертикальную скорость, а также режим работы двигателей, что приводит к росту угла атаки. На высотах 7...5 м над ВПП летчик совершает «выравнивание», момент касания основных стоек определяется по скачкообразному изменению нормальной перегрузки.

Для моделирования заданного продольного движения самолета при посадке были разработаны алгоритмы управления¹ [7]. Алгоритм управления, обеспечивающий движение самолета по глиссаде до пролета БПРМ [8, 9], отклоняет стабилизатор по следующему закону:

$$\varphi_{cm} = k_n (H - H_3) + k_{\Delta \dot{H}} \Delta \dot{H} + k_{\omega_z} \omega_z + k_f \int (H - H_3) \cdot dt, \quad (2)$$

где φ_{cm} – угол отклонения стабилизатора, k_n , $k_{\Delta \dot{H}}$, k_{ω_z} , k_f – коэффициенты усиления, H , H_3 – действительное и заданное значения высоты. H_3 определялась, в зависимости от удаления от торца ВПП, как высота, лежащая на наклонной прямой, соединяющей точки воздушного пространства: высоту 800 м

(удаление 16 км) и высоту 200 м (удаление 4 км) вдоль оси ВПП.

При дальнейшем снижении после пролета над БПРМ вертикальную скорость необходимо уменьшать для исключения превышения заданных ограничений [10, 11]. Алгоритм управления стабилизатором самолета после пролета БПРМ следующий:

$$\varphi_{cm} = k_{V_{y_g}} (V_{y_g} - V_{y_{g_3}}) + k_{\dot{V}_{y_g}} \dot{V}_{y_g} + k_{\omega_z} \omega_z + k_f \int (V_{y_g} - V_{y_{g_3}}) \cdot dt, \quad (3)$$

где V_{y_g} , $V_{y_{g_3}}$ – действительное и заданное значения вертикальной земной скорости, $k_{V_{y_g}}$, $k_{\dot{V}_{y_g}}$, k_{ω_z} , k_f – коэффициенты усиления.

$$V_{y_{g_3}} = 4 \text{ м/с} \quad \text{при} \quad H > 7 \text{ м}, \\ V_{y_{g_3}} = 0,59 \cdot H \quad \text{при} \quad H \leq 7 \text{ м}.$$

Алгоритм управления силовой установкой отклоняет рычаг управления двигателем [12] по закону

$$\alpha_{pyd} = k_V (V_3 - V) + k_{\dot{V}} \dot{V} + k_{\omega_z} \omega_z + k_f \int (V_3 - V) \cdot dt, \quad (4)$$

¹ Самолет Як-130. Руководство по летной эксплуатации. Информация для экипажа. Подготовка и выполнение полета. М.: ОАО «Корпорация «Иркут», 2012. 474 с.

где α_{pyd} – угол установки лимба рычага управления двигателем, k_V , $k_{\dot{V}}$, k_{ω_z} , $k_{\dot{\omega}_z}$ – коэффициенты усиления, V_z , V – заданная и текущая скорости полета.

Важной летно-технической характеристикой самолета является длина его пробега, для ее определения в модель динамики движения самолета интегрированы модели шасси, тормоза колеса, тормозных парашютов.

Для реализации работы шасси в Matlab Simulink была разработана модель, определяющая реакции опор и моменты, возникающие от них в процессе пробега самолета по ВПП [13]. В модели реакции опор шасси самолета представлено в виде двух составляющих: демпфирующей и упругой, которые формализуются в виде

$$R_w = k_{\dot{h}} \dot{h} + k_{\Delta h} \Delta h, \quad (5)$$

где R_w – реакция опоры, $k_{\dot{h}}$ – коэффициент демпфирования амортизатора, $\dot{h}$ – скорость обжатия амортизатора, $k_{\Delta h}$ – коэффициент упругости амортизатора, Δh – обжатие амортизатора.

Коэффициенты усиления, входящие в выражения (2), (3), (4), (5), определялись опытным путем из расчета достижения заданных параметров полета со временем регулирования и величиной перерегулирования, близкими к реальному движению самолета.

Во время посадки вес самолета частично компенсирует подъемная сила. В момент касания колесами поверхности ВПП вес самолета в дополнение к подъемной силе уравновешивается реакциями опор. При моделировании пробега самолета тормозные устройства представлены тормозами колес основных опор и тормозными парашютами. Работа тормозов основных опор шасси заключается в увеличении силы трения колеса о поверхность ВПП. Сила, создаваемая колесами, описывается следующим выражением:

$$R_{тор} = \frac{\mu_{сц} \mu_T S_T p_T r_{cp.o}}{r_k}, \quad (6)$$

где $\mu_{сц}$ – коэффициент сцепления шины с поверхностью взлетно-посадочной полосы; μ_T – коэффициент трения фрикционной пары тормоза; S_T – площадь трения фрикционной пары тормоза, m^2 ; p_T – давление в тормозе колеса, $Па$; $r_{cp.o}$ – средний радиус фрикционной пары тормоза, m ; r_k – радиус качения колеса, m .

Коэффициент сцепления шины $\mu_{сц}$ зависит от скорости движения самолета и давления зарядки пневматика колеса (рис. 1).

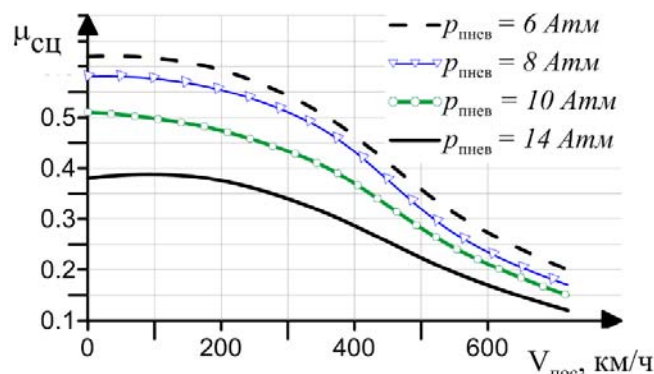


Рис. 1. Зависимость коэффициента сцепления пневматика с поверхностью ВПП от скорости движения

Fig. 1. Dependence of tire/runway braking action on the ground speed

Работа исследуемой тормозной парашютной системы заключается в создании сопротивления, максимальное значение которого достигается путем подбора формы и площади купола. Сокращение длины пробега самолета определяется повышенным снижением скорости при выпуске тормозных парашютов. Уравнение силы, создаваемой описанной системой, имеет вид

$$R_{нар} = 2c_{x_{нар}} q_v S_{нар}, \quad (7)$$

где $c_{x_{нар}}$ – коэффициент лобового сопротивления купола тормозного парашюта; q_v – скоростной напор, H/m^2 ; $S_{нар}$ – площадь купола тормозного парашюта, m^2 .

Результаты имитационного моделирования

Профиль полета на этапе посадки представлен на рис. 1. Моделирование посадки самолета начинается на удалении 16 км от торца ВПП при скорости полета 95 м/с, начальная высота полета в каждой реализации посадки была 800 м со среднеквадратичным отклонением $\sigma = 30$ м [14]. Анализируя представленную зависимость на рис. 2, можно сделать вывод, что модель, совершая заход на посадку, выдерживает требования пилотирования и пролетает ДПРМ и БПРМ на высотах соответственно 200 и 50 м, что отвечает Регламенту летной эксплуатации самолета Як-130.

На рис. 3 представлена запись бортовых средств объективного контроля современного маневренного самолета, имеющего схожие массовые и инерционные характеристики с самолетом Як-130, выполняющего посадку. На рис. 3 можно видеть характер изменения кинематических параметров движения самолета при посадке и определить величину основных параметров полета в характерных точках: на удалении 12 км от торца ВПП, над ДПРМ, над БПРМ, в момент касания колес основной опоры шасси поверхности ВПП.

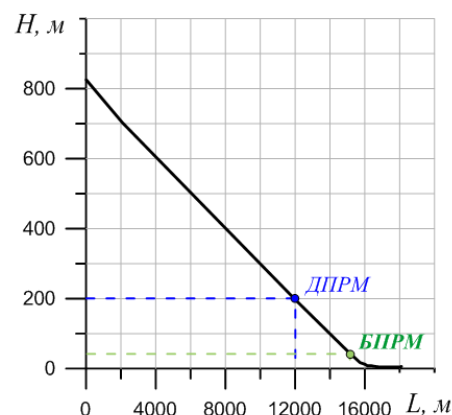


Рис. 2. Профиль полета самолета на этапе посадки
Fig. 2. Profile of aircraft flight at a landing phase

На рис. 3 представлены графические зависимости параметров, характеризующих режим движения самолета на посадке [15]: t – время моделирования; $F_{\text{торм}}$ – сила, создаваемая тормозными колесами; $F_{\text{пар}}$ – сила, создаваемая тормозным парашютом; $\varphi_{\text{ст}}$ – угол отклонения консолей стабилизатора; α – угол атаки; ϑ – угол тангажа; V_{yg} – вертикальная скорость в земной системе координат; V – скорость в нормальной системе координат.

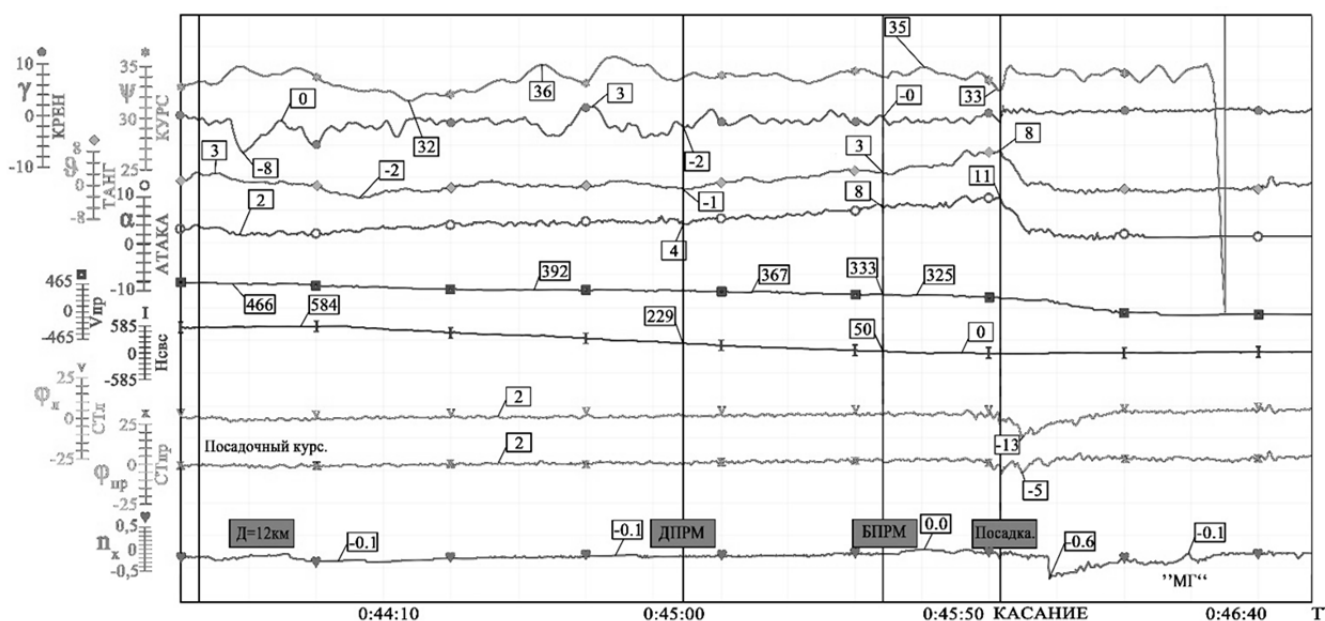


Рис. 3. Запись бортовых средств регистрации
Fig. 3. Recording of a flight recorder

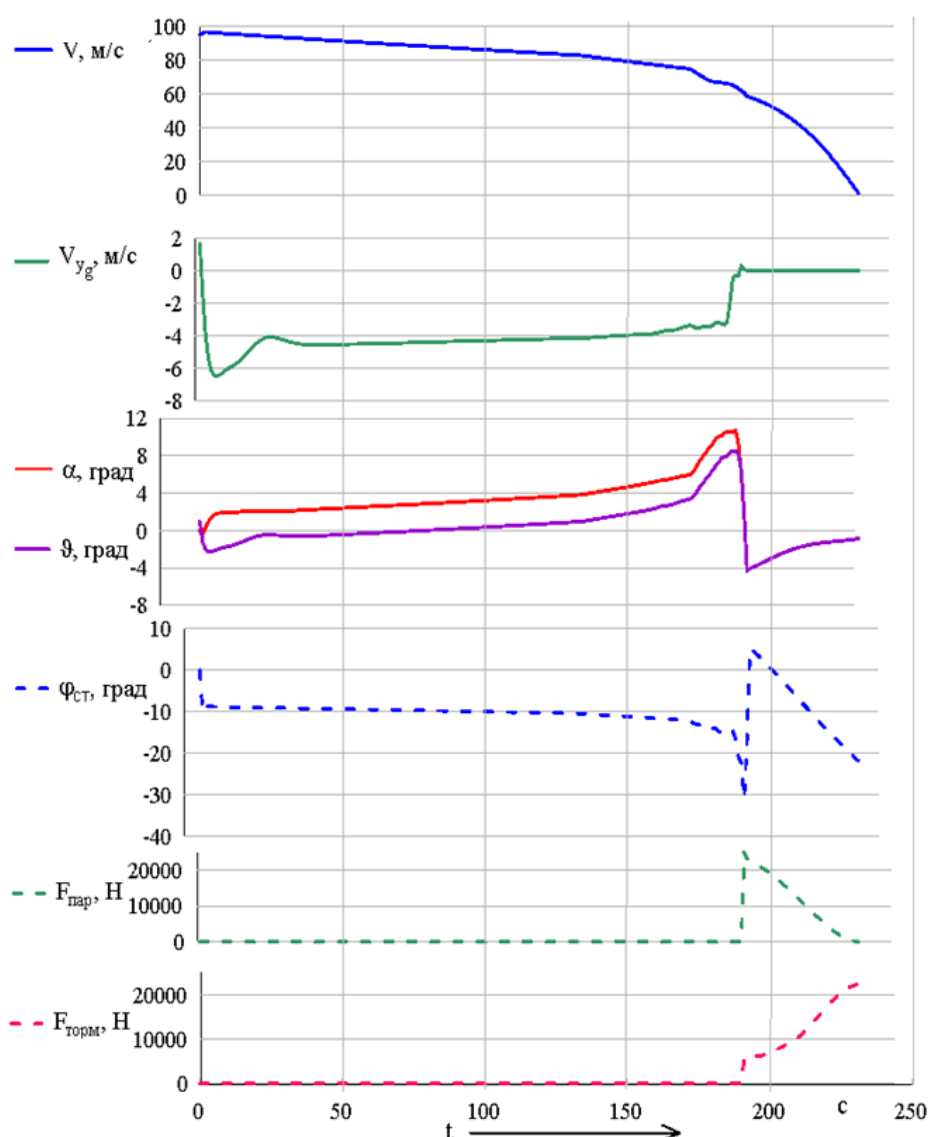


Рис. 4. Изменение основных параметров движения самолета при посадке
Fig. 4. Change of basic aircraft motion parameters at landing

На основании зависимостей, представленных на рис. 4, и сравнения их с записями бортовых средств регистрации (в обоих случаях: максимальный угол атаки $\approx 11^\circ$, максимальный угол тангажа $\approx 8^\circ$ и др.), можно сделать вывод об адекватности и достоверности разработанной модели продольного движения самолета и соответствии параметров движения самолета при имитационном моделировании заданным параметрам, установленным в руководящих документах [16].

Эксплуатация самолета инженерно-техническим и летным составом происходит при различных внешних воздействиях и ошибках.

Для определения влияния эксплуатационных факторов на длину пробега самолета при посадке были исследованы изменения давления в пневматиках тормозных колес, а также состояния поверхности ВПП и высоты расположения аэродрома. Анализ проводился при четырех уровнях зарядки пневматика (6, 8, 10, 14 *Атм*), трех состояниях поверхности ВПП (сухая, мокрая, обледеневшая) и двух высотах расположения аэродрома над уровнем моря (0, 2000 *м*). Для анализа влияния конструктивных изменений в самолете на кинематические параметры была выбрана установка тормозного парашюта, состоящего из вытяжного

купола площадью $S = 1 \text{ м}^2$ и основного площадью $S = 20 \text{ м}^2$, а также замена тормозных колес КТ-251А на КТ-163Д, имеющих больший на 25 % диаметр, что накладывает опре-

деленные ограничения на эксплуатацию колес КТ-163 на самолете Як-130.

Результаты моделирования представлена на рис. 5.

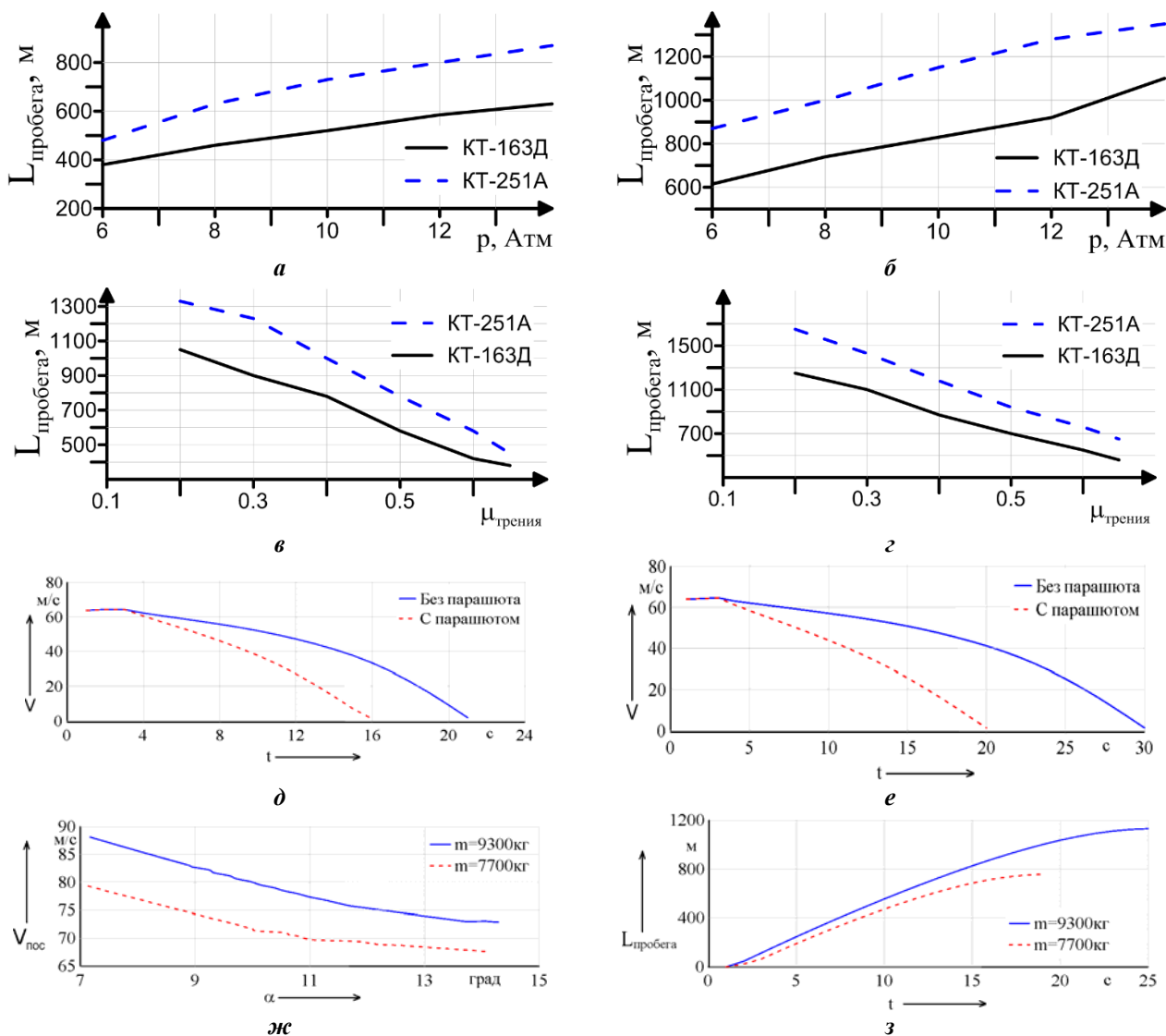


Рис. 5. Результаты имитационного моделирования:

a – зависимость длины пробега от зарядки авиационного колеса при посадке на сухую ВПП; *б* – зависимость длины пробега от зарядки авиационного колеса при посадке на мокрую ВПП; *в* – зависимость длины пробега от состояния ВПП при зарядке колеса $p = 6 \text{ Атм}$; *г* – зависимость длины пробега от состояния поверхности ВПП при зарядке колеса $p = 8 \text{ Атм}$; *д* – зависимость скорости движения самолета от времени и наличия парашюта при посадке на сухую ВПП; *е* – зависимость скорости движения самолета от времени и наличия парашюта при посадке на мокрую ВПП; *ж* – зависимость посадочной скорости от угла атаки и массы самолета; *з* – зависимость длины пробега самолета от времени и массы самолета при посадке на сухую ВПП

Fig. 5. The results of the simulation modeling

a) dependance of the landing roll on the tire inflation pressure at landing on the dry RW, *б*) dependance of the landing roll on the tire inflation pressure at landing on the wet RW, *в*) dependance of the landing roll on the RW condition with tire inflation pressure $p = 6 \text{ Атм}$, *г*) dependance of the landing roll on the RW condition with tire inflation pressure $p = 8 \text{ Атм}$, *д*) dependance of the aircraft ground speed on the time and parachute availability at landing on the dry RW, *е*) dependance of the aircraft ground speed on time and parachute availability at landing on the wet RW, *ж*) dependance of the landing speed on the angle of attack and aircraft weight, *з*) dependance of the landing roll on the time and aircraft weight at landing on the dry RW

Заключение

Анализ результатов исследования позволяет утверждать следующее:

- замена колес КТ-251А на КТ-163Д при давлении зарядки пневматика 10 *Атм* приводит к уменьшению длины пробега самолета: при посадке на сухую ВПП – на 207 м; при посадке на влажную ВПП – на 314 м; при посадке на обледеневшую ВПП – на 370 м;
- уменьшение давления в пневматике авиационного колеса КТ-251А с 14 до 6 *Атм* приводит к снижению длины пробега по сухой ВПП на 370 м, по мокрой ВПП на 490 м, по обледеневшей ВПП на 620 м, при этом необходимо отметить, что эксплуатация колес с зарядкой ниже нормального эксплуатационного давления приводит к повышенному износу авиационной шины, возможно ее разрушению, а следовательно снижению уровня безопасности полетов;
- применение тормозного парашюта на самолете Як-130 приводит к снижению длины пробега при посадке на сухую ВПП на 230 м, при посадке на мокрую ВПП на 490 м, при посадке на обледеневшую ВПП на 880 м;
- увеличение высоты расположения аэродрома базирования с 0 до 2000 м приводит к росту длины пробега на 59 м;
- посадка с предельной посадочной массой по сравнению с расчетной приводит к увеличению длины пробега на 320 м.

Таким образом, разработанный программный комплекс, включающий математические модели продольного движения самолета, шасси, алгоритмы управления самолетом на посадке, позволяет определить влияние эксплуатационных и конструктивных факторов на длину пробега самолета и может быть использован при разработке, модернизации самолета, а также для оценки различных условий его эксплуатации.

Представленный способ определения посадочных характеристик самолета или результаты его использования могут быть интегрированы в состав информационно-управ-

ляющей системы самолета для информирования экипажа о посадочных характеристиках самолета в конкретных условиях посадки.

Список литературы

1. **Ефремов А.В.** Система самолет-летчик. Закономерности и математическое моделирование поведения летчика. М.: Издательство МАИ, 2017. 196 с.
2. **Robinson T.** Train virtual, fight easy [Электронный ресурс] // AERO SPACE. Royal aeronautical society. 2017. No. 6 (44). Pp. 16–19. URL: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (дата обращения: 23.11.2021).
3. **Мышкин Л.В.** Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.
4. **Ефремов А.В.** Динамика полета: учебник для вузов / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко, В.Л. Суханов. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
5. **Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А.** Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. № 81. 30 с. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (дата обращения: 23.11.2021).
6. **Икрянников Е.Д., Иськуо А.С., Левицкий С.В. и др.** Самолет Як-130УБС. Аэродинамика и летные характеристики / Под ред. В.А. Подобедова, К.Ф. Поповича. М.: Машиностроение, 2015. 346 с.
7. **Heinemann S., Müller H.A., Suleman A.** Toward smarter autoflight control system infrastructure [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15, no. 6. 21 p. DOI: 10.2514/1.1010565 (дата обращения: 23.11.2021).
8. **Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М.** Методика проектирования алгоритмов управления полетом маневренных самолетов // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2011. № 3. С. 48–56.
9. **Верещиков Д.В., Журавский К.А., Костин П.С.** Оценка качества управления

движением маневренного самолета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 2. С. 191–205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205

10. Efremov A.V. Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks / A.V. Efremov, M.S. Tjaglik, U.V. Tiumentzev, T. Wenqian [Электронный ресурс] // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49, no. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (дата обращения: 23.11.2021).

11. Jirgl M., Jalovecky R., Bradac Z. Models of pilot behavior and their use to evaluate the state of pilot training // Journal of Electrical Engineering. 2016. Vol. 67, no. 4. Pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039

12. Wang T., Xie W., Zhang Y. Sliding mode reconfigurable fault tolerant control for nonlinear aircraft systems [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Engineering. 2015. Vol. 28. 17 p. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000420 (дата обращения: 23.11.2021).

13. Majka A. Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers [Электронный ресурс] // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 232, no. 7. Pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (дата обращения: 23.11.2021).

14. Skoog M.A., Less J.L. Development and flight demonstration of a variable autonomy ground collision avoidance system [Электронный ресурс] // American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2014. 22 p. URL: https://technology-afrc.ndc.nasa.gov/documents/features/DR-0005-DRC-012-033_iGCAS-paper_2014-06-28.pdf (дата обращения: 23.11.2021).

15. Okamoto K., Tsuchiya T. Optimal aircraft control in stochastic severe weather conditions // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. Vol. 39, no. 1. Pp. 77–85. DOI: 10.2514/1.G001105

16. Suzuki S. Analysis of human pilot control inputs using neural network / S. Suzuki, Y. Sakamoto, Y. Sanematsu, H. Takahara // Application Interrupt and Reset Control Register. 2006. Vol. 43, no. 3. Pp. 793–798. DOI: 10.2514/1.16898

References

1. Efremov, A.V. (2017). *Plane – pilot system. Regularities and mathematical simulation of pilot behavior*. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)

2. Robinson, T. (2017). *Train virtual, fight easy*. AERO SPACE. Royal aeronautical society, no. 6 (44), pp. 16–19. Available at: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (accessed: 23.11.2021).

3. Myshkin, L.V. (2006). *Forecasting of aviation technics development: theory and practice*. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)

4. Efremov, A.V., Zaharchenko, V.F., Ovcharenko, V.N. & Sukhanov, V.L. (2011). *Dynamics of flight: Textbook for Universities*. Moscow: Mashinostroyeniye, 220 p. (in Russian)

5. Kostin, P.S., Vereshchagin, J.O. & Voloshin, V.A. (2015). *Programming and modelling complex for seminatural simulation of dynamics of the maneuverable plane*. Trudy MAI, no. 81, 30 p. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (accessed: 23.11.2021). (in Russian)

6. Ikryannikov, E.D., Is'kuo, A.S., Levitskii, S.V. et al. (2015). *Plane Jak-130UBS. Aerodynamics and flight performance*, in Podobedov V.A., Popovich K.F. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 346 p. (in Russian)

7. Heinemann, S., Müller, H.A. & Suleman, A. (2018). *Toward smarter auto flight control system infrastructure*. Journal of Aerospace Information Systems, vol. 15, no. 6, 21 p. DOI: 10.2514/1.I010565 (accessed: 23.11.2021).

8. Borisov, V.G., Nachinkina, G.N. & Shevchenko, A.M. (2011). *A design technique of flight control algorithms for agile aircraft*. Trudy MIEA. Navigatsiya i Upravleniye Letatel'nymi Apparatami, no. 3, pp. 48–56. (in Russian)

9. Vereshchikov, D.V., Zhuravskii, K.A. & Kostin, P.S. (2021). *Motion control quality assessment of maneuverable aircraft*. Aerospace MAI Journal, vol. 28, no. 2, pp. 191–205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205 (in Russian)

10. Efremov, A.V., Tjaglik, M.S., Tiumentzev, U.V. & Wenqian, T. (2016). *Pilot behavior modeling and its application to manual*

control tasks. IFAC-PapersOnLine, vol. 49, no. 32, pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (accessed: 23.11.2021).

11. Jirgl, M., Jalovecky, R. & Bradac, Z. (2016). *Models of pilot behavior and their use to evaluate the state of pilot training*. Journal of Electrical Engineering, vol. 67, no. 4, pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039

12. Wang, T., Xie, W. & Zhang, Y. (2015). *Sliding mode reconfigurable fault tolerant control for nonlinear aircraft systems*. Journal of Aerospace Engineering, vol. 28, 17 p. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000420

13. Majka, A. (2018). *Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 232, no. 7, pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (accessed: 23.11.2021).

14. Skoog, M.A. & Less, J.L. (2014). *Development and flight demonstration of a variable autonomy ground collision avoidance system*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 22 p. Available at: https://technology.afrc.ndc.nasa.gov/documents/features/DR-0005-DRC-012-033_iGCAS-paper_2014-06-28.pdf (accessed: 23.11.2021).

15. Okamoto, K. & Tsuchiya, T. (2015). *Optimal aircraft control in stochastic severe weather conditions*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 39, no. 1, pp. 77–85. DOI: 10.2514/1.G001105

16. Suzuki, S., Sakamoto, Y., Sanematsu, Y. & Takahara, H. (2006). *Analysis of human pilot control inputs using neural network*. Application Interrupt and Reset Control Register, vol. 43, no. 3, pp. 793–798. DOI: 10.2514/1.16898

Сведения об авторах

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА», texnnik@mail.ru.

Дедов Сергей Владимирович, доктор экономических наук, доцент, начальник методического отдела ВУНЦ ВВС «ВВА», generdeser@mail.ru.

Гоцев Дмитрий Викторович, доктор физико-математических наук, доцент, профессор кафедры математики ВУНЦ ВВС «ВВА», rbgotsev@mail.ru.

Вышинский Виктор Викторович, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ, vyshinsky@lubertsy.ru.

Information about the authors

Pavel S. Kostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Structure Chair, Air Force Education and Research Center, the Air Force Academy, texnnik@mail.ru.

Sergey V. Dedov, Doctor of Economic Sciences, Associate Professor, the Head of the Methodological Department, Air Force Education and Research Center, the Air Force Academy, generdeser@mail.ru.

Dmitry V. Gotsev, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Professor of the Mathematics Chair, the Air Force Academy, rbgotsev@mail.ru.

Victor V. Vishinsky, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), vyshinsky@lubertsy.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

16.02.2022
24.05.2022

Received
Accepted for publication

16.02.2022
24.05.2022

УДК 629.7.067

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-26-35

Определение характеристик конечных участков стандартных маршрутов прибытия с помощью аппарата системы массового обслуживания

В.Б. Малыгин¹

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

Аннотация: В статье решается задача определения вероятностных характеристик участков стандартных маршрутов прибытия, определяющих порядок построения очереди на посадку типа «веер» и «тромбон», с учетом интенсивности потока движения воздушных судов и размера возникающей очереди. Данная задача тесно связана с эффективностью использования воздушного пространства, а также с предельными значениями характеристик безопасности полетов. Применение аппарата системы массового обслуживания позволяет оптимизировать элементы структуры воздушного пространства на объективной основе, а в случае рассмотрения обратной задачи установить предельные значения характеристик потока воздушного движения. Особую значимость характеристики схем типа «веер» и «тромбон» приобретают в аэроузле, где в относительно небольшом объеме воздушного пространства, независимо друг от друга функционируют несколько аэродромов. Так происходит в московском аэроузле, поэтому именно этот узел принят в качестве практического примера. Как базовая модель в данной задаче рассматривается система массового обслуживания с очередями ограниченного размера, где вероятностным способом производится поиск оптимального количества каналов обслуживания в стационарном потоке воздушного движения. Такая модель определяет суть схемы типа «тромбон» или «веер», где количество каналов обслуживания соответствует количеству эшелонов на дуге веера или на участке горизонтального полета тромбона. На настоящий момент количество таких эшелонов, как правило, соответствует количеству стандартных маршрутов прибытия, участвующих в формировании тромбона (веера), что с практической точки зрения является избыточным. Задача использования математического аппарата системы массового обслуживания состоит в определении оптимального количества эшелонов – каналов обслуживания модели при установлении требуемой вероятности ее отказа. В качестве математической модели системы массового обслуживания применена схема типа «тромбон», а в приведенном примере представлена структура воздушного пространства с применением схемы типа «веер» в качестве регулятора очереди воздушных судов на посадку. Все расчеты произведены для определенной интенсивности потока воздушного движения на конкретный аэродром с учетом полноценного применения режимов постоянного снижения и набора (CDO, CCO). В результате решения задачи получено значение оптимального количества эшелонов на схеме типа «тромбон» или «веер», а также показана зависимость количества каналов обслуживания (эшелонов на тромбоне или веере) от значения заданной вероятности отказа системы массового обслуживания. Предлагаемый подход к организации структуры воздушного пространства имеет перспективы внедрения.

Ключевые слова: система массового обслуживания, стандартные маршруты прибытия (вылета), характеристики потока прибытия, схемы организации очереди прибывающих воздушных судов.

Для цитирования: Малыгин В.Б. Определение характеристик конечных участков стандартных маршрутов прибытия с помощью аппарата системы массового обслуживания // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 26–35. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-26-35

Characterization of the terminal area of standard arrival routes using the queueing system

V.B. Malygin¹

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

Abstract: The article solves the problem of determining the probabilistic characteristics of the STARs legs which specify a sequencing technique of “point merge” and “trombone”-type considering the intensity of the air traffic flow and the formation of a queue. This task is closely related to the airspace efficiency, as well as to the limit values of flight safety performance.

An application of the queueing system makes it possible to optimize the elements of the airspace structure on an objective basis, and in the event of considering the inverse problem to establish limit values for the air traffic flow characteristics. The characteristics of the “point merge” and “trombone”-type schemes become of prime importance in the air hub, where several airfields function of each other in a relatively small volume of airspace – as it happens in the Moscow air hub, so it is the given hub that is taken as a practical example. In this problem the basic model is the queueing system with limited-size queues where the optimal number of service channels in a stationary air traffic flow is determined in a probabilistic way. The stated model encapsulates the essence of the “trombone” or “point merge”-type scheme, where the number of service channels corresponds to the number of flight levels on the arc of the “point merge” or on the horizontal flight segment of the “trombone”. Now, the number of such flight levels, as a rule, corresponds to the number of standard arrival routes involved in the formation of a “trombone” (“point merge”), which, from a practical point of view, is excessive. The task of using the mathematical apparatus of the queueing system is to determine the optimal number of flight levels – service channels of the model while establishing the required probability of its failure. As a mathematical model of the queueing system, the “trombone”-type scheme is used, and in the mentioned above example, the structure of the airspace is presented using the “point merge”-type scheme as a regulator of the aircraft sequence for landing. All the computations are performed for the certain intensity of air traffic flow for a specified airfield, considering the full-scale application of continuous descent operations and continuous climb operations (CDO, CCO). As a result of solving the problem, the value for the optimal number of flight levels on the “trombone” or “point merge”-type scheme was obtained, and the dependence of the number of service channels (flight levels on the “trombone” or “point merge”) on the value of the given probability of the queueing system failure was shown. The proposed approach to the airspace structure formation has prospects for implementation.

Key words: queueing system, standard routes of arrival (departure), characteristics of the arrival flow, schemes for arriving aircraft queue discipline.

For citation: Malygin, V.B. (2022). Characterization of the terminal area of standard arrival routes using the queueing system. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 26–35. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-26-35

Введение

В данной работе предметом исследования является определение оптимального и достаточного количества эшелонов (высот) участка горизонтального полета схемы регулирования очереди захода на посадку прибывающих воздушных судов типа «тромбон» (Т) или «веер» (В). В настоящее время количество таких эшелонов определяется числом стандартных маршрутов прибытия, приходящихся на эти схемы, однако такой подход не имеет объективного обоснования, а также способствует сокращению стандартных маршрутов прибытия, т. к. схемы регулирования очереди Т и В могут занимать значительный объем воздушного пространства района аэродрома [1].

В свою очередь ограничение количества стандартных маршрутов прибытия либо их слияние в целях сокращения пространства для схем типа Т и В отрицательно влияет на характеристики безопасности полетов (БП), а также на характеристики эффективности использования воздушного пространства, топливной эффективности [2]. В любом случае требуется вмешательство авиадиспетчера для

разрешения конфликтных ситуаций, возникающих в процессе обслуживания воздушного движения (ОВД) на стандартных маршрутах прибытия, включая участки, формирующие схемы типа Т и В. Целью данной работы является определение достаточного количества эшелонов (высот) на участках горизонтального полета схем регулирования очереди на посадку типа Т и В в зависимости от характеристик потока прибывающих воздушных судов для конкретного аэродрома.

Постановка задачи

1. В соответствии с символикой Кендалла входящий поток характеризуется пуассоновским распределением случайной величины поступления заявок на обслуживание (M), обслуживание заявок осуществляется функцией (G). Количество каналов обслуживания (n) и количество мест для ожидания в очереди (m) являются искомыми переменными соответственно N и Ω .

2. В силу того что поток воздушных судов с различных направлений на практике сильно зависит от времени суток, сезонности

и подобного, нельзя с определенностью заявить о наличии некой зависимости характеристик загруженности стандартных маршрутов прибытия от направления полета. По этой причине в данной задаче поток прибывающих воздушных судов (ВС) рассматривается как совокупность появлений вероятностных событий входа на схему (заявки на обслуживание) типа T и B воздушных судов, заходящих на посадку M , независимо от направления. Для того чтобы можно было рассматривать поток поступления заявок как пуассоновский, [3] зададим элементарный промежуток времени Δt , в который появление одновременно нескольких заявок считаем невозможным событием.

3. Одной из характеристик схем типа T или B [1, 4] является требуемый минимальный интервал ($L_{\min}$) в очереди при выполнении захода на посадку. Данная характеристика зависит от множества факторов. Так, если с одной взлетно-посадочной полосы (ВПП) выполняются и взлеты и посадки, интервал в очереди увеличен по сравнению с организацией вылета и прилета с разных ВПП (не считая независимые заходы). Кроме того, на $L_{\min}$ существенно влияют погодные условия.

4. Длина участка горизонтального полета схемы типа T или длина дуги схемы типа $B - (D)$ определяют характеристику длины допустимой очереди (Ω), что в совокупности с $L_{\min}$ определяет способность схемы гасить возмущение потока [5, 6] движения ВС.

5. Количество эшелонов (высот) на участке горизонтального полета схемы типа T или на дуге схемы типа $B - (N)$ по сути определяет количество каналов обслуживания в интерпретации указанных схем в виде СМО и не может быть меньше одного [7–9].

6. Связать в единый комплекс указанные характеристики становится возможным при помощи установления вероятностного допустимого предела (P_{don}^n), который определяет устойчивость системы к воздействиям среды. Данная зависимость представляет собой характеристику удержания, рассчитываемую исходя из статистических данных по интенсивности воздушного движения. На практике такой аэродром, как Шереметьево, в среднем

имеет 5 часов в сутки интенсивной загрузки (τ) [10, 11]. С учетом наличия оператора в системе управления – авиадиспетчера, возникновение ситуации недостатка каналов обслуживания (эшелонов на схемах типа T или B) может нивелироваться за счет других управляющих возможностей организации потока прибытия, однако «ручное» управление существенно ухудшает характеристики БП. Чтобы исключить ситуацию дефицита эшелонов на схемах прибытия в течение года с учетом того обстоятельства, что такая ситуация рассматривается как случайное событие в течение часа интенсивного движения, воспользуемся формулой

$$P_{don}^n = \frac{1}{365 \times \tau \times P_n}; \quad (1)$$

где n – количество эшелонов (высот) на входе схемы.

Задача сводится к установлению оптимальных размеров характеристик D, N в зависимости от меняющихся характеристик $M, L_{\min}$ с учетом характеристики P_{don}^n , а также характеристик БП [12, 13].

Предлагаемый подход к решению задачи

На рис. 1 представлена схема системы массового обслуживания с очередями и с каналами обслуживания типа $M/G/N/\Omega$ $N \geq 1$ [14, 15]. Каждый предыдущий канал обслуживания (начиная с 1-го) имеет приоритет перед последующим, т. е. при наличии свободной ячейки соответствующего столбца матрицы A предыдущего канала обслуживание перемещается с текущего на предыдущий канал.

При

$$f_t^n = 0; f_t^{n+1} \downarrow f_t^n; \quad (2)$$

где n – номер канала обслуживания,

$t = \frac{L_{\min}}{\Delta t}$ – время обслуживания. При $\Delta t \rightarrow 0$ $t = L_{\min}$.

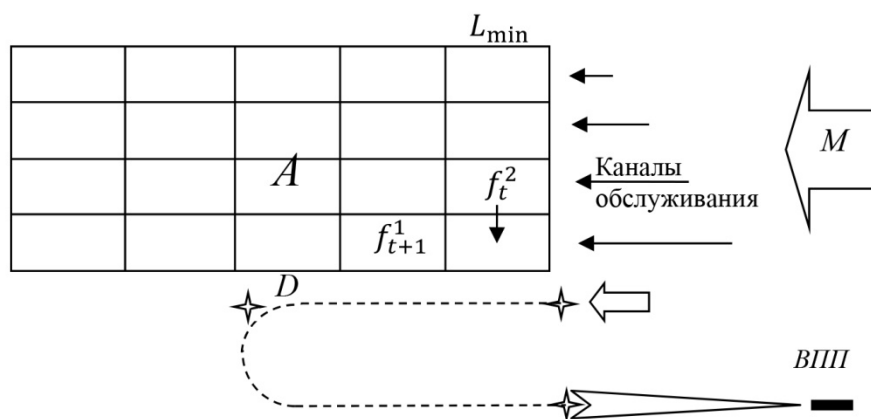


Рис. 1. Схема СМО с очередями и приоритетным использованием каналов обслуживания
Fig. 1. Queueing system scheme with queues and priority use of service channels

Таблица 1
Table 1

Значения вероятностей поступления заявок на вход СМО при $\lambda = 1,6$
Probability values of received applications for the input of the queueing system at $\lambda = 1.6$

k	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
P^k	0,201896518	0,323034429	0,258427543	0,137828023	0,055131209	0,017641987	0,00470453	0,001075321	0,000215064	3,82336E-05	6,11738E-06	8,89801E-07	1,1864E-07	1,46019E-08	1,66878E-09	1,78004E-10	1,78004E-11

Так, из рис. 1 видно, что при отсутствии заявки на входе СМО в первом канале обслуживания в соответствии с (2) заявка на втором канале принимается первым каналом обслуживания, при этом второй канал обслуживания освобождается. Как отмечалось, поток M поступления на вход СМО заявок на обслуживание Пуассоновский [16, 14]. Параметр закона Пуассона (λ) характеризует интенсивность поступления заявок на обслуживание, которое измеряется в количестве заявок, поступающих в течение часа.

Вероятность появления k заявок на входе СМО обозначим P^k . В табл. 1 представлены значения вероятностей поступления на вход СМО соответственно от 0 до 16 заявок при $\lambda = 1,6$, что с учетом средней скорости потока воздушных судов на входе схем типа T и B $W_{cp.} = 450$ км/ч соответствует 60 ВС/ч.

Длину допустимой очереди Ω СМО можно представить как отношение D к L_{min} ,

также Ω может быть выражена через время обслуживания заявки t :

$$\Omega = t \frac{D}{L_{min}}. \quad (3)$$

На рис. 1 длина допустимой очереди представлена как $\Omega = \delta \times L_{min}$, где $\delta = 5$.

Вероятность случайного события, которое допускает использование двух каналов обслуживания (P_2) при поступлении двух заявок, равна

$$P_2 = P^2 \times \frac{1}{5},$$

где второй множитель является вероятностью занятости первого интервала t_1 канала 1.

Действительно, только в том случае, если обе заявки поступят на вход СМО в пределах t_1 , потребуется два канала обслуживания.

Таблица 2
Table 2

Характеристики удержания – отказа СМО в течение года (365 сут.)
Annual characteristics of “retention” – queueing system failure over a year (365 days)

k -й канал	2	3	4	5	6
η_k	471,630266	251,5361419	100,6144568	32,19662616	0,00470453
P_{don}^k	0,002120305	0,003975572	0,00993893	0,031059155	—

Таблица 3
Table 3

Вероятностная потребность в каналах обслуживания СМО
Probabilistic need for service channels of the queueing system

k -й канал	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
P_k	0,28959418877	0,09267014041	0,01976962995	0,00316314079	0,00040488202	0,00004318742	0,00000394856	0,00000031589	0,00000002246	0,00000000144	0,00000000008	0,00000000000	0,00000000000	0,00000000000	0,00000000000

Принципиально нас интересует, где будет находиться заявка на первом канале обслуживания, когда вторая заявка поступит на вход СМО.

В общем случае вероятность возникновения потребности в n -м канале обслуживания с учетом (2) можно выразить формулой

$$P_n = \sum_{n=2}^N \left(P^n \times \frac{c_N^n}{\delta^{(n-1)}} \right). \quad (4)$$

Необходимо отметить, что один канал обслуживания должен быть в любом случае по условию задачи.

В табл. 2 представлены значения P_{don}^k для актуального количества каналов СМО.

Из табл. 2 видно, что всего допустимых случаев в году с возникновением ситуации занятости двух каналов обслуживания определяется с учетом $P^2 = 0,258427543$ (табл. 1) и $\eta_2 \approx 472$ (табл. 2), соответственно, вероятность возникновения такой ситуации единственный раз в год $P_{don}^2 = 0,002120305$. Определять вероятность P_{don}^6 не имеет смысла, т. к. количество допустимых случаев в год с занятостью шести каналов обслуживания η_6 стремится к нулю.

В табл. 3 приведены значения потребности в каналах обслуживания, выраженные в виде вероятностей в зависимости от интенсивности потока прибывающих ВС на основе табл. 1.

Данную модель СМО можно отобразить в виде схемы типа T (рис. 1) длиной $D = 2,5 \times L_{\min}$ [16, 17]. С учетом пуассоновского прилетного потока для описанных выше параметров W_{cp} и $L_{\min}$ примерная интенсивность воздушного движения составит 60 ВС/ч при $D = 30$ км. При этом на схеме типа T достаточно пяти эшелонов входа. Действительно, вероятность наступления потребности в пяти эшелонах на входе схем типа T и B в течение года $P_{don}^5 = 0,031059155$ примерно на порядок превышает расчетное значение вероятности $P_5 = 0,00316314079$ возникновения такой ситуации, исходя из заявленных характеристик потока и схемы. В то же время увеличение длины D до 38 км снижает достаточное количество каналов обслуживания СМО (эшелонов (высот) на входе схем типа T и B) до четырех.

$$P_{don}^4 = 0,00993893; \quad P_4 = 0,00968853784, \\ P_4 < P_{don}^4.$$

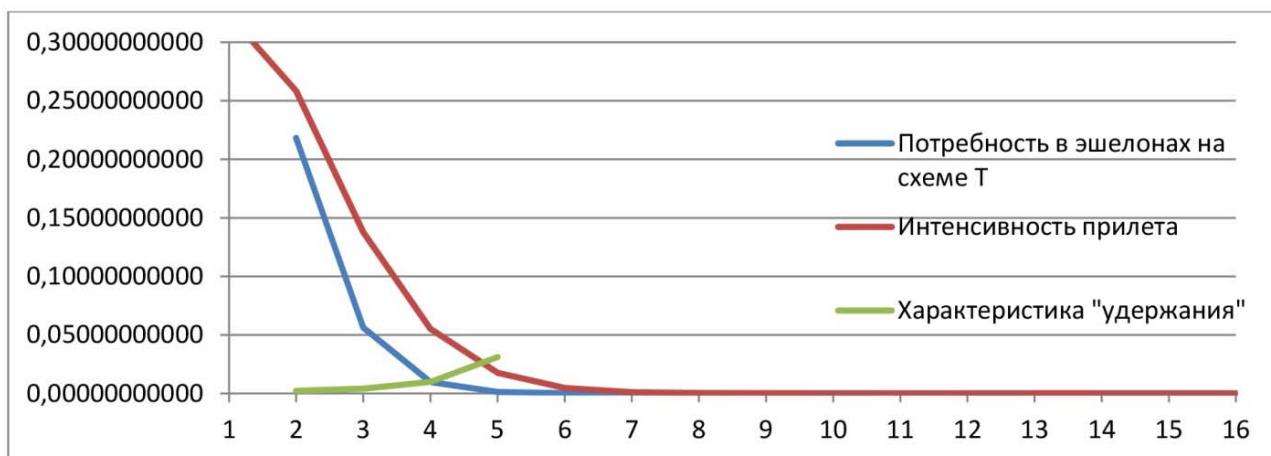


Рис. 2. Зависимость потребности в эшелонах от часовой ИВД с учетом P_{don}^k
Fig. 2. Dependence of the need for flight levels on the hour intensity of air traffic, considering P_{add}^k

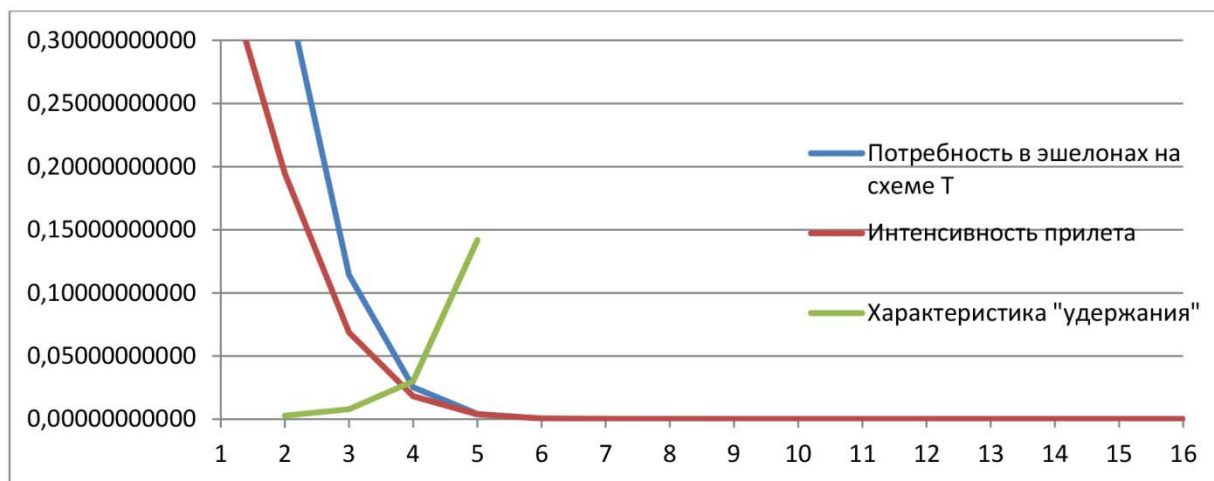


Рис. 3. Потребность в каналах обслуживания при ИВД = 40 ВС/ч, $D = 12$ км, $L_{min} = 7$ км.
Fig. 3. The need for service channels at the intensity of air traffic = 40 A/C/hours, $D = 12$ km, $L_{min} = 7$ km.

На рис. 2 представлены графики зависимости потребностей в эшелонах на схеме «тромбон» от интенсивности потока прибытия с учетом характеристик удержания при $D = 38$ км.

На практике средняя интенсивность прилетного потока, как правило, не превышает 40 ВС/ч. В случае увеличения длины указанной схемы до 55 км при аналогичных параметрах интенсивности прилетного потока достаточно трех эшелонов на входе схемы типа T . В качестве практического применения данной модели СМО рассмотрим аэродром Шереметьево и Внуково на основе статисти-

ческих данных по прилетному потоку за 2019 год. С учетом наличия нескольких взлетно-посадочных полос на а/д Шереметьево величина L_{min} может быть уменьшена.

Такая возможность появляется в связи с раздельным назначением режима работы разных ВПП – одна используется на взлет, другая на посадку. За счет этого нет необходимости ждать освобождения ВПП после посадки, соответственно, уменьшается L_{min} [18, 19]. На рис. 3 представлена графическая зависимость при $L_{min} = 7$ км; ИВД = 40 ВС/ч; $D = 12$ км. При этом $P_{don}^4 = 0,030066$; $P_4 = 0,02524257$; $P_4 < P_{don}^4$.

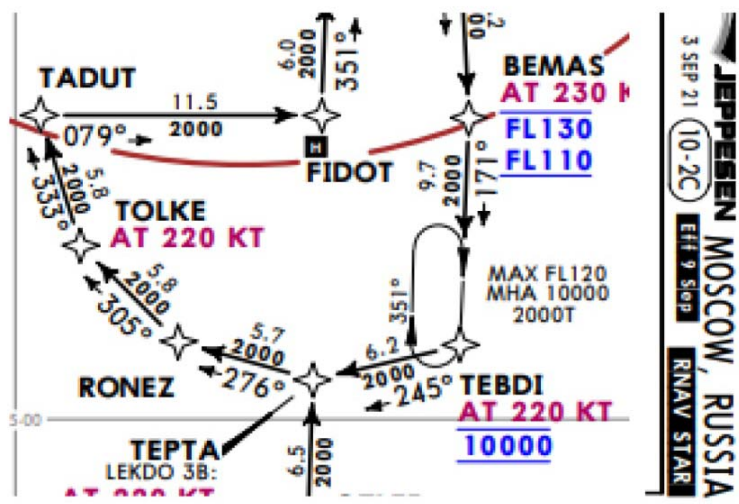


Рис. 4. Схема прибытия DIMGI 3B (источник JEPPESSEN, 2022 г.)
Fig. 4. DIMGI 3B STAR (source – JEPPESSEN 2022)

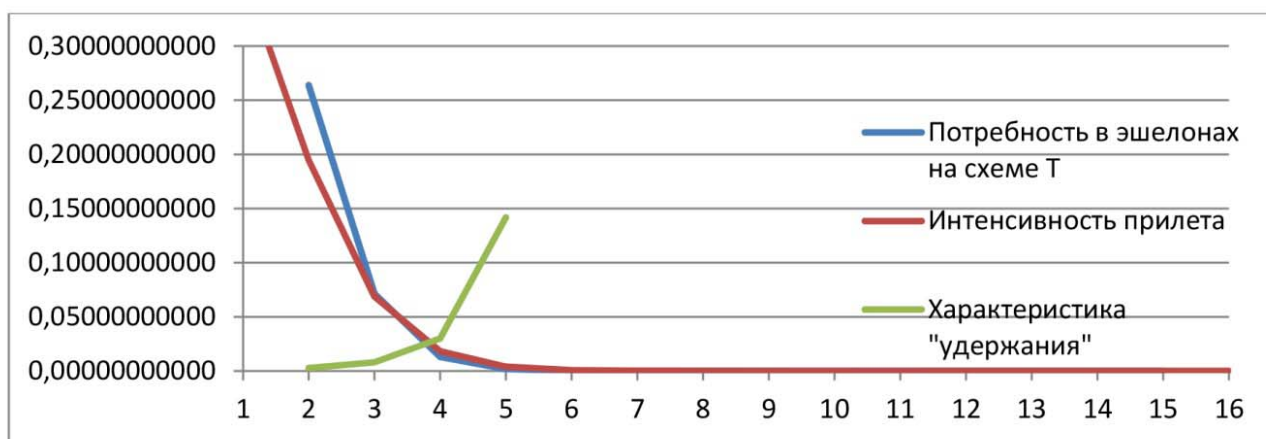


Рис. 5. Потребность в каналах обслуживания при ИВД = 40 ВС/час, $D = 23,5$ км, $L_{\min} = 12$ км
Fig. 5. The need for service channels at the intensity of air traffic = 40 A/C/hour, $D = 23.5$ km, $L_{\min} = 12$ km

Аналогичные характеристики справедливы для схемы типа *B*. В качестве примера можно выбрать действующие стандартные схемы прибытия BILRU 3B, BEKIP 3B, DIMGI 3B, ROMTA 3B, LEKDO 3B, OLOPI 3B на а/д Внуково аэронавигационной базы JEPPESSEN (рис. 5). Все шесть стандартных схем прибытия имеют общие конечные участки, которые и образуют в совокупности схему «веер» с точкой схождения FIDOT.

Дуга веера определяется точками TADUT, TOLKE, RONEZ, TEPTA, TEBDI. Длина дуги равна 23,5 км (5,8 + 5,8 + 5,7 + 6,2). На входе

веера задействованы четыре высоты (7000; 8000; 9000; 10000 футов) на шесть стандартных маршрутов.

Участок снижения (11,5 км) позволяет использовать три высоты на дуге веера с расчетом на градиент снижения $3,3^0$ [20]. Интенсивность прилетного потока выше среднего в а/п Внуково примем равной 40 ВС/ч, среднее количество часов в сутки подобная ИВД происходит пять раз.

На рис. 5 графически представлены результаты расчетов характеристик веера с использованием аппарата СМО. В результа-

те расчетов можно заключить, что для заявленных условий на дуге веера необходимо организовать четыре эшелона (высоты), как и предусмотрено схемой.

Выводы

В результате проделанной работы получены объективные характеристики организации прибытия на аэродромы ГА. Использование подобных характеристик при организации воздушного движения позволяет сбалансировать поток движения ВС в структуре воздушного пространства зоны «подхода» и района аэродрома, исключить перегрузки авиадиспетчеров в процессе управления воздушным движением, повысить уровень БП.

Использование аппарата СМО для организации структуры воздушного пространства позволяет четко представлять масштабы проектов по организации воздушного пространства. Так, для уменьшения количества высот на дуге упомянутого веера до трех, необходимо установить ее длину $D = 60$ км, в противном случае необходимо увеличить участок снижения до 21 км.

Несомненно, внешняя среда испытывает организацию воздушного пространства различными вводными, связанными с погодными, техногенными и другими причинами, однако надежность, а также устойчивость к воздействиям внешней среды структуры воздушного пространства может быть рассчитана на основе упомянутых характеристик.

Список литературы

1. Лебедев Г.Н., Малыгин В.Б. Способ упорядочения потока движения ВС по типу «тромбон» с обратным расположением полезной зоны маневрирования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221 (11). С. 144–147.
2. Луговая А.В., Коновалов А.Е. Совместное принятие решения о потоках прилета и вылета ВС при организации воздушного движения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 4. С. 78–87. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-78-87

3. Турков А.Н., Чехов И.А., Нечаев Е.Е. Вероятностный метод определения пропускной способности в системе УВД // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221 (11). С. 148–152.

4. Головкин Н.И., Коротаев И.А. Время задержки сообщения в узле сети при переменной интенсивности входящего потока // Автоматика и вычислительная техника. 1989. № 2. С. 36–39.

5. Таташев А.Г. Система массового обслуживания с переменной интенсивностью входного потока // Автоматика и телемеханика. 1995. № 12. С. 78–84.

6. Головкин Н.И., Коротаев И.А. Системы массового обслуживания со случайно изменяющейся интенсивностью входящего потока // Автоматика и телемеханика. 1990. № 7. С. 80–85.

7. Клейнрок Л. Теория массового обслуживания / Пер. с англ. И.И. Грушко. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.

8. Prabhu N.U., Zhu Y. Markov-modulated queueing systems // Queueing Systems. 1989. No. 5. Pp. 215–246. DOI: 10.1007/BF01149193

9. Erlang A.K. The theory of probability and telephone conversations // Nyt Tidsskrift for Matematik. B. 1909. Vol. 20. Pp. 33–39.

10. Золотухин В.В., Исаев В.К., Давидсон Б.Х. Некоторые актуальные задачи управления воздушным движением // Труды МФТИ. 2009. Т. 1, № 3. С. 94–114.

11. Головкин Н.И. Исследование моделей систем массового обслуживания в информационных сетях / Н.И. Головкин, В.О. Каретник, В.Е. Танин, И.И. Сафонюк // Сибирский журнал индустриальной математики. 2008. Т. 11, № 2 (34). С. 50–64.

12. Горцев А.М., Назаров А.А., Терпугов А.Ф. Управление и адаптация в системах массового обслуживания / Под ред. А.П. Рыжакова. Томск: Издательство Томского университета, 1978. 207 с.

13. Головкин Н.И., Катрахов В.В., Писаренко Т.А. Краевые задачи в стационарных системах массового обслуживания с диффузионной интенсивностью входного потока //

Дифференциальные уравнения. 2002. Т. 38, № 3. С. 305–312.

14. Саати Т.Л. Элементы теории массового обслуживания и ее приложения / Пер. с англ. Е.Г. Коваленко, под ред. И.Н. Коваленко, Р.Д. Когана. М.: Советское радио, 1965. 510 с.

15. Zhu Y. A markov-modulated M/M/1 queue with group arrivals // *Queueing Systems*. 1991. No. 8. Pp. 255–264. DOI: 10.1007/BF02412254

16. Борсоев В.А. Принятие решения в задачах управления воздушным движением. Методы и алгоритмы / В.А. Борсоев, Г.Н. Лебедев, В.Б. Малыгин, Е.Е. Нечаев, А.О. Никулин, Тин Пхон Чжо, под ред. Е.Е. Нечаева. М.: Радиотехника, 2018. 432 с.

17. Головко Н.И., Филинова Н.А. Матричный анализ систем массового обслуживания с конечным накопителем при скачкообразной интенсивности входного потока // *Автоматика и телемеханика*. 2000. № 9. С. 73–83.

18. Обухов Ю.В. Применение имитационного моделирования для оценки безопасности полетов / Ю.В. Обухов, А.С. Попов, В.С. Орлов, А.О. Котов [Электронный ресурс] // *Труды МАИ*. 2015. № 81. 27 с. URL: <https://trudymai.ru/upload/iblock/034/034132b656789b882b73f5a5801a15db.pdf?lang=ru&issue=81> (дата обращения: 12.11.2021).

19. Людомир А.В., Орлов В.С. Имитационное моделирование динамической воздушной обстановки в управляемом воздушном пространстве // *Прикладная информатика*. 2014. № 5 (53). С. 89–97.

20. Ozlem S.M. Optimum arrival routes for flight efficiency // *Journal of Power and Energy Engineering*. 2015. No. 3. Pp. 449–452. DOI: 10.4236/jpee.2015.34061

References

1. Lebedev, G.N. & Malygin, V.B. (2015). *The way of organizing the flow of aircraft by inverse "trombone" type location of the useful manoeuvring area*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 221 (11), pp. 144–147. (in Russian)

2. Lugovaya, A.V. & Kononov, A.E. (2017). *Collaborative decision-making on the inbound and outbound air traffic flow in air traffic management*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 4, pp. 78–87. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-78-87 (in Russian)

3. Turkov, A.N., Chekhov, I.A. & Nechaev, E.E. (2015). *Probabilistic method determine the capacity of the atc system*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 221 (11), pp. 148–152. (in Russian)

4. Golovko, N.I. & Korotaev, I.A. (1989). *Message delay time in a network node with variable intensity of incoming flow*. Avtomatika i vychislitel'naya tekhnika, no. 2, pp. 36–39. (in Russian)

5. Tatashev, A.G. (1995). *A queueing system with varying intensity of the input flow*. Avtomatika i Telemekhanika, no. 12, pp. 78–84. (in Russian)

6. Golovko, N.I. & Korotaev, I.A. (1990). *Queueing systems with randomly varying intensity of incoming flow*. Avtomatika i Telemekhanika, no. 7, pp. 80–85. (in Russian)

7. Kleinrock, L. (1975). *Queueing systems. Volume 1: Theory*. 1st ed. Wiley – Interscience, 417 p.

8. Prabhu, N.U. & Zhu, Y. (1989). *Markov-modulated queueing systems*. Queueing Systems, no. 5, pp. 215–246. DOI: 10.1007/BF01149193

9. Erlang, A.K. (1909). *The theory of probability and telephone conversations*. Nyt Tidsskrift for Matematik. B, vol. 20, pp. 33–39.

10. Zolotukhin, V.V., Isaev, V.K. & Davidson, B.Kh. (2009). *Some relevant tasks of air traffic control*. Trudy MFTI, vol. 1, no. 3, pp. 94–114. (in Russian)

11. Golovko, N.I., Karetnik, V.O., Tanin, V.E. & Safonyuk, I.I. (2008). *Research of queueing systems models in data networks*. Sibirskii zhurnal industrial'noi matematiki, vol. 11, no. 2 (34), pp. 50–64. (in Russian)

12. Gortsev, A.M., Nazarov, A.A. & Terpugov, A.F. (1978). *Management and adaptation in queueing systems*, in Ryzhakov A.P. (Ed.). Tomsk: Izdatel'stvo Tomskogo universiteta, 207 p. (in Russian)

13. Golovko, N.I., Katrakhov, V.V. & Pisarenko, T.A. (2002). *Boundary value problems in stationary queuing systems with diffusion intensity of the input flow*. *Differentsialnyye uravneniya*, no. 3, pp. 305–312. (in Russian)

14. Saati, T.L. (1961). *Elements of queueing theory with applications*. McGraw-Hill Book Company, Inc., 423 p.

15. Zhu, Y. (1991). *A markov-modulated M/M/1 queue with group arrivals*. *Queueing Systems*, no. 8, pp. 255–264. DOI: 10.1007/BF02412254

16. Borsoev, V.A., Lebedev, G.N., Malygin, V.B., Nechaev, E.E., Nikulin, A.O. & Tin Phon Chzho. (2018). *Decision-making in air traffic control tasks. Methods and algorithms*, in Nechaev E.E. (Ed.). Moscow: Radio-tekhnika, 432 p. (in Russian)

17. Golovko, N.I. & Filinova, N.A. (2000). *Matrix analysis of queueing systems with a finite*

capacitor and stepwise rate of the input flow. *Avtomatika i Telemekhanika*, no. 9, pp. 73–83. (in Russian)

18. Obukhov, Yu.V., Popov, A.S., Orlov, V.S. & Kotova, A.O. (2015). *Simulation for safety risk assessment*. *Trudy MAI*, no. 81, 27 p. Available at: <https://trudymai.ru/upload/iblock/034/034132b656789b882b73f5a5801a15db.pdf?lang=ru&issue=81> (accessed: 12.11.2021). (in Russian)

19. Ludomir, A.V. & Orlov, V.S. (2014). *Simulation of dynamical environment in controlled airspace*. *Journal of Applied Informatics*, no. 5 (53), pp. 89–97. (in Russian)

20. Ozlem, S.M. (2015). *Optimum arrival routes for flight efficiency*. *Journal of Power and Energy Engineering*, no. 3, pp. 449–452. DOI: 10.4236/jpee.2015.34061

Сведения об авторе

Малыгин Вячеслав Борисович, начальник тренажерного центра кафедры управления воздушным движением Московского государственного технического университета гражданской авиации, mbv898@ya.ru.

Information about the author

Vyacheslav B. Malygin, the Head of the Training Center of the Air Traffic Management Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, mbv898@ya.ru.

Поступила в редакцию 28.02.2022
Принята в печать 24.05.2022

Received 28.02.2022
Accepted for publication 24.05.2022

УДК 656.025.6

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-36-50

Инновации в области городского общественного транспорта и перспективы внедрения принципов новой мобильности

М.И. Малышев¹

¹Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет
(МАДИ), Москва, Россия

Аннотация: После анализа глобальных причин кардинальных изменений транспортной мобильности, произошедших ранее, поставлена цель выявить современные тенденции, которые могут повлиять на изменение принципов мобильности пассажиров. Во время исследования было выявлено, что теоретически транспортный процесс может быть разделен на пассивную и активную фазы, и даны описания составляющих этих процессов. Определено, что в современном понимании транспортную мобильность характеризуют такие элементы, как безопасность, комфорт, время, информация и стоимость. Дано описание элементов, включая эксплуатационную, транспортную и экологическую безопасность, доступности и качества транспортного процесса. Выявлены основные направления обеспечения новой мобильности, включающие электрификацию транспорта, в том числе распространение электробусов, внедрение по средствам систем телематики инструментов искусственного интеллекта и интернета вещей в процесс управления пассажирским транспортом, распространение беспилотных автомобилей. Описана тенденция перераспределения нагрузок на общественный транспорт в условиях новой мобильности путем использования концепций отказа от личного транспорта в пользу общественного, создания единой системы планирования маршрутов и покупки билетов. Такая система подразумевает задействование не только массовых и магистральных видов транспорта, но и всех возможных транспортных средств для перевозки пассажиров в процессе мультимодальных перевозок. Описана идея отказа пассажиров от личного транспорта в пользу общественного и указаны основные инструменты стимулирования такого выбора. Обозначены признаки гладкой и бесшовной перевозки. Для достижения поставленной цели были использованы методы сбора, анализа и синтеза информации. Результатом работы стало понимание и описание того, в каком формате могут происходить изменения в рамках новой мобильности, что может способствовать выстраиванию картины мобильности пассажиров в обозримом будущем.

Ключевые слова: городская транспортная система, инновации в области городского пассажирского транспорта, новая мобильность, транспортная мобильность, гладкая перевозка, бесшовная перевозка, общественный транспорт, авто по подписке, MaaS, Mobility-as-a-Service.

Для цитирования: Малышев М.И. Инновации в области городского общественного транспорта и перспективы внедрения принципов новой мобильности // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 36–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-36-50

Innovations in the field of urban public transport and prospects of implementing new mobility principles

M.I. Malyshev¹

¹ Moscow Automobile and Road Construction State Technical University (MADI),
Moscow, Russia

Abstract: After analyzing the global causes of the radical changes in transport mobility that occurred earlier, the goal was set up to extract current trends that may affect the change in passenger mobility principles. The study revealed that theoretically the transport process can be divided into passive and active phases, and descriptions of the components of these processes were given. It was noted that the modern concept of the transport Mobility-as-a-Service (MaaS) is characterized by such elements as safety, comfort, time, information and cost. The description of the elements, including operational, transport and environmental safety, accessibility and quality of the transport process, was given. The guidelines to ensure new mobility were established, such as the electrification of transport, including the distribution of electric buses, the implementation of artificial intelligence and the Internet of Things tools into the process of managing passenger transport by means of telematics systems, the advancement of unmanned vehicles. In terms

of new mobility by using the concepts of abandoning to use personal transport in favor of public transport, developing a unified system for planning routes and purchase of tickets, the trend of redistributing loads on public transport in the context of new MaaS was described. This system implies the use of not only mass and main modes of transport, but also all the available vehicles for transporting passengers in the process of multimodal transportation. The idea of abandoning to use personal transport in favor of public transport was described, and the main tools for stimulating such a choice were stated. The signs of “smooth” and “seamless” transportation were described. In order to achieve this goal, the methods of collecting, analyzing and synthesizing information were employed. The outcome of work was understanding and characterizing of the format in which changes can occur within the framework of the new MaaS, which can contribute to illustrating a concept of passenger mobility in the foreseeable future.

Key words: urban transport system, innovations in the field of urban passenger transport, new mobility, transport mobility, smooth transportation, seamless transportation, public transport, auto by subscription, MaaS, Mobility-as-a-Service.

For citation: Malyshev, M.I. (2022). Innovations in the field of urban public transport and prospects of implementing new mobility principles. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 36–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-36-50

Введение

С течением времени и развитием технологий хозяйственная деятельность человека выходит на новый уровень. Развиваются медицина, образование, сфера развлечений и т. д. За последние годы кардинально изменилась и сфера перемещения пассажиров.

Парадигмы мобильности менялись с течением времени при определенных обстоятельствах.

История человечества включает в себя несколько глобальных смен парадигм городской мобильности. Первая произошла в середине XVII века и известна как эпоха Паскаля – Османа. Тогда понятия «общественный транспорт» просто не существовало, но ученый Б. Паскаль написал письмо герцогу Д’Роанне, которое полностью изменило восприятие концепции перемещения людей. В этом документе упоминается движение регулярных пассажирских карет по определенному маршруту и за определенную плату. Паскаль предложил использовать для перевозок парижан несколько карет, принадлежащих казне (позднее было организовано акционерное общество владельцев). Маршрут открылся, но просуществовал не так долго, как это планировалось. Закрытие этого маршрута не стало критичным, потому что первый шаг в сторону упрощения жизни людей благодаря общественному транспорту был сделан [1].

Также важным событием этой эпохи мобильности можно считать преобразование

столицы Франции, которое известно как османизация. Барон Осман был назначен Наполеоном III префектом департамента Сена и получил от монарха практически неограниченные права и возможности. Благодаря этому назначению барон смог преобразовать Париж и сделать из него пешеходно-кадетно-трамвайный город. Это была первая столица, в которой столько внимания было уделено улицам, каретам и тем более трамваям. Благодаря этому большинство из европейских столиц тоже начали меняться в угоду новым веяниям [2].

Вторая смена мобильности началась в XX веке благодаря Г. Форду. До этого в Нью-Йорке на 1 тысячу человек приходилось 60 конных экипажей, притом что 50 из них были предназначены для перевозки грузов, а остальные 10 для использования людьми. Иными словами, экипажи были очень редким, дорогим и исключительным товаром на рынке. Но с реализацией концепций Г. Форда начали появляться города, как, например, Олбани, где количество людей было меньше, чем количество автомобилей. Получается, что средства перемещения из класса элитных товаров, которыми мог воспользоваться не каждый человек, перешли в класс общедоступных. Это подтверждает и статистика на сегодняшний день: количество машин в США на 1 тысячу человек превышает 800, в Италии, Канаде, Австралии и Японии превышает 500. Однако, по некоторым прогнозам, возможно снижение этих цифр [3].

«В последнее время в общем объеме технологических новшеств преобладающее развитие получили информационные технологии, что обеспечило прорывные результаты в области сбора, хранения, обработки и использования информации. Будучи одним из основных сервисных ресурсов, информация стала наиболее эффективно использоваться, что послужило значительному повышению уровня развития тех процессов хозяйственной деятельности, в которых нашли применение информационные технологии» [4].

Меняющаяся конъюнктура транспортной отрасли и применение результатов совершенствования информационных технологий в пассажирских перевозках способствовали развитию концепции новой мобильности, придавшей бизнес-процессам в общем и городским перевозкам в частности сетевую архитектуру, что в свою очередь стало предпосылкой формирования подходов, обеспечивающих удовлетворение требований к современному уровню пассажирских перевозок.

Проблема прогресса в сфере перемещения, становления новой мобильности заключается не только в необходимости развития соответствующих технологий, но и в необходимости изменения восприятия привычных концепций перемещения пассажиров и принятия принципов новой мобильности заинтересованными лицами. Новая мобильность не предполагает владение личным транспортом, хотя сейчас это идет вразрез с мнением большинства. Новая мобильность предполагает наличие машин скорее как одного из видов общественного транспорта, нежели чего-то личного.

Целью данной работы является исследование элементов вероятной концепции мобильности будущего.

Для достижения поставленной цели необходимо рассмотреть ключевые черты компонентов, составляющих основные новшества, формирующие новую мобильность. Выявить, какие инновации окажут значительное влияние на процесс формирования новой мобильности.

Методы и методология исследования

В настоящем исследовании для выявления предпосылок мобильности ближайшего будущего осуществлен анализ научных статей, отобранных по исследуемому направлению и описывающих тенденции экологической, технологической и социальной сфер жизни, и других открытых источников информации (сайтов коммерческих компаний, органов государственной власти, тематических изданий и т. д.). Источники, непосредственно использованные в настоящем исследовании, перечислены в соответствующем разделе.

Из всего массива информации вычленены основные принципы и тенденции, которые в свою очередь проанализированы и рассмотрены с точки зрения влияния на транспорт и перемещение людей в будущем. Произведен синтез полученной информации.

С помощью методов дедукции и индукции компоненты транспортной мобильности разложены на основные элементы, а их особенности объединены в выводы, что способствовало учету существенных для исследования моментов. Осуществлено описание элементов, составляющих и определяющих новую мобильность.

Обзор литературы

При перемещении человека или группы людей из одной точки в другую с использованием транспорта вид транспорта может меняться несколько раз на протяжении всего пути, а перевозка становится мультимодальной или же оставаться унимодальной, если на всем расстоянии вид транспорта не меняется.

По результатам формализации терминов «мультимодальные» и «интермодальные» перевозки с учетом российского законодательства предлагается считать, что «мультимодальная пассажирская перевозка – это перевозка пассажиров, багажа и ручной клади от пункта отправления до пункта назначения несколькими видами транспорта по единому

перевозочному документу; перевозчики несут ответственность только за участок/участки маршрута, эксплуатируемый/эксплуатируемые ими», при этом «целесообразно применить термин "интермодальные перевозки" при организации перевозок пассажиров на дальние расстояния с участием авиационного, железнодорожного, автомобильного и водного видов транспорта. Мультимодальные перевозки – при городских и пригородных перевозках пассажиров, к примеру в рамках транспортной системы Московской агломерации» [5].

В отличие от грузовых мультимодальных перевозок обеспечить единую тарифную ставку в пассажирском аналоге практически невозможно. Это связано с особенностями пассажирских перевозок, которые заключаются в спонтанности поездки, как следствие, отсутствие заблаговременного планирования маршрута, его непредсказуемость до начала поездки и вероятность корректировки в процессе (например, в случае изменения дорожных условий).

Практика единого тарифа для всех видов городского пассажирского транспорта существовала, например, в виде месячного проездного документа. Приобретая такой билет, пассажир, заплатив установленную стоимость, мог в течение месяца совершать неограниченное количество поездок на всех видах городского транспорта.

Применение единого тарифа стало практически невозможно в связи с появлением новых способов перемещения, инфраструктурных изменений, массовой систематической потребностью использования в одной поездке транспорта разных районов (каршеринг, перехватывающие парковки, загородные поездки и т. д.) и предоставления этих сервисов не связанными между собой организациями, а также возможностью пользоваться каждым видом сервиса в отдельности, вне мультимодальных пассажирских перевозок.

Обеспечение интеграции всех пассажирских сервисов, от проката самокатов до поездки на канатной дороге или пригородной электричке, в одну систему позволяет ис-

пользовать универсальный проездной документ и формировать стоимость проезда в зависимости от маршрута, например исключить оплату при пересадке с одного вида транспорта на другой.

Такая интеграция и использование универсального проездного билета, позволяющего осуществлять минимум транзакций, может быть достигнута в результате эффективного сотрудничества между всеми поставщиками услуг пассажирского транспорта, в том числе муниципальными и частными, использования единого инструмента построения маршрута и оплаты проезда по маршруту, комбинирования видов пассажирского транспорта в зависимости от дорожной обстановки (пробок, загруженности транспорта, наличия парковок и т. д.).

Достаточно плотное, устойчивое и непрерывное взаимодействие всех участников и компонентов пассажирской мультимодальной перевозки обеспечивает «бесшовность» транспортного обслуживания, т. е. все неудобства пассажиров, которые могут возникнуть при смене вида транспорта минимизированы.

Перевозку можно считать бесшовной, если все операции, выполняемые различными видами транспорта и объектами задействованной инфраструктуры, объединены в единую услугу, уровень качества которой соответствует требованиям пассажиров. Если в течение всего процесса обслуживания пассажирам предлагаются операции одинаково высокого качества, такую бесшовную перевозку можно назвать гладкой.

Помимо этого перемещение человека или группы людей из одной точки в другую с использованием транспорта должно быть безопасным, комфортным, быстрым, доступным и экономически выгодным для человека. Без одного из этих элементов сложно будет назвать этот процесс транспортной мобильностью [6].

Также одним из определяющих элементов данного процесса является его теоретическое разделение на несколько фаз [7, 8].

1. Пассивная фаза. Данная фаза определяет условия для того, чтобы воспользоваться

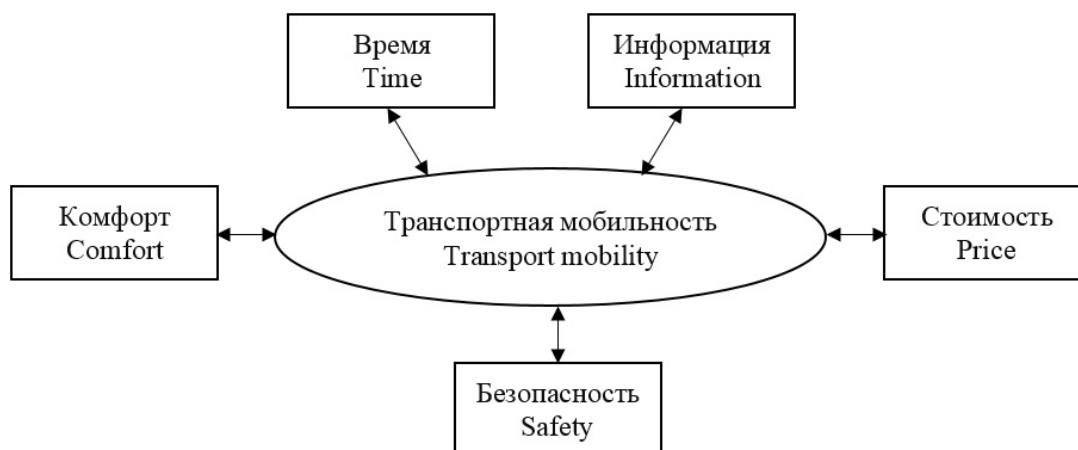


Рис. 1. Компоненты мобильности
Fig. 1. Mobility components

транспортом (купить билет, дойти до стоянки и т. д.).

2. Активная фаза. В эту фазу входит непосредственно сам процесс мобильности.

В свою очередь все элементы, обеспечивающие транспортную мобильность, включают в себя еще несколько компонентов, дающих возможность выполнения данного процесса (рис. 1).

Любой из элементов, показанных на рис. 1, можно разбить на составляющие. Например, безопасность можно представить в виде совокупности эксплуатационной, транспортной и экологической составляющих.

Эксплуатационную безопасность принято понимать как различные нормы и мероприятия по ее поддержанию, которые закреплены законодательно и направлены на сохранение здоровья и жизни участников процесса перевозки. Самые простые примеры эксплуатационной безопасности – режим работы водителя, правила дорожного движения, требования к техническому состоянию транспортного средства [9].

Транспортная безопасность, в соответствии с требованиями текущего законодательства, – состояние защищенности объектов транспортной инфраструктуры и средств от незаконного вмешательства. Актом незаконного вмешательства можно считать, например, террористический акт. Данный тип безопасности предполагает возможное нали-

чие представителей охранных и силовых структур на объектах транспортной инфраструктуры, а также средств, которые помогут нивелировать угрозу со стороны (камеры, металлодетекторы, сканеры, рамки безопасности и т. д.) [10].

Понятие экологической безопасности сформулировано в статье 1 Федерального закона «Об охране окружающей среды», где говорится, что это состояние, когда природная среда и человек защищены от негативного воздействия от транспорта или инфраструктуры [11].

Комфорт в процессе транспортировки определяют следующие показатели.

1. Доступность – насколько долго придется ждать тот или иной вид транспорта, насколько далеко необходимо идти до транспорта, а также обустройство мест ожидания.

2. Качество – все, что касается окружения человека во время непосредственного перемещения из пункта А в пункт Б: насколько удобен салон, насколько он чист, есть ли информационное табло или возможность зарядить телефон – словом, все, что удовлетворяет современным потребностям человека в части перемещения.

Время – единственный показатель, который нельзя разбить на составляющие.

Время является показателем того, насколько быстро добирается человек в необходимое ему место с помощью транспорта.

До сих пор ведутся дискуссии о том, куда необходимо отнести время, за которое человек добирается до транспорта. В настоящем исследовании этот элемент отнесен в ком-порт, но может быть отнесен и во время [12].

Элемент информация сегодня становится как никогда важным. Общественный транспорт может терять пассажиров из-за их неинформированности, например, если пассажиры не знали точное расписание, не знали, следует ли транспорт в нужное им место и т. д. Данный элемент очень важен, так как благодаря ему контролируются информационные потоки как вовне транспорта, так и непосредственно в нем [13].

Элемент стоимость создает экономические условия мобильности. Он состоит из пассажирских затрат на организацию и саму перевозку с помощью транспорта [14].

Особенностью транспортной мобильности как системы составляющих ее компонентов является взаимное влияние компонентов на систему, а системы, как совокупности компонентов, на каждый компонент. Выявленное взаимное влияние является отличием в представленной на рис. 1 схеме от спроектированных ранее, например в [6], принципиальных схем транспортной мобильности.

Результаты исследования

Правильное представление о том, как изменится мобильность будущего, складывается в результате анализа мировых тенденций. Существенные прорывы в технологиях и меняющиеся общественные взгляды так или иначе влияют на концепцию мобильности.

В последние несколько лет остро встали вопросы экологии, в том числе бережного использования природных ресурсов и изменения климата. Это способствует электрификации различных видов транспорта [15].

Идея электрификации в области транспорта интенсивно распространяется уже более 5 лет, в том числе в сфере общественного транспорта. Примером этого является повсеместное появление электробусов [16].

Преимущество электробуса по сравнению с обычным автобусом – экологичность. При этом внедрение электробусов не станет панацеей для экологии. Это шаг в сторону улучшения экологической обстановки [17].

При этом переработка вышедших из строя электробусов потребует больших и временных, и финансовых ресурсов. К минусам внедрения электробусов в систему городского электрического транспорта относится и их стоимость.

На 2017 год примерная стоимость одного электробуса составляла 20–30 млн руб., тогда как обычный автобус стоит не более 15 млн [18].

Снижению стоимости электробусов может способствовать увеличение конкуренции среди производителей, увеличение объемов производства, оптимизация управленческих и технологических процессов и другие факторы.

Показатель безопасности человека при перемещении, определяемый главным образом особенностями вождения и количеством аварий, случившихся по вине водителя, может быть повышен путем исключения негативной составляющей человеческого фактора с помощью внедрения инструментов искусственного интеллекта и при использовании концепции интернета вещей.

В этом случае используются системы телематики. С помощью спутниковых чипов GPS/ГЛОНАСС и акселерометров собираются статистические данные об управлении автомобилем и его состоянии и одновременно с этим происходит наблюдение за водителем посредством видеокамер. Это помогает не только следить за качеством обслуживания пассажиров и их безопасностью, но и способствует экономии на техническом обслуживании транспортных средств путем создания цифровых «двойников» автобусов, трамваев, вагонов метро и другого пассажирского транспорта. Собирается и используется информация обо всех механизмах, их техническом состоянии и сроках ремонта и обслуживания.

В некоторых странах общественный транспорт является беспилотным, например, в Сингапуре функционируют беспилотные автобусы, а в Норвегии – паромы.

Пока нельзя сказать с уверенностью, насколько безопасна система, исключая человека из процесса вождения, так как аварии с участием беспилотного общественного транспорта возможны [19].

Система внедряется и тестируется. Эти процессы будут протекать в течение некоторого времени, а пассажирам также надо будет адаптироваться к беспилотному транспорту и интеллектуальным транспортным системам.

В настоящее время сохраняется необходимость перераспределения нагрузок на общественный транспорт в часы пик. В условиях новой мобильности эту проблему способна решить концепция отказа от личного транспорта в пользу поставщика услуг перевозок MaaS (Mobility-as-a-Service – мобильность, как сервис или мобильность как услуга).

Задача контроля согласования расписания различных видов транспорта может быть возложена на муниципальные органы власти. Если железнодорожный, воздушный или водный транспорт составляет расписание исходя из своих приоритетов, то автомобильный транспорт имеет возможность обеспечить подачу подвижного состава к прибытию поезда, самолета или судна. Эти возможности повсеместно реализуются.

В процессе согласования расписания учитывается основное требование пассажиров – минимальные затраты времени на поездку.

Для этих целей органами власти создаются единые информационные пространства, объединяющие перевозчиков, и осуществляется координация движения транспорта с помощью информационно-аналитических систем регулирования на транспорте.

Ведение реестра маршрутов обеспечивает формирование единой маршрутной сети общественного транспорта. Реестр содержит информацию о пути следования транспорта с указанием остановочных пунктов.

Применяемые на остановках и в общественном транспорте средства телематики, а также мобильные приложения обеспечивают пассажиров оперативной текущей информацией о маршрутах, расписании движения и о возможности пересадки на другой вид транспорта.

Задача комплексной оптимизации пассажирских перевозок решается с помощью единого диспетчерского центра управления на основе информации, полученной от систем мониторинга работы транспорта, включающих спутниковые навигационные и другие автоматически определяющие положение транспортного средства системы (расположенные вдоль маршрута маяки, датчики, установленные в транспортном средстве, и т. д.).

В результате становится возможным составлять и оперативно корректировать расписания движения и информировать пассажиров о графике движения транспортных средств в режиме онлайн.

Интеграция информационных систем различных видов транспорта необходима для формирования унифицированной базы данных о стыковках и перегонах между смежными остановками, а также для реализации интеллектуального модуля построения оптимальных траекторий пассажиров.

Расписание движения с учетом стыковок различных видов транспорта составляется программным способом. Приоритетно в местах смены вида транспорта и транспортных хабах, второстепенно на отдельных остановках. Данный способ может быть реализован, например, путем интерактивного анализа данных (OLAP).

Новая мобильность подразумевает, что пользователь будет получать услугу в виде готового решения, как добраться из точки А в точку Б. Маршрут будет выстраиваться с учетом всех доступных видов транспорта и пробок на дорогах. Он будет отвечать не только за само перемещение пассажиров из одной точки в другую, но и за создание единой инфраструктуры и приложений, в которых осуществляется планирование маршрутов и покупка универсальных билетов.

Причем работать эта система должна со всеми типами транспорта, от автомобилей до автобусов или, например, велосипедов. MaaS – это усложненные мультимодальные перевозки пассажиров внутри города с помощью единой цифровой площадки.

Формирование MaaS началось в процессе проявления потребности в более персональ-

ных услугах для пассажиров, например интеллектуального информационного помощника. В 2012 году в США прошла конференция «Электронная мобильность как услуга». В 2015 году МaaS уже стала популярной темой на «Всемирном конгрессе по интеллектуальным транспортным системам» во Франции.

МaaS получила признание в связи с тем, что содержит решение актуальных задач в области городского пассажирского транспорта, в том числе отказ от личного транспорта в пользу общественного, предполагает использование прогрессивных информационных технологий, объединяет инновационные сервисы и способствует интеграции современных средств индивидуальной мобильности в систему городского общественного транспорта.

МaaS может быть одной из самых перспективных концепций в области перевозок. На единой цифровой площадке будут объединены все системы общественного транспорта. При этом просматривается идея об отказе части городского населения от личного транспорта, так как МaaS сможет предложить поездку, используя весь доступный транспортный арсенал. В этом случае пассажиру представится выбор: при приемлемом уровне комфорта добираться до места назначения быстрее или добираться медленнее и иногда дороже. Если пассажиры будут выбирать скорость, то и произойдет отказ от личного транспорта как основного средства передвижения.

Обсуждение полученных результатов

С повышением уровня жизни населения и развитием городского транспорта путем обеспечения доступности личных автомобилей, увеличением количества магистралей соразмерно требованиям к их пропускной способности и оптимизацией дорожной ситуации путем математического моделирования транспортных потоков возникли проблемы чрезмерной автомобилизации, угрожающего здоровью человека влиянием автомобильного транспорта на атмосферное и шумовое загряз-

нение, приводящее к негативному воздействию на окружающую среду и акустическому дискомфорту жителей города. Часть затрат на автомобильные поездки оказалась возложена в том числе на граждан, не использующих личный автомобильный транспорт. Данный подход к городской транспортной мобильности исчерпал себя в момент превышения темпов роста автомобилизации над темпами и возможностями развития дорожной инфраструктуры и достижения пределов оптимизации движения транспортных потоков.

С точки зрения развития городской транспортной системы в настоящее время осуществляется поиск компромисса между удобством передвижения и комфортной городской средой. Оптимальной транспортной системой считается система, основанная на балансе интересов всех жителей города, обеспечивающая высокий уровень индивидуальной мобильности при снижении зависимости от транспорта и способствующая отказу от автомобилецентричного подхода в пользу концепции уравновешенной транспортной системы. Теперь в развитии транспорта принято ориентироваться не на обеспечение спроса, а на управление им. Удобство перемещения, экологическая нейтральность, безопасность и здоровье участников дорожного движения и жителей городов стали ориентирами нового подхода к городской мобильности, призванного обеспечить достижение баланса интересов различных социальных групп в транспортной системе городов и устойчивое развитие городского транспорта [20].

В результате смены представления о современной транспортной системе изменились и цели управления транспортными потоками. Это отразилось на методах оценки инновационных транспортных проектов. Целесообразность их реализации оценивается с учетом не только анализа затрат и доходов, но и экологических последствий, безопасности и комфорта пассажиров, времени в пути и в ожидании поездки, а также других выгод расширенного спектра. В результате сформировалась социология транспортного поведения и произошел сдвиг парадигм транспортного обеспечения в сторону градостроительства и



Рис. 2. Архитектоника инноваций в новой мобильности
Fig. 2. Architectonics of innovations in new mobility

проектирования улиц с приоритетом пространств для пешеходов, получили распространение идеи ограничения количества автомобилей в загруженных районах, например в центре города, и повышения популярности общественного транспорта. Внедряются инновационные транспортные сервисы, например, позволяющие построить маршрут с использованием нескольких видов общественного транспорта и средств индивидуальной мобильности. Формируются интеллектуальные транспортные системы, в том числе обеспечивающие сбор и обработку больших объемов информации, взаимную координацию различных транспортных сервисов и позволяющие осуществлять проактивное управление транспортными системами с помощью предиктивной аналитики, в свою очередь способствуя формированию комфортной городской среды. Принципы социальной справедливости транспортных систем и цели долгосрочной мобильности превалируют над личной мобильностью и стремятся обеспечить конкуренцию общественного транспорта с личным по уровню комфорта [20].

Основные направления, способствующие становлению новой мобильности, совпадают с направлениями развития транспортной отрасли в общем и включают оптимизацию системы взаимодействия используемых видов транспорта, использование спутниковой навигации, снижение экологической нагрузки,

использование инструментов оперативного управления и т. д. [21].

Тематика новой мобильности включает в себя проблемы экологии, технологий и их интеграции, а также отказ от того, что формировалось десятилетиями и является привычным порядком вещей (рис. 2).

На примере электробусов необходимо решить проблемы производства, переработки и утилизации аккумуляторов без существенного вреда экологии. Следовательно, необходимы производственные комплексы и технологические цепочки всех процессов от создания до утилизации аккумуляторов [22].

В связи с приверженностью органов власти многих стран к электрификации транспорта, возросшим интересом к электромобилям со стороны производителей транспортных средств и заинтересованностью в электротранспорте со стороны потребителей в последние 20 лет наблюдается экспоненциальный рост рынка литийионных аккумуляторов (уже в 2017 году было продано около 670 000 тонн таких источников тока). Эта тенденция сохранится и в будущем. Процессы и методы утилизации аккумуляторов, разработанные и использованные до коммерциализации электротранспорта, неадекватны при устойчивом развитии и распространении процессов электрификации транспорта. В дальнейшем видится развитие менее вредного гидрометаллургического подхода, на-

пример с использованием новых процессов на основе сульфатного выщелачивания и прямой утилизации [23].

Еще один актуальный вопрос развития электрического транспорта – это распространение электрозаправок.

Растущее количество электромобилей и сопутствующее распространение зарядных станций увеличивает спрос на электроэнергию и нагрузку на электросеть. Это может повлиять на распределение электроэнергии и надежность работы электросети. В целях обеспечения безопасной и стабильной работы энергосистемы в последние несколько лет проводятся обширные исследования влияния процесса распространения зарядных станций для электромобилей на сеть распределения электроэнергии [24].

В результате проведенных исследований сделаны выводы о возможных негативных последствиях воздействия на энергосистему, особенно распределительные сети, при распространении электромобилей. Сложность адаптации энергосистемы под тенденции распространения электрического транспорта заключается в том, что в текущем состоянии распределительные сети не предназначены для работы в условиях превалирования электрического транспорта. Энергосистемы не способны обеспечить достаточным количеством энергии количество электромобилей, равное сегодняшнему количеству автомобилей. Неопределенность таких показателей, как планируемые нагрузки на электросети при переходе на быстрые зарядки, характер графика электрической нагрузки, параметры аккумуляторов и другие, осложняет процесс адаптации энергосистемы. Смягчить воздействие электрификации транспорта на энергосистему можно путем использования отложенной, контролируемой зарядки и других передовых методов управления зарядкой, например Vehicle-to-Grid, Vehicle-to-Building, Vehicle-to-Home (V2G, V2B, V2H), которые подразумевают возможность подзарядки электромобиля от сети и выдачу электроэнергии от автомобиля в общую электрическую сеть, используя аккумуляторы электромобилей в качестве источников энергии для «умных» зданий,

например в период пиковых цен на электроэнергию или дефицита электроэнергии [25].

В случае недостатка мощностей центральной энергосистемы или неготовности распределительных сетей возможно использование на станциях электрической подзарядки автономных возобновляемых источников энергии, например солнечных батарей, ветрогенераторов и низкотемпературных электрохимических систем с водородными накопителями.

В процессе развития беспилотного транспорта, управляемого с помощью искусственного интеллекта, необходимо решить проблемы неординарных ситуаций во время движения, качества дорожного покрытия и др. [26].

При снижении интенсивности использования личного транспорта не уменьшится стоимость обязательных расходов (парковка, налоговые отчисления и т. д.), а значит, снизится экономическая эффективность его использования.

Для стимулирования отказа от личного транспорта в пользу общественного могут быть приняты стимулирующие меры.

Например, Road Pricing – введение платы за пользование дорогами. Данная идея была введена в Лондоне в виде платного въезда в центр города, а затем зона расширилась втрое и увеличилась плата за въезд [27].

Похожая система существует в Сингапуре и называется Electronic Road Pricing. Суть данной системы заключается в том, что водитель личного автомобиля платит за каждый километр, а цена зависит и от других факторов, помимо километража. Например, от того, насколько дорога свободна [28].

В Сингапуре применяются дополнительные меры, усложняющие приобретение нового автомобиля и стимулирующие отказ от покупки. Автомобили определенного срока эксплуатации должны быть утилизированы. По количеству утилизированных машин на городском аукционе будут продаваться ваучеры на покупку нового автомобиля. Желая приобрести автомобиль должен сначала купить ваучер на покупку автомобиля, стоимость которого может быть выше рыночной цены этого автомобиля, и только потом купить сам автомобиль. Такой системой

возвращен средству транспорта элитный класс. В Сингапуре все эти нововведения функционируют исправно.

Еще одна распространенная идея из области новой мобильности – идея совместного потребления, или же каршеринг [29].

В эту систему хорошо вписывается нововведение «авто по подписке». Это тот же самый каршеринг, но на более продолжительный срок, например выходные, целая неделя или месяц. Данная услуга также может стать частью концепции новой мобильности [30].

Общую картину новой мобильности можно представить уже сейчас. Эта мобильность не будет подразумевать наличие машины, просматривается тенденция стимулирования отказа от личного автомобиля в пользу общественного транспорта, который может оказаться дешевле, чем содержание собственного транспортного средства. Личного транспорта станет меньше.

Заключение

Переход на новую мобильность будет постепенным, но заметным: расширение метрополитена, обеспечение возможности добираться людям, живущим в маленьких городах, до мегаполисов без личного автомобиля за короткий промежуток времени и т. д. Передвижение по мегаполису на общественном транспорте ускорится, количество наземного общественного транспорта увеличится, будут развиваться каршеринг, велосипеды, автомобили по подписке и многое другое.

Именно общественный транспорт в виде различных транспортных средств обеспечит требуемую мобильность населения. Общественный транспорт станет единой системой, где каждый из видов транспорта будет задействован настолько эффективно, насколько это возможно. Общественный транспорт будет соответствовать требованиям, способствующим смене личного транспорта на общественный. Количество аварий в условиях новой мобильности будет снижаться за счет систем телематики и внедрения инструментов искусственного интеллекта.

На данный момент остаются нерешенными правовые, эстетические и другие проблемы новой мобильности [20].

В результате работы выявлены основные элементы новой мобильности с ключевыми компонентами, предложено их общее строение в процессе взаимодействия (рис. 2). Определено, что развитие систем телематики обеспечит возможность формирования единого информационного пространства пассажирских перевозок, осуществляемых в том числе и беспилотным транспортом. Управление перевозками может осуществляться из единого центра, интегрированного в интеллектуальную транспортную систему. Неотъемлемой составляющей новой мобильности станут гладкие бесшовные перевозки различными видами транспорта, оплата которых должна осуществляться универсальным способом. Интегрирование в транспортный процесс наряду с общественным транспортом индивидуальных средств мобильности и транспортных средств, используемых совместно, дополнит новую мобильность концепцией MaaS. Минимизация воздействия влияния человека на окружающую среду при перевозке пассажиров в условиях городской среды произойдет в результате перехода на электрический и другие более экологичные для города виды транспорта, а также снижения атмосферного и шумового загрязнения.

В ходе данной работы были проанализированы некоторые тенденции в различных сферах развития транспорта, которые так или иначе могут повлиять на сферу перевозки пассажиров. Из полученного материала была сформирована предполагаемая картина того, что ожидает пассажиров в ближайшем будущем. Какая-то часть из представленных тенденций реализуется в существующем виде, а какая-то изменится в процессе реализации.

Результаты настоящего исследования могут быть использованы при описании транспортных систем, формулировании концепции транспортной доступности и проектировании транспортных моделей, технологических и бизнес-процессов на общественном городском транспорте.

Список литературы

1. Тарасов Б. «Мыслящий тростник». Жизнь и творчество Паскаля в восприятии русских философов и писателей. 2-е изд. М.: Языки славянских культур, 2009. 896 с.
2. Григорьева Е.А. «Османизация» Парижа и ее социальные последствия // Вестник Московского университета. Серия 8: История. 2021. № 1. С. 25–40.
3. Комаров В.М., Акимов В.В. Стратегии устойчивой мобильности: лучшие мировые практики // Экономическая политика. 2021. Т. 16, № 1. С. 82–103. DOI: 10.18288/1994-5124-2021-1-82-103
4. Малышев М.И. Инновационные инструменты обеспечения омниканальности в управлении цепями поставок // Технологии информационного общества: сборник трудов XVI Международной отраслевой научно-технической конференции. Москва, 02–03 марта 2022 г. Конгресс-центр МТУСИ. М.: МТУСИ, 2022. С. 299–301.
5. Блудян Н.О., Парамонова Л.А. О проблеме формализации понятий «интермодальные» и «мультимодальные» пассажирские перевозки // Автомобиль. Дорога. Инфраструктура. 2017. № 1 (11). С. 2.
6. Коган Д. Homo mobilis – человек мобильный // Автомобильный транспорт. 2016. № 1. С. 32–37.
7. Аренина А.А., Исаева Е.И. Перспективные направления развития общественного транспорта // Актуальные вопросы организации автомобильных перевозок, безопасности движения и эксплуатации транспортных средств: сборник трудов XVI Международной научно-практической конференции. Саратов, 17 апреля 2020 г. СГТУ им. Ю.А. Гагарина. Саратов: Изд-во СГТУ им. Ю.А. Гагарина, 2020. С. 22–30.
8. Славина Ю.А., Гусев С.А. Использование современных навигационных комплексов для совершенствования работы городского пассажирского транспорта // Вестник СГТУ. 2013. Т. 2, № 2 (71). С. 268–271.
9. Ашуров С.А. Проблемы обеспечения безопасности на транспорте [Электронный ресурс] // Международный журнал прикладных наук и технологий Integral. 2021. № 3. С. 263–272. URL: https://e-integral.ru/wp-content/uploads/2021/08/nomer-3_2021.pdf (дата обращения: 26.06.2021).
10. Духно Н.А., Васильев Ф.П. Федеральный закон «О транспортной безопасности» и его совершенствование [Электронный ресурс] // Вестник Юридического института МИИТ. 2015. № 4 (12). С. 34–39. URL: chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcgclefindmkaj/http://ui-miit.ru/files/docs/vestnik-ui/vestnik-ui_12.pdf (дата обращения: 26.06.2021).
11. Осемян Я., Кусяпкулова А.А., Чернышева Н.В. Влияние автотранспортных средств на состояние окружающей среды // Сборник трудов XXIII Всероссийской студенческой научно-практической конференции Нижневартковского государственного университета. Нижневартовск, 06–07 апреля 2021 г. Нижневартовск: НВГУ, 2021. С. 194–198.
12. Бердышева Ю.А. К вопросу о безопасности пассажирских перевозок железнодорожным транспортом // Вестник СГУПС: Гуманитарные исследования. 2021. № 1 (9). С. 34–38.
13. Boreiko O., Teslyuk V. Information model of the control system for passenger traffic registration of public transport in the «smart» city // 2017 12th International Scientific and Technical Conference on Computer Sciences and Information Technologies (CSIT). IEEE, 2017. Vol. 1. Pp. 113–116. DOI: 10.1109/STC-CSIT.2017.8098749
14. Woo C.K. Can Hong Kong price-manage its public transportation's ridership? / C.K. Woo, Y. Liu, K.H. Cao, J. Zarnikaud // Case Studies on Transport Policy. 2020. Vol. 8, iss. 4. Pp. 1191–1200. DOI: 10.1016/j.cstp.2020.07.017
15. Simão J.V., Cellina F., Rudel R. Critical barriers precluding the electrification of road public transport in Southern Switzerland // 2020 Fifteenth International Conference on Ecological Vehicles and Renewable Energies (EVER). IEEE, 2020. Pp. 1–9.
16. Todorut A., Cordos N., Iclodean C. Replacing diesel buses with electric buses for sustainable public transportation and reduc-

tion of CO₂ emissions // Polish Journal of Environmental Studies. 2020. Vol. 29, no. 5. Pp. 3339–3351. DOI: 10.15244/pjoes/112899

17. **Колин А.В.** Троллейбус, автобус или электробус? // Транспорт Российской Федерации. 2018. № 3 (76). С. 38–42.

18. **Комарова В.** КамаЗ назвал стоимость первого электробуса для Москвы [Электронный ресурс] // РБК. 22.11.2017. URL: <https://www.rbc.ru/business/22/11/2017/5a1548999a79470dea262c5a> (дата обращения: 26.06.2021).

19. **Magizov R.R., Mukhametdinov E.M., Mavrin V.G.** Responsibility for causing harm as a result of a road accident involving a highly automated vehicle // Proceedings of the 6th International Conference on Vehicle Technology and Intelligent Transport Systems, 2020. Vol. 1: iMLTrans. Pp. 606–613. DOI: 10.5220/0009825506060613

20. **Евсеева А.И.** Новая городская мобильность: тенденции развития транспортных систем [Электронный ресурс] // Государственное управление. Электронный вестник. 2016. № 59. С. 238–266. URL: http://e-journal.spa.msu.ru/uploads/vestnik/2016/vipusk__59._dekabr_2016_g./upravlenie_innovazijami/evseeva.pdf (дата обращения: 26.06.2021).

21. **Малышев М.И.** Обзор исследований в области повышения эффективности мультимодальных перевозок на основе технологических решений // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 58–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-58-71

22. **Надич О.А., Карев В.Ф.** Эксплуатация электробусов // Автомобильный транспорт Дальнего Востока. 2018. № 1. С. 222–225.

23. **Larouche F., Tedjar F., Amouze-gar K. и др.** Progress and status of hydrometallurgical and direct recycling of Li-ion batteries and beyond [Электронный ресурс] // Materials. 2020. Vol. 13, iss. 3. P. 801. DOI: 10.3390/ma13030801 (дата обращения: 26.06.2021).

24. **Deb S., Kalita K., Mahanta P.** Review of impact of electric vehicle charging station on the power grid // 2017 International Conference on Technological Advancements in Power and Energy (TAP Energy). IEEE, 2017. Pp. 1–6. DOI: 10.1109/TAPENERGY.2017.8397215

25. **Nour M.** Review of positive and negative impacts of electric vehicles charging on electric power systems / M. Nour, J.P. Chaves-Ávila, G. Magdy, Á. Sánchez-Miralles [Электронный ресурс] // Energies. 2020. Vol. 13, iss. 18. P. 4675. DOI: 10.3390/en13184675 (дата обращения: 26.06.2021).

26. **Галушко М.В., Шарипова К.Р.** Основные проблемы и перспективы развития инновационных технологий в транспортной отрасли России // Креативная экономика. 2020. Т. 14, № 6. С. 1079–1090. DOI: 10.18334/ce.14.6.110306

27. **Tang C.K.** The cost of traffic: evidence from the London congestion charge // Journal of Urban Economics. 2021. Vol. 121. Pp. 103–302. DOI: 10.1016/j.jue.2020.103302

28. **Tan W.H.L., Subramaniam R.** Congestion control of heavy vehicles using electronic road pricing: the Singapore experience // International Journal of Heavy Vehicle Systems. 2006. Vol. 13, no. 1-2. Pp. 37–55.

29. **Stolecka-Makowska A., Wolny R.** The idea of car sharing as a manifestation of sustainable consumption // Problemy Zarzadzania. 2018. Vol. 16, iss. 75. Pp. 182–196.

30. **Видищева Е.В., Шин А.Ю.** Экономическая целесообразность владения автомобилем в России // Теория права и межгосударственных отношений. 2021. Т. 2, № 3. С. 214–223.

REFERENCES

1. **Tarasov, B.** (2009). *"Thinking Reed". The life and work of Pascal in the perception of Russian philosophers and writers.* 2nd. ed. Moscow: Yazyki slavyanskikh kultur, 896 p. (in Russian)

2. **Grigorieva, E.A.** (2021). *"Haussmannization" of paris and it's social consequences.* Moscow University Bulletin. Series 8: History, no. 1, pp. 25–40. (in Russian)

3. **Komarov, V.M. & Akimova, V.V.** (2021). *Strategies for sustainable urban mobility: analysis of best practices.* Economic policy, vol. 16, no. 1, pp. 82–103. DOI: 10.18288/1994-5124-2021-1-82-103 (in Russian)

4. **Malyshev, M.I.** (2022). *Innovative omnichannel management tools for supply chain management*. Tekhnologii informatsionnogo obshchestva: sbornik trudov XVI Mezhdunarodnoy otraslevoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Moscow: MTUSI, pp. 299–301. (in Russian)
5. **Bludyan, N.O. & Paramonova, L.A.** (2017). *Concerning the problem of formalisation of the terms "intermodal" and "multimodal" passenger carriages*. Avtomobil. Doroga. Infrastruktura, no. 1 (11), pp. 2. (in Russian)
6. **Kogan, D.** (2016). *Homo mobilis – mobile man*. Avtomobilnyy transport, no 1, pp. 32–37. (in Russian)
7. **Arenina, A.A. & Isaeva, E.I.** (2020). *Perspective directions for the development of public transport*. Aktualnyye voprosy organizatsii avtomobilnykh perevozok, bezopasnosti dvizheniya i ekspluatatsii transportnykh sredstv: sbornik trudov XVI Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii. Saratov: Izdatelstvo SGTU im. Yu.A. Gagarina, pp. 22–30. (in Russian)
8. **Slavina, Y.A. & Gusev, S.A.** (2013). *The use of modern navigation systems for improvement of urban transport*. Vestnik SGTU, vol. 2, no. 2 (71), pp. 268–271. (in Russian)
9. **Ashurov, S.A.** (2021). *Problems ensuring transport safety*. International Journal of Applied Sciences and Technology "Integral", no 3, pp. 263–272. Available at: https://e-integral.ru/wp-content/uploads/2021/08/nomer-3_2021.pdf (accessed: 26.06.2021). (in Russian)
10. **Duhno, N.A. & Vasilev, F.P.** (2015). *Federal law "On transport security" and its improvement*. Vestnik Yuridicheskogo instituta MIIT, no. 4, p. 34. Available at: chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcgclefindmkaj/http://ui-miit.ru/files/docs/vestnik-ui/vestnik_ui_12.pdf (accessed: 26.06.2021). (in Russian)
11. **Osepyan, Ya., Kussyapkulova, A.A. & Chernysheva, N.V.** (2021). *The environmental impact of vehicles*. Sbornik trudov XXIII Vserossiyskoy studencheskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii Nizhnevartovskogo gosudarstvennogo universiteta. Nizhnevartovsk: NVGU, pp. 194–198. (in Russian)
12. **Berdysheva, Y.A.** (2021). *On the issue of the safety of passenger rail transport*. Vestnik SGUPS: Gumanitarnyye issledovaniya, no. 1 (9), pp. 34–38. (in Russian).
13. **Boreiko, O. & Teslyuk, V.** (2017). *Information model of the control system for passenger traffic registration of public transport in the "smart" city*. 2017 12th International Scientific and Technical Conference on Computer Sciences and Information Technologies (CSIT). IEEE, vol. 1, pp. 113–116. DOI: 10.1109/STC-CSIT.2017.8098749
14. **Woo, C.K., Liu, Y., Cao, K.H. & Zarnikaud, J.** (2020). *Can Hong Kong price-manage its public transportation's ridership?* Case Studies on Transport Policy, vol. 8, issue 4, pp. 1191–1200. DOI: 10.1016/j.cstp.2020.07.017
15. **Simão, J.V., Cellina, F. & Rudel, R.** (2020). *Critical barriers precluding the electrification of road public transport in Southern Switzerland*. 2020 Fifteenth International Conference on Ecological Vehicles and Renewable Energies (EVER). IEEE, pp. 1–9.
16. **Todorut, A., Cordos, N. & Iclodean, C.** (2020). *Replacing diesel buses with electric buses for sustainable public transportation and reduction of CO₂ emissions*. Polish Journal of Environmental Studies, vol. 29, no. 5, pp. 3339–3351. DOI: 10.15244/pjoes/112899
17. **Kolin, A.V.** (2018). *Trolleybus, bus or electric bus?* Transport Rossiyskoy Federatsii, no. 3 (76), pp. 38–42. (in Russian)
18. **Komarova, V.** (2017). *KamAZ announced the cost of the first electric bus for Moscow*. RBC. Available at: <https://www.rbc.ru/business/22/11/2017/5a1548999a79470dea262c5a> (accessed: 26.06.2021). (in Russian)
19. **Magizov, R.R., Mukhametdinov, E.M. & Mavrin, V.G.** (2020). *Responsibility for causing harm as a result of a road accident involving a highly automated vehicle*. Proceedings of the 6th International Conference on Vehicle Technology and Intelligent Transport Systems, vol. 1: iMLTrans, pp. 606–613. DOI: 10.5220/0009825506060613
20. **Evseeva, A.I.** (2016). *The new urban mobility: trends in transportation development*. E-Journal Public Administration, no. 59, pp. 238–266. Available at: http://e-journal.spa.msu.ru/uploads/vestnik/2016/vipusk__59._dekabr

[_2016_g/upravlenie_innovazijami/evseeva.pdf](#)
(accessed: 26.06.2021). (in Russian)

21. Malyshev, M.I. (2020). *Research review on improving the efficiency of multimodal transportation based on technological solutions*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 4, pp. 58–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-58-71 (in Russian)

22. Nadich, O.A. & Karev, V.F. (2018). *Operation of electric buses*. Avtomobilnyy transport Dalnego Vostoka, no. 1, pp. 222–225. (in Russian)

23. Larouche, F., Tedjar, F., Amouze-gar, K. et al. (2020). *Progress and status of hydrometallurgical and direct recycling of Li-ion batteries and beyond*. Materials, vol. 13, issue 3, p. 801. DOI: 10.3390/ma13030801 (accessed: 26.06.2021).

24. Deb, S., Kalita, K. & Mahanta, P. (2017). *Review of impact of electric vehicle charging station on the power grid*. 2017 International Conference on Technological Advancements in Power and Energy (TAP Energy). IEEE, pp. 1–6. DOI: 10.1109/TAPENERGY.2017.8397215

25. Nour, M., Chaves-Ávila, J.P., Magdy, G. & Sánchez-Mirallas, Á. (2020). *Review of positive and negative impacts of electric vehi-*

cles charging on electric power systems. Energies, vol. 13, issue 18, p. 4675. DOI: 10.3390/en13184675 (accessed: 26.06.2021).

26. Galushko, M.V., & Sharipova, K.R. (2020). *Main problems and prospects for the development of innovative technologies in the Russian transport industry*. Kreativnaya ekonomika, vol. 14, no. 6, pp. 1079–1090. DOI: 10.18334/ce.14.6.110306 (in Russian)

27. Tang, C.K. (2021). *The cost of traffic: evidence from the London congestion charge*. Journal of Urban Economics, vol. 121, pp. 103–302. DOI: 10.1016/j.jue.2020.103302

28. Tan, W.H.L. & Subramaniam, R. (2006). *Congestion control of heavy vehicles using electronic road pricing: the Singapore experience*. International Journal of Heavy Vehicle Systems, vol. 13, no. 1-2, pp. 37–55.

29. Stolecka-Makowska, A. & Wolny, R. (2018). *The idea of car sharing as a manifestation of sustainable consumption*. Problemy Zarzadzania, vol. 16, issue 75, pp. 182–196.

30. Vidishcheva, E.V. & Shin, A.Y. (2021). *Economic feasibility of owning a car in Russia*. Teoriya prava i mezhdgosudarstvennykh otnosheniy, vol. 2, no. 3 (15), pp. 214–223. (in Russian)

Сведения об авторе

Малышев Максим Игорьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры менеджмента Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ), dicorus@mail.ru.

Information about the author

Maxim I. Malyshev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, The Management Chair, Moscow Automobile and Road Construction State Technical University (MADI), dicorus@mail.ru.

Поступила в редакцию 27.01.2022
Принята в печать 24.05.2022

Received 27.01.2022
Accepted for publication 24.05.2022

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 629.735.45.015

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-51-60

Development of the technical solution to prevent a single-rotor helicopter from entering uncontrolled rotation

V.A. Ivchin¹, K.Y. Samsonov², A.M. Kasimov³, A.I. Popov⁴

^{1, 2} *Joint-stock Company, National Center for Helicopter Engineering named after Mil and Kamov, Moscow, Russia*

^{3, 4} *Federal State Budgetary Institution of Science, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

Abstract: The phenomenon of a single-rotor helicopter entering an unintended left rotation with the further development of an uncontrolled turn periodically arises while operating this type of helicopter, both in Russia and abroad. This phenomenon can lead to serious aviation incidents and even disasters. Currently, there is no unambiguous justification for the phenomenon of “uncontrolled” U-turn and the causes of occurrence, since the operating conditions of the tail rotor (TR), especially at low-speed modes, depend on many factors. These factors include, firstly, wind direction and speed, T/R “vortex ring”, as well as the impact of the main rotor vortex trace. One of the explanations for this phenomenon lies in the special specifics of the yaw trim of a single-rotor helicopter, which is provided by the tail rotor. These papers emphasize that the change in wind speed and direction which affects the helicopter, and the TR is the main cause of the unintentional left turn. Currently, there are no tools and methods for determining the wind effect on the TR in order to develop a warning signal for a pilot about a change in the nature of the TR flow and an alert about the occurrence of uncontrolled rotation. This paper proposes the system for measuring the TR air flow using a special sensor that allows us to measure the inductive air flow velocity of a small value in an aerodynamic way without additional various electronic transformations that are inherent in conventional Pitot tube probes. The use of such a measurement system makes it possible to identify the probability of a dangerous situation, to inform the pilot and help him take the proper actions.

Key words: uncontrolled left rotation, air flow sensor, inductive velocity, vortex ring of the tail rotor, Pitot tube probe.

For citation: Ivchin, V.A., Samsonov, K.Y., Kasimov, A.M. & Popov, A.I. (2022). Development of the technical solution to prevent a single-rotor helicopter from entering uncontrolled rotation. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 51–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-51-60

Разработка технического решения по предупреждению попадания одновинтового вертолета в неуправляемое вращение

В.А. Ивчин¹, К.Ю. Самсонов¹, А.М. Касимов², А.И. Попов²

¹ *АО «Национальный центр вертолетостроения «Миль и Камов», г. Москва, Россия*

² *Государственное бюджетное учреждение «Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН», г. Москва, Россия*

Аннотация: Явление попадания одновинтового вертолета в непреднамеренный разворот влево с дальнейшим развитием неуправляемого разворота периодически возникает в процессе эксплуатации такого типа вертолетов как в России, так и за рубежом. Это явление может приводить к серьезным авиационным инцидентам и даже к катастрофам. В настоящее время

нет однозначного обоснования явления «неуправляемый разворот» и причин его возникновения, так как условия работы рулевого винта, особенно на режимах малых скоростей, зависят от многих факторов. К этим факторам относятся в первую очередь направление и скорость ветра, «вихревое кольцо» на рулевом винте, а также влияние вихревого следа от несущего винта. Одно из объяснений этого явления – особенности путевой балансировки одновинтового вертолета, которая обеспечивается рулевым винтом. Главной причиной возникновения непреднамеренного разворота влево в исследованиях указывают изменение скорости и направления ветра, действующего на вертолет и рулевой винт в частности. В настоящее время отсутствуют инструментальные средства и методика определения ветрового воздействия на рулевой винт для выработки предупреждения летчику об изменении характера обтекания рулевого винта и о возникновении неуправляемого вращения. В данной работе предлагается система измерения воздушного потока на рулевом винте с помощью специального датчика, позволяющего измерить аэродинамическим способом непосредственно индуктивную скорость воздушного потока малой величины без дополнительных различных электронных преобразований, которые присущи традиционным датчикам типа ПВД. Применение такой системы измерений позволяет определить приближение опасной ситуации, дать информацию летчику и помочь ему предпринять правильные действия.

Ключевые слова: неуправляемое левое вращение, датчик воздушного потока, индуктивная скорость, вихревое кольцо рулевого винта, приемник воздушной скорости.

Для цитирования: Ивчин В.А. Разработка технического решения по предупреждению попадания одновинтового вертолета в неуправляемое вращение / В.А. Ивчин, К.Ю. Самсонов, А.М. Касимов, А.И. Попов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 51–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-51-60

Introduction

According to [1], 235 aviation accidents occurred in helicopter units and subdivisions of state aviation, as well as in airlines and enterprises of civil aviation over 10 years from 1996 to 2006, 42 (18%) of them due to helicopters entering spontaneous left rotation [2]. 10 air accidents occurred at take-off (4 of them are crashes, 6 are incidents), 27 – at landing (12 crashes, 15 incidents), 5 aviation accidents – at hovering and near-terrain movements (1 crash, 4 incidents). Various publications have shown that trained flight personnel can cope with uncontrolled rotation. For example, the Syzran Air Force Engineering Academy named after Gagarin and some other schools have the similar course. The procedure for helicopter-aircraft piloting varies significantly due to different aerodynamic and physical properties of the aircraft motion principle. There are two characteristic features of helicopter motions in space. The first one is a probability of the lifting rotor (LR) “ring vortex” occurrence [3] and the second one is the occurrence of uncontrolled left rotation during the single-rotor helicopter flight [4, 5]. The stated specifics of a single-rotor helicopter may be the causes which lead to aviation accidents [6, 7]. Let us study the last special feature in order to develop the counteractions after analyzing the problem.

Problem statement, research methods

The relevance of the tail rotor vortex ring (TRVR) mode recognition is confirmed by many studies, computational and experimental speed characteristics of the TRVR are obtained according to various theories – the theorem on the amount of movement, based on a nonlinear vortex model, etc.¹ [8–12].

The general cause of the TRVR occurrence for all flight modes is the lack of information about wind direction and strength as well as the delayed response to the helicopter’s unintended left turn with the excess of the circumferential velocity of TR rotation to the left at the wind velocity more than 3 m/s [11, 13, 14]. Moreover, the lack of the wind speed and direction indicator additionally complicates the rotation situation [10]. The modes of hovering, take-off and landing are the most crucial, they are distinguished by the dynamic and static instability of the helicopter. The number of engineering proposals to detect the prerequisites for entering the TRVR mode or its mitigating is not many [12].

¹ *Loss of tail rotor effectiveness in helicopters* (2017). National Transportation Safety Board. 2017. SA-062 March. Available at: <https://ihsf.aero/Repository/NTSB%20Bulletin%20tail%20rotor.pdf> (accessed: 21.11.2021).

In the measuring technology, the velocity field in aviation requires a flow rate sensor which immediately determines the velocity, automatically deducting the static pressure. Such a sensor does not require density, height and load corrections, it measures data that are currently in the velocity field, the velocity vector projection on the axis of the instrument. Therefore, it should be installed at the proper location, the aerodynamic field of velocities, which must be determined by means of the analysis, computation and experiment, for example, for a helicopter, in critical situations which are close to the aviation accidents.

Research results

According to [7, 11], the main cause which contributes to the helicopter entering “spontaneous” left rotation mode is the special feature of the TR operation, primarily, related to the impact of the flow induced by the LR at a certain direction of air speed. At the same time, an unsteady flight mode occurs. In the range of sliding angles equal to $30^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$, there is a complex interaction between the vortex system of the lifting and tail rotors, while the TR itself is in the zone of strong effect on the LR [6–11, 15].

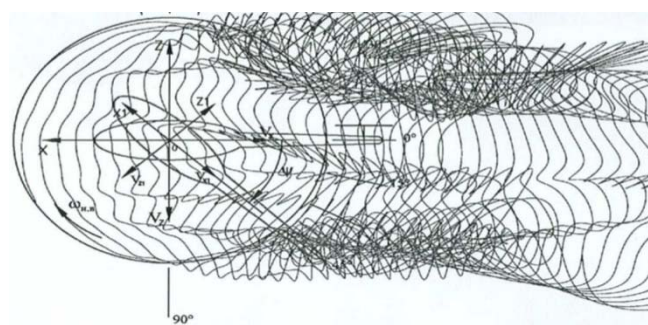


Fig. 1. Effect of the LR vortex trace on the TR at a low speed with sliding – computation and modeling of the flight velocity field [8]

What are the other signs of the occurrence pattern? They are given in papers [8–16].

Unfavorable factors which contribute to the helicopter's spontaneous left rotation are the gusty tail wind from the right of 5–7 m/s or the

direction-variable wind, high ambient temperature and the altitude, lack of the wind direction and speed indicator, take-off or landing with sliding, requiring additional deflection of the pedals to maintain the direction of take-off or landing, etc.

These factors affect the velocity field in the TR vicinity, in case these parameters in their own form of velocity can be measured by the proposed probe – Pitot tube. These measured parameters inform about the current situation in the inductive velocity field and are recorded to correct the situation in case of hazard occurrence.

After detecting the signs of the TRVR occurrence according to the publications and their analysis, let us consider which inductive velocities in the TR disk precede.

The dependencies obtained during the flight tests imply a significant increase in the balancing angle of the TR blades installation at the magnitude of longitudinal air flight speed within the range of $5 \text{ m/s} < V_x < 12 \text{ m/s}$ and lateral velocity of $3 \text{ m/s} < V_z < 12 \text{ m/s}$ and static yaw instability occurrence in this mode [8].

It was found from [8, 15] that the LR vortex trace most significantly affects the operation of the TR with the crosswind from the right corresponding to the sliding angle $\beta_N = +90^\circ$ ($V_z = 0\text{--}15 \text{ m/s}$). Inductive impact of the LR vortex trace leads to the TRVR occurrence at lower speeds ($V_z \approx 5 \text{ m/s}$) than in the case of isolated TR operation ($V_z \approx 12.5 \text{ m/s}$).

The calculated dependence according to the data of work [9] (designated by points in Figure 2) and experimental data are given in the form of curved lines from various authors [9, 11]. The largest extremum of the relative inductive velocity value $\tilde{v} = 2\text{--}2.5$ takes place in the range of $\tilde{V}_z \sim -1,13$ value.

The data analysis in Figure 2 shows, that the TRVR mode can occur when the relative inductive velocity increases its value up to $\tilde{v} > 1.5$. A significant transformation of the rotor vortex system occurs at approach flow relative velocities of V_z on the TR, which corresponds to the $-2 < V_z < 0$ ratio. The similar ratio is true for the X-shape TR.

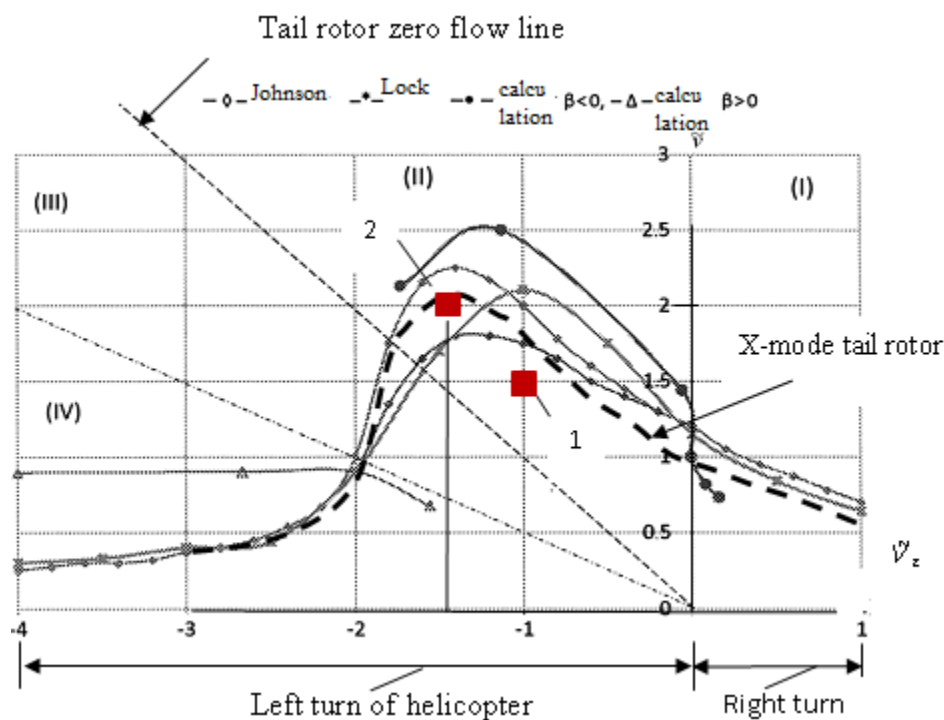


Fig. 2. Experimental and computational dependences of inductive velocities $\tilde{v} = f(\tilde{V}_z)$, operating mode (I), “vortex ring” mode (II), diagram together with [9]

One of the solutions of mitigating the probability of entering the TRVR proposed the change of TR rotation direction [12]. Previously, with the preceding direction of TR rotation (propelling rotor type), TR-generated air flows, coincided in the direction with the direction of LR vortices circulation with the wind from the right-tail wind which deteriorated the efficiency of TR operation (fig. 1).

When varying the direction of the TR rotation (propulsion rotor type), the range of load on the blade has expanded by ~ 1.5 times from $T/S \leq 500 \text{ kg f/m}^2$ up to $\geq 750 \dots 900 \text{ kg f/m}^2$, where T/S is the ratio of T-thrust of the TR to the area S of the TR blades. The load reduction on the TR made it possible to improve the directional control of the single-rotor helicopter design at low speeds when flying to the left and hovering with the wind from the right-tail wind (5–7 m/s) with the capability to use an extended range of heading control.

The authors believe that in the TRVR mode, it is significant to determine values and the area of inductive velocities in the area of the TR disk, characterizing the origin of the TRVR mode it-

self, i.e., to measure real velocities in addition to theoretical calculations or obtained indirectly from aerodynamic experiments. For this purpose, it is necessary to solve the following issues: determine the area of inductive velocities, based on well-known theoretical works and experimental data, develop a probe to measure the true velocity of a Pitot tube, select the location to install a Pitot tube in the required areas of the velocity field to measure the parameters of the TRVR formation (initiation), employ available techniques of warning the pilot and propose an automation system of recovery from the VR.

The qualitative physical picture differs from the known ones [8, 9, 16] and represents itself as follows.

Two separate masses of medium are involved with the formation of the TRVR: the first vortex mass is inherent to the TR in the hovering mode (fig. 3), the second one, which has come in the form of ram air V_z , does not have VR circulation. These separate masses are composed under the effect of the outer atmosphere force, since in the space between the external boundary of the vortex mass flow and the layers of ram air, areas

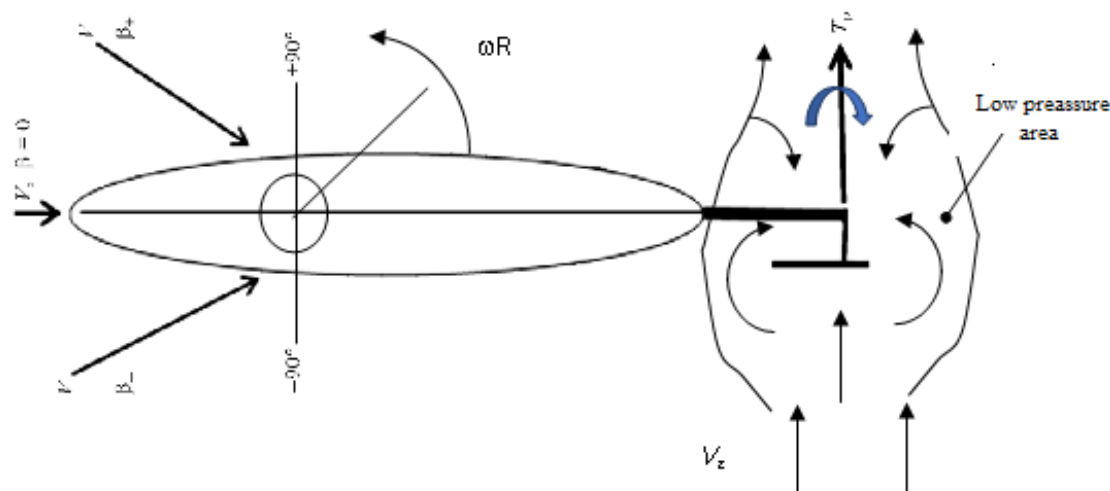


Fig. 3. The layout of the TR in the flow (modified fig. [9])

of reduced pressure with the Coanda effect (fig. 3) emerge, resulting in additional implosion, VR occurrence and intense turbulence, which leads to the increased vibration of the tail beam and deterioration of directional control due to the loss of TR thrust. Subsequently, we can observe the expansion of the vortex system specified by the attached new medium volumes contributing to the total TRVR, in which, the value of inductive velocities increases significantly (by 2.5 times) (fig. 2). Slight decrease or intensity of wind leads to the TRVR shifting relatively to the TR disk and vice-versa, which causes unstable helicopter behavior. This phenomenon forms an uncontrolled flight mode with left rotation due to lack of compensation. One of the techniques for recovery from the TRVR mode is the purposeful actions of the pilot, which allow him to recover from wake vortex-type free masses.

It follows from [16], that currently, our national experts are unable to propose a scientifically and experimentally justified solution to the complex aerodynamic problem of the single-rotor helicopter with the TR uncontrolled left rotation. Therefore, in order to reduce the probability of aviation accidents, it is advisable to increase the requirements for flight training of pilots on mass-produced helicopters and to explore the feasibility of introducing safety factors into computations during the process of designing new helicopters.

Discussion of study results proposals for enhancing helicopter flight safety

The analysis of the TRRV mode, using numerical modeling and mathematical models in works [6, 10–18], showed that:

- the structure of the LR vortex trace at low speeds affects the TR and leads to the TRVR at speed $V_z = 5$ m/s, the sliding angle $\beta_H = 90^\circ$, to its thrust rollback by 11% [15];

- inductive velocity fields, which are characteristic to the TRVR mode, have been determined (fig. 2, $\tilde{v} = f(\tilde{V}_z) = 1 \div 2$), but current lines are built without taking into consideration the pressure field between them;

- the following methodological operating conditions of the modes can be adopted in order to prevent the uncontrolled rotation of the single-rotor helicopter: 1) in the “flight” mode with crosswind (≥ 5 m/s) and the impact of the LR vortex trace on the TR, introduce restrictions for parameters – not more than $\tilde{V}_z = -1$; $\tilde{v} = 1.5$, that corresponds to the arrangement of t. 1 in Figure 2 with the velocities ratio equal to $\tilde{V}_z/\tilde{v} \cong 0.75$; 2) in the mode of “hovering” with crosswind (≥ 12 m/s), introduce restrictions for parameters – not more than $\tilde{V}_z = -1.5$; $\tilde{v} = 2.0$, that corresponds to the arrangement of t. 2 in Figure 2 with the velocities ratio equal to $\tilde{V}_z/\tilde{v} \cong 0.75$;

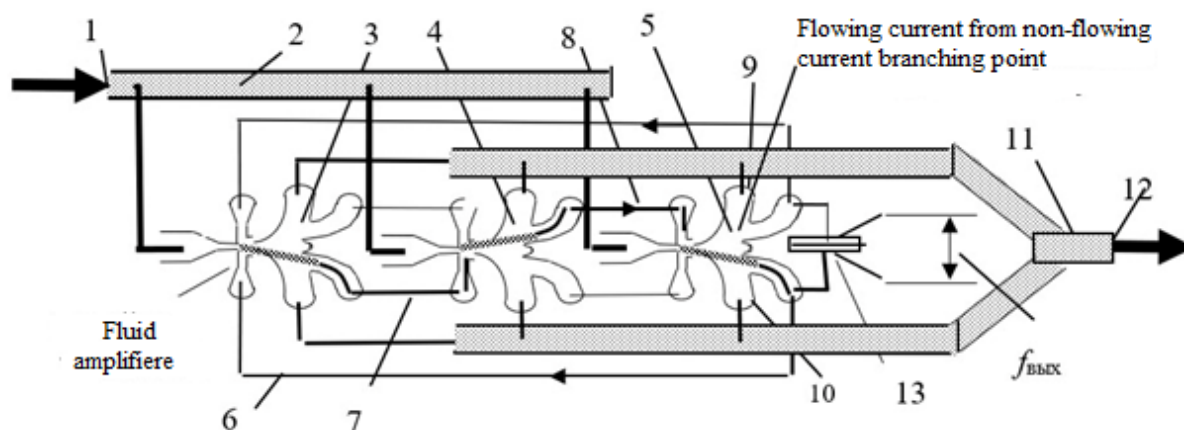


Fig. 4. Schematic diagram of a jet auto generator [18, 19]

– it is necessary to have the velocity field measured by a developed Pitot tube directly in the area of the TR disk in the process of the TRVR generation, since then it moves under the effect of ram air outside the TR disk and returns, causing instability of the TR flow;

– the authors' proposal is to install Pitot tube probes in order to inform the pilot about the probability of TRVR occurrence and to prevent the mode of uncontrolled rotation (fig. 5).

The solution to the specific problems of helicopter safety is to equip it with the cutting-edge autopiloting means, which will adjust critical flight modes depending on a situation. These signals are transmitted to the pilot with the help of audio or light warning devices, which allows the pilot to adjust control, preventing the output of current parameters into a dangerous area. If the pilot does not respond, an aircraft power plant reacts autonomously on an emergency basis with a minimum loss of flight altitude.

The authors have proposed the radical method for predicting, warning and preventing the helicopter mode of “uncontrolled rotation” by integrating a set of Pitot tube probes, that measure the magnitude of the crosswind in conjunction with inductive speeds of the TR disk, into the safety system.

A jet automatic generator, which is placed into a streamlined case with the inlet and outlet, is a sensor – the flowing Pitot tube of true air velocity. Ram air enters inlet 1 and exits outlet 12 (fig. 4).

During the jet automatic generator operation, the alternating dynamic pressure, generated by jet amplifiers 3, 4 and 5 with feedback 6 enters the piezoelectric transducer 13 (fig. 4), which generates an alternating frequency electrical signal transmitted via wires or by Wi-Fi to the cockpit.

The location of the Pitot tube is shown on the TR beam (fig. 5), below or above the beam and on the tailpiece of the beam in the space of the TR disk:

1 – the Pitot tube probe of the wind velocity and the circumferential speed of the beam turn $f_1 V_z$;

2 – the Pitot tube probe of the inductive velocity of the TR $f_2 V_{\text{tail rotor}}$ with reference to [9, fig. 5].

The onset and unauthorized critical increase in uncontrolled rotation of the aircraft flight speed with crosswind V_z can be identified by an audio warning device or annunciator at frequency not more than $f_1 V_z / f_2 V_{\text{andTR}} < 0.75$.

Simultaneous measurement of speeds by Pitot tube probes 1 and 2 can assist the pilot (or the power plant) to avoid the TRVR mode with the increase in left rotation speed under the condition of $\tilde{V}_z < -1 \div 1.5$ (fig. 2) at low flight speeds (at $V_z \sim 5$ m/s) at the frequency equal to $f_1 V_z$ (“flight” mode) and while hovering (at $V_z \sim 12$ m/s) at the frequency equal to $f_2 V_{\text{andTR}}$ (“hovering” mode). The frequency signal is determined during a flight experiment or

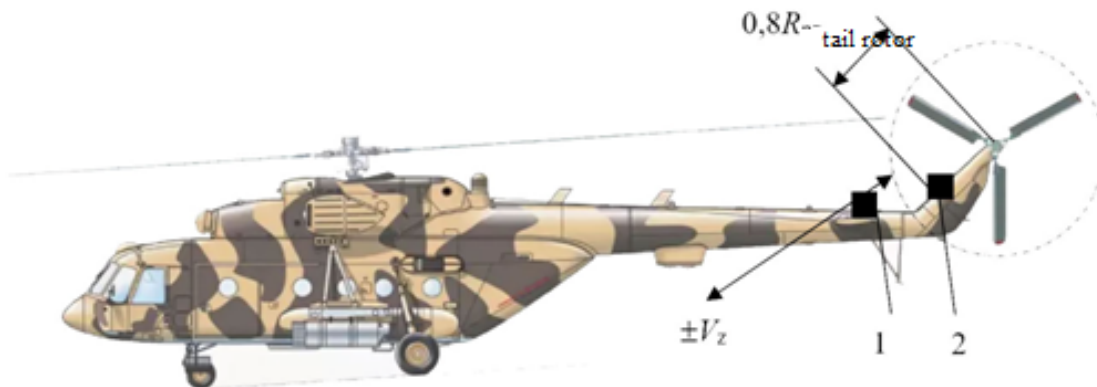


Fig. 5. Mi-171 helicopter with a Pitot tube probe – 1 and a Pitot tube probe – 2,
 $R_{\text{tail rotor}}$ – TR radius

a testbench (approximately $f_1 \cong 90$ and $f_2 \cong 120\text{Hz}$, data from [18]).

Let us list the properties of the method under consideration implemented in the mock-up model of the Pitot tube: 1 – being measured automatically, static pressure is subtracted from the total pressure; 2 – speed readouts do not depend on medium density ρ , i.e., do not depend on flight altitude; 3 – the property of the output frequency f from the velocity V close to the linear; 4 – the true velocity of ambient air flow, including wind, is measured; 5 – capacity to operate without electric power supply; 6 – no corrections for the value of the dangerous frequency in terms of speed at different altitudes – near terrain or in the mountains, i.e., dangerous frequency readings are the same for different helicopter flight parameters and ambient temperature; 7 – the Pitot tube probe is an application that measures rather than calculates true airspeed directly aerodynamically avoiding complex transformations.

Conclusion

In order to measure, a Pitot tube probe of wind speed and the helicopter beam V_z are installed in the complex, the former, only during beam turn with the TR at a circumferential speed more than $> 5 \text{ m/s}$, is an indicator of the TRVR mode occurrence, and it sends an alert notifying that exceeding the frequency value of inductive speed sensors readings is more than 1.5 times –

$f_2 V_{\text{tail rotor}} / f_1 V_z > 1.3 \div 1.55$ in the “flight” and “hover” modes.

Installation of Pitot tube probes on board a helicopter makes piloting more confident. The installation of Pitot tube probes as a part of on-board equipment will provide radical elimination of the TRRV mode in-flight as well as of uncontrolled rotation.

References

1. **Semenovich, A.N.** (2006). *Mode of spontaneous left rotation*. Vertolet, no. 1, pp. 10–14. (in Russian)
2. **Volodko, A.M.** (1992). *Helicopter in a distinct situation*. Moscow: Transport, 262 p. (in Russian)
3. **Carico, D.M.** (1989). *Helicopter controllability*. California, Naval Postgraduate School. Available at: <https://core.ac.uk/download/pdf/36719921.pdf> (accessed: 21.11.2021).
4. **Rajendran, S. & Gu, Da-wei.** (2014). *Fault tolerant control of a small helicopter with tail rotor failures in forward flight*. IFAC Proceedings Volumes, vol. 47, issue 3, pp. 8843–8848. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.02047 (accessed: 21.11.2021).
5. **Kelley, H.L., Crowell, C.A., Yenni, K.R. & Lance, M.B.** (1993). *Flight investigation of the effect of tail boom strakes on helicopter directional control*. ATCOM Technical Report 93-A-003, 41 p. Available at:

<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930013465/downloads/19930013465.pdf> (accessed: 21.11.2021).

6. **Dequin, A.-M.** (2019). *The myth of losing tail rotor effectiveness*. 45th European Rotorcraft Forum. Poland, Warsaw 17–20 September, vol. 2, pp. 1064–1078.

7. **Ivchin, V.A.** (2020). *The physical nature of an unintentional turn of a single-rotor helicopter at low flight speeds*. Aktualnyye problemy bezopasnosti poletov na sovremennom etape: sbornik statey nauchno-prakticheskoy konferentsii. Moscow: SBPA VS RF, pp. 27–34. (in Russian)

8. **Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I. & Ivchin, V.A.** (2016). *Computational study of aerodynamic characteristics of single-rotor helicopter tail rotor under the influence of vortical wake of main rotor at the hover with crosswind*. Civil Aviation High Technologies, vol. 19, no. 6, pp. 58–67. (in Russian)

9. **Shcheglova, V.M.** (2014). *Computational study of flow parameters in the area of the tail rotor location at low-speed flight modes of a helicopter with sliding*. Uchenye zapiski TsAGI, vol. 45, no. 6, pp. 73–86. (in Russian)

10. **Animitsa, V.A. & Leontiev, V.A.** (2011). *About "spontaneous" rotation of single rotor helicopters*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 172, pp. 96–102. (in Russian)

11. **Johnson, W.** (1980). *Helicopter Theory*. Princeton University Press, 1089 p.

12. **Nikiforov, V.A.** (2018). *Method of selecting the parameters of the tail rotor of a single-rotor helicopter corresponding to the maximum coefficient of weight return of the helicopter*. Vertolety. Trudy OKB MVZ imeni M.L. Milya. M.: Mashinostroyeniye-Polet, issue 3, pp. 219–247. (in Russian)

13. **Efimov, V.V., Ivchin, V.A., Chernigin, O.E. & Chernigin, K.O.** (2020). *Experimental research of single - rotor helicopter unintentional yaw rotation*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 2, pp. 33–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-33-46

14. **Leontiev, V.A., Krymsky, V.S., Ignatkin, Yu.M. & Makeev, P.V.** (2017). *Computational-experimental studies of tail rotor characteristics at helicopter yawing rotation mode*.

Trudy MAI, no. 93, p. 4. Available at: https://trudymai.ru/upload/iblock/75b/leontev_krymskiy_ignatkin_makeev_rus.pdf?lang=en&issue=93 (accessed: 21.11.2021). (in Russian)

15. **Ivchin, V.A. & Samsonov, K.Yu.** (2010). *Experimental investigations of the X-shaped tail rotor model aimed at improving aerodynamic characteristics thereof*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 151, pp. 71–78. (in Russian)

16. **Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I. & Ivchin, V.A.** (2018). *Calculation studies of aerodynamic characteristics of the main rotor and tail rotor combination, taking into account aerodynamic interference for the MI-8/17 helicopter when flying at low speeds with sliding*. Vertolety. Trudy OKB MVZ imeni M.L. Milya. M.: Mashinostroyeniye-Polet, issue 3, pp. 203–218. (in Russian)

17. **Artamonov, B.L.** (2019). *Method of calculating the aerodynamic characteristics of an X-shaped tail rotor in axial flow modes based on linear disk vortex theory*. Vertolety. Trudy OKB MVZ imeni M.L. Milya. M.: Mashinostroyeniye-Polet, issue 4, pp. 144–162. (in Russian)

18. **Popov, A.I. & Kasimov, A.M.** (2021). *The study of the receiver of the air speed with frequency output*. Uchenye zapiski TsAGI, vol. 52, no. 3, pp. 67–74. (in Russian)

19. **Kasimov, A.M. & Popov, A.I.** (2018). *Air speed meter*. Patent RU, no. 2672037 C1, November 08, 2018. (in Russian)

Список литературы

1. **Семенович А.Н.** Режим самопроизвольного левого вращения // Вертолет. 2006. № 1. С. 10–14

2. **Володко А.М.** Вертолет в особой ситуации. М.: Транспорт, 1992. 262 с.

3. **Carico D.M.** Helicopter controllability [Электронный ресурс] // California: Naval Postgraduate School, 1989. 208 p. URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/36719921.pdf> (дата обращения: 21.11.2021).

4. **Rajendran S., Gu Da-wei.** Fault tolerant control of a small helicopter with tail rotor

failures in forward flight [Электронный ресурс] // IFAC Proceedings Volumes. 2014. Vol. 47, iss. 3. Pp. 8843–8848. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.02047 (дата обращения: 21.11.2021).

5. **Kelley H.L.** Flight investigation of the effect of tail boom strakes on helicopter directional control / H.L. Kelley, C.A. Crowell, K.R. Yenni, M.B. Lance [Электронный ресурс] // ATCOM Technical Report 93-A-003, 1993. 41 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930013465/downloads/19930013465.pdf> (дата обращения: 21.11.2021).

6. **Dequin A.-M.** The myth of losing tail rotor effectiveness // 45th European Rotorcraft Forum. Poland, Warsaw 17–20 September, 2019. Vol. 2. Pp. 1064–1078.

7. **Ивчин В.А.** Физическая сущность непреднамеренного разворота одновинтового вертолета на режимах малых скоростей полета // Актуальные проблемы безопасности полетов на современном этапе: сборник статей научно-практической конференции. Москва, 10 апреля 2020 г. М.: СБПА ВС РФ, 2020. С. 27–34.

8. **Игнаткин Ю.М.** Расчетные исследования аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолета с учетом индуктивного воздействия вихревого следа несущего винта на режимах висения при боковом ветре / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, В.А. Ивчин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19, № 6. С. 58–67.

9. **Щеглова В.М.** Расчетное исследование параметров потока в области расположения рулевого винта на режимах малых скоростей полета вертолета со скольжением // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45, № 6. С. 73–86.

10. **Анимица В.А., Леонтьев В.А.** О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 96–102.

11. **Джонсон У.** Теория вертолета. В 2 кн. Кн. 1. : пер. с англ. М.: Мир, 1983. 502 с.

12. **Никифоров В.А.** Методика выбора параметров рулевого винта одновинтового вертолета, соответствующих максимальному

коэффициенту весовой отдачи вертолета. Вертолеты. Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение-Полет, 2018. Выпуск 3. С. 219–247.

13. **Efimov V.V.** Experimental research of single - rotor helicopter unintentional yaw rotation / V.V. Efimov, V.A. Ivchin, O.E. Chernigin, K.O. Chernigin // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23, no. 2. Pp. 33–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-33-46

14. **Леонтьев В.А.** Расчетно-экспериментальные исследования характеристики хвостового винта при режиме рыскания вертолета / В.А. Леонтьев, В.С. Крымский, Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2017. № 93. С. 4. URL: https://trudymai.ru/upload/iblock/75b/leontev_krymskiy_ignatkin_makeev_rus.pdf?lang=ru&issue=93 (дата обращения: 21.11.2021).

15. **Ивчин В.А., Самсонов К.Ю.** Экспериментальные исследования модели Х-образного рулевого винта с целью улучшения его аэродинамических характеристик // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 151. С. 71–78.

16. **Игнаткин Ю.М.** Расчетные исследования аэродинамических характеристик комбинации несущего и рулевого винтов с учетом аэродинамической интерференции для вертолета МИ-8/17 при полете с малыми скоростями со скольжением / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, В.А. Ивчин. Вертолеты. Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение-Полет, 2018. Выпуск 3. С. 203–218.

17. **Артамонов Б.Л.** Метод расчета аэродинамических характеристик Х-образного рулевого винта на режимах осевого обтекания на основе линейной дисковой вихревой теории. Вертолеты. Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение-Полет, 2019. Выпуск 4. С. 144–162.

18. **Попов А.И., Касимов А.М.** Исследование проточного приемника воздушной скорости с частотным выходом // Ученые записки ЦАГИ. 2021. Т. 52, № 3. С. 67–74.

19. **Касимов А.М., Попов А.И.** Измеритель воздушной скорости. Патент RU № 2672037 С1, 08.11.2018.

Information about the authors

Valery A. Ivchin, Candidate of Technical Sciences, Head of Department, JSC National Center for Helicopter Engineering named after Mil and Kamov, vivchin@mi-helicopter.ru.

Konstantin Y. Samsonov, Leading Flight Test Engineer, JSC National Center for Helicopter Engineering named after Mil and Kamov, samsonov.k@inbox.ru.

Asim M. Kasimov, Doctor of Technical Sciences, Senior Scientific Officer, Principal Researcher, Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, kasimov@ipu.ru.

Alexander I. Popov, Senior Researcher, Institute of Management Problems named after V.A. Trapeznikov of the Russian Academy of Sciences, daten@ipu.ru.

Сведения об авторах

Ивчин Валерий Андреевич, кандидат технических наук, начальник отдела, АО «НЦВ Миль и Камов», vivchin@mi-helicopter.ru.

Самсонов Константин Юрьевич, ведущий инженер по летным испытаниям, АО «НЦВ Миль и Камов», samsonov.k@inbox.ru.

Касимов Асим Мустафаевич, доктор технических наук, старший научный сотрудник, главный научный сотрудник, ИПУ РАН им. В.А. Трапезникова, kasimov@ipu.ru.

Попов Александр Иванович, старший научный сотрудник, ИПУ РАН им. В.А. Трапезникова, daten@ipu.ru.

Поступила в редакцию 26.03.2022
Принята в печать 24.05.2022

Received 26.03.2022
Accepted for publication 24.05.2022

УДК 371.693.4
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-61-72

Использование программы имитации работы центральной информационной системы самолета ДА-42Т в учебном процессе вуза

А.С. Князев¹, А.С. Антоненко², М.А. Лоптев¹, Е.М. Жданов¹

¹*Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков,
г. Краснодар, Россия*

²*ООО «3В Сервис», г. Москва, Россия*

Аннотация: При проведении учебных занятий в авиационном вузе целесообразно демонстрировать образцы авиационной техники, отдельные элементы систем и агрегатов или использовать специализированные стенды и плакаты. Однако при проведении занятий дистанционно не все эти материалы могут быть использованы, так как не всегда есть возможность показать их в динамике и обеспечить тем самым формирование полного представления обучающихся об изучаемом объекте. В статье рассматривается вопрос повышения наглядности и эффективности обучения курсантов-летчиков путем использования в учебном процессе вуза компьютерной программы, имитирующей работу центральной информационной системы, информация которой выводится в реальном самолете в виде кадров на multifunctional индикаторы в кабине. Работа с разработанной программой позволяет обучающимся вырабатывать необходимые практические навыки по работе с комплексом бортового оборудования. Для внедрения в учебный процесс программы имитации работы центральной информационной системы воспроизведены информационные кадры, отображаемые на multifunctional индикаторах в самолете ДА-42Т. Содержание разработанных кадров полностью повторяет индикацию в самолете ДА-42Т, способствуя повышению качества обучения и выработке практических навыков по работе в реальном самолете. Описаны структура и порядок разработки программы имитации работы центральной информационной системы. Обоснован выбор программного обеспечения для разработки программы имитации центральной информационной системы. Описана возможность подключения разработанной программы к авиасимулятору. Указана возможность использования разработанной программы при дистанционном обучении авиационных специалистов, а также внедрения полученных результатов в учебный процесс авиационных вузов.

Ключевые слова: центральная информационная система, multifunctional индикатор, авиасимулятор, ДА-42Т, X-Plane, SimInTech.

Для цитирования: Князев А.С. Использование программы имитации работы центральной информационной системы самолета ДА-42Т в учебном процессе вуза / А.С. Князев, А.С. Антоненко, М.А. Лоптев, Е.М. Жданов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 61–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-61-72

Using the simulation program of the DA-42T aircraft central data system operation in the educational process of the university

A.S. Knyazev¹, A.S. Antonenko², M.A. Loptev¹, E.M. Zhdanov¹

¹*Krasnodar Air Force Institute for Pilots, Krasnodar, Russia*

²*LLC "3V-services", Moscow, Russia*

Abstract: During training sessions in an aviation university, it is advisable to demonstrate samples of aeronautical equipment, individual elements of systems and units or to use some specialized stands and posters. However, when conducting classes online, not all these materials can be used, since it is not always accomplishable to demonstrate them in dynamics and thereby to ensure the students' complete understanding of the object being studied. The article deals with the issue of enhancing visibility and efficiency of training pilot trainees by using software applications during the educational process, which simulate the operation of the Central Data System, information from which is displayed in the real aircraft in the form of frames on multifunctional displays in the cockpit. Working with the developed program allows student pilots to gain the required practical skills while interacting with the avionics

suite. In order to implement the simulation program of the Central Data System operation into the educational process, I-frames, shown on the DA-42T aircraft multipurpose displays, were reproduced. The content of the developed frames completely repeats the DA-42T aircraft indication, which contributes to improving the quality of training and honing practical skills for aircraft operation. The structure and the procedure of designing the program to simulate the Central Data System operation are described. The selection of software for the development of the Central Data System simulation program is substantiated. The feasibility of integrating the developed program into the flight simulator is described. The applicability of using the software program for distance training of aviation specialists, as well as of the implementation of the results obtained into the educational process of aviation universities is provided.

Key words: Central Data System, multipurpose display, flight simulator, DA-42T, X-Plane, SimInTech.

For citation: Knyazev, A.S., Antonenko, A.S., Loptev, M.A. & Zhdanov, E.M. (2022). Using the simulation program of the DA-42T aircraft central data system operation in the educational process of the university. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 61–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-61-72

Введение

Как показывает опыт освоения учебной программы обучающимися авиационных вузов, для понимания принципов работы агрегатов и систем воздушного судна (ВС) необходим постоянный контакт с авиационной техникой – физический или визуальный. В некоторых случаях обучение становится крайне затруднительным или неэффективным, пока описываемые агрегаты и системы не будут показаны в работе, в действии.

Кабины современных ВС оснащены многофункциональными индикаторами (МФИ), через которые осуществляется взаимодействие экипажа с бортовым комплексом. МФИ используются не только в качестве индикаторов для отображения информации [1], но и в качестве пультов управления для ввода исходных данных во время предполетной подготовки, а также для проверки исправности бортовых систем и комплексов [2]. Наилучшим способом обучения работе с МФИ является обучение на реальной технике, для чего, как правило, используются списанные ВС. Альтернативным вариантом является использование авиационных тренажеров [3], но они дороги по стоимости и требуют квалифицированного обслуживания, а для их размещения требуется отдельная площадь в специально оборудованных помещениях с установками электропитания и (или) гидропитания [4].

В данной статье рассматривается вопрос повышения наглядности и эффективности

обучения курсантов-летчиков путем использования в учебном процессе вуза компьютерной программы, имитирующей работу центральной информационной системы (ЦИС), информация от которой выводится в реальном самолете в виде кадров на МФИ.

Методы и методология исследования

В настоящее время изучение содержания информационных кадров информации и работа с ними на учебных занятиях производится с использованием плакатов, слайдов, учебных пособий и руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) на изучаемый тип ВС. Однако это не позволяет сформировать у обучающихся необходимые знания и навыки, а также усвоить им порядок и особенности ввода данных перед полетом [5, 6].

В связи с этим для повышения качества учебного процесса и, как следствие, повышения уровня знаний и практических навыков обучающихся целесообразно использовать тренажеры, как физические, так и программные [3, 4, 7]. Это дает возможность повысить наглядность излагаемого материала и качество усвоения учебной программы [8], а также позволит:

1) познакомить обучающихся с информационными кадрами ЦИС и отработать порядок ввода информации в бортовой комплекс через МФИ при подготовке к полету;

2) отработать считывание полетной информации, информации о состоянии различ-



Рис. 1. Информационные кадры центральной информационной системы на многофункциональных индикаторах в самолете ДА-42Т

Fig. 1. I-frames of the Central Data System on the multipurpose displays in the DA-42T aircraft

ных систем ВС, а также отображение информации об отказах;

3) увеличить и расширить усваиваемую обучающимися информацию;

4) отрабатывать обучающимся порядок работы с ЦИС не только на учебных занятиях, но и самостоятельно, в том числе и во время самоподготовки;

5) усилить роль самостоятельной работы при приобретении, усвоении и применении новых знаний, умений и навыков обучающихся;

6) повысить мотивацию обучающихся за счет новизны деятельности, интереса к взаимодействию с мультимедийными средствами;

7) сформировать у обучающихся более глубокие профессиональные компетенции, чем при традиционных методах обучения.

Программные тренажерные средства имитации работы отдельных агрегатов и систем способствуют применению парадигмы «обучение на практике» в классе, тем самым помогая обучающимся усваивать теоретические знания и приобретать заранее определенные компетенции более дидактическим способом, могут направлять их в процессе приобретения набора конкретных навыков [9, 10]. Про-

грамма имитации работы центральной информационной системы может прививать навыки взаимодействия с информационными кадрами и может быть использована в учебном процессе вуза по различным дисциплинам, программа которых предусматривает изучение индикации и ввода данных в бортовой комплекс через МФИ (рис. 1).

Актуальность данной работы обусловлена:

- направленностью темы работы на развитие средств обучения и информационно-коммуникационных технологий в образовании, указанных в Федеральном законе № 273-ФЗ «Об образовании в Российской Федерации» от 29.12.2012, глава 1, статьи 2, 29;
- разработкой современных средств визуализации, позволяющих создавать мультимедиа-материал для электронных образовательных ресурсов для авиационных вузов;
- повышением наглядности изложения учебного материала и качества усвоения учебной программы обучающимися авиационных вузов.

Результаты исследования

Использование тренажеров, как физических, так и программных, при первоначальной подготовке летных кадров является общемировой практикой [8–11], в рассматриваемом случае использование программы имитации работы ЦИС в учебном процессе авиационного вуза позволит сделать занятия более наглядными и интересными, активизировать внимание обучающихся и вовлечь их в процесс изучения учебного материала. Программное обеспечение позволяет имитировать выдачу информации на МФИ при различных ситуациях в полете, в том числе в особых случаях, при отказах, и подробно изучить отображаемую индикацию [10]. Можно выделить следующие особенности использования программы имитации работы центральной информационной системы в учебном процессе авиационного вуза: наглядность, доступность, безопасность, вовлеченность обучающихся.

В качестве средства обучения программа имитации работы ЦИС может помочь научиться быстро реагировать на возникающие ситуации и выполнять некоторые процедуры. Однако для обеспечения этого функционала требуется качественная проработка программы имитации и воспроизведение всего необходимого функционала.

Для создания программы, имитирующей работу ЦИС, возникла необходимость выбора соответствующего программного обеспечения (ПО). Среди известного ПО, которое могло бы быть использовано для решения поставленных задач, можно выделить такие программы, как Microsoft Visual Studio, Builder C++, Delphi, Matlab Simulink, LabView [12, 13] и др. Однако они не позволяют использовать весь свой функционал без лицензии, ограничивая поле деятельности для студентов, преподавателей, инженеров. Без лицензии невозможно получать и открыто публиковать полученные с помощью этих программ результаты, что затрудняет их использование в исследовательских и образовательных целях. Кроме того, перечисленное ПО является импортным, а в связи с государственной программой № 328

«Развитие промышленности и повышение ее конкурентоспособности» от 15.04.2014, приказом Министерства связи «Об утверждении плана по импортозамещению программного обеспечения» от 01.02.2015, постановлением правительства РФ от 16.11.2015 № 1236 «Об установлении запрета на допуск программного обеспечения, происходящего из иностранных государств, для целей осуществления закупок для обеспечения государственных и муниципальных нужд» их использование на отечественных предприятиях и в вузах нежелательно.

В связи с вышеперечисленным в качестве ПО для разработки и воспроизведения информационных кадров ЦИС было выбрано программное обеспечение SimInTech¹, предназначенное для моделирования технических систем. ПО SimInTech является отечественным продуктом и предназначено для детального исследования и анализа нестационарных процессов в различных объектах управления, математических моделей и алгоритмов управления. Данная программа имеет большой функционал по составлению различных схем технических устройств и ничем не уступает импортным аналогам. В SimInTech работа происходит в виде структурного проектирования логико-динамических систем, описываемых в виде систем обыкновенных дифференциальных уравнений и (или) дифференциально-алгебраических уравнений. Кроме этого, SimInTech может быть использована для создания систем управления и отображения информации для физических и программных тренажеров и тренажерных имитаторов различных приборов и систем [6, 14]. SimInTech обладает рядом преимуществ относительно своих импортных аналогов, а по качеству расчетов и доступных инструментов разработки ничем им не уступает. Кроме того, программа SimInTech может быть предоставлена отечественным вузам бесплатно.

Среди пользователей программы SimInTech есть известные отечественные организации с авиационной специализацией,

¹ SimInTech [Электронный ресурс] // SimInTech. URL: <https://simintech.ru/> (дата обращения: 31.01.2022).

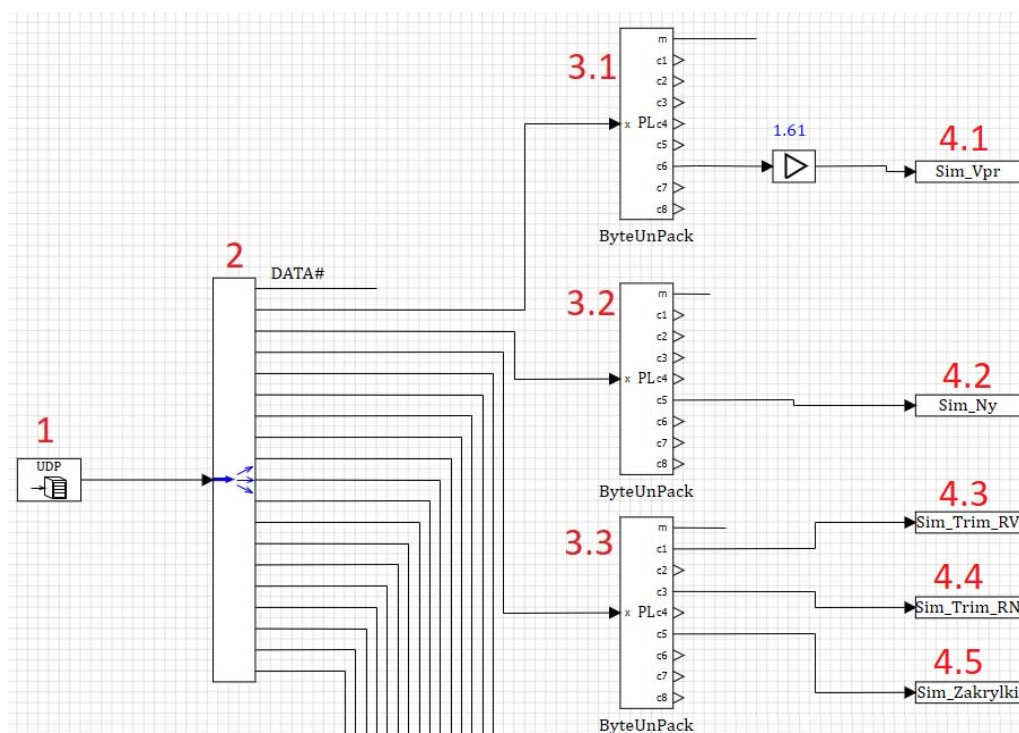


Рис. 2. Схема приема сигналов от авиасимулятора
Fig. 2. Scheme of receiving signals from the flight simulator

такие как МВЗ им. Миля, ОКБ Сухого, ГосНИИАС, что подтверждает наличие больших возможностей моделирования различных авиационных систем.

Программа, реализующая работу программной части тренажера для имитации работы ЦИС, представляет собой разработанный пакет проектов. Пакет включает два проекта, каждый из которых предназначен для выполнения своих функций. Первый проект «Обработка данных» содержит три субмодели:

- приема сигналов от авиасимулятора (крен, тангаж, курс, скорость, высота и др.);
- приема сигналов от платы Arduino Nano (о нажатии кнопок на обрамлении монитора в случае использования имитатора МФИ совместно с программой, но это не обязательно);
- чтения координат точек маршрута из файла.

Субмодель «Прием сигналов от авиасимулятора» (рис. 2) предназначен для приема данных, отображаемых на информационных кадрах, от авиасимулятора X-Plane [3, 5, 6, 12, 13, 15–18], имеющего возможность отправки различных данных через сеть по про-

токолу UDP². Передаваемые данные считываются из сети с помощью специальных блоков, имеющихся в программе SimInTech. Формат передаваемых данных, а также их перечень описаны в руководстве пользователя авиасимулятора X-Plane и в справочной информации программы SimInTech. Порядок обработки данных, получаемых из сети по протоколу UDP, описан в справочной информации программы SimInTech³.

На рис. 2 представлены следующие блоки.

1. Сервер UDP – позволяет передавать данные по протоколу UDP на локальный или сетевой компьютер. Данный блок должен быть настроен на тот же IP-адрес и номер UDP-порта, на который настроена передача данных в авиасимуляторе X-Plane.

² Совместная работа SimInTech и авиасимулятора X-Plane [Электронный ресурс] // Youtube. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=XvA04Wvzu0I> (дата обращения: 31.01.2022).

³ Как настроить совместную работу SimInTech и X-Plane? [Электронный ресурс] // SimInTech. URL: https://help.simintech.ru/index.html?q=/12_priemy_raboty/5_Integraciya_nastroika_sovmestnoi_raboty_SimInTech_i_X-Plane.html (дата обращения: 31.01.2022).

2. Демультимплексор – предназначен для разделения данных на пакеты данных, каждый из которых содержит свой набор принимаемых параметров (номер пакета и 8 параметров).

3. Блоки ByteUnPack (3.1, 3.2, 3.3 и т. д.) – предназначены для извлечения значений всех параметров из поступающего на вход пакета данных. Все блоки ByteUnPack одинаковы.

4. Блоки записи в список сигналов (4.1–4.5 и т. д.) предназначены для присвоения соответствующим переменным из списка сигналов, принятых от авиасимулятора, значений – приборной скорости (Sim_Vpr), вертикальной перегрузки (Sim_Ny) и подобных, используемых в проекте в виде показаний приборов на индикационных кадрах ЦИС.

На схеме в линии передачи сигнала приборной скорости используется множитель 1,61 в связи с тем, что в симуляторе единицей измерения приборной скорости являются мили в час, а на указателе скорости – километры в час.

Субмодель «Чтение координат точек маршрута из файла» предназначена для составления маршрута по точкам, координаты которых записаны в отдельный файл (долгота и широта). Эти данные используются для построения маршрута, отображаемого на кадре НВГ в программе, имитирующей работу ЦИС. Координаты точек соответствуют географическим координатам и могут быть использованы для виртуального полета в авиасимуляторе по реальным координатам с индикацией текущей навигационной обстановки о направлении полета и курсе на следующий ППМ, а также отображением всего маршрута полета на электронной карте в разработанном кадре НВГ.

Кадры ЦИС были разработаны в соответствии с реальной индикацией на МФИ в кабине самолета ДА-42Т. В качестве исходных данных были взяты представленные в РЛЭ самолета ДА-42Т информационные кадры, которые были воспроизведены с использованием графического редактора и ПО SimInTech.

Графический редактор использован для отрисовки подложки кадров: фона, шкал приборов, рамок, то есть той индикации, ко-

торая не меняется при отображении параметров работы бортовых систем.

Все подвижные и изменяющиеся элементы индикации воссозданы с использованием встроенных инструментов программы SimInTech. Однако при создании стрелок на приборах с нелинейными шкалами в разных диапазонах увеличение скорости на одну и ту же величину соответствует разным углам поворота стрелки. В связи с этим в скрипте страницы написан программный код, определяющий нелинейное изменение угла поворота стрелки приборной скорости при линейном изменении значения этой скорости, принимаемого от авиасимулятора. Аналогичная работа проделана для всех приборов, имеющих нелинейные шкалы (вариометр, указатель перегрузки и др.).

Использование вышеперечисленных инструментов позволило воспроизвести индикацию каждого прибора и указателя на каждом разработанном кадре ЦИС с детальной точностью в соответствии с представленной в РЛЭ⁴ информацией. С использованием подобного подхода было воспроизведено более 30 кадров центральной информационной системы, один из которых представлен на рис. 3.

Для переключения между кадрами и входа в различные меню было создано кнопочное обрамление, соответствующее кнопкам в реальном МФИ. Данные кнопки могут нажиматься компьютерной мышью на любом ПК, а на планшете с сенсорным экраном – пальцем или стилусом. При использовании разработанной программы совместно с имитатором МФИ, содержащим физические кнопки, равнозначно могут применяться как программные, так и физические кнопки.

На рис. 4–5 представлено взаимодействие авиасимулятора X-Plane с разработанной программой для решения задач навигации. Представленные рисунки демонстрируют отображение маршрута, автоматически построенного по точкам с заранее введенными координатами, и траекторию полета по этому маршруту. При выполнении полета в авиаси-

⁴ Руководство по летной эксплуатации самолета ДА-42Т, 2019. 634 с.



Рис. 3. Кадр ПЛТ (пилотаж), разработанный в программе SimInTech
Fig. 3. PLT (piloting) frame developed in the SimInTech program

муляторе карта перемещается относительно ВС, вращается при смене курса и при подлете к очередной точке переключается на следующую точку маршрута (выделяется фиолетовым цветом).

Для формирования практических навыков по вводу данных в бортовой комплекс в разработанной программе на информационных кадрах созданы меню ввода данных в соответствии с реальным объектом. Таким образом, реализованы функции МФИ по отображению информации, вводу данных в бортовой комплекс и приему данных от бортовых систем, моделируемых в авиасимуляторе. Разработанная программа имитирует работу ЦИС в различных режимах и позволяет использовать ее в качестве технического средства обучения в учебном процессе. Стоит отметить, что авиасимулятор в представленной работе используется исключительно для формирования состава индикации, соответствующей динамике и условиям реального полета [4–6]. При этом функции управления виртуальным ВС обучающемуся недоступны (их выполняет инструктор-преподаватель) во избежание

формирования ложных навыков, иначе для использования в качестве полноценного авиационного тренажера он должен быть сертифицирован. Однако с технической точки зрения разработанная программа имитации работы ЦИС может быть использована при создании полноценного авиационного тренажера, пригодного для формирования первичных навыков пилотирования.

В результате разработана программа, имитирующая все основные функции ЦИС – отображение информации, ввод данных в бортовой комплекс, имитация признаков отказов.

Для использования в учебном процессе наибольший практический интерес представляет использование разработанной программы для:

- изучения состава индикации каждого информационного кадра на групповых занятиях по различным учебным дисциплинам;
- изучение порядка переключения между информационными кадрами при подготовке к полету, а также в полете для контроля величины параметров полета и исправности бортовых систем;



Рис. 4. Кадр НВГ, работающий совместно с авиасимулятором X-Plane
Fig. 4. NVG frame interacting with the X-Plane flight simulator



Рис. 5. Маршрут на кадре НВГ при полете на аэродром посадки и траектория полета по этому маршруту на карте в авиасимуляторе X-Plane

Fig. 5. Route on the NVG frame when proceeding to the arrival aerodrome and the flight path along this route on the map in the X-Plane flight simulator

- отработки действий в особых случаях, для чего были воспроизведены признаки отказов в соответствии с разделом РЛЭ «Действия в особых случаях в полете, включение которых производится инструктором-преподавателем при нажатии соответствующих кнопок на отдельном кадре имитации отказов».

Разработанная программа имеет достаточно большой функционал при изучении различных учебных дисциплин, так как при ее создании ставилась цель воссоздания необходимых функций по работе с ЦИС через МФИ в соответствии с РЛЭ без привязки к конкретной учебной дисциплине.

Обсуждение полученных результатов

Разработанные кадры ЦИС позволили с детальной точностью воспроизвести индика-

цию в самолете ДА-42Т, что дало возможность использовать его в учебном процессе Краснодарского высшего военного авиационного училища летчиков (КВВАУЛ), в частности на кафедре авиационного и радиоэлектронного оборудования. Управление отображением параметров на информационных кадрах через программу SimInTech возможно осуществлять как вручную (по желанию изменяя значение каждого параметра), так и автоматически при подключении программы к авиасимулятору. В этом случае все значения отображаемых параметров берутся из авиасимулятора в соответствии с режимом виртуального полета и алгоритмами работы соответствующих моделируемых в нем систем. При необходимости принимаемые от авиасимулятора параметры могут быть откорректированы, заменены ложными или блокированы (для имитации отказов), что позволяет имитировать индикацию не только при нормальной эксплуатации, но и индика-

цию в особых случаях в полете. Наглядное отображение такой индикации дает обучающимся намного более глубокое понимание работы ЦИС, чем при использовании статичных изображений информационных кадров из РЛЭ.

Разработка представленных схем приема информации от авиасимулятора стала возможной благодаря наличию готовых проектов, реализующих взаимодействие SimInTech и X-Plane⁵, которые подробно описаны и размещены в папке с демопримерами «C:\SimInTech64\Demo\Интеграция со сторонним ПО\X-Plane» и доступны пользователям сразу после установки среды моделирования SimInTech.

Заключение

Исходя из результатов проведенной работы, можно сделать вывод о том, что совместное использование авиасимулятора X-Plane и среды динамического моделирования технических систем SimInTech дает возможность создавать схемы различных авиационных систем, в том числе систем индикации, позволяя демонстрировать алгоритм их работы при проведении учебных занятий в авиационных вузах. Такой подход оправдывает себя при отсутствии возможности демонстрации реальных образцов изучаемых систем и агрегатов во время их работы, а также при проведении занятий в рамках дистанционного обучения.

Выводы

1. Использование различных средств визуализации может быть не только наглядным и эффективным, но и экономически выгодным средством повышения качества учебного процесса в авиационном вузе.

2. Использование разработанной программы позволяет более детально изучить информационные кадры ЦИС и более глубоко усвоить порядок взаимодействия с бортовым комплексом через МФИ, так как при

наличии реального тренажера самолета у обучающихся нет возможности уделить время работе с ЦИС в силу большой загруженности тренажера и необходимости отработки в отведенное для работы с ним время навыков пилотирования и навигации.

3. Функционал разработанной программы имитации работы ЦИС открывает большие перспективы по ее использованию в учебном процессе, однако для получения ощутимого эффекта рекомендуется массово использовать ее на личных ПК, например планшетах с сенсорным экраном.

4. Накопленный опыт можно использовать для разработки программы имитации работы информационных систем для ВС других типов. Работу в данном направлении целесообразно продолжить и при необходимости распространить наработанный материал среди отечественных авиационных вузов.

Список литературы

1. Панин О.В., Воронов А.В. Способы отображения пилотажно-навигационной информации на воздушных судах // Проблемы и современные пути развития образования в области аэронавигации: сборник материалов VI Всероссийской педагогической научно-методической конференции. Сызрань, 22 апреля 2021 г. Киров: Межрегиональный центр инновационных технологий в образовании, 2021. С. 34–37.

2. Бондаренко А.Г. Проблемы эргономического сопровождения разработки и внедрения «стеклянных кабин» в состав компоновки оборудования летательных аппаратов / А.Г. Бондаренко, В.В. Харитонов, М.А. Кокташев, С.Ф. Серегин // Проблемы безопасности полетов. 2015. № 6. С. 23–29.

3. Попов В.М., Здрачук С.В. Учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2018. № 4. С. 42–66.

4. Козин Н.А., Епанчин М.И., Кахановский Д.В. Авиационный симулятор как достойная альтернатива тренажной подго-

⁵ Совместная работа SimInTech и авиасимулятора X-Plane [Электронный ресурс] // Youtube. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=XvA04Wvzu0I> (дата обращения: 31.01.2022).

товки летного состава // Научные чтения им. проф. Н.Е. Жуковского: сборник научных статей VII Международной научно-практической конференции. Краснодар, 20–22 декабря 2016 г. Министерство обороны Российской Федерации, КВВАУЛ им. Героя Советского Союза А.К. Серова. Краснодар: Издательский Дом – Юг, 2017. С. 41–45.

5. Князев А.С. Совместное использование авиасимулятора X-Plane и среды SimInTech для исследования работы авиационных систем // Труды МАИ. 2021. № 117. 15 с. DOI: 10.34759/trd-2021-117-15. (дата обращения: 31.01.2022).

6. Князев А.С. Использование авиасимулятора X-Plane и среды моделирования SimInTech в учебном процессе при проведении практического занятия «Обработка полетной информации» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 6. С. 42–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-42-53

7. Cameron B. Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies / B. Cameron, H. Rajaei, B. Jung, R.G. Langlois // Proceedings of the 3rd International Conference on Control, Dynamic Systems, and Robotics (CDSR'16). Canada, Ottawa, 9–10 May 2016. No. 126. Pp. 1–8. DOI: 10.11159/cdsr16.126

8. Nowakowski H., Makarewicz J. Flight simulation devices in pilot air training // Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport. 2018. No. 98. Pp. 111–118. DOI: 10.20858/sjsutst.2018.98.11

9. Lombardo C., Miller I., Wallace J. Studying the interaction of UAS and human pilots using the X-Plane flight simulator // International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2016. Pp. 557–561. DOI: 10.1109/ICUAS.2016.7502545

10. Ruiz S., Aguado C., Moreno R. A teaching experience using a flight simulator: Educational Simulation in practice // Journal of Technology and Science Education (JOTSE), 2014. Vol. 4, no. 3. Pp. 181–200. DOI: 10.3926/jotse.129

11. Staack I. Towards a complete co-simulation model integration including HMI aspects / I. Staack, J. Schminder, O. Shahid, R. Braun // Proceedings of the 10th Aerospace Technology

Congress. Stockholm, Sweden, 8–9 October 2019. Pp. 112–119. DOI: 10.3384/ecp19162012

12. De Castro D.F. Simulation scheme for quadricopter control with LabView and X-Plane / D.F. de Castro, I.A.A. Prado, P.F.S.M. Goncalves, D.A. dos Santos, L.C.S. Goes [Электронный ресурс] // Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics, 2013. Vol. 1, no. 1. DOI: 10.5540/03.2013.001.01.0149 (дата обращения: 31.01.2022).

13. Jalovecký R., Bystřický R. On-line analysis of data from the simulator X-plane in MATLAB // International Conference on Military Technologies (ICMT). Czech Republic, Brno, 31 May–2 June 2017. Pp. 592–597. DOI: 10.1109/MILTECHS.2017.7988826

14. Смагин Д.И. Применение программного комплекса SimInTech для математического моделирования различных бортовых систем летательных аппаратов / Д.И. Смагин, К.И. Старостин, Р.С. Савельев, Т.А. Кобринец, А.А. Сатин // Computational nanotechnology. 2018. № 3. С. 9–15.

15. Shin H.-G. Implementation of an integrated test bed for avionics system development / H.-G. Shin, M.-C. Park, J.-S. Jun, Y.-H. Moon, S.-W. Ha, in Kim T. et al. (eds.) // Software Engineering, Business Continuity, and Education. ASEA 2011. Communications in Computer and Information Science. Springer, Berlin, Heidelberg, 2011. Vol 257. Pp. 416–423. DOI: 10.1007/978-3-642-27207-3_46

16. Mairaj A., Baba A.I., Javaid A.Y. Application specific drone simulators: recent advances and challenges // Simulation Modelling Practice and Theory. 2019. Vol. 94. Pp. 100–117. DOI: 10.1016/j.simpat.2019.01.004

17. Туринцев С.В., Федоров А.В., Федоров А.А. Разработка процедурного тренажера на базе авиационного симулятора X-Plane // Проблемы летной эксплуатации и безопасность полетов. 2019. № 13. С. 98–101.

18. Чекин А.Ю. Использование программного пакета X-Plane при разработке систем управления авиационной и ракетно-космической техники // Информационное противодействие угрозам терроризма. 2012. № 18. С. 119–124.

References

1. **Panin, O.V. & Voronov, A.V.** (2021). *Methods for displaying flight and navigation information on aircraft*. Problemy i sovremennyye puti razvitiya obrazovaniya v oblasti aeronavigatsii: sbornik materialov VI Vserossiyskoy pedagogicheskoy nauchno-metodicheskoy konferentsii. Kirov: Mezhtseleynyy tsentr innovatsionnykh tekhnologiy v obrazovanii, pp. 34–37. (in Russian)
2. **Bondarenko, A.G., Kharitonov, V.V., Koktashev, M.A. & Seryegin, S.F.** (2015). *Problems ergonomic support for the development and implementation "glass cabins" layout of the equipment aircraft*. Problemy bezopasnosti poletov, no. 6, pp. 23–29. (in Russian)
3. **Popov, V.M. & Zdrachuk, S.V.** (2018). *The helicopter cockpit training simulator of Mi-8T based on the aircraft simulator*. Crede Experto: Transport, Society, Education, Language, no. 4, pp. 42–66. (in Russian)
4. **Kozin, N.A., Epanchin, M.I. & Kakhanovskiy, D.V.** (2017). *Aviation simulator as a worthy alternative to flight crew training*. Nauchnyye chteniya im. prof. N.Ye. Zhukovskogo: sbornik nauchnykh statey VII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii. Krasnodar: Izdatelskiy Dom – Yug, pp. 41–45. (in Russian)
5. **Knyazev, A.S.** (2021). *Joint use of the X-Plane flight simulator and the SimInTech environment to study the operation of aviation systems*. Trudy MAI, no. 117, 15 p. DOI: 10.34759/trd-2021-117-15 (accessed: 31.01.2021). (in Russian)
6. **Knyazev, A.S.** (2021). *The use of the X-Plane flight simulator and SimInTech simulation environment in the educational process during the practical lesson "Flight information processing"*. Civil Aviation High Technologies, vol. 24, no. 6, pp. 42–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-42-53 (in Russian)
7. **Cameron, B., Rajaei, H., Jung, B. & Langlois, R.G.** (2016). *Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies*. Proceedings of the 3rd International Conference on Control, Dynamic Systems, and Robotics (CDSR'16). Canada, Ottawa, no. 126, pp. 1–8. DOI: 10.11159/cdsr16.126
8. **Nowakowski, H. & Makarewicz, J.** (2018). *Flight simulation devices in pilot air training*. Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport, no. 98, pp. 111–118. DOI: 10.20858/sjsutst.2018.98.11
9. **Lombardo, C., Miller, I. & Wallace, J.** (2016). *Studying the interaction of UAS and human pilots using the X-Plane flight simulator*. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 557–561. DOI: 10.1109/ICUAS.2016.7502545
10. **Ruiz, S., Aguado, C. & Moreno, R.** (2014). *A teaching experience using a flight simulator: Educational Simulation in practice*. Journal of Technology and Science Education (JOTSE), vol. 4, no. 3, pp. 181–200. DOI: 10.3926/jotse.129
11. **Staack, I., Schminder, J., Shahid, O. & Braun, R.** (2019). *Towards a complete co-simulation model integration including HMI aspects*. Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress, pp. 112–119. DOI: 10.3384/ecp19162012
12. **De Castro, D.F., Prado, I.A.A., Goncalves, P.F.S.M., dos Santos, D.A. & Goes, L.C.S.** (2013). *Simulation scheme for quadricopter control with LabView and X-Plane*. Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics, vol. 1, no. 1. DOI: 10.5540/03.2013.001.01.0149 (accessed: 31.01.2022).
13. **Jalovecký, R. & Bystřický, R.** (2017). *On-line analysis of data from the simulator X-plane in MATLAB*. International Conference on Military Technologies (ICMT). Czech Republic, Brno, pp. 592–597. DOI: 10.1109/MILTECHS.2017.7988826
14. **Smagin, D.I., Starostin, K.I., Savelyev, R.S., Kobrinec, T.A. & Satin, A.A.** (2018). *Application of this software simintech for mathematical modeling of various onboard systems of aircraft*. Computational Nanotechnology, no. 3, pp. 9–15. (in Russian)
15. **Shin, H.-G., Park, M.-C., Jun, J.-S., Moon, Y.-H. & Ha, S.-W.** (2011). *Implementation of an integrated test bed for avionics system development*, in Kim T. et al. (eds.). Software

Engineering, Business Continuity, and Education. ASEA 2011. Communications in Computer and Information Science. Springer, Berlin, Heidelberg, vol. 257, pp. 416–423. DOI: 10.1007/978-3-642-27207-3_46

16. Mairaj, A., Baba, A.I. & Javaid, A.Y. (2019). *Application specific drone simulators: recent advances and challenges*. Simulation Modeling Practice and Theory, vol. 94, pp. 100–117. DOI: 10.1016/j.simpat.2019.01.004

17. Turintsev, S.V., Fedorov, A.V. & Fedorov, A.A. (2019). *Development of the proce-*

dural simulator based on the aircraft simulator X-plane. Problemy letnoy ekspluatatsii i bezopasnost poletov, no. 13, pp. 98–101. (in Russian)

18. Chekin, A.Yu. (2012). *The use of the X-Plane software package in the development of control systems for aviation and rocket and space technology*. Informatsionnoye protivodeystviye ugrozam terrorizma, no. 18, pp. 119–124. (in Russian)

Сведения об авторах

Князев Алексей Сергеевич, кандидат технических наук, старший преподаватель, Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков (КВБАУЛ), knyazev.aleksei.87@gmail.com.

Антоненко Алексей Сергеевич, инженер-программист ООО «3В Сервис», a.antonenko@3v-services.com.

Лоптев Максим Андреевич, курсант, КВБАУЛ, loptevmax01@gmail.com.

Жданов Егор Максимович, курсант, КВБАУЛ, zhdanov.yegor@mail.ru.

Information about the authors

Alexey S. Knyazev, Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer, Krasnodar Air Force Institute for Pilots, knyazev.aleksei.87@gmail.com.

Alexey S. Antonenko, Software Development Engineer of LLC "3V-services", a.antonenko@3v-services.com.

Maksim A. Loptev, Student pilot, Krasnodar Air Force Institute for Pilots, loptevmax01@gmail.com.

Egor M. Zhdanov, Student pilot, Krasnodar Air Force Institute for Pilots, zhdanov.yegor@mail.ru.

Поступила в редакцию 17.02.2022
Принята в печать 24.05.2022

Received 17.02.2022
Accepted for publication 24.05.2022

УДК 629.7.015

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-73-85

About revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle based on the results of ground-based modal test operations in the aeroelasticity problems

S.G. Parafes'¹

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

Abstract: The problem of revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle (UAV), based on the results of ground-based modal test operations, in order to study the UAV flutter and to assess the aeroelastic stability of an UAV with an automatic control system (ACS), is considered. It is noted that at the design stage, when there is no UAV prototype or its units yet, the determination of modal characteristics, specifically natural frequencies, modes and generalized masses, is carried out using the computational dynamic scheme developed according to the design documentation. However, the similar computations, performed even with the use of modern finite-element software systems, do not give sufficiently precise values of the parameters of the UAV design elastic-mass schematization. In this regard, it is relevant and important to specify the parameters of the design schematization in conformity with data of ground test operations for UAV prototypes. The provisions, allowing us to achieve satisfactory results when revising the UAV computational dynamic scheme, are made. The criteria of revising are considered. The features of revising the computational dynamic scheme, while studying the flutter and aeroelastic stability of the ACS-fitted UAV, are presented. It is noted that along with the provisions that are universal for dynamic aeroelasticity problems, specifically for flutter, and related to compensating of natural frequencies, modes and coefficients of structural damping for the UAV model according to the results of ground modal tests. In the problems of aeroelastic stability study of the UAV equipped with the ACS, it is also crucial to correct the UAV body transfer function from the section, corresponding to the axis of controls rotation, to the section where ACS sensors are installed. This is because the UAV hull is an integral part of the UAV stabilization loop and significantly affects its stability margin. The example of revising the computational dynamic scheme of a maneuverable cruciform UAV is given.

Key words: unmanned aerial vehicle, automatic control system, computational dynamic scheme, ground modal tests, revising, flutter, aeroelastic stability.

For citation: Parafes', S.G. (2022). About revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle based on the results of ground-based modal test operations in the aeroelasticity problems. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 73–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-73-85

О корректировании расчетной динамической схемы беспилотного летательного аппарата по результатам наземных модальных испытаний в задачах аэроупругости

С.Г. Парафесь'¹

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

Аннотация: Рассмотрена задача корректирования расчетной динамической схемы беспилотного летательного аппарата (БЛА) по результатам наземных модальных испытаний в интересах исследования флаттера БЛА и оценки аэроупругой устойчивости БЛА с системой автоматического управления (САУ). Отмечено, что на этапе проектирования, когда нет еще опытного образца БЛА или его агрегатов, определение модальных характеристик, а именно собственных частот, форм и обобщенных масс, проводится с помощью расчетной динамической схемы, разработанной по конструкторской документации. Однако подобного рода расчеты, выполненные даже с использованием современных конечно-элементных программных комплексов, не дают достаточно точных значений параметров упруго-массовой схематизации конструкции БЛА. В этой связи актуальным и важным является уточнение параметров схематизации конструкции по данным

наземных испытаний опытных образцов БЛА. Сформулированы положения, позволяющие достигать удовлетворительных результатов при корректировании расчетной динамической схемы БЛА. Рассмотрены критерии корректирования. Представлены особенности корректирования расчетной динамической схемы при исследовании флаттера и аэроупругой устойчивости БЛА с САУ. Отмечено, что наряду с положениями, которые являются универсальными для задач динамической аэроупругости, в частности флаттера, и связанными с коррекцией собственных частот, форм и коэффициентов конструкционного демпфирования модели БЛА по результатам наземных модальных испытаний, в задачах исследования аэроупругой устойчивости БЛА с САУ также решающее значение имеет коррекция передаточной функции корпуса БЛА от сечения, соответствующего оси вращения рулей, до сечения, где установлены датчики САУ. Это связано с тем, что корпус БЛА является непосредственной частью контура стабилизации БЛА и существенно влияет на его запасы устойчивости. Приведен пример корректировки расчетной динамической схемы маневренного БЛА крестокрылой схемы.

Ключевые слова: летательный аппарат, система автоматического управления, расчетная динамическая схема, наземные модальные испытания, корректирование, флаттер, аэроупругая устойчивость.

Для цитирования: Парафесь С.Г. О корректировании расчетной динамической схемы беспилотного летательного аппарата по результатам наземных модальных испытаний в задачах аэроупругости // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 73–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-73-85

Introduction

One of the most key tasks of dynamic aeroelasticity, the science about interaction of a flexible aircraft (A/C) with air flow, is preventing hazardous self-oscillations in-flight. A solution of the problem is conducted by means of computational-experimental research at various stages of A/C development. In terms of UAVs, the determination of the boundary of (critical velocity) flutter and the boundary of the stability loop “the flexible A/C-automatic control system (ACS)” is essential.

At the design stage, when an A/C prototype or its units are not available, defining the modal performance, especially natural frequencies, modes and generalized masses, is carried out by means of the computational dynamic scheme developed in accordance with the design documentation. The domestic and international practice shows that the similar computations, based on the sophisticated finite-element software solutions, do not provide with sufficiently precise values of modal parameters for the elastic-mass structure schematization. That is why, the necessity of specifying computations, based on A/C ground tests, is required. Modal tests of the prototype are compulsory prior to flight tests [1, 2]. After revising the elastic-mass computational scheme, a model to perform computations of A/C oscillations in-flight in the problems to study the flutter and aeroelastic stability of ACS-fitted A/C, is formed.

Fairly many papers are dedicated to the issues of revising a computational dynamic scheme. Most notably, the approaches in respect to updating infinite-element models are prioritized. The model designs such as plates [3, 4], frames [5] as well as physical structures of aerospace vehicles are under consideration. For example, the techniques to revise the computational dynamic scheme, regarding aircraft manufactured from conventional materials, are discussed in the papers [6], from composite materials – in [7, 8], UAVs – in [9]. The articles [10–12] deal with updating of infinite-element models designed to describe the dynamic construction behavior (including aerospace structures) with the riveted [10] and bolted [11, 12] joints.

Let us consider in more detail the papers representing the techniques aimed at revising the computational dynamic scheme based on the method of infinite elements, taking into consideration ground modal tests results, which are utilized to investigate the A/C flutter. The work [6] describes the potential approaches to study the A/C flutter in order to incorporate the results of ground vibration tests, i.e., 1) direct use of ground vibration tests results and 2) updating of the computational finite-element model of the A/C structure. A theoretical foundation for the methods to update the computational model, including the Bayesian estimate of the parameters and more general optimization employing the powerful nonlinear gradient methods, is given. The paper [7] considers the problem of up-

dating the computational finite-element model in order to investigate the A/C flutter with an elongated composite wing. In conformity with the results of ground modal tests, updating of the computational finite-element model by means of optimization procedures based on the methods of sensitivity analysis, was carried out.

One should note that the sensitivity analysis methods are widely utilized in the problems of updating computational dynamic models based on ground modal tests results ([3], [12–14]).

An innovative technique to update the finite-element A/C model using the results of ground modal tests is proposed in [8]. This paper provides a fresh approach towards the global/local optimization to update the finite-element A/C model made of composite material according to the scheme “flying wing” which used test data based on subsystems. Three stages of mass and rigidity distribution adjustment, while updating the computational finite-element model of the A/C, are considered. Stages I and II, i.e., local optimization, correct mass distribution for the A/C fuselage and wing to bring their mass characteristics in line with test data. Wing rigidity distribution is also adjusted on stage II using the results of ground modal wing tests. The original finite-element A/C model is updated subsequently using available experimental mass characteristics and the results of ground modal tests of the entire A/C. The iterations of global and local optimization continue until the difference between the test results and numerical results concerning finite-element models as of the entire A/C as of its subsystems (fuselage and wings) becomes less than the assigned value.

The article [15] considers the problem of updating the computational dynamic model applicable to aerospace structures, most of physical properties and boundary conditions of which depend on temperature. The approach to update the computational dynamic model, taking into consideration thermal effects and uncertainties, using a hierarchical strategy, is proposed.

At the end of a brief review of the papers dedicated to the problems of revising the computational dynamic scheme based on the results of ground modal (vibrational) tests, let us highlight the paper, in which the object of study is the

UAV. Thus, the paper [9] provides the development of the finite-element structure model for a small-sized flexible UAV. It is dedicated to the development of a simple design model based on a two-stage procedure. The static and dynamic wing tests are conducted on the initial phase. These experiments give the first assessments of the UAV material properties (e.g., rigidity), upon which, the finite-element model consisting of simple beam-type components, is developed. On the second phase, the original finite-element model is updated by means of modal data, derived from ground vibrational tests of the UAV. Afterwards, the optimization problem for purpose of minimizing differences in modal UAV properties (frequencies and modes), obtained from the computational model and experimental data.

The given review of studies, concerned with revising the computational dynamic scheme based on the results of ground modal tests, emphasizes the relevance of the stated research topic. At the same time, there are papers which are primarily oriented at the solution of problems associated with the study of dynamic structure behavior, including the flutter. The issues to revise the computational dynamic scheme based on the results of ground modal tests in order to solve the problems of aeroelasticity, which are of paramount importance for UAVs fitted with ASCs, are not sufficiently covered.

The goal of research is the development of approaches to revise the computational dynamic scheme of maneuverable UAVs, in the first instance, “air-air” and “air-ground” classes, using the results of ground modal tests to solve the problems of flutter and aeroelastic stability of ACS-fitted UAVs.

Main provisions of revising the UAV computational dynamic scheme

The following integral structure characteristics like natural frequencies, generalized masses of the undamped system or more local natural modes and frequency characteristics can be the subject or the parameter of proximity of the experiment data and the revised computational

scheme. While revising the computational dynamic scheme, an issue about a structural damping does not arise. The experiment can solely serve as a proper scientific methodology.

Revising of the computational dynamic scheme, elastic-mass, is traditionally conducted by frequencies alone: as a rule, they are defined in tests, sufficiently precisely, although indirectly. Basically, it refers to basic frequencies which can affect the flutter critical velocity. The correction problem, which can be considered as an inverse problem not having a single-valued solution, is quite time-consuming, and does not have developed algorithms.

However, one may note a series of utilized techniques which allows us to achieve satisfactory results.

The first provision is that, in the number of given data, specified by the design documentation, the inertial characteristics, as a rule, are more reliable. In this case, it is allowable to update rigidity data with the aim of improving convergence of computational and experimental frequencies.

The initial step for the first mode, for example, of a hull bend, can be the variation of a rigidity scale without changing rigidity distribution along the hull length. It is implemented within one step, but it is merely allowable if there are no apparent peculiar features with respect to rigidity distribution around the hull, for example, availability of degraded places.

Frequency divergence of the subsequent mode, for example, of the second hull bend, thereby changes, but not necessarily for the better. Therefore, repeated adjusting of rigidities is required, inevitably deteriorating the previous results. Thus, the procedure becomes iterative, and the number of steps is defined by the structural features and designer's experience. Both rigidities distribution and their absolute values are adjusted. On several occasions, there are obvious signs, establishing the necessity to change rigidity at a specific location and direction, for example, in the area of hull joints. The stated variant significantly facilitates the procedure of adjusting.

There is a general rule of obvious character. It is preferable to vary rigidity for the specific mode at the more stressed location, i.e., in the

area of the antinode point on the shape. In terms of the UAV airframe structure sections that have lumped rigidities, primarily, for flight controls, the task becomes simplified to some degree as it reduces itself to the rigidity change of two or three springs with the known position. In any case, the rigidity change should be limited by reasonable margins, and zero divergence in frequencies should not be the purpose of adjusting.

Comparison of natural modes is another traditional step, practically significant. It is common practice that they are compared qualitatively, by the "external view", by the number of nodes or the position of node lines on the surface. One can suppose that adjusting by natural frequencies will approximate the computational eigenforms to experimental ones, although formal fundamentals are not available.

The criterion for the quantitative comparison of eigenforms is the values of generalized structure masses which represent the same integral parameter as natural frequencies. Let us explain this assertion with special reference to the oscillating system with one degree of freedom containing cargo of mass m on the spring with rigidity k . Figure 1 represents the dependence of natural frequency ω_0 on the parameters of the given oscillating system in physical coordinates m, k . The natural frequency magnitude only defines the straight line inclination, all the dots of which are referred to various couples of masses and rigidities that is to different oscillating systems. The addition of the natural frequency by a magnitude of mass (or rigidity) emphasises a point on the straight, coordinates of which m_i, k_i explicitly points out to a specific oscillating system with one degree of freedom.

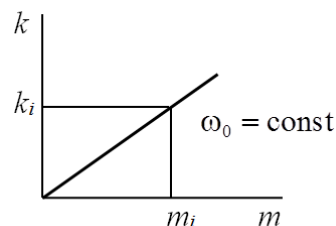


Fig. 1. Dependence of the natural frequency on the parameters of the oscillating system with one degree of freedom

Data for identification become exhausted by two integral quantitative criteria: natural frequency and mass (or rigidity). However, these criteria are generally nonsufficient. In particular, the most essential is the ratio of shifting, defined according to the eigenform of the first hull bending mode in the axis sections of the flight control rotation, $y_{o, \text{BP}}$ and installation of ACS gauges, y_{CAV} . The ratio is a multiplier of the amplitude-frequency characteristic (AFC) and the phase-frequency response (PFR) of the stabilization loop (SL), which identifies in-flight stability of the “flexible A/C-ACS” system. Increase in this ratio, for example, twice reduces a doubled margin of SL stability up to 0, i.e., to the boundary of self-oscillations. This example demonstrates the necessity of quantitative modes comparison and the appropriate computation correction.

The locations of nodes of the bending mode on the axis of hull, the ratio of amplitudes or the node line inclination on the surface of flight control are the local quantitative characteristics of eigenmodes. An attempt to add frequency, adjusting by a quantitative comparison of modes, complicates the problem critically, so the correction with the local comparison of modes can be merely referred to the most important modes which specify the self-oscillations boundary. In this case, the procedure is iterative, considering inaccuracy of measurement during tests. It is impossible to obtain a single-valued algorithm as with the case of frequencies.

The admissible criterion for proximity of the computation results and experiment is a value $\left[(\Delta m_{0j})^2 + (\Delta \omega_j)^2 \right]$ on the flat surface (m_0, ω) , where $\Delta m_{0j} = m_{0j}^p - m_{0j}^3$; $\Delta \omega_j = \omega_j^p - \omega_j^3$ [16]. The magnitudes m_{0j}^p, m_{0j}^3 represent generalized masses and the magnitudes ω_j^p, ω_j^3 do natural frequencies obtained by computational or experimental methods (j – No of self-oscillations mode).

It is more convenient to minimize the proximity criterion of the computation and experiment results in the form of dimensionless value

$$R_{m, \omega}^2 = \left(h_1 \frac{\Delta m_{0j}}{m_{0j}^3} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \omega_j}{\omega_j^3} \right)^2, \quad (1)$$

representing the sum of squared difference of two relative parameters. Since, the inaccuracy of natural frequency computation $\sigma \omega$ is less than the inaccuracy of generalized mass σm_0 ($\sigma \omega < \sigma m_0$) computation, the weighting factor $h_1 < 1$ is introduced into the criterion. If in the oscillating system under consideration, there are two proximate by frequency and strongly interacting modes, revising of the computational scheme should be conducted taking into consideration the characteristics of both modes.

The characteristics of structural damping reaction, which are also necessary for computation, are defined experimentally only by one value for each mode, as a rule, using a logarithmic decrement of oscillations. Its application for the computational scheme in the principal coordinates is maximally easy, the appropriate experimental value is used for each mode. The situation with the computational scheme in the method of finite elements is more complex, since a large-scale array of given data is general for all the modes, and the transition to principal coordinates arises only during the process of computation. Account must be taken of relatively low accuracy (and unstable state) to identify the damping reaction characteristics, a simplified view of their representation and, as a rule, dependence on the amplitude. The latter is referred to frequencies, due to the nonlinear condition of structure properties, especially flight controls. Therefore, a base scope of computations is essentially associated with the selected specific amplitudes.

Specifics of revising the computational dynamic scheme while investigating aeroelastic stability of the UAV with ASC

While investigating SL stability on frequencies of elastic UAV oscillations, frequency characteristics are the most obvious parameter. The

frequency stability criterion of the closed loop by the frequency characteristics of the open loop embeds the hull characteristics by a factor as one of the elements (fig. 2). Subsequently, the stability margin, for example, by the modulus, is defined by AFC of each loop element, including the A/C hull. While measuring with activated but retarded control actuators (with zero signals at inputs), AFC and PFR virtually do not differ from the intensity of force on the controls or from the intensity of force on the hull in the axes section of control rotation. In any variant, while correcting, the accepted differences coincide explicitly with the permissible spread, e.g., of the complete open loop AFC. Thereby, under high stability the relatively considerable variation of the computational and experimental AFC is allowed.

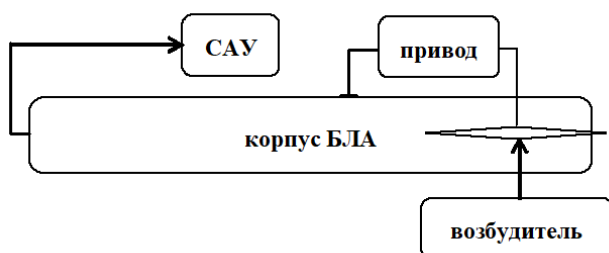


Fig. 2. Elements of the open loop of UAV stabilization

UAVs under consideration are, as a rule, axially symmetrical and, as mentioned above, have wings of small (ultra-small) elongation or do not have them at all (wingless design). Wings of these UAVs have high natural frequencies (as a general thing, several times larger than the frequency of the first bending mode of UAV hull). The dynamic properties of such high-speed maneuverable UAVs, which should be taken into consideration while developing the ACS stabilization system, are featured with bending transfer functions. So, when forming the stabilization system loop and selecting its basic parameters, it is sufficient to consider the dynamic properties of the elastic UAV hull.

The oscillating system “flexible UAV” is regarded linear; a rule of superimposition is applicable for this system, i.e., the UAV transfer function by the input effect (an angle of the control deflection) at the point of measurement (sensor installation) represents a sum of transfer function of an inflexible UAV and the dynamic response of a flexible UAV.

Transfer functions of the inflexible UAV as an object of pitch control by an angular rate ω and linear acceleration W (at locations of the rate gyro sensor (RGS) and linear accelerometer (LA) installation) are of the form of:

$$W_{\omega}(p)|_{x_{\text{двс}}} = \frac{\omega}{\delta} \Big|_{x_{\text{двс}}} = \mp k_p \frac{1 + T_{lc}p}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2}; \quad (2)$$

$$W_W(p)|_{x_{\text{длв}}} = \frac{W}{\delta} \Big|_{x_{\text{длв}}} = \mp V k_p \frac{1}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2}, \quad (3)$$

where

$$k_p = \frac{a_3 a_4}{a_2 + a_1 a_4}; \quad T_{lc} = \frac{1}{a_4}; \quad \xi_p = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}; \quad T_p = \frac{1}{\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}; \quad a_1 = -\frac{m_z^{\omega_z} q S L^2}{V I_z};$$

$$a_2 = -\frac{c_y^{\alpha} (\bar{x}_m - \bar{x}_d) q S L}{I_z}; \quad a_3 = \mp \frac{c_y^{\delta} (\bar{x}_m - \bar{x}_p) q S L}{I_z}; \quad a_4 = \frac{c_y^{\alpha} q S}{m V} + \frac{P}{m V};$$

V , q are UAV air speed and ram-air flow; $m_z^{\omega_z}$ is a rotary resistance derivative; c_y^{α} , c_y^{δ} are derivatives of the UAV lift coefficient by angles

of attack α and the control deflection δ ; P is engine thrust; $\bar{x}_m, \bar{x}_d, \bar{x}_p$ are the coordinates of mass centre, pressure centre and an axis of

control rotation referred to the UAV length L ; m , I_z , S is the mass, moment of inertia and UAV reference area. In the given expressions, a “minus” mark conforms to the tailplane configuration, a “plus” mark corresponds to “the canard plan”.

The transfer functions, found by the expressions (2), (3), are obtained on the lift force negligibility conditions on controls (due to its

insignificant effect in comparison with UAV lift force) and without considering Coriolis acceleration resulted from UAV rotation affected by jet blast. Taking into consideration the first, second hull bending modes, the complete UAV transfer functions are copied as follows [17]:

– the UAV transfer function by an angle rate at the location of RGS installation

$$\mathbf{W}_\omega(p)|_{x_{\text{ДВС}}} = \frac{\omega(p)}{\delta(p)} \Big|_{x_{\text{ДВС}}} = \mp k_p \frac{1 + T_{lc} p}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2} + \sum_{i=1}^2 \frac{p(k_{i1} + k_{i2} p^2)}{1 + 2\xi_i T_i p + T_i^2 p^2};$$

– the UAV transfer function by linear acceleration at the location of LA installation

$$\mathbf{W}_W(p)|_{x_{\text{ДЛН}}} = \frac{W(p)}{\delta(p)} \Big|_{x_{\text{ДЛН}}} = \mp V k_p \frac{1 + 2\xi_W T_W p + T_W^2 p^2}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2} + \sum_{i=1}^2 \frac{k_i^W p^2}{1 + 2\xi_i T_i p + T_i^2 p^2}.$$

In the given expressions:

k_{i1} , k_i^W are non-dimensional factors considering an effect on UAV flexural mode (according to the first, second modes) of a normal force caused by controls deflection:

$$k_{i1} = \frac{Y^\delta f'_i(x_{\text{ДВС}}) f_i(x_p)}{m_i \omega_i^2};$$

$$k_i^W = \frac{Y^\delta f_i(x_{\text{ДЛН}}) f'_i(x_p)}{m_i \omega_i^2};$$

k_{i2} are the coefficients considering an effect on UAV flexural mode (corresponding to the first, second modes) of the inertia moment resulting from controls deflection:

$$k_{i2} = \frac{I_p f'_i(x_{\text{ДВС}}) f'_i(x_p)}{m_i \omega_i^2};$$

ξ_i are damping coefficients of flexural modes of the hull structure (by the first, second modes) associated with the appropriate logarithmic oscillations decrements ν_i formulae $\xi_i = \frac{\nu_i}{2\pi}$;

$$T_i = 1/\omega_i;$$

Y^δ is the derivative of the UAV lift force by an angle of control deflection;

I_p is the total momentum of controls inertia (e.g., for «+» scheme momentum of a pair of controls) in the general case considering the control actuator inertia;

$$m_i = \int_0^L m(x) f_i^2(x) dx \text{ are UAV given masses}$$

by the first-second bending modes;

$m(x)$ is the distributed on UAV length mass;

ω_i , $f_i(x)$, $f'_i(x)$ are rotational frequencies, modes and derivatives of the first, second UAV eigenmodes.

Both in the problem for the study of ACS-fitted UAV aeroelastic stability and in the problem of computation for the UAV flutter, the essential factor is proximity of the hull and control frequencies, as well as the hull bending shape (represented in Figure 3 in the axes: amplitude A is a relative coordinate along the hull axis $\bar{x}$). However, unlike the flutter problem, the shape of hull bending is defined by a position not only of the node, proximate to the axis of controls rotation (parameter $f_i(x_p)$), but of the node prox-

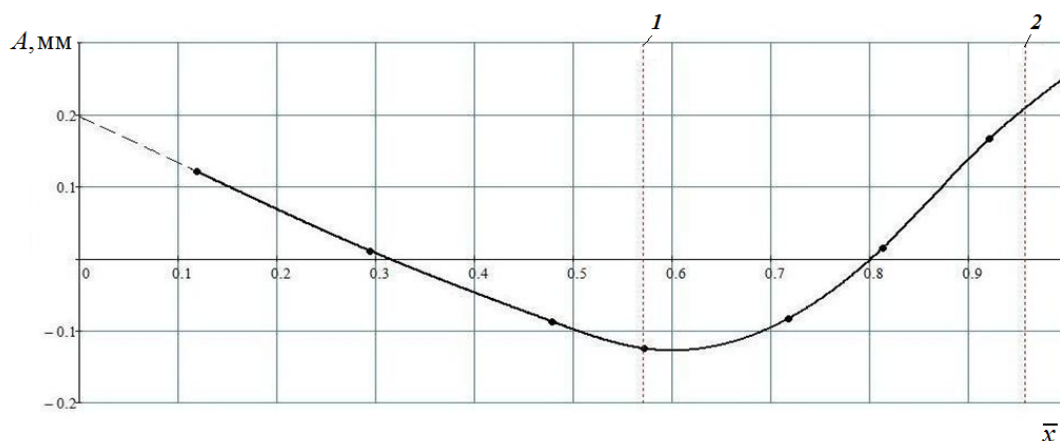


Fig. 3. Eigenmode of the first mode for UAV hull bending:

1 – hull cross section with ACS sensors; 2 – hull section corresponding to the position of the control rotation axis

imate to the hull section with ACS sensors. For this purpose, the basic parameters to revise the computational dynamic scheme are: $f_i(x_{\text{ДУВ}})$, $f'_i(x_{\text{ДУС}})$ are the shape and the derivative of UAV hull bending shape at the location of ACS sensors.

Example of the computational dynamic scheme revising

Let us consider an example of revising the computational dynamic scheme of a maneuverable UAV based on the results of ground modal tests. An unmanned aeronautical vehicle has a conventional aerodynamic configuration with the cruciform location of aerodynamic control surfaces. The UAV is equipped with the stabilization system with two feedbacks: by an angle rate and linear acceleration. For this UAV type, as noted above, loss of aeroelastic ACS-fitted UAV stability is typical along with flutter. The ACS sensors (RGS and LA) are in one unit (in one UAV hull section). For the reliable determination of stability boundaries, it is necessary to specify the computational transfer function of the flexible UAV obtained using the finite-element model based on the results of ground modal tests. As stated above, not only the close agreement of the natural oscillatory frequencies is important but also the proximity of

eigenmodes, especially in the UAV hull section with ASC sensors.

In order to determine experimentally frequencies and natural modes of self-oscillations, a special simulator was used [18]. The simulator incorporates a power driver (electrodynamical – type exciters in the set with power amplifiers by TMS, USA); measurement means of oscillation parameters (accelerometers and impedance heads by PCB Piezotronics); a supervisory software-hardware system comprising a personal computer, real-time system of measurement and control CompactRIO (National Instruments, USA) and software to control test operations; portals for the UAV flexible suspension. By means of the simulator, the UAV modal test operations were conducted (more exactly, of the mass-size model, rigidity and mass-inertial properties of which coincide with a full-sized UAV). In particular, the first, second bending mode characteristics of the UAV hull were defined. In order to provide comparison of computational and experimental data of eigenmode, found experimentally, were normalized in the same manner as the computational ones.

Updating the finite-element UAV model was carried out using the criterion (1). At every stage of the process for revising the computational scheme, the proximity criterion of the computation and experiment results (h_1 is suggested equal to 1) was defined as for each of the analyzed bending modes as for the general one for the

Table 1

The results of revising the computational dynamic scheme

Type of data	Iteration number	Generalized masses, kg m ²		Natural frequencies, Hz		Criterion (1)
		1 st mode	2 ^d mode	1 st mode	2 ^d mode	
Experimental	—	25.03548	4.15003	44.37	123.40	—
Estimated	0	25.41704	3.90324	45.22	125.68	0.000411793
Estimated	1	24.96875	4.06949	44.59	124.14	0.000063079
Estimated	2	24.74110	4.10589	44.62	123.52	0.000035234
Estimated	3	24.72235	4.11829	44.33	123.44	0.000029396
Estimated	4	24.78914	4.11512	44.43	123.43	0.000003433
Estimated	5	24.86000	4.12423	44.35	123.41	0.000001065

both. Simultaneously, at every stage, the lack of deteriorating flexural mode values in the UAV hull cross section, in which ASC sensors are located, was monitored. The results of revising are represented in Table 1. The Table provides the UAV hull generalized masses and natural frequencies of the first, second bending modes obtained as a result of processing experimental data (the first line with the title “Experimental” in the column “Data type” and the same parameters of the computational dynamic model revised gradually for the purpose of minimizing the criterion (1) (the subsequent table lines with the title “Computational” in the same column).

A step process of adjusting rigidity distribution along the UAV hull (with stating iteration numbers) is shown in Figure 4. The physical parameters variation had an effect, although to a different degree, on the dynamic characteristics of the considered modes, but virtually did not affect the other modes. As Figure 4 illustrates, the first step in the process of correcting was efficient in terms of compensating the UAV hull first bending mode characteristics and inefficient from the point of view of compensating the second mode characteristics. It was concerned with selecting to revise the computational dynamic rigidity scheme in the area of antinode point of the UAV hull first bending mode. The opposite result was obtained at the second iteration of revising the computational dynamic scheme which was

specified by the rigidity selection in the area of antinode point of the UAV hull second bending mode. The subsequent approximations showed rapid convergence of the process to revise the UAV computational dynamic scheme.

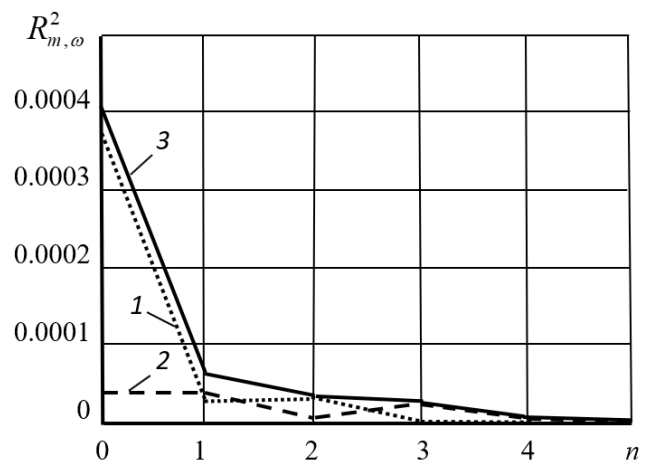


Fig. 4. Dependence of the criterion (1) on the iteration number: 1 – 1st mode, 2 – 2nd mode, 3 – both modes

Thus, in conformity with the considered approach within a small number of iterations n , the UAV computational dynamic scheme could be revised, based on the results of ground modal test operations, in order to solve the aeroelasticity problems, specifically, to study ASC-fitted UAV aeroelastic stability.

Conclusion

The problem of revising the UAV computational dynamic scheme, based on the results of ground modal test operations, in order to solve the problems of dynamic aeroelasticity associated with the assessment of “flexible A/C-ASC” loop stability and safety from flutter, is considered.

At the stage of design, when an UAV prototype or its units are not available, the determination of modal characteristics, specifically, of natural frequencies, modes and generalized masses is executed by means of the computational dynamic scheme developed according to the design documentation. Such a dynamic scheme does not provide us with reliable modal parameters of the elastic-mass structure model. Therefore, it is necessary to revise computations based on data of UAV ground test operations. Variants of revising the computational dynamic scheme are referred to natural frequencies, modes, generalized masses and frequency-response plots, specifically to quadratic criteria. Irrespective of this fact, there is a necessity to correlate the UAV hull experimental frequency-response plots from the section, corresponding to the position of controls rotation axis, to the section corresponding to the installation of ASC sensors. It is related to the fact, that a flexible hull as an element, forms a part of the UAV stabilization loop and significantly affects the value of stability margin by a module and phase margin (under the frequency stability criterion).

The example of revising the dynamic scheme of a maneuverable cruciform UAV, based on the results of ground modal test operations, in order to solve the problems of aeroelastic stability of the ASC-fitted UAV, is considered.

References

1. Heylen, W., Lammens, S. & Sas, P. (1997). *Modal Analysis Theory and Testing*. Leuven, Belgium, KUL Press, 340 p.
2. Karkle, P.G. & Smyslov, V.I. (2017). *Modal tests of aircraft and reproduction of force actions*. Moscow: Technospfera, 156 p. (in Russian)
3. Jayanthan, M. & Srinivas, V. (2015). *Structural damage identification based on finite element model updating*. Journal of Mechanical Engineering and Automation, vol. 5, no. 3B, pp. 59–63. DOI: 10.5923/c.jmea.201502.12
4. Bahari, A.R., Yunus, M.A., Rani, M.N.A., Mirza, W.I.I., Aziz Shah, M.A.S. & Yahya, Z. (2021). *Finite element modelling and updating of a thin plate structure using normal mode analysis*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering (ICCEM 2020) 25–26 June 2020, Selangor, Malaysia, vol. 1062, ID: 012059. DOI: 10.1088/1757-899X/1062/1/012059 (accessed: 05.06.2021).
5. Shabbir, F. & Omenzetter, P. (2016). *Model updating using genetic algorithms with sequential niche technique*. Engineering Structures, vol. 120, pp. 166–182. DOI: 10.1016/j.engstruct.2016.04.028
6. Cecrdle, J. (2014). *Updating of aircraft structure dynamic model to ground vibration test results*. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2014). Russia, St.Petersburg, 7–12 September, 7 p.
7. Kim, S.-Y. (2012). *Modal test and finite element model update of aircraft with high aspect ratio wings*. Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, vol. 22, issue 5, pp. 480–488. DOI: 10.5050/KSNVE.2012.22.5.480
8. Zhao, W., Gupta, A., Regan, C.D., Miglani, J., Kapania, R.K. & Seiler, P.J. (2019). *Component data assisted finite element model updating of composite flying-wing aircraft using multi-level optimization*. Aerospace Science and Technology, vol. 95, ID: 105486. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105486 (accessed: 05.06.2021).
9. Gupta, A., Moreno, C.P., Pfifer, H. & Balas, G.J. (2015). *Updating a finite element based structural model of a small flexible aircraft*. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Kissimmee, Florida, 5–9 January, 14 p. DOI: 10.2514/6.2015-0903
10. Yunus, M.A., Rani, M.N.A., Sani, M.S.M. & Aziz Shah, M.A.S. (2018). *Finite element model updating of riveted joints of simplified model aircraft structure*. AIP Conference Proceedings, vol. 1952, issue 1.

ID: 020013. DOI: 10.1063/1.5031975 (accessed: 05.06.2021).

11. Omar, R., Rani, M.N.A. & Yunus, M.A. (2020). *Representation of bolted joints in a structure using finite element modelling and model updating*. Journal of Mechanical Engineering and Sciences, vol. 14, no. 3, pp. 7141–7151. DOI: 10.15282/jmes.14.3.2020.15.0560

12. Omar, R., Rani, M.N.A., Yunus, M.A. et al. (2021). *Improvement in the accuracy of the dynamic behaviour prediction of a bolted structure using a simplified finite element model and model updating*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 1041, ID: 012051. DOI: 10.1088/1757-899X/1041/1/012051 (accessed: 05.06.2021).

13. Arras, M. & Coppotelli, G. (2015). *Finite-element structural updating using frequency response functions*. Journal of Aircraft, vol. 52, no. 5, pp. 1–15. DOI: 10.2514/1.C032964 (accessed: 05.06.2021).

14. Luo, H., Wang, W., Fu, J. & Jiao, L. (2019). *Finite element model updating of satellite sailboard based on sensitivity analysis*. Shock and Vibration, vol. 2019, ID: 4547632. DOI: 10.1155/2019/4547632 (accessed: 05.06.2021).

15. He, C., Li, Z., He, H. & Wang, J. (2021). *Stochastic dynamic model updating of aerospace thermal structure with a hierarchical framework*. Mechanical Systems and Signal Processing, vol. 160, ID: 107892. DOI: 10.1016/j.ymssp.2021.107892 (accessed: 05.06.2021).

16. Kuznetsov, O.A. & Smyslov, V.I. (1979). *Correction experience of design dynamic scheme according to results of resonance tests*. Uchenyye zapiski TsAGI, vol. 10, no. 6, pp. 99–112. (in Russian)

17. Parafes', S. & Turkin, I. (2020). *Consideration of aeroservoelasticity requirements in the development of highly maneuverable unmanned aerial vehicle*. 18th International Conference "Aviation and Cosmonautics" (AviaSpace-2019): IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 868, issue 1, ID: 012038, 9 p. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012038 (accessed: 05.06.2021).

18. Parafes', S.G. & Turkin, I.K. (2016). *Current problems of aeroelasticity and dynamics of highly maneuverable unmanned aircrafts' structures*. Moscow: Izdatelstvo MAI, 184 p. (in Russian)

Список литературы

1. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания / Пер. с англ. В.С. Межина, Н.А. Невзорского. М.: Новатест, 2010. 319 с.

2. Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. М.: Техносфера, 2017. 156 с.

3. Jayanthan M., Srinivas V. Structural damage identification based on finite element model updating // Journal of Mechanical Engineering and Automation. 2015. Vol. 5, no. 3B. Pp. 59–63. DOI: 10.5923/c.jmea.201502.12

4. Bahari A.R. Finite element modelling and updating of a thin plate structure using normal mode analysis / A.R. Bahari, M.A. Yunus, M.N.A Rani, W.I.I. Mirza, M.A.S. Aziz Shah, Z. Yahya [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, (ICCEM 2020) 25–26 June 2020, Selangor, Malaysia, 2021. Vol. 1062, ID: 012059. DOI: 10.1088/1757-899X/1062/1/012059 (дата обращения: 05.06.2021).

5. Shabbir F., Omenzetter P. Model updating using genetic algorithms with sequential niche technique // Engineering Structures. 2016. Vol. 120. Pp. 166–182. DOI: 10.1016/j.engstruct.2016.04.028

6. Cecrdle J. Updating of aircraft structure dynamic model to ground vibration test results // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2014). Russia, St.Petersburg, 7–12 September 2014. 7 p.

7. Kim S.-Y. Modal test and finite element model update of aircraft with high aspect ratio wings // Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering. 2012. Vol. 22, iss. 5. Pp. 480–488. DOI: 10.5050/KSNVE.2012.22.5.480

8. **Zhao W.** Component data assisted finite element model updating of composite flying-wing aircraft using multi-level optimization / W. Zhao, A. Gupta, C.D. Regan, J. Miglani, R.K. Kapania, P.J. Seiler [Электронный ресурс] // *Aerospace Science and Technology*. 2019. Vol. 95. ID: 105486. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105486 (дата обращения: 05.06.2021).
9. **Gupta A.** Updating a finite element based structural model of a small flexible aircraft / A. Gupta, C.P. Moreno, H. Pfifer, G.J. Balas // *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. Florida, Kissimmee, 5–9 January 2015. 14 p. DOI: 10.2514/6.2015-0903
10. **Yunus M.A.** Finite element model updating of riveted joints of simplified model aircraft structure / M.A. Yunus, M.N.A. Rani, M.S.M. Sani, M.A.S. Aziz Shah [Электронный ресурс] // *AIP Conference Proceedings*, 2018. Vol. 1952, iss. 1. ID: 020013. DOI: 10.1063/1.5031975 (дата обращения: 05.06.2021).
11. **Omar R., Rani M.N.A., Yunus M.A.** Representation of bolted joints in a structure using finite element modelling and model updating // *Journal of Mechanical Engineering and Sciences*. 2020. Vol. 14, no. 3. Pp. 7141–7151. DOI: 10.15282/jmes.14.3.2020.15.0560
12. **Omar R., Rani M.N.A., Yunus M.A. и др.** Improvement in the accuracy of the dynamic behaviour prediction of a bolted structure using a simplified finite element model and model updating [Электронный ресурс] // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2021. Vol. 1041. ID: 012051. DOI: 10.1088/1757-899X/1041/1/012051 (дата обращения: 05.06.2021).
13. **Arras M., Coppotelli G.** Finite-element structural updating using frequency response functions [Электронный ресурс] // *Journal of Aircraft*. 2015. Vol. 52, no. 5. Pp. 1–15. DOI: 10.2514/1.C032964 (дата обращения: 05.06.2021).
14. **Luo H.** Finite element model updating of satellite sailboard based on sensitivity analysis / H. Luo, W. Wang, J. Fu, L. Jiao [Электронный ресурс] // *Shock and Vibration*. 2019. Vol. 2019. ID: 4547632. DOI: 10.1155/2019/4547632 (дата обращения: 05.06.2021).
15. **He C.** Stochastic dynamic model updating of aerospace thermal structure with a hierarchical framework / C. He, Z. Li, H. He, J. Wang [Электронный ресурс] // *Wang Mechanical Systems and Signal Processing*. 2021. Vol. 160. ID: 107892. DOI: 10.1016/j.ymssp.2021.107892 (дата обращения: 05.06.2021).
16. **Кузнецов О.А., Смыслов В.И.** Опыт корректирования расчетной динамической схемы по результатам резонансных испытаний // *Ученые записки ЦАГИ*. 1979. Т. 10, № 6. С. 99–112.
17. **Parafes' S., Turkin I.** Consideration of aeroservoelasticity requirements in the development of highly maneuverable unmanned aerial vehicle [Электронный ресурс] // 18th International Conference «Aviation and Cosmonautics» (AviaSpace-2019): *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020. Vol. 868, iss. 1. ID: 012038. 9 p. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012038 (дата обращения: 05.06.2021).
18. **Парафесь С.Г., Туркин И.К.** Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: Издательство МАИ, 2016. 184 с.

Information about the author

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

Сведения об авторе

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института (национального исследовательского университета), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию 10.03.2022
Принята в печать 24.05.2022

Received 10.03.2022
Accepted for publication 24.05.2022

ББК 05
Н 34
Св. план 2022

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 25, № 03, 2022
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 25, No. 03, 2022

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.

Оформить подписку на печатную версию журнала можно на сайте Объединенного каталога «Пресса России» www.pressa-rf.ru. Подписной индекс 84254.

Подписано в печать 25.03.2022.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

11,0 усл. печ. л.

Заказ № 925/110

Тираж 50 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

© Московский государственный
технический университет ГА, 2022