

№ 11 ДЕКАБРЬ 2024
ISSN 2707-6989

БЕЛОРУССКАЯ ГОСУДАРСТВЕННАЯ
АКАДЕМИЯ АВИАЦИИ

АВИАЦИОННЫЙ ВЕСТНИК

*The aviation
herald*

THE AVIATION HERALD, 2024, no. 11



АВИАЦИОННЫЙ ВЕСТНИК. 2024. № 11

1974 **50** 2024
МАТУГА • МГВАК • БГАА

Научно-практический журнал

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИЯ В ЛИЦАХ

Окрыленные Великой Победой 2

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

Л. И. Гречихин. Полет космических аппаратов в условиях глубокого вакуума 10

Ю. А. Гурвич, К. К. Крамник, И. Л. Бурдин, М. Ю. Ганчаров. Проектирование карданных передач с помощью механико-математических кинематических и динамических моделей 20

А. Г. Капустин, Н. С. Карнаухов. Влияние работы выпрямительных устройств на высшие гармонические токов и напряжений в авиационных системах электроснабжения 30

С. В. Василевич, М. В. Малько, Д. В. Дегтерев, С. О. Стойко. Возможности применения жидких продуктов пиролиза растительной биомассы в качестве ингибиторов авиационных топлив 35

В. В. Малеронок, С. А. Коршак, С. Н. Романенок, Н. А. Колоденец. Определение основных аэродинамических характеристик планера беспилотного летательного аппарата при моделировании 42

Е. В. Куриленко, О. Н. Скрыпник. Методика численного решения дифференциальных уравнений движения беспилотного летательного аппарата методом линеаризации 49

Е. Л. Русакович, А. А. Санько, В. В. Малеронок. Выбор информативных признаков оценки качества управления пилотом воздушного судна по данным бортовых устройств регистрации параметров полета 54

Ю. И. Самуленков, А. Д. Грузд. Энтропийная теория информации и ее использование при решении научно-практических задач в авиационных системах 61

М. М. Лузан, А. П. Ласковнев. Методика формирования облика транспортного беспилотного летательного аппарата 66

ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ НАУКИ

З. В. Машарский, О. Г. Козлова, У. А. Козловская. Воздействие стрессовых ситуаций на качество работы персонала в авиационных организациях 76

М. Ф. Бакунович, А. В. Найдович. Взаимосвязь волевой организации и психологической безопасности личности будущих авиационных специалистов 80

Т. В. Казак, О. С. Медведев, А. Н. Василькова. Использование нейронных сетей в психологическом сопровождении 85

Зарегистрирован в Министерстве информации Республики Беларусь
№1951 от 20 декабря 2019 года.

Учреждение образования
«БЕЛОРУССКАЯ ГОСУДАРСТВЕННАЯ АКАДЕМИЯ АВИАЦИИ»

Республика Беларусь, 220096, г. Минск, ул. Уборевича, 77
Тел. +375 (17) 378 94 22, факс (017) 271 66 32
academy@bsaa.by
bgaa.by

Главный редактор:

А. А. Шегидевич, к.т.н., ректор БГАА, Республика Беларусь.

Заместители главного редактора:

Л. И. Гречихин, д.ф.-м.н., профессор кафедры естественнонаучных и общепрофессиональных дисциплин БГАА, Республика Беларусь;

А. А. Жукова, к.т.н., Республика Беларусь.

Технический секретарь:

С. О. Стойко, начальник авиационного научно-технического центра БГАА, Республика Беларусь.

Редколлегия

Технические науки:

С. А. Чижик, академик НАН Беларуси, д.т.н., профессор, первый заместитель Председателя Президиума НАН Беларуси, Республика Беларусь;

А. П. Ласковнев, академик НАН Беларуси, д.т.н., главный научный сотрудник ФТИ НАН Беларуси, Республика Беларусь;

В. Г. Залесский, д.ф.-м.н., директор ФТИ НАН Беларуси, Республика Беларусь;

А. Т. Волочко, д.т.н., профессор, начальник отдела материаловедения и литейно-деформационных технологий ФТИ НАН Беларуси, Республика Беларусь;

Ю. Ю. Михальчевский, к.т.н., д.э.н., доцент, ректор ФГБОУ ВО СПбГУ ГА, Российская Федерация;

М. М. Хақдод, д.т.н., профессор, член-корреспондент Академии наук Республики Таджикистан, Республика Таджикистан;

А. Х. Гильмутдинов, помощник Президента Республики Татарстан, д.ф.-м.н., профессор, заведующий кафедрой лазерных технологий ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», Российская Федерация;

Т. Л. Алибаев, к.э.н., ректор ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», заслуженный экономист Республики Татарстан, Республика Татарстан;

А. А. Рискулов, д.т.н., профессор, декан факультета международных образовательных программ Ташкентского государственного транспортного университета, Республика Узбекистан;

Ши-Хонг Джанг, д.т.н., профессор, исполнительный секретарь Китайского исследовательского объединения глубокой вытяжки металлов, профессор IMR CAS, Китайская Народная Республика;

Воонг Шин Квак, президент компании SafeUsDrone, Республика Южная Корея;

Сунь Яньган, д.т.н., профессор, вице-президент по иностранным делам Шэньянского аэрокосмического университета.

Юридические науки:

Б. П. Елисеев, д.ю.н., профессор, ректор МГТУ ГА, Российская Федерация;

Б. А. Сафарзода, д.ю.н., профессор, Чрезвычайный и Полномочный Посол Республики Таджикистан в Республике Беларусь, Республика Таджикистан;

В. С. Каменков, д.ю.н., профессор, профессор кафедры финансового права и правового регулирования хозяйственной деятельности юридического факультета БГУ, Республика Беларусь;

З. З. Халилов, к.ю.н., доцент кафедры правоведения НАА, Республика Азербайджан.

Педагогические науки:

Г. М. Булдык, д.пед.н., профессор, профессор кафедры физических и математических основ информатики Белорусской государственной академии связи, Республика Беларусь;

А. М. Волочко, к.фил.н., д.пед.н., профессор, главный научный сотрудник лаборатории гуманитарного образования НИО, Республика Беларусь.

Психологические науки:

Т. В. Казак, д.псх.н., профессор, член-корреспондент Международной академии психологических наук, заведующий кафедрой инженерной психологии и эргономики БГУИР, Республика Беларусь;

В. Г. Стуканов, к.псх.н., д.пед.н., профессор, заведующий лабораторией проблем воспитания личности НИО, Республика Беларусь;

З. В. Машарский, к.псх.н., декан факультета гражданской авиации БГАА, Республика Беларусь.

CONTENTS

AVIATION IN PERSONS

Inspired by the Great Victory2

TECHNICAL SCIENCES

L. Gretchikhin. Spacecraft Flight in Deep Vacuum Conditions10

Yu. Gurvich, K. Kramnik, I. Burdin, M. Gancharov. Design of Cardan Transmissions Using Kinematic and Dynamic Mechanical-mathematical Models20

A. Kapustin, N. Karnauhov. The Effect of Rectifier Devices on Higher Harmonic Currents and Voltages in Aviation Power Supply Systems ...30

S. Vasilevich, M. Malko, D. Degterov, S. Stoiko. Possibilities of Using Liquid Products of Pyrolysis of Plant Biomass as Inhibitors of Aviation Fuels 35

V. Maleronok, S. Korshak, S. Romanionok, N. Kolodenets. Determination of the Main Aerodynamic Characteristics of the Airframe of an Unmanned Aerial Vehicle in Modeling42

E. Kurylenko, O. Skrypnik. Methodology for Numerical Solution of Differential Equations of Motion of an Unmanned Aerial Vehicle Using the Linearization Method49

E. Rusakovich, A. Sanko, V. Maleronok. The Choice of Informative Features for Assessing the Quality of Aircraft Pilotage Management According to the Data On-board Devices for Recording Flight Parameters54

Yu. Samulenkov, A. Gruzd. The Use of Entropy Theory of Information in Solving Scientific and Practical Problems in Aviation Systems 61

M. Luzan, A. Laskovnev. Method of Forming the Design of a Transport Unmanned Aerial Vehicle66

PSYCHOLOGICAL SCIENCES

Z. Masharsky, O. Kozlova, U. Kozlovskaya. Impact of Stress Situations on the Quality of Personnel Work in Aviation Organizations76

M. Bakunovich, A. Naidovich. Relationship of Volitional Organization and Psychological Safety of Individuals Future Aviation Specialists 80

T. Kazak, O. Medvedev, A. Vasilkova. Using Neural Networks in Psychological Support.85

Educational establishment
BELARUSIAN STATE ACADEMY OF AVIATION

220096, Minsk, Uborevich St., 77
Tel. +375 (17) 378 94 22, fax (017) 271 66 32
academy@bsaa.by
bgaa.by

Колонка главного редактора



**Шегидевич
Артём Артурович**

Редактор
Белорусской
государственной
академии авиации

Наука и история неразрывно связаны друг с другом, ведь каждый новый шаг в научных исследованиях опирается на уроки прошлого. В год 50-летия БГАА традиционная рубрика «Авиация в лицах» посвящена 80-летию освобождения Беларуси от немецко-фашистских захватчиков. В строках освещены судьбы летчиков-героев, посвятивших свои жизни защите нашей родины. То, что мы имеем сегодня – свободу и возможность развиваться в научной деятельности – это результат подвига тех, кто рисковал собственной жизнью ради мирного неба над головой. Наследие героев побуждает к высоким достижениям и ставит на путь к успешному будущему.

Стремление к созиданию находит свое отражение в постоянном росте научной деятельности БГАА. Подводя итоги 2024 года, стоит отметить научные достижения академии: получены патенты на изобретение и на полезную модель масляной системы авиадвигателя. Состоялись IX Международная научно-практическая конференция «Авиация: история, современность, перспективы развития», посвящённая 50-летию БГАА, и V международный конкурс научных курсантских работ «Молодая наука академии – 2024». БГАА впервые приняла участие в XXX Международном форуме по информационно-коммуникационным технологиям «ТИБО – 2024» и стала соорганизатором конференции «Наука и образование в области транспорта и логистики» в рамках форума «Белорусская транспортная неделя – 2024», посвящённая актуальным вопросам транспортной отрасли. Подобные события символизируют наше внимание и глубокую заинтересованность к развитию науки в Беларуси.

В последнее воскресенье января страна традиционно отмечает День белорусской науки. История праздника берет свое начало с первых шагов научной деятельности на территории Беларуси и знаменует собой признание необходимости научного труда для развития предприятий, общества и государства. Мы, несомненно, гордимся, что можем предоставить результаты исследовательских работ, демонстрируя ясность и прикладной подход научных сотрудников БГАА. Достижения отражают текущий уровень научного прогресса и постепенно закладывают фундамент для новых открытий.

ОКРЫЛЕННЫЕ ВЕЛИКОЙ ПОБЕДОЙ

Великая Отечественная война — одна из самых страшных глав истории нашей страны. Кровопролитная трагедия, унесшая жизни каждого третьего белоруса, навеки впечатана в летопись как акт бесчеловечной жестокости и зверства немецко-фашистских захватчиков над ни в чем неповинными людьми.

22 июня 1941 года многие ветераны и свидетели войны запомнили на всю жизнь. Именно этим утром вся страна услышала сообщение Юрия Левитана, голос которого позже нарекли голосом Победы: «Внимание, говорит Москва! Передаем важное правительственное сообщение. Граждане и гражданки Советского Союза, сегодня в 4 часа утра без всякого объявления войны германские вооруженные силы атаковали границы Советского Союза. Началась Великая Отечественная война советского народа против немецко-фашистских захватчиков. Наше дело правое! Враг будет разбит! Победа будет за нами!».

Весь Советский Союз встал на защиту Родины. Народы каждой из союзных республик сплотились в единое целое, чтобы дать отпор захватчикам. На протяжении четырех лет наши отцы и деды сражались за мирное небо над головами нас, потомков. Миллионы людей погибли и получили ранения на полях боевых действий и в концентрационных лагерях, тысячи городов и сел были навеки стерты с лица земли. Но наш народ выстоял, победил нечеловечное зло, с которым немцы пришли на наши земли.

И по сей день в Беларуси уделяется большое внимание сохранению исторической памяти о Великой Отечественной войне. Ведь только благодаря живому примеру памяти и преемственности поколений мы можем уверенно стремиться в будущее. В этом году наша страна отметила 80-летие освобождения Беларуси от немецко-фашистских захватчиков. И именно в год этой Великой даты мы должны напоминать себе о героическом подвиге, благодаря которому современное поколение белорусов не знает ужасов войны.

Одиннадцатый номер научно-практического журнала «Авиационный вестник» открывает материал, повествующий о жизни и подвигах Героев — тех людей, которых можно назвать примером мужества. Мы расскажем лишь о некоторых из них: об авиаторах, посвятивших себя развитию и укреплению обороноспособности военно-воздушных сил.



Летчики — участники Парада Победы в Москве, 24 июня 1945 г.

ГОЛОВАЧЁВ ПАВЕЛ ЯКОВЛЕВИЧ



Павел Яковлевич родился 2 декабря [15 декабря] 1917 года в деревне Кошелево Буда-Кошелевского района Гомельской области в семье крестьянина. В 1935 году окончил школу-семилетку, школу ФЗУ в Гомеле, позже работал токарем и фрезеровщиком на лесокомбинате в рабочем поселке Ново-Белица. Одновременно с основной работой он занимался в Гомельском аэроклубе.

В 1938 году вступил в ряды Красной Армии, где по комсомольской путевке был направлен в 8-ю Одесскую военную авиационную школу пилотов имени П. Д. Осипенко. Успешно окончив ее в 1940 году, Павел Яковлевич был направлен для прохождения службы в 168-й истребительный авиационный полк, дислоцировавшийся в Крыму.

На протяжении Великой Отечественной войны летчик летал на штурмовку войск противника. На 2-й день войны сбил свой первый самолет — Me-109, однако в ходе воздушной битвы был ранен. В октябре 1941 года был переведен в состав 69-го авиационного полка, участвовал в боях под Сталинградом, Ростовом-на-Дону и в Донбассе. К ноябрю 1943 года совершил 225 боевых вылетов, провел 92 воздушных боя, в которых лично сбил 17 самолетов противника.



Фотография летчиков-асов советской истребительной и штурмовой авиации. П. Я. Головачёв сидит в первом ряду первый справа

За образцовое выполнение боевых заданий командования по прорыву сильно укрепленной полосы врага и освобождение города Мелитополь, проявленные отвагу и героизм Указом Президиума Верховного Совета СССР от 1 ноября 1943 года гвардии старшему лейтенанту Головачёву было присвоено звание Героя Советского Союза.

В составе полка Павел Яковлевич воевал до конца войны, принимал участие в освобождении Беларуси, участвовал в штурме Кенигсберга и Берлина. Свою последнюю победу одержал 25 апреля 1945 года в небе над Берлином, сбив два FW-190. Всего к маю 1945 года совершил 457 боевых вылетов и в 125 воздушных боях сбил лично 31 и в группе 1 самолет противника. За героизм и мужество, образцовое выполнение заданий командования Указом Президиума Верховного Совета СССР от 29 июня 1945 года уже гвардии капитан Головачёв был награжден второй медалью «Золотая Звезда».

После окончания Войны Павел Яковлевич продолжил службу в ВВС. В 1951 году окончил Краснознаменную Военно-воздушную академию, в 1959 году — Военную академию Генерального штаба. За всю свою жизнь был награжден двумя орденами Ленина, шестью орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, двумя орденами Красной Звезды и различными медалями. Генерал-майор авиации умер 2 июля 1972 года.

ГАСТЕЛЛО НИКОЛАЙ ФРАНЦЕВИЧ



Николай Францевич родился 23 апреля [6 мая] 1907 года в Москве в белорусской рабочей семье, окончил семилетнюю школу № 25 имени Пушкина, работал учеником стерженщика, формовщиком и вагранщиком на Муромском паровозостроительном заводе имени Ф. Э. Дзержинского, слесарем и нормировщиком на Государственном механическом заводе строительных машин имени 1 Мая.

В мае 1932 года по специальному набору был призван в ВВС Красной Армии, после чего отправился в 11-ю Луганскую военную авиационную школу летчиков имени Пролетариата Донбасса. Николай Францевич был участником советско-финляндской войны: сражался на Халхин-Голе в составе 150-го скоростного бомбардировочного авиационного полка.

Первый боевой вылет в годы Великой Отечественной войны совершил в 5 часов утра 22 июня 1941 года. В первые дни войны полк понес большие потери. Оставшиеся летчики и самолеты 24 июня были сведены в две эскадрильи. Капитан Гастелло стал командиром 2-й эскадрильи. Выполнял 3 боевых вылета, а при бомбежке аэродрома вражеским самолетом 24 июня 1941 года огнем пулеметной установки с земли сбил вражеский самолет.

26 июня 1941 года при выполнении очередного полета его бомбардировщик ДБ-3Ф был подбит и загорелся. Свой горящий самолет он направил на скопление вражеских войск на автомобильной дороге в районе городского поселка Радошковичи. За мужество и героизм Указом Президиума Верховного Совета СССР от 26 июля 1941 года капитану Гастелло было посмертно присвоено звание Героя Советского Союза, а также посмертно награжден орденом Ленина.

ГОРОВЕЦ АЛЕКСАНДР КОНСТАНТИНОВИЧ



Александр Константинович родился 6 марта [12 марта] 1915 года в деревне Мошканы Сенненского района Витебской области в крестьянской семье. После окончания школы-семилетки работал слесарем и одновременно учился в аэроклубе.

В 1932 году молодого человека призвали в ряды Красной Армии, где он был направлен в Ульяновскую авиационную школу инструкторов Осоавиахима. Дальнейший профессиональный путь сложился в городе Шахты Ростовской области: Александр Константинович стал летчиком-инструктором в аэроклубе города Шахты, в декабре 1939 года был избран депутатом Шахтинского райсовета. Позже стал начальником летной части аэроклуба. С началом Великой Отечественной войны был вновь призван в армию 25 июня 1941 года. Служил командиром звена в 20-й военной авиационной школе летчиков первоначального обучения Северо-Кавказского фронта.

На фронтах Великой Отечественной войны с июля 1942 года. Воевал в составе 166-го истребительного авиационного полка. Уже к июлю 1943 года осуществил 74 боевых вылета, в 10 воздушных боях сбил лично 2 и в группе 6 самолетов противника. Во время битвы на Курской дуге 6 июля 1943 года вступил в бой с 20 бомбардировщиками Ju-87 и сумел сбить

8 самолетов противника. Когда был израсходован боезапас, он нанес удар винтом по хвостовому оперению девятого бомбардировщика. Возвращаясь на поврежденном самолете на свой аэродром, попал под удар четырех вражеских истребителей FW-190. В этом бою отважный летчик погиб.



А.К. Горовец рядом с легендарным советским истребителем Ла-5

Александр Константинович — единственный советский летчик, который в одном воздушном бою сбил столько самолетов. За свой подвиг гвардии старший лейтенант Горовец Указом Президиума Верховного Совета СССР от 28 сентября 1943 года посмертно удостоен звания Героя Советского Союза. Числился пропавшим без вести, пока в октябре 1957 года жители хутора Зоринские Дворы Ивнянского района Белгородской области не обнаружили самолет с останками летчика. Награжден орденом Ленина, орденом Красного Знамени, медалями.

ДОЛЬНИКОВ ГРИГОРИЙ УСТИНОВИЧ



Григорий Устинович родился 8 мая 1923 года в деревне Сахаровка Горецкого района Могилевской области в семье крестьянина. В 1937 году окончил 7 классов, в 1938 — школу ФЗУ в Минске. После этого работал слесарем на Минском вагоноремонтном заводе. В 1939 году окончил Минский аэроклуб, а через год после этого был направлен для прохождения службы в Красную Армию, где окончил Батайскую военную авиационную школу летчиков. В феврале —

июле 1943 года летчик 494-го истребительного авиаполка, проходившего переобучение в тылу.

Участник Великой Отечественной войны: в августе — сентябре 1943 года летчик 100-го гвардейского истребительного авиационного полка. В воздушном бою 30 сентября 1943 года его самолет был сбит. Будучи раненным в ногу, летчик смог покинуть самолет над вражеской территорией и попал в плен. В ночь на 2 декабря сбежал из плена и до 20 марта воевал в партизанском отряде «За Советскую Родину», действовавшем на территории Одесской области. В апреле 1944 года вернулся в свой полк. С апреля 1944 года по май 1945 года — летчик, командир звена и помощник командира 100-го гвардейского истребительного авиационного полка по воздушно-стрелковой службе. Всего за время войны совершил 160 боевых вылетов, в 42 воздушных боях сбил лично 15 и в составе группы 1 самолет противника.



В память о боевых друзьях Г. У. Дольников сделал на своем самолете Bell P-39 «Аэрокобра» надписи: справа — «За Петю Гучка», слева — «За Ванно Бабака»

После войны в ноябре 1945 года окончил курсы начальников воздушно-стрелковой службы при Липецкой высшей офицерской школе Военно-воздушных сил, в 1955 году — Военно-воздушную академию. Находился на различных командных должностях в Центральной группе войск в Австрии, Группе советских войск в Германии. В 1968 году окончил Высшие академические курсы при Военной академии Генерального штаба. После этого был командирован для прохождения службы в Египте и Эфиопии.

За личное мужество и отвагу, проявленные в борьбе с германскими захватчиками в годы Великой Отечественной войны, высокие результаты в боевой подготовке войск, освоении сложной боевой техники и в связи с 60-летием Советской Армии и Военно-морского флота Указом Президиума Верховного Совета СССР от 21 февраля 1978 года генерал-лейтенанту авиации Дольникову присвоено звание Героя Советского Союза.

Награжден двумя орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, двумя орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооруженных Силах СССР» 3-й степени, орденом «За заслуги перед Отечеством» 4-й степени, медалями.

Трудовой путь Георгий Устинович закончил в 1987 году на должности заместителя Главнокомандующего ВВС по военно-учебным заведениям. Умер 23 марта 1996 года.

КАТУНИН ИЛЬЯ БОРИСОВИЧ



Илья Борисович родился 17 ноября 1908 года в Гомеле в семье рабочего. Окончил среднюю школу, работал слесарем на станкостроительном заводе «Пролетарий». С 1931 года учился на экономических курсах в Ленинграде, а с 1932 по 1935 год проходил службу в военно-морском флоте. Позже окончил Ейскую школу морских летчиков. Работал инструктором в Бежицком аэроклубе, инструктором и начальником летной школы Осоавиахима в Брянске.



Инструктор Бежицкого аэроклуба Осоавиахима И. Б. Катунин перед учебным вылетом

В июне 1941 года был повторно призван в Красную Армию. С июля 1941 года — инструктор в 8-й военной авиационной школе первоначального обучения, а с 1942 года служил в 1-м запасном авиационном полку ВВС ВМФ. На следующий год был направлен в Заполярье в 46-й штурмовой авиаполк ВВС Северного флота. К апрелю 1944 года совершил 12 боевых вылетов на штурмовку, потопил 2 вражеских транспорта, мотобот и шхуну. При выполнении очередного боевого задания по уничтожению вражеского конвоя 23 апреля 1944 года штурмовики под командованием капитана Катунина точно вышли на караван, состоявший из 8 транспортов и 20 кораблей охранения, в числе которых было 6 миноносцев. Ведущий пошел в атаку на головной транспорт. Внезапно его машину резко бросило в сторону. Ил-2 был подбит и загорелся.

Капитан направил машину в транспорт врага.

За образцовое выполнение заданий командования, проявленные героизм и отвагу Указом Президиума Верховного Совета СССР от 31 мая 1944 года капитану Катунину посмертно присвоено звание Героя Советского Союза. Награжден орденом Ленина, орденом Красного Знамени, медалями.

КОВЗАН БОРИС ИВАНОВИЧ



Борис Иванович родился 7 апреля 1922 года в городе Шахты Ростовской области в семье служащего. Окончил 8 классов в городе Бобруйск Могилевской области. В 1939 году был призван в Красную Армию, после чего окончил Одесскую военную авиационную школу пилотов. С 1940 года служил в 160-м истребительном авиаполку ВВС Белорусского Особого военного округа.

Стал участником Великой Отечественной войны с сентября 1941 года, а боевой счет открыл в августе 1941 года, сбив бомбардировщик Do-215 над Гомелем. Уже к середине июля 1942 года совершил 142 боевых вылета, лично сбил 3 и в группе 1 самолет противника.

По характеристикам сослуживцев в боевых условиях являл образец исключительного мужества, хладнокровия, расчета и выдержки. Именно благодаря этим качествам, отличной технике пилотирования и удачливости он сумел совершить четыре тарана и уцелеть. За время войны 10 месяцев провел в госпиталях, остался без глаза. После выписки добился разрешения служить в истребительной авиации, назначен летчиком-инструктором по технике пилотирования полка.

За образцовое выполнение заданий командования в борьбе с германскими захватчиками, проявленные героизм и мужество Указом Президиума Верховного Совета СССР от 24 августа 1943 года капитану Ковзану присвоено звание Героя Советского Союза. За годы войны совершил 360 боевых вылетов, провел 127 воздушных боев, сбил 28 немецких самолетов. После войны продолжал службу в Советской Армии. С 1945 года являлся помощником командира 123-й истребительной авиационной дивизии ПВО страны. В 1954 году окончил Военно-воздушную академию, позже стал начальником Рязанского аэроклуба ДОСААФ. Награжден двумя орденами Ленина, орденом Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями.

С 1969 года жил и работал в Минске. Умер 20 августа 1985 года.

КРАСОВСКИЙ СТЕПАН АКИМОВИЧ



Степан Акимович родился 8 августа [20 августа] 1897 года в деревне Глухи Быховского района Могилевской области в семье крестьянина. В 1915 году окончил Высшее начальное училище в городе Быхов и с этого времени работал в Селецком почтовом отделении.

В армии с 1916 года. Участник Первой мировой и Гражданской войн. В 1927 году окончил курсы усовершенствования начальствующего состава ВВС, в 1936 году — Военно-воздушную инженерную академию имени Н. Е. Жуковского. Был на руководящих должностях в строевых частях ВВС. Участник советско-финляндской войны в должностях командующего ВВС 14-й армии и командира Мурманской авиабригады. С 1940 года являлся начальником Краснодарского военного авиационного училища, с января 1941 года — помощником командующего, а с июня этого же года — командующим ВВС Северо-Кавказского военного округа.

Участник Великой Отечественной войны. С октября 1941 года назначен на должность командующего ВВС 56-й армией. Позже командовал ВВС Брянского фронта, 2-й Воздушной армией. В ноябре 1942 года был назначен командующим 17-й Воздушной армией. С марта 1943 года вновь командовал 2-й Воздушной армией. Соединения под его командованием сражались на Южном, Брянском, Юго-Западном, Воронежском и 1-м Украинском фронтах. Участвовали в боях за Ростов и Сталинград, в Курской битве, форсировании Днепра, освобождении Киева, Корсунь-Шевченковской, Львовско-Сандомирской, Нижне-Силезской, Берлинской и Пражской операциях.

За умелое руководство воинскими соединениями и проявленные при этом личное мужество и героизм Указом Президиума Верховного Совета СССР от 29 мая 1945 года генерал-полковнику авиации Красовскому было присвоено звание Героя Советского Союза.

С 1947 по 1970 год занимал должности командующего ВВС Дальневосточного военного округа, заместителя, главного военного советника в Китае, командующего ВВС Московского, Северо-Кавказского

военных округов, начальника Военно-воздушной академии. Состоял в Группе генеральных инспекторов Министерства обороны СССР. В 1959 году ему было присвоено звание Маршала авиации. Награжден шестью орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, четырьмя орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, орденом Кутузова 1-й степени, орденом Богдана Хмельницкого 1-й степени, орденом Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооруженных силах СССР» 3-й степени, медалями и иностранными наградами. Умер 21 апреля 1983 года.

ЛЕОНОВИЧ ИВАН СЕМЁНОВИЧ



Иван Семёнович родился 14 ноября 1920 года в деревне Слободка Борисовского района Минской области в крестьянской семье. В 1937 году окончил среднюю школу № 36 в городе Минске. Работал на Минской кондитерской фабрике «Коммунарка», одновременно занимаясь в аэроклубе.

В 1939 году окончил Харьковскую авиационную школу Гражданского воздушного флота. Работал инструктором-летчиком Сталинградского аэроклуба. В Красной Армии с 1940 года. В том же году окончил Краснодарскую военно-авиационную школу пилотов, служил инструктором-летчиком.

С июня 1942 года на фронтах Великой Отечественной войны. Боевой путь начал пилотом в разведывательной эскадрилье ВВС 23-й армии на Ленинградском фронте. Первую победу одержал, сбив 23 марта 1943 года истребитель Ме-109 в районе Мустолово. В июле 1943 года назначен заместителем командира эскадрильи. Особенно успешными были бои в марте 1944 года на Нарвском направлении, где за 20 дней на Як-9Д сбил 8 самолетов противника.

За воздушное хулиганство был осужден военным трибуналом на 10 лет исправительно-трудовых лагерей, однако судимость была снята досрочно за отличия в боях в октябре 1944 года. К ноябрю 1944 года совершил 330 боевых вылетов, в 50 воздушных боях сбил 26 самолетов противника.

За мужество и героизм, проявленные в воздушных боях с германскими захватчиками, Указом Президиума Верховного Совета СССР от 2 ноября 1944 года гвардии старшему лейтенанту Леоновичу присвоено звание Героя Советского Союза.



В небе Як-9Д. На таких истребителях И. С. Леонович одержал большинство своих воздушных побед

Всего за время боевых действий совершил 340 боевых вылетов. Из них 127 — на сопровождение, 95 — на разведку, 106 — на прикрытие наземных войск и 12 — на «свободную охоту». В 51 воздушном бою сбил 28 самолетов противника лично и один в паре. Был трижды ранен. После войны продолжил службу в Советской Армии. Был награжден орденом Ленина, двумя орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, медалями. Трагически погиб 13 января 1946 года.

НАДТОЧЕЕВ ГЕОРГИЙ МЕФОДИЕВИЧ



Георгий Мефодиевич родился 26 октября [8 ноября] 1916 года в деревне Красница-1 Быховского района Могилевской области в семье крестьянина. Окончил 8 классов средней школы, школу фабрично-заводского ученичества, учился на рабочем факультете, после работал электромонтером паровозного депо в Могилеве.

В Красную Армию призван в июне 1941 года. Участвовал в оборонительных боях лета 1941 года, затем был направлен на учебу. Окончив военное авиационное училище в Чкаловске, с 27 июля 1942 года был на фронтах Великой Отечественной войны в составе ночного бомбардировочного авиационного полка.

Летая на самолетах У-2, выполнил 82 ночных боевых вылета. В 1943 году переучился на летчика-штурмовика. Уже во втором боевом вылете совершил выдающийся подвиг. Летный полк, совершая 31 января 1944 года массированный удар по немецкому аэро-

дрому в районе поселка имени Ворошилова, уничтожил 14 немецких самолетов и повредил 15. В ходе боя был подбит штурмовик его ведущего. Летчику удалось посадить самолет недалеко от поля боя. К месту посадки немедленно бросились немецкие солдаты. Спасая своего командира, Георгий Мефодиевич на бреющем полете совершил несколько заходов и пушечно-пулеметным огнем рассеял бегущих к самолету солдат врага. Затем под прикрытием остальных товарищей посадил свой штурмовик рядом с самолетом командира и принял на борт летчика и воздушного стрелка-радиста.

За образцовое выполнение боевых заданий командования, проявленные мужество, отвагу и героизм в борьбе с германскими захватчиками Указом Президиума Верховного Совета СССР от 13 апреля 1944 года гвардии младшему лейтенанту Надточееву присвоено звание Героя Советского Союза. Однако высшую награду Родины Герой получить не смог. В ходе одного из боев 25 апреля 1944 года при штурме укреплений врага на Сапун-Горе самолет летчика был сбит. Весь экипаж погиб.

История навеки запомнит имена наших предков — Героев, которые, сплотившись в единый кулак, дали отпор страшной фашистской силе, желавшей смерти ни в чем неповинным людям. Миллионы биографий, переплетенных Великой Победой, в очередной раз напоминают нам о том, что сила устойчивого будущего в истоках. Невозможно отразить жизненный путь каждого, кто прошел муки военных лет, на страницах журнала, но в наших силах помнить о своем Герое, об истинном подвиге народа. Современное поколение не допустит кровопролитий, недаром ведь один из символов белорусской государственности — Государственный гимн Республики Беларусь начинается со строк: «Мы, беларусы — мірныя людзі...».

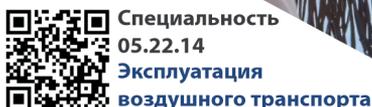
Материал подготовлен
военнослужащим 50-й смешанной ордена Красной
Звезды авиационной базы, магистрантом БГАА
Д.О. Шпилевским



Учреждение образования
«Белорусская государственная
академия авиации»



Аспирантура Эксплуатация воздушного транспорта



Специальность
05.22.14
Эксплуатация
воздушного транспорта

Аспирантура БГАА – это кузница научных кадров высшей квалификации: исследователей и преподавателей авиационной отрасли.

Научная квалификация «Исследователь»

Преимущества получения образования

Аспирантура является уровнем научно-ориентированного образования и направлена на подготовку специалистов, обладающих:

- ✓ навыками планирования;
- ✓ самостоятельностью проведения научных исследований;
- ✓ глубокими теоретическими знаниями.

- ✓ рост уровня образования;
- ✓ саморазвитие и личностное развитие;
- ✓ развитие критического мышления;
- ✓ расширение спектра возможностей для карьерного роста;
- ✓ возможность преподавать в учреждении высшего образования или работать в науке;
- ✓ возможности для исследований своих собственных теорий или работы над перспективными проектами;
- ✓ получение признания международного сообщества.

Обучение в аспирантуре

- ✓ углубленное изучение общеобразовательных и специальных дисциплин;
- ✓ сдача установленных кандидатских экзаменов и зачетов (для обучающихся в форме соискательства);
- ✓ овладение методами и средствами научных исследований;
- ✓ выполнение научных исследований по актуальным темам;
- ✓ систематизация и обобщение полученных результатов.

Требования к кандидатам

- ✓ высшее образование;
- ✓ склонность к научным исследованиям, что подтверждается научными публикациями, участием в научно-исследовательских и инновационных проектах, конференциях или другими материалами;
- ✓ рекомендация ученого совета учреждения высшего образования или факультета этого учреждения (для поступающих в год окончания обучения в данном учреждении) либо опыт практической работы не менее 2 лет на должностях, требующих наличия высшего образования.



Приглашаем будущих лидеров отрасли!

220096, Республика Беларусь, г. Минск,
ул. Уборевича, 77,
учебный корпус №3, каб. 3214
тел.: +375 17 249-97-65

Период обучения

- ✓ в дневной форме – 3 года;
- ✓ в заочной форме – 4 года;
- ✓ в форме соискательства – 5 лет.

а
о
а

н
е

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ



ПОЛЕТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ГЛУБОКОГО ВАКУУМА

SPACECRAFT FLIGHT IN DEEP VACUUM CONDITIONS

Гречихин Леонид Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, профессор кафедры естественнонаучных и общепрофессиональных дисциплин учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь

Leonid Grechikhin – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor, Professor of the Department of Natural Sciences and General Professional Disciplines of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus

Аннотация: электродинамика Максвелла в комплексном виде описывает электрические и магнитные взаимодействия в реальном и мнимом пространстве с учетом течения времени в будущее и прошлое состояние, т. е. определяет существование восьмимерного мира. В настоящей работе дается описание структуры восьмимерного мира. Определены силовые взаимодействия и энергообменные процессы в восьмимерном мире. Разработаны основы расчета сложных открытых электромагнитных энергоустройств и установлено, в каких условиях электромагнитные системы могут работать как тепловые насосы. Показано, что только ионные двигатели можно использовать на космических летательных аппаратах. Работа таких двигателей приводит к электризации летательного аппарата. Полет наэлектризованного аппарата заметно тормозится вследствие потери энергии движения, которая затрачивается на электризацию вакуума. Снятие электризации происходит, когда движение аппарата осуществляется в атмосфере планет в режиме свободномолекулярного обтекания и возможно возникновение «Эффекта Гречихина». В качестве завода для изготовления космических летательных аппаратов может служить космический объект типа Луны.

Ключевые слова: свободная энергия, магнетодинамический мотор-генератор, электромагнитный тепловой насос, космический летательный аппарат.

Abstract: Maxwell's electrodynamics describes in a complex form electric and magnetic interactions in real and imaginary space taking into account the flow of time into the future and past states, i.e., determines the existence of an eight-dimensional world. In this paper, the structure of the eight-dimensional world is described. Force interactions and energy exchange processes in the eight-dimensional world are determined. The principles of calculating complex open electromagnetic energy devices are developed and the conditions under which electromagnetic systems can operate as heat pumps are established. It is shown that only ion engines can be used on spacecraft. The operation of such engines leads to the electrification of the aircraft. The flight of an electrified apparatus is noticeably slowed down due to the loss of motion energy, which is spent on the electrification of the vacuum. The removal of electrification occurs when the apparatus moves in the atmosphere of planets in the free molecular flow mode and the "Grechikhin Effect" may occur. A space object like Moon can serve as a plant for the manufacture of spacecraft.

Keywords: free energy, magnetodynamic motor-generator, electromagnetic heat pump, spacecraft.

Введение

В настоящее время наметилась тенденция изучения и освоения планет солнечной системы. Первые полеты на Луну показали, насколько они опасны. При возвращении на Землю со второй космической скоростью в передней полусфере на высотах 80–40 км возникают последовательные взрывы, которые приводят к растрескиванию и разрушению летательного аппарата [1]. Во всех видах транспорта, а также в быту и в освоении космоса применяются гибридные электрические двигатели и генераторы, а также тепловые насосы [2]. Во всех энергоустановках космического летательного аппарата электрические, магнитные и электромагнитные взаимодействия являются основной научной базой, которая обеспечивает превращение одного вида энергии в другой. В таком превращении при отсутствии серьезного научного обоснования достаточно сложно реализовать оптимальное управление движением и жизнедеятельностью.

Научной основой всех видов электрических, магнитных и электромагнитных взаимодействий является электродинамика Максвелла. По мере создания и совершенствования электрических двигателей, машин

и генераторов потребовалось модифицировать систему уравнений Максвелла путем введения электродинамических потенциалов. В результате такого введения для скалярного потенциала получено значение применительно к электромагнитной волне в виде

$$\varphi = \frac{f_1(t-r/c)}{r} + \frac{f_2(t+r/c)}{r}, \quad (1)$$

где f_1 и f_2 — потенциалы бегущей и отраженной электромагнитной волны;

t — время прохождения волн;

r — расстояние до точки наблюдения;

c — скорость распространения электромагнитных волн.

Здесь первое слагаемое определяет бегущую волну от источника, а второе слагаемое — бегущую волну к источнику. Перенос энергии в этом случае осуществляется вектором Умова — Пойнтинга. Передающая антенна является также и приемной. В результате реализуется открытая система. Зависимость от времени функций $f_1(t-r/c)$ и $f_2(t+r/c)$ разная вследствие отличия начальных условий формирования излучающей и падающей электромагнитных волн. Во многих случаях энергетикой падающей волны из окружающей среды

по сравнению с мощной энергетикой излучающей волны можно пренебречь. Однако это не всегда правомерно.

При распространении электромагнитной волны величину взаимодействия электрического и магнитного векторов со средой необходимо представлять уравнения Максвелла, вводить волновой вектор и выражать параметры среды в виде диэлектрической и магнитной проницаемости в комплексном виде. А также представить электрический заряд в комплексном виде [3–8].

Введение заряда в комплексном виде позволило убедиться в том, что реальная его часть является электрическим зарядом, а мнимая часть — магнитным зарядом. В реальном мире магнитный заряд проявляется в виде магнитного диполя, элемента тока или произведения заряда на его скорость движения. Следовательно, магнитный заряд существует в мнимом пространстве, а в реальном пространстве он только проявляется, но совместно с электрическим зарядом. При этом образуются определенная энергия связи между реальным и мнимым зарядами.

Реальный мир обладает реальным пространством и мнимым временем, в котором интервал $R = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2 + (itc)^2}$ является инвариантом. Также инвариантом является интервал $R = \sqrt{(ix)^2 + (iy)^2 + (iz)^2 + (tc)^2}$ в мнимом мире и реальном времени. Получается, что уравнения Максвелла в комплексном виде отражают восьмимерный мир. В свете таких представлений возникает следующая цель: рассмотреть силовое воздействие электрических, магнитных и электромагнитных полей на заряды и электрические токи, а также установить, какие энергообменные процессы при этом возникают. Поставленная цель может быть достигнута путем решения следующих задач:

- выяснить структуру восьмимерного мира;
- определить, как формируется силовое взаимодействие в восьмимерном мире;
- рассмотреть динамику возникающих энергообменных процессов в восьмимерном мире;
- разработать методику расчета энергетических характеристик сложных энергоустановок на борту космического летательного аппарата.

Последовательно рассмотрим поставленные задачи.

Структура восьмимерного мира

Анализируя электродинамику с позиций релятивистской теории относительности, Дирак пришел к выводу о полной симметрии окружающего мира и в качестве завершения этой полной симметрии ввел магнитный заряд, т. н. «монополь Дирака». Однако, оставаясь в рамках обычного четырехмерного пространства, он не смог обосновать полную симметрию окружающего нас мира. Полную симметрию надо рассматривать не с позиций взаимного превращения электрических и магнитных взаимодействий, а с позиций строгой симметрии относительно скорости распространения электромагнитных колебаний, т. е. относительно скорости распространения света. Такая симметрия представлена реальным пространством с мнимым временем и мнимым пространством с реальным временем (рисунок 1). В результате взаимодействия этих миров реализуется восьмимерный мир. В такой картине окружающий нас мир обладает реальным пространством и мнимым временем, которое движется вперед. Электрические заряды реально существуют, а магнитные отсутствуют,

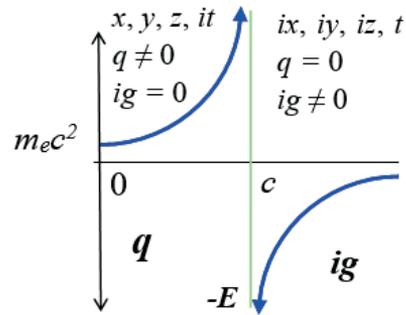


Рисунок 1 — Общее представление восьмимерного Мира: q — область реального пространства и мнимого времени; ig — область мнимого пространства и реального времени

поскольку они мнимые. Скорость света недостижима для реально движущихся масс. В области, где скорости движения выше скорости света, пространство мнимое, время — реальное и движется назад. Электрические заряды отсутствуют, а действительная часть мнимого магнитного заряда отлична от нуля. Отсюда следует важный вывод: магнитный заряд есть мнимый электрический заряд. Скорость света в таком мире также недостижима, а энергия частиц — отрицательная. Поэтому при значительной скорости частиц в мнимом мире энергия движения частиц возрастает и стремится к нулю.

Экспериментальным подтверждением существования восьмимерного мира следует считать работы, выполненные по обнаружению излучения Козырева — Дирака [9–11]. В этих работах экспериментально доказано, что сигнал, содержащий информацию о настоящем и будущем, распространяется без временных затрат. Влияние такого излучения на биосферу нашей планеты описано в работе [12]. Следовательно, существование восьмимерного мира, предложенного в работах [7, 8], является вполне обоснованным. На основании таких представлений можно понять строение физического вакуума, в котором осуществляется полет космических летательных аппаратов.

Физический вакуум формирует связанные реальные и мнимые заряды. По мере деформации такого пространства возникает поляризация электрических и магнитных зарядов. При этом реализуются реальные электрические и магнитные диполи. При значительной поляризации вакуума возникает рождение электрон-позитронных пар, вероятно, под действием слабых взаимодействий.

Если рассматривать слабые взаимодействия с учетом наличия комплексного четырехмерного пространства, которое также подвержено возмущению, то кроме возникновения реальных электрических зарядов должны проявляться и мнимые электрические заряды. Тогда взаимодействие зарядов в расширенном восьмимерном пространстве окажется несколько отличным от общепринятых представлений, разработанных в реальном пространстве и мнимом времени, а сам заряд будет иметь вид

$$Q = q + ig. \quad (2)$$

Если это составная частица, то между реальной и мнимой частью должна реализоваться энергия связи.

Пространство в восьмимерном мире также представляется в комплексном виде:

$$z = x + iy = r(\cos\varphi + i\sin\varphi). \quad (3)$$

Энергия связи разноименных комплексных зарядов запишется так:

$$\Pi = k \frac{Q^+ Q^-}{z}, \quad (4)$$

где k – коэффициент, зависящий от применяемой системы единиц измерений.

Отсюда действительная часть взаимодействия (4) представится следующим образом:

$$\text{Re}\Pi = k \frac{\sqrt{(e^+ e^- - \chi g^+ g^-)^2 + (\sqrt{\chi} g^+ e^- + \sqrt{\chi} g^- e^+)^2}}{r} \cos(\varphi_1 - \varphi_2), \quad (5)$$

где e^+ , e^- , g^+ и g^- – соответственно электрические и магнитные заряды взаимно противоположных знаков; коэффициент χ введен для согласования систем единиц измерения электрических и магнитных зарядов, φ_1 и φ_2 – углы радиусов векторов, определяющих положение первого и второго заряда. В комплексном пространстве с началом координат на первом заряде и направлением оси X от первого до второго заряда $\varphi_1 = 0$ и $\varphi_2 = \pi$. Тогда $\cos(\varphi_1 - \varphi_2) = -1$, и в первом приближении формула (5) преобразуется к виду

$$\text{Re}\Pi = k \frac{e^+ e^-}{r} - k \frac{\chi g^+ g^-}{r}, \quad (6)$$

т. е. потенциальная энергия возмущения физического вакуума равна сумме энергий взаимодействия реальных электрических и мнимых магнитных зарядов, которые должны быть разноименны, как в пространстве, так и во времени. Получается, что реальный и мнимый магнитный заряды энергетически связаны. Эту связь представим на рисунке 2., где $\delta E = m_e c^2$

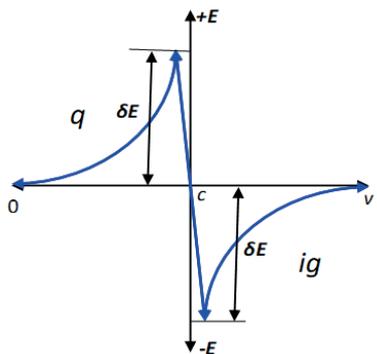


Рисунок 2 – Энергия связи реального и мнимого зарядов между собой

В области скоростей от нуля до скорости света существуют реальные заряженные частицы, которые при скорости света совершать движение не могут. Как только их скорость движения достигнет скорости света, то их массовая энергия совместно с мнимым зарядом равна $+m_e c^2$, а энергия мнимого заряда при скорости движения со скоростью света равна $-m_e c^2$. Результирующая массовая энергия равна нулю, то есть проис-

ходит превращение массовой энергии в безмассовую электромагнитную энергию. Такие частицы должны быть двух видов «+» и «-». Между этими частицами включается дополнительная энергия электромагнитного взаимодействия в соответствии с определением энергии связи (6). Из рисунка 2 следует, что в области скоростей $[0-c]$ возникают электрические волны, в области $[c-\infty]$ – магнитные волны и при скорости света – электромагнитные волны. Ранее полагали, что в области $[0-c]$ возникают и распространяются групповые электромагнитные волны, а в области $[c-\infty]$ реализуется скорость распространения фазы электромагнитных волн. Какие взаимодействия приводят к возникновению таких волн четко не было определено.

В формуле (6) заряды являются точечными. Такие заряды создают сферически симметричное поле. Кроме этого, образовавшиеся заряды не могут существовать в статике. Они должны либо разлетаться, либо вращаться друг относительно друга, т. е. двигаться с постоянной скоростью. Но только движущиеся электрические заряды создают магнитное поле. Тогда естественно предположить, что магнитный заряд связан с движущимся электрическим зарядом в виде

$$g^+ = Av^+ e^+ \text{ и } g^- = Av^- e^-, \quad (7)$$

где A – согласующий безразмерный параметр.

Из формулы (7) возникает согласование электрических и магнитных полей в системе СИ. Полагая $A = 1$ и $\chi = 1/c^2$, энергия связи (6) изменяется и приобретает вид

$$\Pi = \frac{e^+ e^-}{4\pi\epsilon_0 r} - \frac{\chi v^+ v^- e^+ e^-}{4\pi\epsilon_0 r} = \frac{e^+ e^-}{4\pi\epsilon_0 r} \left(1 - \frac{v^+ v^-}{c^2}\right). \quad (8)$$

Потенциал взаимодействия (8) полностью совпадает с потенциалом взаимодействия для движущихся электрических зарядов, который был получен Вебером еще в 1846 г., т. е. закон Кулона и закон Ампера совмещены в одном уравнении (8). Это общее уравнение получено Вебером для движущихся зарядов, а Гречиным – для обобщенных комплексных зарядов [5]. Отсюда следует, что квадрат скорости света согласует электрические и магнитные взаимодействия по энергетике и равен $c^2 = 1/\epsilon_0 \mu_0$. Величина $\epsilon_0 = 1/4\pi \cdot 9 \cdot 10^9$ Ф/м в системе СИ является абсолютной диэлектрической проницаемостью вакуума, а μ_0 по аналогии с электрическим полем следует рассматривать как абсолютную магнитную проницаемость вакуума, которая равна $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7}$ Гн/м.

Градиент вдоль радиуса r от взаимодействия (6) является силой взаимодействия обобщенных зарядов:

$$F = -\frac{q_1 q_2}{4\pi\epsilon_0 r^2} + \frac{\mu_0 g_1 g_2}{4\pi r^2}. \quad (9)$$

По аналогии с электрическим полем силу взаимодействующих точечных зарядов (9) представим в векторном виде:

$$\vec{F} = -q_1 \vec{E}_2 + g_1 \vec{B}_2 = -q_1 \vec{E}_2 + q_1 [\vec{v} \vec{B}], \quad (10)$$

где \vec{B} – вектор магнитной индукции, характеризующий магнитное поле.

Выражение (10) является уравнением Лоренца и получено в результате взаимодействия обобщенных электрических зарядов. Следовательно, *движущийся электрический заряд в существующих электрическом и магнитном полях*

испытывает силу действия как со стороны электрического поля, так и со стороны магнитного поля. Из уравнения Лоренца вытекает важное следствие: магнитное поле действует только на движущиеся электрические заряды.

Если сила, действующая на обобщенный заряд, равна нулю, а электрическое и магнитное поля присутствуют, то из условия $F = 0$ следует

$$\vec{E}_3 = [\vec{v}\vec{B}]. \quad (11)$$

Полученное соотношение реализуется для взаимосвязанных электрических и магнитных полей, т. е. для электромагнитной волны. В этом случае скорость равна скорости света, т. е. $v = c$. В результате в электромагнитной волне электрический и магнитный векторы взаимно перпендикулярны и по фазе совпадают. Учитывая это, получаем

$$\sqrt{\epsilon}E = \sqrt{\mu}H. \quad (12)$$

Формулы (11) и (12) определяют взаимосвязь электрического и магнитного полей в электромагнитной волне. Если возникает деформация вакуума, то она распространяется со скоростью света. При этом величина деформации определяется зарядом, который энергией не обладает. Энергия сосредоточена в поле, которое этот заряд создает. В восьмимерном мире возникают реальные и мнимые заряды. В первом случае возникает изменяющееся во времени электрическое поле, а во втором случае возникает изменение магнитного поля. В момент возникновения зарядов формируются электрические и магнитные волны. При этом электрическая волна распространяется со скоростью меньшей, чем скорость света, а магнитная волна — со скоростью большей скорости света в данной среде. Поэтому в точку наблюдения приходит сначала отрицательная энергия магнитной волны, а затем положительная энергия электрической волны. Такое явление возникает только в «ближней зоне».

Если в точке приема находится фотоспротивление, то поглощение магнитной волны, приведет к резкому уменьшению температуры и соответственно величины фототока, а по мере прихода в точку приема электрической волны температура фотоспротивления возрастает и фототок увеличивается. Такие показания фотоспротивления постоянно наблюдаются в момент возникновения на Солнце черных пятен [7–9].

Формирование физического вакуума

Реальные электрические заряды возникают вследствие рождения электрон-позитронных пар при поглощении вакуумом двух фотонов жесткого электромагнитного излучения. Такую реакцию следует рассматривать как явление фотоэффекта, которое представляется в виде

$$2h\nu = e^- + e^+ \quad (13)$$

где $h\nu$ — энергия фотона, которая является «красной границей» реакции. Вследствие протекания реакции (13) происходит превращение безмассовой энергии электромагнитного поля в массовую энергию частиц электрона и позитрона с учетом дефекта массы:

$$2h\nu = m_e c^2 + m_p c^2 = 1,022 \text{ МэВ}, \quad (14)$$

где m_e — масса электрона, m_p — масса позитрона, c — скорость света в вакууме. В результате получена общая энергия связи электрона и позитрона (каждый со своим магнитным зарядом).

Электрический заряд не является носителем энергии. Носителем энергии по Фарадею является электрическое поле, которое создает электрический заряд. Такая же ситуация возникает и для магнитного заряда. А. Зоммерфельд [14] произвел расчет энергии электрического поля, создаваемого зарядом покоящегося электрона, и получил общую энергию электрического поля электрона равную

$$\Pi_3 = \frac{\epsilon_0}{2} \int_{r=a}^{\infty} E_r^2 4\pi r^2 dr = \frac{e^2}{8\pi\epsilon_0 a}. \quad (15)$$

Энергия покоящегося электрона для электродинамической массы в соответствии с динамикой общей теории относительности определяется следующим образом:

$$E = m_{e,0} c^2 = \frac{e^2}{6\pi\epsilon_0 a}. \quad (16)$$

Масса электрона известна, а все остальные параметры, кроме расстояния a являются постоянными величинами. Поэтому из равенства (16) определяется максимально возможный радиус электрона, соответствующий его массе. Этот радиус назван классическим радиусом электрона и равен $a = 2,8179\text{Å}$.

Сравнивая (15) и (16), получаем, что только 3/4 энергии электрона имеет электростатическое происхождение, а одна четвертая часть должна быть иного происхождения. Чтобы не нарушать закон сохранения энергии пришлось в реакцию (16) вводить гипотетическую частицу — электронное нейтрино.

Свободный электрон создает не только сферически симметричное электрическое поле, но и поляризует физический вакуум. Квантон физического вакуума следует рассматривать как электрический диполь, величина которого определяется энергией связи между электроном и позитроном совместно с магнитными зарядами. В этом случае в соответствии с рисунком 2 и формулой (13) получаем

$$2h\nu = \frac{e^2}{4\pi\epsilon_0 r_0}, \quad (17)$$

где r_0 — расстояние между электроном и позитроном в квантоне. Из (17) следует, что $r_0 = 1,4109\text{Å}$, что в два раза меньше классического радиуса электрона.

Вследствие вращения электрона вокруг позитрона образуется позитроний. Эффективный радиус позитрония составит $b = a + r_0/2$.

Если рассматривать вакуум как состояние электрон-позитронных совместно связанных электрических зарядов, как это было предложено А. Рыковым [15], то под влиянием внешнего электромагнитного поля такая среда должна подвергаться деформации, т. е. поляризоваться с образованием электрического диполя. Тогда

$$h\nu = e\vec{E}_3 dx, \quad (18)$$

где \vec{E}_3 — среднее значение напряженности электрического поля диполя, $x = r\cos(2\pi\nu t)$ уравнение колебаний электрических зарядов в диполе относительно положения равновесия, а $dx = |2\pi r\nu \sin(2\pi\nu t) dt|$.

Изменение энергии диполя при смещении зарядов на dr составит

$$dW = \frac{e^2 dr}{4\pi\epsilon_0 r^2} = eE_3 dr. \quad (19)$$

Отсюда напряженность электрического поля внутри электрон-позитронного диполя

$$E_3 = \frac{e}{4\pi\epsilon_0 r^2}. \quad (20)$$

Для всей совокупности электрон-позитронных пар выражение (20) представим в виде

$$\bar{E}_3 = NE_3 = \frac{Ne}{4\pi\epsilon_0 r^2}, \quad (21)$$

где N – безразмерный коэффициент пропорциональности.

Тогда уравнение (16) для амплитудного значения смещения dx преобразуется к виду

$$h = N \frac{e^2}{2\epsilon_0 r / dt}. \quad (22)$$

В формуле (22) электромагнитное возмущение (r/dt) является скоростью света (c) . Тогда

$$N = \frac{2\epsilon_0 ch}{e^2} \approx 137,04. \quad (23)$$

Отсюда коэффициент пропорциональности, введенный в (21), зависит только от фундаментальных физических постоянных и является обратной величиной постоянной тонкой структуры, которая представляет собой такую величину деформации физического вакуума, когда рождаются электрон-позитронные пары. Размер совместно связанного отдельного электрон-позитронного диполя, когда электрон и позитрон являются массивными частицами, составит $d = 2,82 \cdot 10^{-15}$ м, а предельная деформация диполя в момент рождения электрон-позитронной пары принимает значение

$$dr = \frac{h\nu}{Ne^2} \approx 2,06 \cdot 10^{-17} \text{ м}. \quad (24)$$

Элементарной частицей физического вакуума является квантон¹ – это электромагнитный сгусток энергии. Поэтому гравитационной массой он не обладает. При движении в вакууме нейтральных частиц потерь кинетической энергии частицы не происходит, а при движении заряженных частиц вследствие поляризации вакуума кинетическая энергия частиц уменьшается. Поэтому при движении заряженных частиц в вакууме возникает заметное трение. Рассмотрим этот процесс подробнее.

Пусть частица радиуса r_0 обладает зарядом q и движется в вакууме со скоростью v . Такая частица создает сферически симметричное электрическое поле, которое поляризует квантоны физического вакуума. В результате на удалении от частицы R в элементе сферического объема $4\pi R^2 dr$ каждый квантон поляризуется под действием сил взаимодействия с внешним электрическим

полем. При этом внешняя сила компенсируется внутренней силой взаимодействия электрона с позитроном.

Тогда

$$eE_3 = \frac{e^2}{4\pi\epsilon_0 r_0^2} - \frac{e^2}{4\pi\epsilon_0 (r_0 + dr)^2} \approx \frac{2e^2 dr}{4\pi\epsilon_0 r_0^3}. \quad (25)$$

В свою очередь $E_3 = \frac{q}{4\pi\epsilon_0 R^2}$, смещение зарядов внутри квантона составит

$$\Delta r = \frac{q}{2e} \frac{r_0^3}{R^2} \quad (26)$$

и образуется электрический диполь $p_3 = e\Delta r$. Энергия, затраченная на создание такого диполя внутри квантона, составит

$$\Delta W = p_3 E_3. \quad (27)$$

Эта энергия увеличивается вследствие возникновения электрон-дипольного взаимодействия и уменьшается за счет диполь-дипольного взаимодействия. В результате работа, затраченная на поляризацию одного квантона, составит

$$\Delta W_{\text{рез}} = p_3 E_3 - \frac{ep_3}{4\pi\epsilon_0 R^2} + \frac{2p_3^2}{4\pi\epsilon_0 (2R)^3}. \quad (28)$$

В сферическом слое на удалении от движущегося заряда R содержится следующее количество квантонов:

$$N_{\text{кв}} = \frac{4\pi R^2 dR}{8b^3}. \quad (29)$$

Работа, которая затрачивается на поляризацию вакуума вокруг движущейся заряженной частицы с учетом электрон-электронного, электрон-дипольного и диполь-дипольного взаимодействия, равна

$$A = \int_{R_0}^{\infty} \left(\frac{qr_0^3}{2R^2} \frac{q}{4\pi\epsilon_0 R^2} - \frac{ep_3}{4\pi\epsilon_0 R^2} + \frac{2p_3^2}{4\pi\epsilon_0 (2R)^3} \right) \frac{4\pi R^2 dR}{8b^3}. \quad (30)$$

В результате интегрирования получаем

$$A = \frac{\pi r_0^3}{4} \frac{q^2}{b^3} \frac{1}{4\pi\epsilon_0 R_0} - \frac{\pi r_0^3}{16} \frac{eq}{b^3} \frac{1}{4\pi\epsilon_0 R_0} + \frac{\pi^3 a^3}{32000} \frac{q^2}{4\pi\epsilon_0 R_0^4}. \quad (31)$$

Следовательно, при движении заряженных частиц в вакууме затраты энергии на поляризацию возрастают по мере уменьшения радиуса частицы. В результате проникающая способность α -частиц больше, чем для протона.

В случае движения электрона ситуация меняется кардинально. Электрон, сталкиваясь с квантоном, поглощается последним. Образуется новый квантон, а его электрон продолжает двигаться в том же направлении, что и падающий с той же скоростью. Этот процесс показан на рисунке 3, а. Поэтому проникающая способность β -частиц значительно превосходит проникающую способность α -частиц.

При движении электрона в вакууме доля потерь энергии на основании (31) составляет

¹ Впервые понятие элементарной частицы физического вакуума квантон было введено как сумма реальных электрических и магнитных зарядов В. С. Леоновым в 2000 г.

$$\frac{A}{e^2} 4\pi\epsilon_0 a = 0,3015 - 0,0754 + 0,0035 = 0,2296 \text{ эВ.}$$

Это та энергия, которую ранее восполняли электронным нейтрино.

В атомных и молекулярных системах электроны движутся по круговым стационарным орбитам. Каждый электрон в процессе движения в атоме поляризует квантон до предельного значения, при котором происходит обмен электронами (рисунок 3, б).

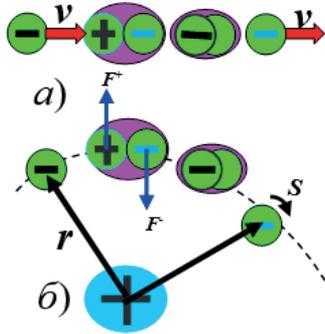


Рисунок 3 – Взаимодействие электрона с квантоном:

а – в отсутствии внешнего электрического поля или постоянного его значения;

б – в центральносимметричном поле атома или молекулы

Время, за которое происходит полная поляризация квантона, составит

$$\tau = \frac{d\varphi}{\omega} = \frac{dr}{\omega R}. \quad (32)$$

В течение этого времени на квантон действует пара сил, приводящая к вращению квантона.

Энергия вращения электрона вокруг позитрона в квантоне

$$dW_{\text{кв}} = \frac{dp_{\text{э,кв}}}{2} E_0 = \frac{edr}{2} \frac{e}{4\pi\epsilon_0 R^2}. \quad (33)$$

В соответствии с законом сохранения вращательной энергии, квантон передает эту энергию электрону, который совершает вращение вокруг собственной оси, т. е. возникает спин у электрона.

Энергия спина определяется вследствие вращения шара, ось вращения которого проходит через его центр:

$$dW_e = \frac{J\Omega^2}{2} = \frac{5}{4} m_e a^2 \Omega^2. \quad (34)$$

Из закона сохранения вращательной энергии $dW_{\text{кв}} = dW_e$, получаем

$$\Omega = \left(0,4 \frac{e^2 dr}{4\pi\epsilon_0 m_e a^2 R^2} \right)^{1/2} = 1,0123 \cdot 10^{26} \frac{e}{R}. \quad (35)$$

Для электрона в атоме водорода $\Omega = 3,066 \cdot 10^{17} 1/\text{с}$. Полученная частота вращения электрона не зависит от состояния орбиты вращения в каждом из атомов, т. е. является фундаментальной величиной. Общая энергия собственного вращения электрона (спина) в каждом из атомов составляет $dW_e = 1,123 \cdot 10^{-5} \text{ эВ}$. Это настолько ма-

лое значение, что на излучение и поглощение энергии атомами и молекулами никакого влияния не оказывает.

Таким образом, анализируя только электрическую составляющую физического вакуума, исходя из классических представлений, получены не только размер составляющих элементарных частиц, но и их максимально возможная деформация, когда еще не происходит рождение электрон-позитронных пар, а также получено физическое обоснование возникновения спина у электрона в атомах и молекулах. Однако магнитные свойства остаются вне поля зрения.

В результате обоснован общий подход описания силового поля, создаваемого комплексными электрическими зарядами. Показано, что электрическое поле создают реальные электрические заряды, а магнитное поле – комплексные магнитные заряды. Определена силовая и энергетическая характеристика силового электрического поля, а также единицы измерения в системе СИ и установлены частицы, которые создают совместное электрическое и магнитное поле, образуя физический вакуум.

Динамика энергообменных процессов в восьмимерном мире

В момент образования свободных электрических зарядов возникает электрическая волна. Энергия волны определяется величиной деформации физического вакуума, т. е., величиной электрического заряда

$$\Delta E = q^2/2C, \quad (36)$$

где C – емкость системы, в которой находится заряд. Емкость – это параметр системы, где происходит процесс разделения электрических зарядов, характеризует свойство системы накапливать комплексный электрический заряд, и является величиной постоянной для данной системы зарядов.

Если по отношению к окружающей среде энергосистема открытая, то в процессе накопления заряда происходит излучение электромагнитных волн в окружающую среду. Одновременно возбуждается магнитный заряд, энергия которого компенсируется притоком магнитных волн в энергосистему, в которой происходит процесс разделения электрических зарядов. Энергия является отрицательной и уменьшает мощность разделения зарядов сторонними силами.

Уравнение (36) справедливо для электромагнитной волны, формируемой в дальней зоне, для которой справедливо следующее неравенство:

$$kr \gg 1, \quad (37)$$

где $k = 2\pi/\lambda$ – волновой вектор;

r – расстояние от источника до точки наблюдения.

Для вибратора Герца расстояние, на котором формируется электромагнитная волна, определяется путем решения следующего нелинейного уравнения, полученного на основании (36) и (37)

$$\frac{3r_0 \delta^2}{c r^3} = e^{-2ar}, \quad (38)$$

где $r_0 = \sqrt{2S/4\pi}$ – эффективный радиус излучающего вибратора, c – скорость света, δ – расстояние между лепестками антенны и a – коэффициент поглощения

электромагнитных волн в атмосфере. При $r_0 = 2,5$ мм; $\delta = 2$ мм и $\alpha = \pi$ 1/м получаем $r = 13,24$ м, а произведение для частоты 75 МГц $kr \approx 21$, что вполне удовлетворяет неравенству (37).

Аналогично для магнитного вибратора получаем нелинейное уравнение вида

$$\frac{3Sl}{4\pi c \sqrt{\epsilon_r \mu_r} r^3} = e^{-2\alpha r}, \quad (39)$$

где S, l — площадь сечения ферритового сердечника в антенне и длина антенны; ϵ_r, μ_r — относительная диэлектрическая и магнитная проницаемости ферритового сердечника антенны.

Для феррита $MgOFe_2O_3$ диаметром 1 см и длиной 10 см получаем $r = 13,34$ м, а произведение для частоты 75 МГц $kr \approx 21$. Следовательно, дальняя зона зависит от размеров антенны и материала, из которого она изготовлена.

Преобразование электромагнитной энергии в другие виды происходит в ближней зоне. В этой зоне следует рассматривать преобразование энергий электрического и магнитного полей независимо друг от друга. В качестве примера рассмотрим взаимодействие элемента тока с внешним магнитным полем (рисунок 4).

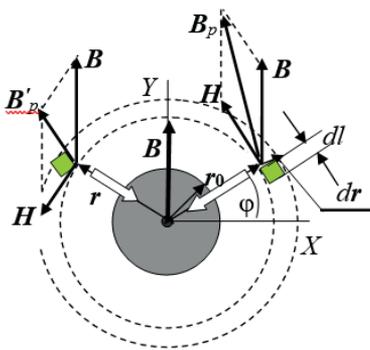


Рисунок 4 — Взаимодействие элемента тока с внешним магнитным полем

По элементу проводника dl течет ток I , который помещен во внешнее магнитное поле B .

В элементе объема $dV = (dl)^2 dr$ сосредоточена энергия

$$dW_p = \frac{B_p H_p}{2} dV, \quad (40)$$

где $B_p = \mu H_p = \mu \sqrt{H^2 + (B/\mu)^2 + 2BH \cos \varphi / \mu}$.

Аналогично для такого же элемента объема относительно оси Y :

$$dW'_p = \frac{B'_p H'_p}{2} dV, \quad (41)$$

где $B'_p = \mu H'_p = \mu \sqrt{H^2 + (B/\mu)^2 - 2BH \cos \varphi / \mu}$.

Градиент энергии справа и слева относительно оси Y направлен к центру элемента тока и является силой, с которой воздействует приложенное магнитное поле на элемент тока. Результирующая действующая сила вдоль оси X от двух элементов объема составит

$$dF_{p,x} = \frac{d(W_p - W'_p)}{dr} = 4BH \cos \varphi (dl)^2. \quad (42)$$

Если проинтегрировать dl по одной четверти дуги окружности радиуса r , учитывая, $H = I/2\pi r$ и симметричное расположение относительно оси X , получим результирующую силу в направлении оси X равную

$$dF_{p,x} = IBdl, \quad (43)$$

а в направлении оси Y равную $F_{p,y} \equiv 0$.

В результате получена сила (43), которая вытекает из закона Ампера, т. е. силовой и энергетический подход дают одинаковое значение действующей силы магнитного поля на проводник с током. Поэтому при анализе более сложных электромагнитных систем открытого типа следует применять энергетический подход, т. к. силовой подход не целесообразен. Рассмотрим это на конкретном примере работы электромагнитного теплового насоса.

Расчет энергетических характеристик сложных энергоустановок

Электромагнитный тепловой насос является сложной энергоустановкой, в которой преобразуется магнитная, электромагнитная и тепловая энергия окружающей среды в механическую работу. Тепловой насос работает в том случае, когда из окружающей среды отбирается тепло, искусственно создается разность температур, обеспечивающая самопроизвольную перекачку энергии в соответствии со вторым началом термодинамики. При этом затраты на создание разности температур значительно меньше, чем приток энергии за счет самопроизвольного теплообмена. В случае электромагнитного теплового насоса происходит взаимодействие двух магнитов разной полярности. Причем один из них является переменным магнитом и составляет совместно с параллельной электроемкостью резонансный параллельный LC-контур. Такой контур при резонансе тока от сети почти не потребляет электроэнергию.

При взаимодействии магнитов разной полярности они притягиваются и поэтому их потенциальная энергия уменьшается (рисунок 5). Плотность энергии в движущемся магните в области перекрытия на расстоянии l составит

$$w = w_n + w_s = \frac{B_1 H_1}{2} + \frac{B_2 H_2}{2}, \quad (44)$$

а изменение результирующей энергии в этой области равно

$$\Delta E = \Delta w S_s \Delta l, \quad (45)$$

где $\Delta w = B_1 H_1 / 2$ и S_s — площадь поперечного сечения постоянного магнита. В процессе движения постоянного магнита в зазоре катушки индуктивности изменение энергии происходит в направлении l (см. рисунок 5). В этом случае на движущийся постоянный магнит действует сила

$$\vec{F} = \text{grad} E = \frac{dE}{dl} = w_n S_s. \quad (46)$$

Получается, что сила, действующая на постоянный магнит, при его прохождении зазора катушки индуктивности зависит от величины намагниченности сердечника катушки индуктивности и является постоянной вели-

чиной. Следовательно, такой мотор-генератор должен работать плавно, без рывков как в момент входа постоянного магнита в зазор сердечника, так и при его выходе из зазора сердечника.

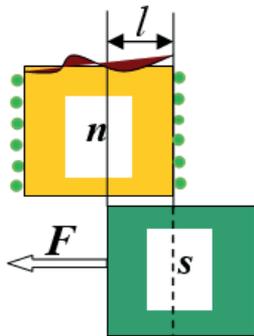


Рисунок 5 — Схема взаимодействия двух магнитов разной полярности

В соответствии с (46) механическая мощность при резонансной частоте вращения f_p для площади всей энергосистемы находится следующим образом:

$$N = 2\pi f_p F r_d N. \quad (47)$$

Каждый раз, когда происходит пересечение постоянным магнитом зазора электромагнита, возникает охлаждение его сердечника. Процесс охлаждения длится до тех пор, пока конвективный теплообмен на всю конструкцию мотор-генератора не скомпенсирует потери внутренней энергии всех катушек индуктивностей. Конвективный теплообмен обуславливает поток тепла из окружающей среды в резонансную систему LC-контура в основном вследствие взаимодействия молекул окружающего воздуха, которые, ударяясь о поверхность твердого тела, сталкиваются упруго с кластерами этого конструкционного материала. При упругом ударе передача энергии происходит с коэффициентом

$$\theta = \frac{4m_a M_{кл}}{(m_a + M_{кл})^2}, \quad (48)$$

где m_a — средняя масса молекул воздуха;

$M_{кл}$ — масса кластера конструкционного материала [11].

Если не учитывать поступление энергии магнитных и электромагнитных волн в систему LC-контура и рассматривать только тепловую составляющую, то разность температур, которая обеспечит потери за счет внутренней энергии сердечников катушек индуктивностей вследствие конвективного теплообмена, составит

$$\Delta \bar{T} = \frac{P_\infty m_a v_T^3 (\theta_\Phi S_\Phi + \theta_{Al} S_{Al})}{8k_b T (c_\Phi m_\Phi + c_{Al} m_{Al}) f}, \quad (49)$$

где P_∞ — давление воздуха при нормальных условиях;

v_T — среднехаотическая скорость движения молекул воздуха при температуре T ;

c_Φ и m_Φ — удельная теплоемкость и масса ферритового сердечника;

c_{Al} и m_{Al} — удельная теплоемкость и масса дюралевого диска.

Если конвективный теплообмен молекул окружающей среды со всей площадью мотор-генератора обеспечивает потери тепловой энергии на переполсовку сердечника электромагнита, то такая система будет нормально работать как тепловой насос. Произойдет непосредственное преобразование тепловой энергии окружающей среды в электрическую энергию при разности температур, определяемой по (25). При длительной работе такого теплового насоса непрерывно будет понижаться температура окружающей среды. Экспериментально в работе [16] наблюдалось понижение температуры окружающей среды на достаточно большую величину (6–8 K).

Таким образом, электромагнитный тепловой насос обеспечивает преобразование низкопотенциального тепла окружающей атмосферы в электрическую энергию с коэффициентом преобразования больше единицы. В аналогичном двигателе Минато Кохеи на вход статора подавалось напряжение 1,8 В, и при этом ток потребления составлял 150 мА, а на выходе напряжение было 9,144 В, и ток потребления составлял 192 мА. В результате коэффициент преобразования тепловой энергии в электрическую составил 3,25, а более мощный магнитный двигатель давал коэффициент преобразования 12–19 [17].

Кроме этого, такое устройство является магнитной антенной, которая аккумулирует переменную энергию магнитного поля и электромагнитное поле окружающей среды. Например, в работе [16] были обнаружены зоны повышенной напряженности магнитного поля со значением магнитной индукции 0,05 Тл, что соответствует напряженности магнитного поля 39,8 кА/м. Наличие таких мощных переменных магнитных полей вблизи работающего магнитодинамического мотор-генератора вызывает переменное электрическое поле напряженностью

$$E = \sqrt{\frac{\mu_0}{\epsilon_0}} H = 1,5 \cdot 10^7 \text{ В/м}. \quad (50)$$

Электрический пробой воздуха происходит при напряженности поля $3 \cdot 10^6$ В/м [8]. Поэтому вокруг работающего магнитодинамического мотор-генератора возникает коронный разряд, в котором возбуждаются однократные ионы молекул азота со свечением воздуха в виде фиолетово-голубого ореола. Такое свечение наблюдалось в работах [16–18]. Таким образом, внутри летательного аппарата с помощью электромагнитного теплового насоса возможно создать комфортные условия пребывания обслуживающего персонала.

Двигатели на космических летательных аппаратах

Полет летательных аппаратов в околоземном космическом пространстве в свободномолекулярном обтекании был детально рассмотрен на Первом космическом конгрессе Республики Беларусь в 2003 г. [19]. В результате показано, что летательные аппараты при полете на больших высотах электризуются положительным зарядом. Снять этот заряд невозможно, и поэтому на борту летательного аппарата для компенсации наведенного заряда необходимо ставить электростатические датчики.

В случае полета летательных аппаратов в межпланетном пространстве заметная электризация возникнет вследствие работы бортовых двигателей. Поэтому в качестве бортовых двигателей можно использовать плаз-

менные или ионные двигатели. При работе плазменно-го двигателя истекающий плазменный факел заряжен отрицательным зарядом [20]. Сам летательный аппарат непрерывно заряжается положительным зарядом. Снять такой заряд также невозможно и поэтому летательный аппарат вследствие трения о вакуум в какой-то момент остановится и станет спутником Солнца.

При работе ионного двигателя летательный аппарат будет заряжаться отрицательным зарядом. Отрицательный заряд можно нейтрализовать, применяя «Эффект Гречихина». Для этого необходимо летательному аппарату периодически входить в разреженные слои атмосферы любой из планет солнечной системы.

Заключение

На основании проведенных исследований кратко сформулируем полученные результаты:

1. Показано, что электродинамика Максвелла в комплексном виде описывает электромагнитные взаимодействия в восьмимерном мире.

2. Определена структура восьмимерного мира.

3. Дано описание силового взаимодействия в восьмимерном мире с применением энергетического подхода.

4. Рассмотрена динамика возникающих энергообменных процессов в восьмимерном мире.

5. Разработана методика расчета энергетических характеристик сложных открытых магнитодинамических энергоустановок с обоснованием работы теплового насоса.

6. Установлено, что на космических летательных аппаратах можно использовать только ионные двигатели.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- Gretchikhin, L. I. Explosion of the boundary layer when spacecraft enter the dense layers of the earth's atmosphere / L. I. Gretchikhin // Military Technical Courier Scientific. Periodical of the Ministry of Defence of the Republic of Serbia. – 2020. – V. 68, № 4. – P. 804–822.
- Гречихин, Л. И. Энергетические комплексы на транспорте / Л. И. Гречихин, Н. Г. Кузь. – Минск : Право и экономика. – 259 с.
- Иосифьян, А. Г. Эволюция физических основ электротехники и электродинамики / А. Г. Иосифьян // Электричество. – 1987. – № 12. – С. 19–21.
- Гречихин, Л. И. Проблемы энергетики в современных условиях / Л. И. Гречихин // Фундаментальные проблемы естествознания и техники: материалы Международного конгресса. – СПб. : СПбГУ, 2000. – Т. 1. – С. 99–103.
- Гречихин, Л. И. Получение и преобразования энергии в открытых системах / Л. И. Гречихин // Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ. Энергетика. – 2004. – № 4. – С. 76–81.
- Гречихин, Л. И. Общие основы формирования и превращения энергетических полей разной природы / Л. И. Гречихин // Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ. Энергетика. – 2006. – № 3. – С. 32–39.
- Гречихин, Л. И. Основы радиосвязи / Л. И. Гречихин. – Минск: Национальная библиотека Беларуси, 2016. – 377 с.
- Гречихин, Л. И. Физика. Электричество и магнетизм. Современная электродинамика / Л. И. Гречихин. – Минск : Право и экономика, 2008. – 302 с.
- Козырев, Н. А. Избранные труды / сост. А. Н. Дадаев, Л. С. Шихобалов. – Л. : ЛГУ, 1991. – 448 с.
- Лаврентьев, М. М. О дистанционном воздействии звезд на резистор / М. М. Лаврентьев, [и др.] // Доклады АН СССР. – 1990. – Т. 314, № 2. – С. 352–355.
- Лозовский, М. Энергоинформационный обмен и основной философский вопрос / М. Лозовский // Фундаментальные проблемы естествознания и техники: материалы Международного конгресса. – СПб. : СПбГУ, 2000. – Т. 1. – С. 175–179.
- Шахпаронов, И. М. Излучение Козырева-Дирака и его влияние на животных / И. М. Шахпаронов // Фундаментальные проблемы естествознания и техники: материалы Международного конгресса. – СПб. : СПбГУ, 2000. – Т. 1. – С. 285–289.
- Плешивцев, Н. В. Физика воздействия ионных пучков на материалы / Н. В. Плешивцев, А. И. Бажин. – М. : Вузовская книга, 1998. – 392 с.
- Зоммерфельд, А. Электродинамика / А. Зоммерфельд. – М. : Изд. ИЛ, 1958. – 501 с.
- Рыков, А. В. Структура вакуума и единство взаимодействий / А. В. Рыков // Фундаментальные проблемы естествознания и техники: материалы Международного конгресса. – СПб. : СПбГУ, 2000. – Т. 1. – С. 214–224.
- Рощин, В. В. Экспериментальное исследование физических эффектов в динамической магнитной системе / В. В. Рощин, С. М. Годин // Фундаментальные проблемы естествознания и техники: материалы Международного конгресса. – СПб. : СПбГУ, 2000. – Т. 1. – С. 202–205.
- Minato, K. Magnetic rotating apparatus [Electronic resource]: pat. US 5594289 / K. Minato. – Publ. date 14.01.1997. – Mode of access: <https://patents.google.com/patent/US5594289A/en>. – Date of access: 03.09.2024.
- Khmelnik, S. I. Autonomous Electromagnetic generator: Israel, Patent Office, Application No 186826 / S. I. Khmelnik. – Publ. date 22.10.2007.
- Гречихин, Л. И. Взаимодействие твердого тела с окружающей средой в режиме свободномолекулярного обтекания (эффект Гречихина) / Л. И. Гречихин // Первый Белорусский космический конгресс: материалы конгресса. – Минск : ОИПИ НАНБ, 2003. – С. 31–33.
- Гречихин, Л. И. Поглощение СВЧ-излучения катион-анионной плазмой / Л. И. Гречихин, Д. Ю. Олейник // Авиационный вестник. – 2023. – № 8. – С. 10–19.

REFERENCES

- Gretchikhin, L. I. Explosion of the boundary layer when spacecraft enter the dense layers of the earth's atmosphere L. I. Gretchikhin. Military Technical Courier Scientific. Periodical of the Ministry of Defence of the Republic of Serbia. – 2020. – V. 68, no. 4, pp. 804–822.
- Gretchikhin L. I. Energeticheskie komplekсы na transporte [Energy complexes in transport]. Minsk, Law and Economics Publishing House, 259 p.
- Iosifyan A. G. Evolyuciya fizicheskikh osnov elektrotehniki i elektrodinamiki [Evolution of the physical foundations of electrical engineering and electrodynamics]. Elektrichestvo = Electricity, 1987, no.12, pp. 19-21.
- Gretchikhin L. I. Problemy energetiki v sovremennykh usloviyah [Problems of energy in modern conditions]. Fundamental'nye problemy estestvoznaniya i tekhniki: materialy Mezhdunarodnogo kongressa = Fundamental problems of Natural Science and Technology: proceedings of the International Congress, Saint Petersburg, Saint Petersburg Publishing House, 2000, pp. 99-103.
- Gretchikhin L. I. Poluchenie i preobrazovaniya energii v otkrytykh sistemah. [Energy production and conversion in open systems]. Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenij i energeticheskikh ob'edinenij SNG [News of higher educational institutions and energy associations of the CIS]. Energetika = Energy industry, 2004, no. 4, pp. 76-81.
- Gretchikhin L. I. Obshchie osnovy formirovaniya i prevrashcheniya energeticheskikh poлей raznoy prirody. [The general principles of the formation and transformation of energy fields of different nature]. Energetika = Energy industry, 2006, no. 3, pp. 32-39.
- Gretchikhin L. I. Osnovy radiosvyazi [Basics of radio communication]. Minsk, The National Library of Belarus, 2016, 377 p.
- Gretchikhin L. I. Fizika. Elektrichestvo i magnetizm. Sovremennaya elektrodinamika [Physics. Electricity and magnetism. Modern electrodynamics]. Minsk, Law and Economics Publishing House, 2008, 302 p.
- Kozyrev N. A. Izbrannye Trudy [Selected works]. Leningrad, Leningrad State University, 1991, 448 p.
- Lavrentiev M. M. O distantsionnom vozdeystvii zvezd na rezistor [On the remote effect of stars on a resistor]. Doklady AN SSSR = Reports of the USSR Academy of Sciences, 1990, no. 2, pp. 352-355.
- Lozovskij M. Energoinformatsionnyj obmen i osnovnoj [Energy information exchange and basic]. Fundamental'nye problemy estestvoznaniya i tekhniki: materialy Mezhdunarodnogo kongressa = Fundamental problems of Natural Science and Technology: proceedings of the International Congress, Saint Petersburg, Saint Petersburg Publishing house, 2000, pp. 175-179.
- Shahparonov I. M. Izluchenie Kozyreva-Diraka i ego vliyanie na zhivotny [Kozyrev-Dirac radiation and its effect on animals]. Fundamental'nye problemy estestvoznaniya i tekhniki:

materialy Mezhdunarodnogo kongressa = Fundamental problems of Natural Science and Technology: proceedings of the International Congress, Saint Petersburg, Saint Petersburg Publishing House, 2000, pp. 285-289.

13. Pleshivcev N.V. Fizika vozdejstviya ionnyh puchkov na materialy [Physics of ion beam effects on materials]. Moscow, University book publishing house, 1998, 392 p.
14. Zommerfel'd A. Elektrodinamika [Electrodynamics]. Moscow, IL publishing house, 1958, 501 p.
15. Rykov A.V. Struktura vakuuma i edinstvo vzaimodejstvij [The structure of vacuum and the unity of interactions]. Fundamental'nye problemy estestvoznaniya i tekhniki: materialy Mezhdunarodnogo kongressa = Fundamental problems of Natural Science and Technology: proceedings of the International Congress, Saint Petersburg, Saint Petersburg Publishing House, 2000, pp. 214-224.
16. Roshchin V.V. Eksperimental'noe issledovanie fizicheskikh effektov v dinamicheskoy magnitnoj sisteme [Experimental study of physical effects in a dynamic magnetic system]. Fundamental'nye problemy estestvoznaniya i tekhniki: materialy Mezhdunarodnogo kongressa = Fundamental problems of Natural Science and Technology: proceedings of the International Congress, Saint Petersburg, Saint Petersburg Publishing House, 2000, pp. 202-205.
17. Magnetic rotating apparatus pat. US 5594289 / Minato. K. – Publ. date 14.01.1997, available at: <https://patents.google.com/patent/US5594289A/en> (accessed 3 September 2024).
18. Autonomous Electromagnetic generator: Israel, Patent Office, Application No 186826. Khmel'nik S. I. – Publ. date 22.10.2007.
19. Gretchihin L.I. Vzaimodejstvie tverdogo tela s okruzhayushchej sredoj v rezhime svobodnomolekulyarnogo obtekaniya (effekt Gretchihina) [Interaction of a solid body with the environment in the mode of free molecular flow (the Gretchihin effect)]. Pervyj Belorusskij kosmicheskij kongress: materialy kongressa = The First Belarusian Space Congress: materials of the Congress, Minsk, Institute of Computer Science Problems of National Academy of Sciences of Belarus, 2003, pp. 31-33.
20. Gretchihin L.I. Pogloshchenie SVCh-izlucheniya kation-anionnoj plazmoy [Absorption of microwave radiation by cation-anion plasma]. Aviacionnyj vestnik = Aviation bulletin, 2023, no. 8, pp. 10-19.

*Статья поступила в редакцию
24.05.2024*

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КАРДАННЫХ ПЕРЕДАЧ С ПОМОЩЬЮ МЕХАНИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИХ КИНЕМАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

DESIGN OF CARDAN TRANSMISSIONS USING KINEMATIC AND DYNAMIC MECHANICAL-MATHEMATICAL MODELS

Гурвич Юрий Абрамович – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры естественнонаучных и общепрофессиональных дисциплин учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
gu1944@yandex.by

Yuri Gurvich – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department of Natural Sciences and General Professional Disciplines of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
gu1944@yandex.by

Крамник Константин Константинович – старший преподаватель кафедры средств наземного обеспечения полетов учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь

Konstantin Kramnik – Senior Lecturer of the Department of Ground Support Facilities of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus

Бурдин Иван Леонидович – курсант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь

Ivan Burdin – Cadet of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus

Ганчаров Максим Юрьевич – курсант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь

Maxim Gancharov – Cadet of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus

Аннотация: получены точные выражения углового ускорения и дополнительных вращающих моментов выходных валов двухшарнирных карданных передач в функции двух и трех углов, которые вращающимся колесам с шинами сообщают колебательные движения относительно их осей вращения, генерируют вибрации деталей трансмиссии, колес и машины в целом, что уменьшает срок службы транспортного средства. С помощью корреляционно-регрессионного анализа и программного пакета STATISTICA получена приближенная механико-математическая модель описания кинематики двухшарнирных карданных передач в функции двух и трех углов в виде параболической модели. Динамика двухшарнирных карданных передач со шлицевыми соединениями при их параметрическом возбуждении точно описывается уравнением Матье и диаграммой Айнса – Стретта, где зоны устойчивости и неустойчивости чередуются между собой. Выполнен расчет и анализ напряженно-деформированного состояния двухшарнирной карданной передачи трактора.

Ключевые слова: двухшарнирная карданная передача, уравнение Матье, диаграмма Айнса – Стретта, корреляционно-регрессионный анализ, анализ напряженно-деформированного состояния.

Abstract: precise expressions of angular acceleration and additional torques of the output shafts of double-articulated drivelines have been obtained in the functions of two and three angles, which impart oscillatory movements to the rotating wheels with tires relative to their axes of rotation, generate vibrations of transmission parts, wheels and the car as a whole, which reduces the service life of the vehicle. With the help of correlation-regression analysis and the STATISTICA software package, an approximate mechanical-mathematical model for describing the kinematics of double-articulated cardan transmissions in the functions of two and three angles in the form of a parabolic model was obtained. The dynamics of double-hinged cardan transmissions with spline joints during their parametric excitation is accurately described by the Mathieu equation and the Ainz-Strett diagram, where the stability and instability zones alternate with each other. The calculation and analysis of the stress-strain state of the tractor's double-hinged driveshaft is carried out.

Keywords: double-articulated driveline, Mathieu equation, Aines-Strett diagram, correlation-regression analysis, stress-strain state analysis.

Введение

В теоретической механике [1, 2] основными кинематическими характеристиками тел, вращающихся вокруг своих осей вращения, являются угол поворота, угловая скорость и угловое ускорение. В прикладной механике, например, в [3], показателем неравномерности вращения любых тел, в том числе выходных валов карданных передач (КП) являются их угловые скорости.

В отличие от работы [4] в данной статье рассмотрены вопросы проектирования КП с переменными параметрами с помощью новых механико-математических кинематических и динамических моделей двухшарнирной КП, выполнен расчет и анализ напряженно-деформированного состояния двухшарнирной КП трактора МТЗ.

Это позволит устранить пробел, существующий в литературе по теоретической и прикладной механике, связанный с вопросами использования углового ускорения при проектировании КП и применении их на практике

в авиации в автомобилестроении и во всей транспортной гражданской и военной колесной технике.

Эти вопросы необходимо также внедрить в учебные процессы технических вузов.

Исходя из вышесказанного, сформирована цель данной работы: описать основные идеи и реализацию новых концепций и подходов использования углового ускорения при проектировании КП с переменными параметрами с помощью новых механико-математических кинематических и динамических моделей двухшарнирной КП, выполнить расчет и анализ напряженно-деформированного состояния двухшарнирной КП трактора МТЗ.

Обоснование цели состоит из шести частей, которые реализуются путем последовательного рассмотрения:

- кинематики двухшарнирных КП в функции двух углов;
- кинематики двухшарнирных КП в функции трех углов;
- механико-математической корреляционно-регрессионной модели кинематики двухшарнирных КП;
- динамики двухшарнирных КП;
- динамики двухшарнирных КП при параметрическом возбуждении;
- результатов расчета и анализа напряженно-деформированного состояния двухшарнирной КП трактора МТЗ.

I. Кинематика двухшарнирных карданных передач в функции двух углов (γ_2, ψ)

Установим влияние угла поворота α ведущего вала I, угла излома γ_2 и угла между вилками ψ , расположенными на одном валу II, на угловое ускорение ε_3 ведомого вала III двухшарнирной КП (рисунок 1).

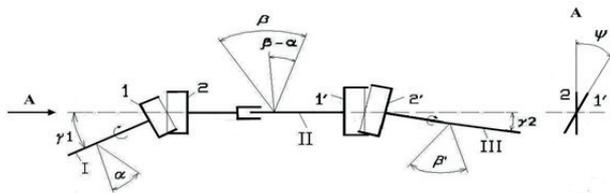


Рисунок 1 – Схема двухшарнирной КП с обозначением углов $\alpha, \beta, \beta', \gamma_1, \gamma_2, \psi$

В [4] приведено соотношение для определения угла поворота ведомого вала в двухшарнирной КП:

$$\beta_2' = \arctg \left(\frac{\cos \gamma_2 \cdot \operatorname{tg} (1 + \operatorname{tg}^2 \psi)}{\cos \gamma_1 - \operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{tg} \psi + \cos^2 \gamma_2 \cdot \operatorname{tg} \psi (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \psi \cdot \cos \gamma_1)} \right), \quad (1)$$

где α – угол поворота вала I; β_2' – угол поворота вала III, являющийся функцией двух переменных α, γ_2 ; γ_1 – угол излома вала I; γ_2 – угол излома вала III; ψ – угол между вилками 2 и 1'.

Определим полную производную по времени от (1):

$$\frac{d\beta_2'}{dt} = \frac{\partial \beta_2'}{\partial \alpha} \cdot \frac{d\alpha}{dt} + \frac{\partial \beta_2'}{\partial \gamma_2} \cdot \frac{d\gamma_2}{dt}. \quad (2)$$

Найдем частные производные $\frac{\partial \beta_2'}{\partial \alpha}, \frac{\partial \beta_2'}{\partial \gamma_2}$ и введем замены:

$$\left. \begin{aligned} L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) &= \frac{\partial \beta_2'}{\partial \alpha}; \\ L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) &= \frac{\partial \beta_2'}{\partial \gamma_2}; \\ \omega_1 &= \frac{d\alpha}{dt}; \\ \omega_3 &= \frac{d\beta_2'}{dt}; \\ \omega_{\gamma_2} &= \frac{d\gamma_2}{dt}, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где ω_3 – угловая скорость вращения вала III;

ω_1 – угловая скорость вала I;

ω_{γ_2} – угловая скорость вала III при переменном угле γ_2 .

Выражение (2) с учетом (3) перепишем в виде

$$\omega_3 = \omega_1 L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) + \omega_{\gamma_2} L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi). \quad (4)$$

Определим угловое ускорение ведомого вала ε_3 , взяв полную производную по времени от левой и правой частей выражения (4):

$$\begin{aligned} \varepsilon_3 = \frac{d\omega_3}{dt} &= \varepsilon_1 L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) + \omega_1 \left(\frac{\partial L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi)}{\partial \alpha} \omega_1 - \right. \\ &+ \left. \frac{\partial L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi)}{\partial \gamma_2} \omega_{\gamma_2} \right) + \varepsilon_{\gamma_2} L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) + \\ &+ \omega_{\gamma_2} \left(\frac{\partial L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi)}{\partial \alpha} \omega_1 + \frac{\partial L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi)}{\partial \gamma_2} \omega_{\gamma_2} \right), \quad (5) \end{aligned}$$

где ε_1 – угловое ускорение вала I; ε_{γ_2} – угловое ускорение вала III.

Для анализа выражения (5) рассмотрим четыре случая:

1. $\varepsilon_1 = 0, \omega_{\gamma_2} = 0$.
2. $\varepsilon_1 = 0, \omega_{\gamma_2} \neq 0$:
 - 2.1. случай равномерного вращения $\varepsilon_{\gamma_2} = 0$.
 - 2.2. случай неравномерного вращения $\varepsilon_{\gamma_2} \neq 0$.
3. $\varepsilon_1 \neq 0, \omega_{\gamma_2} = 0$.
4. $\varepsilon_1 \neq 0, \omega_{\gamma_2} \neq 0$:
 - 4.1. $\varepsilon_{\gamma_2} = 0$.
 - 4.2. $\varepsilon_{\gamma_2} \neq 0$.

Построим графические зависимости для четвертого случая по (5) с помощью математического пакета MATHCAD (к/п 008535) (рисунки 2, 3).

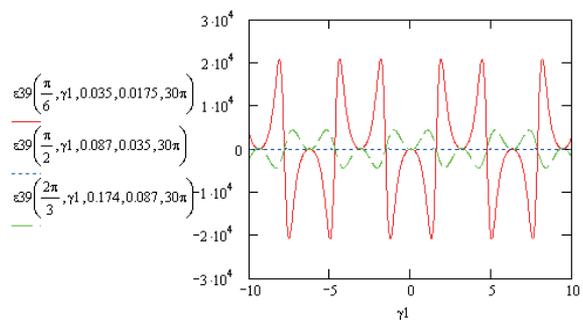


Рисунок 2 – График зависимости углового ускорения ε_{39} в функции угла излома γ_1 при различных значениях угла $\alpha \left(\frac{\pi}{6}; \frac{\pi}{2}; \frac{2\pi}{3} \right)$, угла γ_2 (0,035; 0,087; 0,174 рад или 2°; 5°; 10°) и угла ψ (0,0175; 0,035; 0,087 рад или 1°; 2°; 5°)

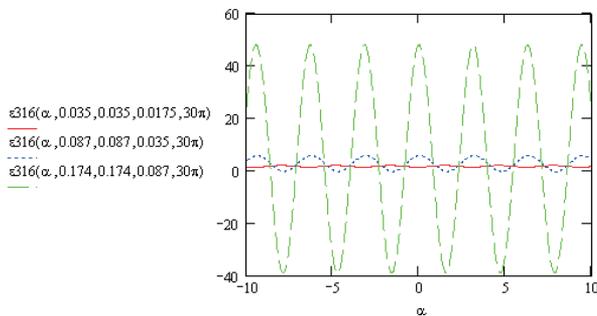


Рисунок 3 — График зависимости углового ускорения ϵ_{316} в функции угла излома α при различных значениях угла γ_1 (0,035; 0,087; 0,174 рад или 2°; 5°; 10°), угла γ_2 (0,035; 0,087; 0,174 рад или 2°; 5°; 10°) и угла ψ (0,0175; 0,035; 0,087 рад или 1°; 2°; 5°)

II. Кинематика двухшарнирных карданных передач в функции трех углов (γ_2, ψ, θ)

Рассмотрим случай, когда вилка 1' повернута относительно вилки 2 на угол ψ . В свою очередь вилка 1' повернута относительно вилки 2' на угол θ (рисунок 4).

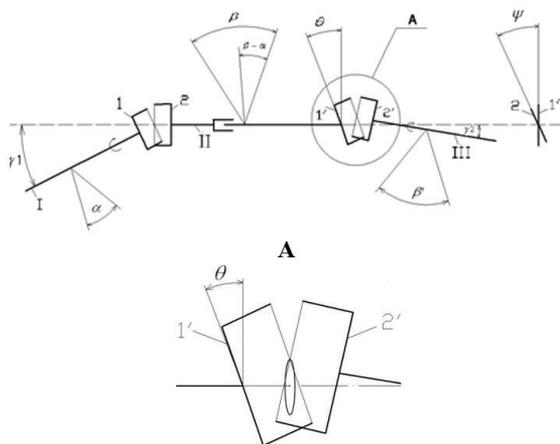


Рисунок 4 — Схема карданной передачи с двумя шарнирами и обозначением углов: α — угол поворота вала I; β — угол поворота вала III; γ_1 — угол излома вала I; γ_2 — угол излома вала III; ψ — угол между вилками 1' и 2, расположенными на валу II; θ — угол излома между вилками 1' и 2'

С учетом угла излома θ выражение (1) примет вид

$$\beta'_3 = \arctg \left[\frac{\cos(\gamma_2 + \theta) \cdot \operatorname{tg} \alpha (1 + \operatorname{tg}^2 \psi)}{(\cos \gamma_1 - \operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{tg} \psi + \cos^2(\gamma_2 + \theta) \cdot \operatorname{tg} \psi (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \psi \cdot \cos \gamma_1))} \right]. \quad (6)$$

Полная производная по времени от β'_3 представляет собой сумму двух слагаемых

$$\frac{d\beta'_3}{dt} = \frac{\partial \beta'_3}{\partial \alpha} \cdot \frac{d\alpha}{dt} + \frac{\partial \beta'_3}{\partial \gamma_2} \cdot \frac{d\gamma_2}{dt}. \quad (7)$$

Найдем частные производные $\frac{\partial \beta'_3}{\partial \alpha}$, $\frac{\partial \beta'_3}{\partial \gamma_2}$ и введем замены:

$$\left. \begin{aligned} L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) &= \frac{\partial \beta'_3}{\partial \alpha}, \\ L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) &= \frac{\partial \beta'_3}{\partial \gamma_2}, \\ \omega_1 &= \frac{d\alpha}{dt}, \\ \omega_3 &= \frac{d\beta'_3}{dt}, \\ \omega_{\gamma_2} &= \frac{d\gamma_2}{dt}, \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

где ω_1 — угловая скорость вала I; ω_3 — угловая скорость вала III; ω_{γ_2} — угловая скорость при перемещении оси III от изначального положения.

Выражение (7) с учетом (8) перепишем в виде

$$\omega_3 = \omega_1 L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi) + \omega_{\gamma_2} L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi). \quad (9)$$

Определим угловое ускорение ведомого вала ϵ_3 , взяв полную производную по времени от левой и правой частей выражения (9):

$$\begin{aligned} \epsilon_3 = \frac{d\omega_3}{dt} &= \epsilon_1 L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi, \theta) + \omega_1 \left(\frac{\partial L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi, \theta)}{\partial \alpha} \omega_1 + \right. \\ &+ \left. \frac{\partial L_1(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi, \theta)}{\partial \gamma_2} \omega_{\gamma_2} \right) + \epsilon_{\gamma_2} L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi, \theta) + \\ &+ \omega_{\gamma_2} \left(\frac{\partial L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi, \theta)}{\partial \alpha} \omega_1 + \frac{\partial L_2(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi, \theta)}{\partial \gamma_2} \omega_{\gamma_2} \right), \quad (10) \end{aligned}$$

где $\epsilon_1, \epsilon_{\gamma_2}$ — угловые ускорения валов I и III.

Для анализа выражения (10) необходимо рассмотреть четыре случая:

1. $\epsilon_1 = 0, \omega_{\gamma_2} = 0$.
2. $\epsilon_1 = 0, \omega_{\gamma_2} \neq 0$:
 - 2.1. случай равномерного вращения $\epsilon_{\gamma_2} = 0$,
 - 2.2. случай неравномерного вращения $\epsilon_{\gamma_2} \neq 0$.
3. $\epsilon_1 \neq 0, \omega_{\gamma_2} = 0$.
4. $\epsilon_1 \neq 0, \omega_{\gamma_2} \neq 0$:
 - 4.1. $\epsilon_{\gamma_2} = 0$,
 - 4.2. $\epsilon_{\gamma_2} \neq 0$.

Рассмотрим четвертый случай: угловое ускорение входного вала $\epsilon_1 = \frac{d\omega_1}{dt} \neq 0$; угловая скорость при перемещении оси II от изначального положения $\omega_{\gamma_2} = \frac{d\gamma_2}{dt} \neq 0$ (угол излома $\gamma_2 \neq \text{const}$). В этом случае угловое ускорение ведомого вала ϵ_3 определяется выражением (10).

III. Механико-математическая корреляционно-регрессионная модель кинематики двухшарнирных карданных передач в функции двух углов (γ_2, ψ)

В отличие от [4] здесь сделана попытка исследовать влияние угла поворота α ведущего вала I, угла излома γ_2 и угла между вилками ψ , расположенными на одном валу II, на угловое ускорение ϵ_3 ведомого вала III двухшарнирной КП (см. рисунок 1) с помощью корреляционно-регрессионного анализа (КРА) и программного пакета STATISTICA.

КРА широко используется при исследовании различных зависимостей между статистическими рядами. КРА подразделяется на два вида: парный и множественный. Парный КРА устанавливает связь между двумя факторами: $y_i = x_i$; многофакторный — между n факторами, один из которых — зависимый, а остальные — независимые: $y_i = f(x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{in})$ [5–7].

При изучении кинематики двухшарнирной КП сначала был проведен парный, а затем многофакторный КРА.

В работе исследование углового ускорения $\ddot{\beta}' = \varepsilon_3$ с помощью парного КРА было выполнено при переменных углах:

- 1) α при фиксированных углах $\gamma_1 = \pi/36$, $\gamma_2 = \pi/36$, $\psi = \pi/90$;
- 2) γ_1 при фиксированных углах $\alpha = \pi/6$, $\gamma_2 = \pi/36$, $\psi = \pi/90$;
- 3) γ_2 при фиксированных углах $\alpha = \pi/6$, $\gamma_1 = \pi/36$, $\psi = \pi/90$;
- 4) ψ при фиксированных углах $\alpha = \pi/6$, $\gamma_1 = \pi/36$, $\gamma_2 = \pi/36$.

Значения углов α , γ_1 , γ_2 , ψ и углового ускорения $\ddot{\beta}'$ в функции этих углов или $\ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\alpha)$, $\ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\gamma_1)$, $\ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\gamma_2)$, $\ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\psi)$ определим по формуле (5), используя программный пакет MATHCAD. Тогда в обозначениях MATHCAD:

- $\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi$ (рад);
- $\ddot{\beta}'(\alpha) = b2\alpha$, $\ddot{\beta}'(\gamma_1) = b2\gamma_1$, $\ddot{\beta}'(\gamma_2) = b2\gamma_2$,
- $\ddot{\beta}'(\psi) = b2\psi$ (рад/с²).

В столбцах исходных данных (таблица 1) угол α принимает значения $91\pi/180$ и $271\pi/180$, т. к. при значениях $90\pi/180$ и $270\pi/180$ $\tan \alpha$, входящий в формулу ε_3 [7], стремится к $\pm\infty$. По этим данным строятся гра-

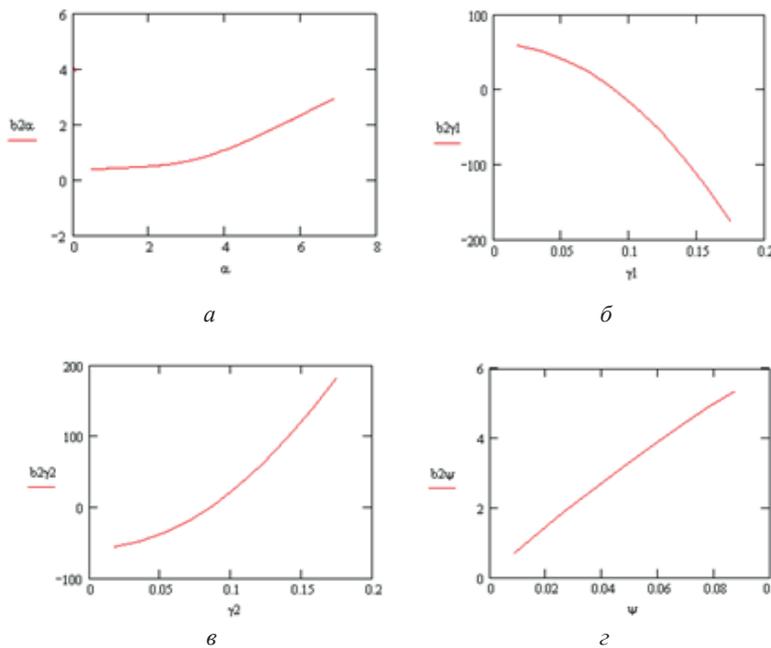


Рисунок 5 — Графические зависимости углового ускорения от углов α , γ_1 , γ_2 , ψ :
 $a - \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\alpha)$; $b - \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\gamma_1)$; $c - \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\gamma_2)$; $d - \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\psi)$

Таблица 1 — Столбцы исходных данных для парного анализа

α	$b2\alpha$	γ_1	$b2\gamma_1$	γ_2	$b2\gamma_2$	ψ	$b2\psi$
0	4,002	$\pi/180$	58,543	$\pi/180$	-55,592	$\pi/360$	0,703
$\pi/6$	2,422	$2\pi/180$	51,558	$2\pi/180$	-48,406	$\pi/180$	1,294
$\pi/3$	-0,577	$3\pi/180$	39,897	$3\pi/180$	-36,322	$3\pi/360$	1,867
$91\pi/180$	-1,990	$4\pi/180$	23,532	$4\pi/180$	-19,384	$2\pi/180$	2,422
$\pi/3$	-0,414	$5\pi/180$	2,422	$5\pi/180$	2,422	$5\pi/360$	2,960
π	4,002	$6\pi/180$	-23,483	$6\pi/180$	29,064	$3\pi/180$	3,478
$5\pi/4$	0,910	$7\pi/180$	-54,249	$7\pi/180$	60,514	$7\pi/360$	3,973
$271\pi/180$	-1,990	$8\pi/180$	-89,951	$8\pi/180$	96,740	$4\pi/180$	4,460
$7\pi/4$	1,097	$9\pi/180$	-130,675	$9\pi/180$	137,702	$9\pi/180$	4,923
2π	4,002	$10\pi/180$	-176,523	$10\pi/180$	183,359	$6\pi/180$	5,367

фические зависимости углового ускорения от углов α , γ_1 , γ_2 , ψ (рисунок 5).

Из рисунка 5 видно, что зависимость между угловым ускорением $\ddot{\beta}'$ и углом α близка к параболической; между $\ddot{\beta}'$ и углом γ_1 близка к гиперболической; между $\ddot{\beta}'$ и углом γ_2 близка к параболической; между $\ddot{\beta}'$ и углом ψ близка к линейной. Поэтому при выводе формулы парной регрессии с помощью программного пакета STATISTICA будем использовать параболическую, гиперболическую и линейную функции (рисунок 6).

Анализ рисунка 6 показал, что угловое ускорение $\ddot{\beta}'$ представлено моделями в виде функций углов:

$$\begin{aligned} \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\alpha) &= 2,839761 - 0,0358\alpha^2 - 0,000103\alpha; \\ \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\gamma_1) &= 179,9129 - 33,0901\gamma_1 - 94,9492 / \gamma_1; \\ \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\gamma_2) &= -58,2040 + 2,4070\gamma_2^2 + 0,0987\gamma_2; \\ \ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\psi) &= 0,2942 + 1,036764\psi. \end{aligned}$$

Применим многофакторный КРА для установления одновременной функциональной зависимости между исследуемой случайной величиной и факторами $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ или $\ddot{\beta}' = \ddot{\beta}'(\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi)$.

На стадии количественного анализа отберем факторы, влияние которых на исследуемую зависимость $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ существенно. В уравнении множественной регрессии существенными обычно оказываются те факторы, которые имеют существенную корреляционную связь с результативным признаком, т. е. с $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ (большое значение коэффициента корреляции), а между собой — несущественную (малое значение коэффициента корреляции). На данной стадии рассчитывается корреляционная матрица (таблица 2).

Коэффициент корреляции между факторами x_i и x_j определяется по формуле

$$r_{x_i x_j} = \frac{\sum_{k=1}^n [(x_{ik} - \bar{x}_i) \cdot (x_{jk} - \bar{x}_j)]}{\sqrt{\sum_{k=1}^n [(x_{ik} - \bar{x}_i)^2 \cdot (x_{jk} - \bar{x}_j)^2]}}, \quad (11)$$

где \bar{x}_i и \bar{x}_j — среднее по строкам и столбцам соответственно.

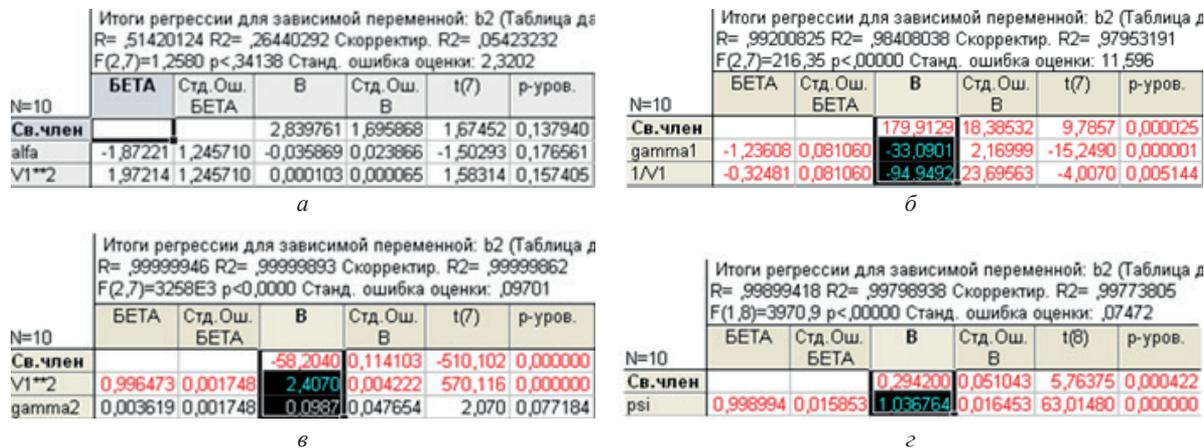


Рисунок 6 – Результаты парной регрессии представлены в виде таблиц для углов:

$$a - \alpha; б - \gamma_1; в - \gamma_2; г - \psi$$

Таблица 2 – Корреляционная матрица

	у	x_1	x_2	...	x_n
у	1	r_{yx1}	r_{yx2}	...	r_{yxn}
x_1		1	r_{x1x2}	...	r_{x1xn}
x_2			1	...	r_{x2xn}
x_3				...	r_{x3xn}
⋮					⋮
x_n					1

В нашем случае корреляционная матрица между углами $\alpha, \gamma_1, \gamma_2, \psi$ и угловым ускорением $\epsilon_3 = \beta'$ примет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 \text{Matriz} &= \begin{bmatrix} 1 & r_{\epsilon_3\alpha} & r_{\epsilon_3\gamma_1} & r_{\epsilon_3\gamma_2} & r_{\epsilon_3\psi} \\ r_{\epsilon_3\alpha} & 1 & r_{\alpha\gamma_1} & r_{\alpha\gamma_2} & r_{\alpha\psi} \\ r_{\epsilon_3\gamma_1} & r_{\alpha\gamma_1} & 1 & r_{\gamma_2\gamma_1} & r_{\psi\gamma_1} \\ r_{\epsilon_3\gamma_2} & r_{\alpha\gamma_2} & r_{\gamma_2\gamma_1} & 1 & r_{\gamma_2\psi} \\ r_{\epsilon_3\psi} & r_{\alpha\psi} & r_{\psi\gamma_1} & r_{\gamma_2\psi} & 1 \end{bmatrix}, \\
 \text{Matriz} &= \begin{bmatrix} 1 & 0,032 & -0,973 & 0,975 & 0,999 \\ 0,032 & 1 & 0,955 & 0,965 & 0,995 \\ -0,973 & 0,955 & 1 & 1 & 0,020 \\ 0,975 & 0,965 & 1 & 1 & 1 \\ 0,999 & 0,995 & 0,020 & 1 & 1 \end{bmatrix}.
 \end{aligned}$$

- Из матрицы видно, что коэффициент корреляции:
- между β' и α равен 0,032;
 - между β' и γ_1 равен -0,973;
 - между β' и γ_2 равен 0,975;
 - между β' и ψ равен 0,999.

Для фактора α (матрицу рассматриваем по столбцам) связь с фактором γ_1 сильнее, чем с функцией β' , потому что $r_{\alpha\gamma_1} = 0,955 > r_{\epsilon_3\alpha} = 0,032$. Следовательно, фактор α является несущественным и его нужно исключить из дальнейшего рассмотрения.

Исходные данные β' для множественной корреляции получим из формулы (5) по 29 значениям углов γ_1, γ_2, ψ в градусах (таблица 3).

Таблица 3 – Столбцы исходных данных для многофакторного анализа

	α	γ_1	γ_2	ψ	β'
0	0	0,500	0,200	0,832	
15	0,500	1,000	0,300	1,735	
22	1,000	1,500	0,800	3,095	
27	1,500	1,750	1,100	2,609	
30	2,000	2,000	1,300	0,809	
33	2,500	2,250	1,700	-1,924	
38	3,000	2,500	2,200	-6,130	
42	3,500	2,750	2,500	-11,565	
47	4,000	3,000	2,700	-18,047	
51	4,500	3,250	3,000	-25,128	
56	5,000	3,500	3,300	-32,092	
60	5,500	3,750	3,800	-38,979	
63	6,000	4,000	4,500	-46,214	
67	6,500	4,250	4,900	-51,116	
72	7,000	4,500	5,300	-51,857	
79	7,500	4,750	5,900	-43,329	
83	8,000	5,000	6,100	-36,733	
88	8,500	5,250	6,500	-22,233	
91	9,000	5,500	7,000	-11,848	
94	9,500	5,750	7,700	1,416	
97	10,000	6,000	7,900	19,769	
103	10,500	6,250	8,300	61,176	
107	11,000	6,500	9,100	94,006	
113	11,500	6,750	9,500	145,979	
119	12,000	7,000	9,700	200,717	
123	12,500	7,250	10,100	243,717	
129	13,000	7,500	10,300	296,951	
134	13,500	7,750	10,700	341,095	
138	14,000	8,000	11,100	378,234	

В работе были рассмотрены:

- линейная модель (коэффициент множественной корреляции $R = 0,754$);
- параболическая модель (коэффициент множественной корреляции $R = 0,964$);
- гиперболическая модель (коэффициент множественной корреляции $R = 0,597$).

Коэффициент множественной корреляции у параболической модели наибольший. Поэтому эта модель

наиболее точно описывает связь между β' и углами γ_1, γ_2, ψ .

Приведем расчет параболической модели в программе STATISTICA. Для этого необходимо:

- выбрать переменные для нелинейной многофакторной регрессии;
- выбрать модель для нелинейной многофакторной регрессии (рисунок 7);
- определить зависимые и независимые переменные (предикторы).

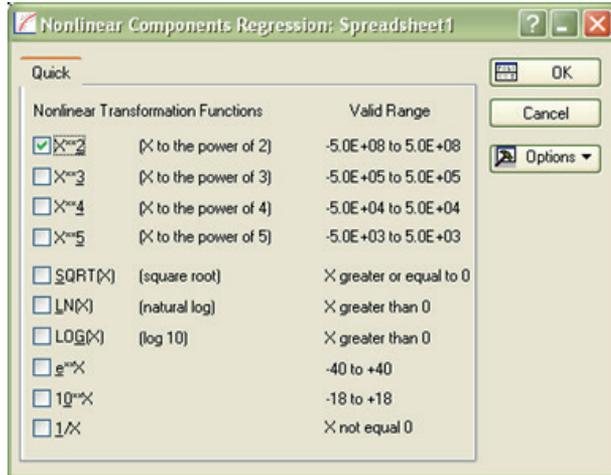


Рисунок 7 — Выбор модели для нелинейной многофакторной регрессии

Произведя все необходимые вычисления в программе STATISTICA, получим таблицу результатов (рисунок 8).

Multiple Regression Results

Dependent: **beta** Multiple R = .96423730 F = 110.2967
 No. of cases: 29 adjusted R² = .92975357 df = 3,25
 Standard error of estimate: 34.737408558 p = .000000
 Intercept: 89.164869002 Std. Error: 21.18733 t(25) = 4.2084 p = .0003

V2**2 b*=9.60 V3**2 b*=-7.5 V4**2 b*=-1.3

Regression Summary for Dependent Variable: beta (Spreadsheet1)						
R = .96423730 R ² = .92975357 Adjusted R ² = .92132400						
F(3,25)=110.30 p<.000000 Std. Error of estimate: 34.737						
	b*	Std. Err. of b*	b	Std. Err. of b	t(25)	p-value
Intercept			89.1649	21.18733	4.20841	0.000290
V2**2	9.60361	1.477173	19.2803	2.96559	6.50134	0.000001
V3**2	-7.48370	0.913547	-47.2314	5.76561	-8.19192	0.000000
V4**2	-1.27852	0.901895	-3.9265	2.76986	-1.41759	0.168655

Рисунок 8 — Результаты многофакторной регрессии для параболической модели

Полученная многофакторная модель зависимости функции отклика от предикторов $\beta' = \beta'(\gamma_1, \gamma_2, \psi)$ имеет вид

$$\beta' = 89,1649 + 19,2803\gamma_1^2 - 47,2314\gamma_2^2 - 3,9265\psi^2.$$

Из приведенных результатов, полученных с помощью КРА, следует, что:

- зависимость между откликом и предикторами сильная, т. к. $R = 0,964$, что больше, чем $0,75$;
- построенная параболическая регрессия адекватно описывает взаимосвязь между откликом и предикторами;

- свободный член статистически значим [6].
- Полученная модель может быть использована:
 - для прогнозирования значений углового ускорения β' ;
 - для определения исходных значений углов γ_1, γ_2, ψ при заданном значении углового ускорения β' .

IV. Динамика двухшарнирных карданных передач

Знание углового ускорения ϵ_3 вала III (см. рисунок 1, 4) в функции двух и трех углов позволит учесть влияние дополнительных моментов $M_2 = M_2(\gamma_2, \psi)$ и $M_3 = M_3(\gamma_2, \psi, \theta)$, действующих на колеса машины, которые равны произведению осевого момента инерции колес с карданом относительно оси вращения колес I_x на угловое ускорение ϵ_3 , т. е. $I_x \epsilon_3$.

В результате суммарные моменты на колесе имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} M_2 &= M_{кр} + M_2(\gamma_2, \psi), \\ M_3 &= M_{кр} + M_3(\gamma_2, \psi, \theta), \\ M_2 &= M_{кр} + I_x \epsilon_3(\gamma_2, \psi), \\ M_3 &= M_{кр} + I_x \epsilon_3(\gamma_2, \psi, \theta), \end{aligned}$$

где $M_{кр}$ — крутящий момент на входном валу вилки кардана.

Эти дополнительные вращающие моменты приводят ведущим вращающимся колесам автомобиля осциллирующее движение относительно их осей вращения.

В качестве объекта для оценки влияния величины дополнительных моментов $M_2 = M_2(\gamma_2, \psi)$ и $M_3 = M_3(\gamma_2, \psi, \theta)$ на динамику колесной машины используем подземный самосвал БелАЗ-75800, для которого известны величины моментов инерции всех двухшарнирных карданов (рисунки 9, 10).

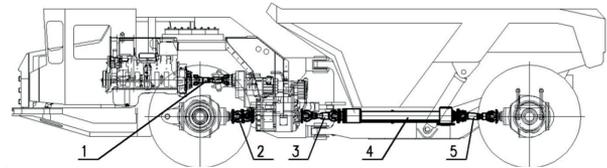


Рисунок 9 — Подземный самосвал БелАЗ-75800:

- 1 — карданный вал коробки передач;
- 2 — карданный вал переднего моста; 3 — карданный вал;
- 4 — промопора; 5 — карданный вал заднего моста

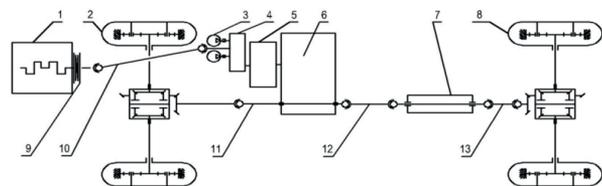


Рисунок 10 — Кинематическая схема трансмиссии подземного самосвала БелАЗ-75800:

- 1 — двигатель внутреннего сгорания; 2 — мост передний;
- 3 — насосы рулевого управления; 4 — передача согласующая;
- 5 — гидротрансформатор; 6 — коробка передач;
- 7 — промопора; 8 — мост задний; 9 — муфта демпферная;
- 10 — карданный вал коробки передач ($J = 11,75 \text{ кг}\cdot\text{мм}^2$);
- 11 — карданный вал переднего моста ($J = 27,34 \text{ кг}\cdot\text{мм}^2$);
- 12 — карданный вал ($J = 23,36 \text{ кг}\cdot\text{мм}^2$);
- 13 — карданный вал заднего моста ($J = 23,36 \text{ кг}\cdot\text{мм}^2$)

Знание величины углового ускорения вала III (см. рисунок 1) в функции двух и трех углов позволяет проводить расчеты, связанные с динамикой не только деталей трансмиссии, но и всего колесного транспортного средства.

Динамика двухшарнирных карданных передач в функции двух углов

Оценим влияние дополнительного момента $M_2(\gamma_2, \psi)$ на суммарный момент M_2 по величине относительного изменения η_2 для самого опасного четвертого случая подземного самосвала БелАЗ-75800, принимая угол излома $\alpha = \pi/90$ рад, что соответствует 2° :

$$\eta_2 = \frac{M_2(\gamma_2, \psi)}{M_{кр}} \cdot 100\%.$$

БелАЗ-75800: число оборотов ведущего вала для 2-й передачи $N = 500$ об/мин; крутящий момент на ведущем валу $M_{кр} = 6600$ Н·м; момент инерции заднего моста $I_x = 100$ кг·м²; время поворота тележки сочлененной конструкции на угол $\alpha = 45^\circ$ при скорости движения автомобиля $v = 10$ км/ч составляет $t = 10$ с. Тогда $\omega_1 = 52$ рад/с, $\omega_\alpha = \pi/40$ рад/с, $\varepsilon = 1,1$ рад/с².

Расчет для самого опасного четвертого случая – $\eta_2 = 1,5164\%$.

Динамика двухшарнирных карданных передач в функции трех углов

Оценим влияние дополнительного момента $M_3(\gamma_2, \psi, \theta)$ на суммарный момент M_3 по величине относительного изменения η_3 для самого опасного четвертого случая автомобиля БелАЗ-75800, принимая угол излома $\alpha = \pi/90$ рад, что соответствует 2° :

$$\eta_3 = \frac{M_3(\gamma_2, \psi, \theta)}{M_{кр}} \cdot 100\%.$$

Расчет для самого опасного четвертого случая – $\eta_3 = 1,5170\%$.

V. Динамика двухшарнирных карданных передач при параметрическом возбуждении

На рисунке 11 приведена схема КП с двумя карданами, соединенными между собой шлицевым соединением A. Для иллюстрации работы шлицевого соединения на этом рисунке показаны три дискретных положения конца шлицевого вала: крайнее левое – Δ_0 ; среднее – Δ_1 ; крайнее правое – Δ_2 .

При различных углах наклона КП вследствие изменения длины Δ изменяется длина s .

Составим уравнение свободных колебаний системы, считая, что они происходят в плоскости чертежа. Если в текущий момент времени t перемещение массы составляет y , восстанавливающая сила упругости карданного вала равна cy , то обыкновенное диффе-

ренциальное уравнение второго порядка движения массы имеет вид

$$m\ddot{y} = -cy, \tag{12}$$

где c – коэффициент жесткости системы.

Если в точке C произойдет заклинивание, то карданный вал CD будет работать как стержень на изгиб. Коэффициент жесткости c в этом случае равен

$$c = \frac{3EJ}{l(l-s)^2}, \tag{13}$$

где E – модуль упругости материала стержня; J – момент инерции поперечного сечения стержня.

Тогда, дифференциальное уравнение (11) принимает вид

$$\ddot{y} + \frac{3EJ}{l(l-s)^2}y = 0. \tag{14}$$

Допустим, что вал скользит во втулке по закону

$$s = s_0 - A\cos\omega t, \tag{15}$$

где s_0 – среднее расстояние от шарнира до вала;

A – амплитуда гармонических колебаний;

ω – круговая частота.

Тогда коэффициент жесткости оказывается функцией времени, а дифференциальное уравнение (14) становится уравнением с переменными параметрами колебательной системы (в данном случае – жесткости):

$$\ddot{y} + \frac{3EJ}{ml(l-s_0 + A\cos\omega t)^2}y = 0. \tag{16}$$

Такие колебания КП относятся к параметрическим, их можно привести к стандартной форме

$$\frac{d^2y}{dt^2} + (a - 2q \cos 2\tau)y = 0, \tag{17}$$

где a и q – постоянные.

Если в рассмотренной выше механической системе КП со шлицевым соединением амплитуда колебаний втулки весьма мала по сравнению со средним размером $(l - s_0)$, то дифференциальное уравнение (16) принимает вид

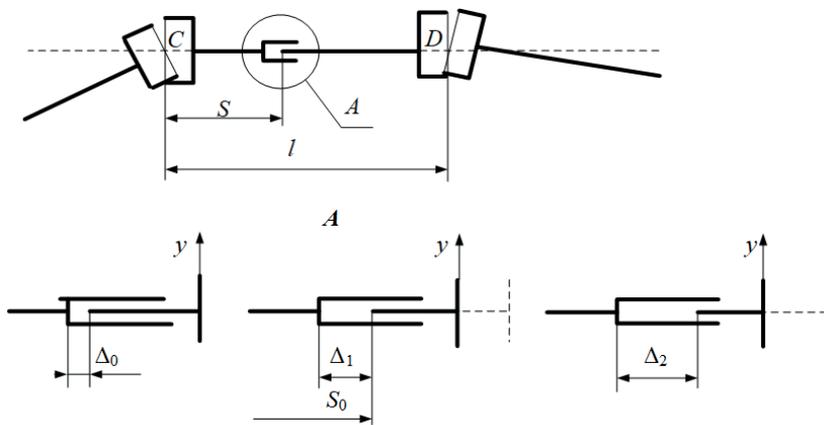


Рисунок 11 – Схема КП с двумя карданами, соединенными между собой шлицевым соединением A

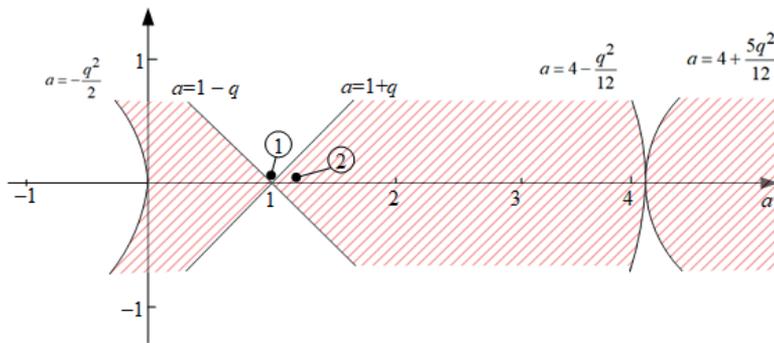


Рисунок 12 – Часть диаграммы Айнса – Стретта для малых значений параметра q

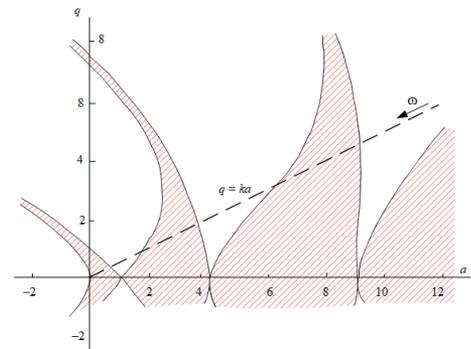


Рисунок 13 – Диаграмма Айнса – Стретта

$$\ddot{y} + \frac{3EJ}{ml(l-s_0)^2} \left(1 - \frac{2A}{l-s_0} \cos \omega t \right) y = 0. \quad (18)$$

Перейдем к безразмерному времени τ :

$$2\tau = \omega t. \quad (19)$$

Тогда дифференциальное уравнение (18), которое известно как уравнение Маттье, приобретает стандартную форму (17), где

$$a = \frac{12EJ}{m\omega^2 l(l-s_0)^2}, \quad q = \frac{24AEJ}{m\omega^2 l(l-s_0)^2}. \quad (20)$$

Результаты решения уравнения Маттье для двух различных комбинаций a и q при малых значениях параметра $q = 0,1$ изображены на части диаграммы Айнса – Стретта (рисунок 12), где точки 1 и 2 соответствуют двум решениям – неустойчивому и устойчивому. В этих случаях колебания имеют различный характер из-за разных значений параметра a ($a = 1$; $a = 1,2$). В первом случае они возрастают – система неустойчива, а во втором случае остаются ограниченными – система устойчива.

Для практических целей наибольшее значение имеют границы между областями устойчивых и неустойчивых решений. Этот вопрос хорошо изучен в литературе, окончательные результаты представляются в виде диаграммы Айнса – Стретта, построенной в плоскости параметров a и q (рисунок 13). Каждой данной системе на этой диаграмме соответствует точка с координатами a, q – «изображающая точка». Если изображающая точка находится в пределах заштрихованных полей диаграммы – система устойчива; если на белых полях – система неустойчива. Штриховой луч является геометрическим местом изображающих точек данной механической системы; при увеличении частоты ω изображающая точка приближается к началу координат.

VI. Расчет и анализ напряженно-деформированного состояния двухшарнирной карданной передачи трактора МТЗ

3D-модель. Для создания трехмерной модели двухшарнирной КП и ее элементов был использован программный пакет SolidWorks (СД-17-00044) (рисунок 14).



Рисунок 14 – Элементы трехмерной модели двухшарнирной КП:

a – вал; $б$ – вилка; $в$ – крестовина; $г$ – фланец;
 $д$ – двухшарнирная КП

Исследование напряженно-деформированного состояния двухшарнирной карданной передачи трактора МТЗ с помощью программных пакетов SolidWorks и ANSYS Workbench

Полученные трехмерные модели КП и ее элементов импортируются в программный пакет ANSYS Workbench, в котором производится расчет и выявление наиболее нагруженных участков.

С помощью метода конечных элементов (МКЭ) модель двухшарнирной КП разбивается на конечные элементы (рисунок 15).

Схема нагрузки двухшарнирной КП представлена на рисунке 16, где фланец фиксируется жесткой заделкой (Fixed Support), а к валу прикладывается статический крутящий момент 298 Н·м (Moment 298 N·m).

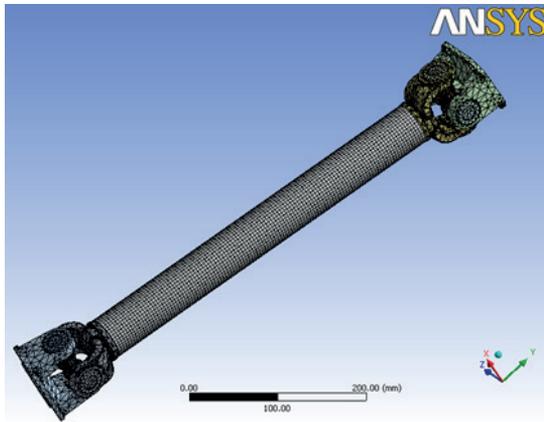


Рисунок 15 – Разбиение двухшарнирной КП на конечные элементы с помощью сетки, построенной МКЭ

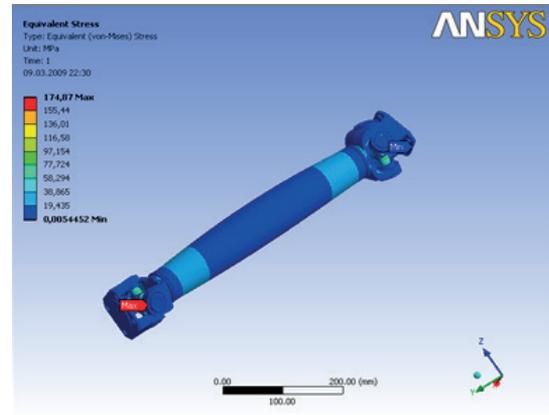


Рисунок 17 – Схема распределения напряжений в двухшарнирной КП

Максимальный статический крутящий момент определяется по формуле

$$M_{\max} = \frac{G_1 \cdot \varphi \cdot r}{U \cdot 2}, \quad (21)$$

где $G_1 = 9200$ Н – вес, приходящийся на передние колеса трактора МТЗ;

φ – коэффициент сцепления колес;

$r = 0,706$ м – радиус передних колес;

$U = 6,5454$ – передаточное отношение от переднего колеса довилки сдвоенного шарнира.

В результате получим величину M_{\max} :

$$M_{\max} = \frac{9200 \cdot 0,6 \cdot 0,706}{6,5454 \cdot 2} = 298 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

В качестве материала для:

- вала и фланца была выбрана конструкционная сталь со следующими характеристиками: предел текучести $\sigma_T = 250$ МПа, предел прочности $\sigma_B = 460$ МПа;

- вилок была выбрана сталь 40Х ГОСТ 4543-71 с пределом текучести $\sigma_T = 785$ МПа и пределом прочности $\sigma_B = 980$ МПа;

- крестовина – сталь 60ПП ТУ 14-1-5542-2006 с пределом текучести $\sigma_T = 650$ МПа и пределом прочности $\sigma_B = 900$ МПа.

Расчет проводился на определение наиболее нагруженных участков и участков с максимальными деформациями. Результаты расчета представлены на рисунках 17, 18.

Установлено, что:

- максимальные напряжения возникают в крестовине двухшарнирной КП и равны $\sigma_{\max} = 174,87$ МПа, что гораздо меньше предела прочности материала, из которого изготовлена крестовина $\sigma_B = 900$ МПа;

- коэффициент запаса прочности составляет $n_T = 5,15$, что намного выше рекомендуемого значения $n_T = 1,4 \dots 2,0$.

Заключение

1. Получены точные выражения углового ускорения выходных валов двухшарнирных КП в функции двух и трех углов, которые используются в расчетах динамики машин.

2. С помощью корреляционно-регрессионного анализа и программного пакета STATISTICA получена приближенная механико-математическая модель описания кинематики двухшарнирных КП в функции двух углов в виде параболической модели, которую можно использовать для двухшарнирных КП в функции трех углов. Эту модель с достаточной для практики точностью можно применять вместо п. 1 в расчетах динамики машин.

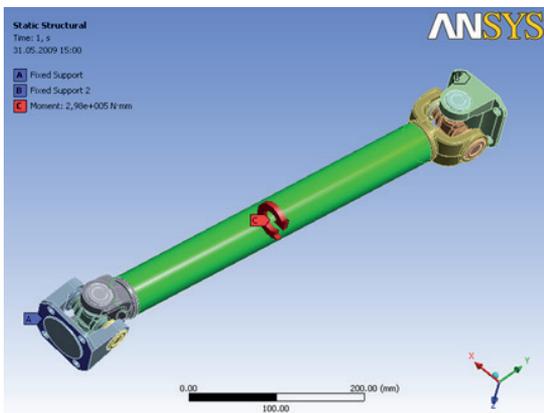


Рисунок 16 – Схема нагрузки двухшарнирной КП

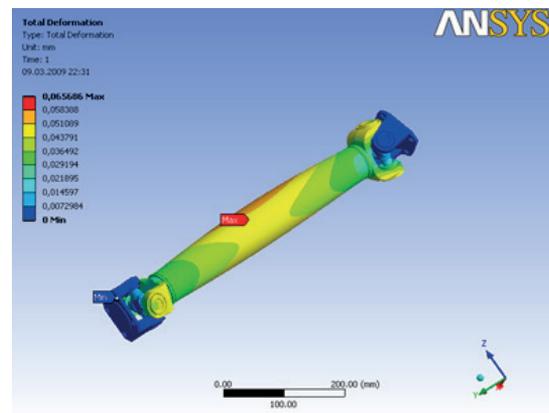


Рисунок 18 – Схема распределения деформаций в двухшарнирной КП

3. Определены дополнительные вращающие моменты выходных валов двухшарнирных КП в функции двух и трех углов для подземного самосвала БелАЗ-75800, которые придают вращающимся колесам с шинами колебательные движения относительно их осей вращения; могут достигать значительных величин у различных конструкций машин при определенных режимах работы и на разных передачах амплитуды колебаний; генерируют вибрации деталей трансмиссии, колес и машины в целом, что уменьшает срок службы транспортного средства.

4. Рассмотрены вопросы динамики двухшарнирных КП со шлицевыми соединениями при их параметрическом возбуждении. Динамика двухшарнирных КП с достаточной для практики точностью описывается уравнением Матье и диаграммой Айнса — Стретта. С их помощью можно определить, при каких сочетаниях параметров a и q уравнения Матье система устойчива или неустойчива.

5. Выполнен расчет и анализ напряженно-деформированного состояния двухшарнирной КП трактора МТЗ с помощью программных пакетов SolidWorks и ANSYS Workbench. Установлено, что максимальные напряжения возникают в крестовине двухшарнирной КП и равны $\sigma_{\max} = 174,87$ МПа, что гораздо меньше

предела прочности материала, из которого изготовлена крестовина $\sigma_B = 900$ МПа; коэффициент запаса прочности составляет $n_T = 5,15$, что намного выше рекомендуемого значения $n_T = 1,4...2,0$.

6. При проектировании колесного транспортного средства необходимо:

- рассчитать величины углового ускорения ϵ_3 и дополнительных вращающих моментов на разных передачах в функции двух и трех углов двухшарнирных КП;

- выполнить расчеты, связанные с выбором схемы и с нагрузочными режимами КП, с динамикой деталей трансмиссии, колес и транспортного средства в целом, чтобы избежать параметрического резонанса, который намного «опаснее» резонанса при вынужденных колебаниях (параметрический резонанс может возникнуть в любом месте диапазона частоты ω , в то время как резонанс при вынужденных колебаниях — легко прогнозируемый, т. к. возникает только при одном значении частоты колебаний [8, с. 85, рисунок 15]);

- выполнить расчет и анализ напряженно-деформированного состояния двухшарнирной КП с помощью программных пакетов SolidWorks и ANSYS Workbench.

7. Результаты данных исследований необходимо внедрить в учебные процессы технических вузов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Лойцянский, Л. Г. Курс теоретической механики: в 2-х т. / Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье. – М.: Наука, Главное издание физико-математической литературы, 1982. – Том I. Статика и кинематика. – 352 с.
2. Лойцянский, Л. Г. Курс теоретической механики: в 2-х т. / Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье. – М.: Наука, Главное издание физико-математической литературы, 1983. – Т. II. Динамика. – 640 с.
3. Артоболевский, И. И. Теория механизмов и машин / И. И. Артоболевский. – М.: Наука, 1988. – 639 с.
4. Гурвич, Ю. А. Анализ кинематических характеристик одношарнирных и двухшарнирных карданных передач / Ю. А. Гурвич, А. А. Вареник // Теоретическая и прикладная механика. – 2010. – № 25. – С. 258–262.
5. Тарасик, В. П. Математическое моделирование технических систем / В. П. Тарасик. – М., 2004. – 640 с.
6. Халафян, А. А. STATISTICA 6 Статистический анализ / А. А. Халафян. – М.: Бинум, 2007. – 508 с.
7. Лебедева, Г. И. Практическая математика / Г. И. Лебедева, Н. А. Микულიк. – М.: Асар, 2009. – 512 с.
8. Повышение эффективности преподавания теоретической и прикладной механики с помощью новых прогрессивных технологий / Ю. А. Гурвич, К. К. Крамник, А. Ю. Демко, И. Л. Бурдин, Г. А. Сенокосов // Авиационный вестник. – 2024. – № 10. – С. 77–96.

REFERENCES

1. Loitsyansky L.G., Lurie A.I. Kurs teoreticheskoy mekhaniki. Tom 1. Statika i kinematika [Course of theoretical mechanics. Vol. 1. Statics and kinematics] Moscow, Nauka, Glavnoe izdanie fiziko-matematicheskoy literatury, 1982, 352 p.
2. Loitsyansky L.G., Lurie A.I. Kurs teoreticheskoy mekhaniki. Tom 2. Dinamica [Course of theoretical mechanics. Vol. 2. Dynamics]. Moscow, Nauka, Main Edition of Physical and Mathematical Literature, 1983, 640 p.
3. Artobolevsky I.I. Teoriya mekhanizmov i mashin [Theory of mechanisms and machines]. Moscow, Nauka, 1988, 639 p.
4. Gurvich Yu.A., Varenik A.A. Analysis of kinematic characteristics of single-hinged and two-hinged cardan transmissions. Theoretical and applied mechanics, no 25, 2010, pp. 258-262.
5. Tarasik V.P. Matematicheskoye modelirovaniye tekhnicheskikh sistem [Mathematical modeling of technical systems]. Moscow, Design PRO, 2004, 640 p.
6. Khalafyan A.A. STATISTICA 6 Statisticheskii analiz [STATISTICA 6 Statistical analysis]. Moscow, Binom, 2007, 508 p.
7. Lebedeva, G.I., Mikulik N.A. Prakticheskaya matematika [Practical mathematics]. Moscow, Asar, 2009. 512 p.
8. Gurvich Yu., Kramnik K., Dzemka A., Burdin I., Senokosov G. Improving the effectiveness of teaching theoretical and applied mechanics with the help of new progressive technologies. The Aviation Herald, 2024, no 10, pp. 77-96.

Статья поступила в редакцию
01.10.2024

ВЛИЯНИЕ РАБОТЫ ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ НА ВЫСШИЕ ГАРМОНИЧЕСКИЕ ТОКОВ И НАПРЯЖЕНИЙ В АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

THE EFFECT OF RECTIFIER DEVICES ON HIGHER HARMONIC CURRENTS AND VOLTAGES IN AVIATION POWER SUPPLY SYSTEMS

Капустин Александр Григорьевич – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры естественнонаучных и общепрофессиональных дисциплин учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
kapustin2649@mail.ru

Alexander Kapustin – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department of natural Science and Professional Disciplines of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
kapustin2649@mail.ru

Карнаухов Николай Сергеевич – магистр технических наук, заместитель генерального директора по качеству и сертификации ООО «Бриз», г. Санкт-Петербург, Российская Федерация
karnauhov_07@mail.ru

Nikolai Karnauhov – Master of Technical Sciences, Quality and Certification Manager, LLC "Breeze", St. Petersburg, Russian Federation
karnauhov_07@mail.ru

Аннотация: выполнен расчет высших гармонических токов и напряжений в авиационных системах электропитания, обусловленных работой мощных выпрямительных устройств, входящих в их состав. Проанализировано влияние высших гармонических на работу элементов авионики и мехатроники современных воздушных судов. Отмечено, что для уменьшения коэффициента искажений необходимо одновременно оптимизировать параметры генераторов и выпрямительных устройств в отношении их влияния на искажение формы кривой напряжения в авиационных системах электропитания.

Ключевые слова: высшие гармонические токов и напряжений, выпрямительные устройства, система электропитания, авионика, мехатроника, коэффициент искажений, приемники электроэнергии, напряжение, электрический ток, индуктивные и активные сопротивления.

Abstract: the calculation of higher harmonic currents and voltages in aviation power supply system's due to the operation of powerful rectifier devices included in their composition has been performed. The influence of higher harmonic elements on the work of avionics and mechatronics of modern aircraft is analyzed. It is noted that in order to reduce the distortion coefficient, it is necessary to simultaneously optimize the parameters of generators and rectifiers with respect to their effect on distortion of the shape of the voltage curve in aviation power supply systems.

Keywords: higher harmonic currents and voltages, rectifiers, power supply system, avionics, mechatronics, distortion coefficient, electric power receivers, voltage, electric current, inductive and active resistances.

Введение

Известно, что процессы коммутации в выпрямительных устройствах (ВУ) сопровождаются периодическими двухфазными короткими замыканиями во вторичных обмотках трансформаторов, входящих в состав ВУ. При этом в случае питания данного выпрямительного устройства от авиационной системы электропитания конечной мощности во всех ветвях бортовой электрической сети возникают высшие гармонические напряжений и токов, которые имеют несинусоидальный характер [1, 2]. Эти гармоники оказывают негативное влияние на работу элементов систем электропитания.

Основными формами воздействия высших гармоник на приемники электроэнергии систем электропитания являются:

увеличение токов и напряжений высших гармоник выше допустимых пределов вследствие возникновения явлений параллельного и последовательного резонансов токов (напряжений) в ветвях бортовой электрической сети; снижение эффективности процессов генерации, передачи, распределения и использования электроэнергии; старение изоляции электрооборудования и проводов бортовой электрической сети, а следовательно, сокращение срока ее службы.

Влияние гармоник на работу приемников электроэнергии проявляется следующим образом. Например, увеличение уровня высших гармоник напряжения и токов приводит к дополнительным потерям в обмотках статора, в стали статора и ротора электрических машин (ЭМ). Потери в проводниках статора и ротора из-за вихревых токов и поверхностного эффекта при

этом больше, чем определяемые активным сопротивлением. Среднее распределение увеличения потерь от высших гармоник в элементах ЭМ характеризуется следующими данными: обмотки статора — до 14 %; цепи ротора — до 41 %; торцевые зоны — до 19 %; асимметричные пульсации — до 26 %. Для линейных систем средняя плотность потерь на поверхности ротора достигает (15–17) %. Это приводит к повышению общей температуры элементов машины и к появлению так называемых «горячих точек», наиболее вероятных в роторе машины. Двигатели с ротором типа «беличья клетка» допускают более высокие потери и температуру, чем двигатели с фазным ротором. Поэтому допустимый уровень тока обратной последовательности в генераторе не должен превышать 10 %, а уровень напряжения обратной последовательности на вводах индукционных двигателей должен быть не более 2 %. Кроме того, токи высших гармоник в статоре ЭМ вызывают магнитодвижущую силу, приводящую к появлению на валу машины вращающихся моментов в направлении вращения магнитного поля гармоники. Обычно они очень малы и к тому же частично компенсируются из-за противоположного направления основного поля и поля гармоники. Несмотря на это, они могут привести к вибрации вала двигателя.

Гармоники могут нарушать работу устройств защиты или ухудшать их характеристики. Чаще всего изменения характеристик несущественны. Большинство типов реле нормально работает при коэффициенте искажения до 20 %. Однако увеличение доли мощных преобразователей электроэнергии, что характерно для самолетов концепции *All Electric Aircraft, More Electric Aircraft*, может в будущем изменить ситуацию.

Измерительные устройства систем защиты и регулирования напряжения и частоты тока обычно калибруются при чисто синусоидальном напряжении и увеличивают погрешность при наличии высших гармоник. Погрешности измерения, вызываемые гармониками, сильно зависят от типа измерительной аппаратуры. Обычные индукционные датчики, как правило, завышают показания на несколько процентов (до 6 %) при наличии у потребителя источника искажения. Такие потребители автоматически вносят искажения в сеть, поэтому в них необходимо устанавливать соответствующие средства для подавления этих искажений. Гармоники также оказывают воздействие на точность измерения реактивной мощности, которая четко определена лишь для случая синусоидальных токов и напряжений, и на точность измерения коэффициента мощности.

Влияния высших гармоник на работу приемников электроэнергии могут быть учтены и скомпенсированы при предварительном расчете величины гармоник в процессе проектирования как элементов авионики и мехатроники, так и всей системы электроснабжения самолета в целом.

Постановка проблемы и результаты исследований

В литературе [1–3] приводится ряд общих положений расчета высших гармонических токов и напряжений только для промышленных электрических систем. В общем случае идея расчета сводится к представлению выпрямительного устройства источником токов высших гармонических.

Ниже приводится описание алгоритма инженерного расчета высших гармонических на примере типовой авиационной системы электроснабжения. При этом

используются допущения о несущественном влиянии активных сопротивлений обмоток генератора, выпрямительного трансформатора и выпрямительного моста, а также активных и индуктивных сопротивлений сети на искажение формы кривой напряжения на шинах центрального распределительного устройства переменного тока системы электроснабжения. Точность расчета при указанных допущениях вполне удовлетворяет требованиям к точности инженерных расчетов [4–7].

Для расчетов высших гармонических токов и напряжений рассмотрим канал системы электроснабжения в составе генератора переменного тока, питающего статическую активно-индуктивную и выпрямительную нагрузку (рисунок 1). Трансформаторно-выпрямительное устройство (ТВУ) управляется изменением угла α открытия вентилей (тиристоров) выпрямительного моста. На рисунке 2 приведена эквивалентная схема замещения рассматриваемого канала системы.

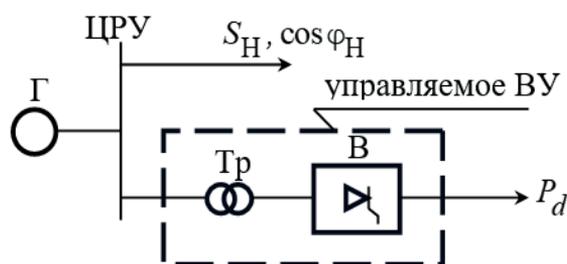


Рисунок 1 — Структурная схема системы электроснабжения

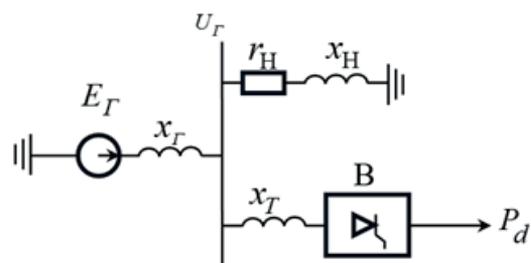


Рисунок 2 — Схема замещения канала системы электроснабжения

Данная структура и параметры схемы замещения основаны на следующих положениях. В соответствии с экспериментальными исследованиями [5], генератор при анализе высших гармонических вводится в схему замещения ЭДС (E_r) и индуктивным сопротивлением (X_r). Причем

$$E_r = \sqrt{\left(U_r + \frac{Q_r X_r}{U_r} \right)^2 + \left(\frac{P_r X_r}{U_r} \right)^2}; \quad (1)$$

$$X_r = 0,7 X_2 \quad (2)$$

где U_r — линейное напряжение на клеммах генератора; P_r, Q_r — активная и индуктивная нагрузка генератора соответственно;

X_2 — индуктивное сопротивление генератора токам обратной последовательности.

Так как влияние ветви намагничивания эквивалентной схемы замещения трансформатора на процесс коммутации вентилей несущественно [4, 5, 7], то трансформатор вводится в схему замещения суммарным индуктивным сопротивлением рассеяния, приведенным к напряжению генератора, определяемым как

$$X_T = \frac{U_k(\%) \cdot U_{ном}^2}{100 \cdot S_{ном}}, \quad (3)$$

где $U_k(\%)$ — напряжение короткого замыкания в процентах от номинального;

$U_{ном}, S_{ном}$ — соответственно номинальное напряжение первичной обмотки трансформатора и его номинальная мощность.

Статическая активно-индуктивная нагрузка схемы замещения (см. рисунок 2) представлена последовательным соединением активного r_H и индуктивного X_H сопротивлений, величины которых определяются из выражений

$$r_H = \frac{U_T^2}{S_H} \cos \varphi; \quad (4)$$

$$X_H = \frac{U_T^2}{S_H} \sin \varphi. \quad (5)$$

Теперь посредством объединения ветвей генератора и активно-индуктивной нагрузки (см. рисунок 2) исходная схема преобразуется в эквивалентную (рисунок 3). При этом эквивалентное сопротивление схемы замещения Z_s относительно источника гармоник записывается следующим выражением:

$$Z_s = \frac{jX_T(r_H + jX_H)}{r_H + j(X_H + X_T)} = r_s + jX_s. \quad (6)$$

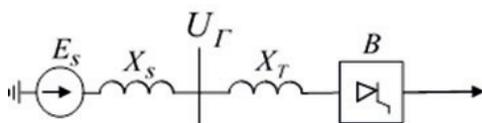


Рисунок 3 — Эквивалентная схема генератора и активно-индуктивной нагрузки

Величина Z_s в авиационных системах электроснабжения определяется в основном величиной сопротивления X_T . Из этого следует, что $r_s \ll X_s$, поэтому в практических расчетах эквивалентное сопротивление Z_s принимается чисто индуктивным и равным X_s .

Сопротивление X_s определяется по формуле

$$X_s = X_T \frac{r_H^2 + X_H(X_T + X_H)}{r_H^2(X_T + X_H)^2}. \quad (7)$$

Эквивалентная фазная ЭДС системы при этом представляется выражением

$$E_s = \frac{E_T}{\sqrt{3[r_H^2 + (X_T + X_H)^2]}} \times \sqrt{r_H^2 + X_H(X_T + X_H)^2 + r_H^2 X_T^2}. \quad (8)$$

Индуктивное сопротивление контура коммутации X_K определяется следующей зависимостью:

$$X_K = X_s + X_T, \quad (9)$$

где X_T — индуктивное сопротивление обмоток трансформатора.

При определении гармонических составляющих тока и напряжения на клеммах генератора использован метод разложения кривой тока выпрямительного устройства в ряд Фурье. В данном случае амплитуды косинусных a_{in} и синусных b_{in} составляющих тока выпрямительного устройства определяются как

$$a_{in} = \frac{2}{\pi} \int_{\alpha-\gamma-\frac{2\pi}{3}}^{\alpha+\gamma+\frac{\pi}{3}} i_a(v) \cos(mv) dv; \quad (10)$$

$$b_{in} = \frac{2}{\pi} \int_{\alpha-\gamma-\frac{2\pi}{3}}^{\alpha+\gamma+\frac{\pi}{3}} i_a(v) \sin(mv) dv, \quad (11)$$

где $i_a(v)$ — анодный ток;

α — угол открытия вентилей;

γ — угол коммутации вентилей;

n — порядок гармоники.

После интегрирования соотношений (10) и (11) получаем следующие выражения для амплитуд косинусных и синусных составляющих гармоник тока выпрямительного устройства:

$$a_{in} = \frac{2\sqrt{3}E_m \sin \frac{\pi n}{3}}{\pi n X_K} \left(\rho \sin(n+1) \frac{\gamma}{2} \sin(n+1) \psi - \rho \sin(n-1) \frac{\gamma}{2} \sin(n-1) \psi \right), \quad (12)$$

где $\psi = \alpha + \frac{\gamma}{2}$, $E_m = \sqrt{2}E_s$, $\rho = \frac{1}{n+1}$,

Амплитуды высших гармонических составляющих токов, обусловленных наличием выпрямительного устройства, определяются как

$$I_{mn} = \sqrt{a_{in}^2 + b_{in}^2} = \frac{2\sqrt{3}E_m}{\pi n X_K} \left| \sin \frac{\pi n}{3} \right| \sqrt{K_{n1} + K_{n2} \sin^2 \psi}. \quad (13)$$

Множитель $\left| \sin \frac{\pi n}{3} \right|$ при n , кратном трем, равен нулю,

а для всех прочих нечетных гармоник равен $\frac{\sqrt{3}}{2}$. Окончательное выражение для расчета амплитуды высших гармонических составляющих токов примет вид

$$I_{mn} = \frac{3E_m}{\pi n X_K} \sqrt{K_{n1} + K_{n2} \sin^2 \psi}. \quad (14)$$

Коэффициенты K_{n1} и K_{n2} являются функциями угла коммутации и зависят от порядкового номера гармоники тока:

$$K_{n1} = \left[\frac{\sin 0,5(n-1)\gamma}{n-1} - \frac{\sin 0,5(n+1)\gamma}{n+1} \right]^2; \quad (15)$$

$$K_{n2} = 4 \frac{\sin 0,5(n-1)\gamma}{n-1} \cdot \frac{\sin 0,5(n+1)\gamma}{n+1}. \quad (16)$$

Амплитуда косинусной и синусной составляющих основной гармоники тока определяется по формулам

$$I_{am1} = a_{i1} = \frac{3E_m}{2\pi X_K} \sin \gamma \sin 2\psi; \quad (17)$$

$$I_{m1} = b_{i1} = \frac{3E_m}{2\pi X_k} (\gamma - \sin \gamma \sin 2\psi). \quad (18)$$

Тогда амплитуда основной гармоники переменного тока системы равна

$$I_{m1} = \sqrt{a_{i1}^2 + b_{i1}^2} = \frac{3E_m}{2\pi X_k} \sqrt{(\gamma - \sin \gamma)^2 + 4\gamma \sin \gamma \sin^2 \psi}. \quad (19)$$

Выражение для коэффициентов гармоник по току записывается в виде

$$K_{r1} = \frac{1}{I_{m1}} \sqrt{\sum_{n=5}^{\infty} I_{mn}^2} = 2 \sqrt{\frac{\sum_{n=5}^{\infty} \frac{1}{n^2} (K_{n1} + K_{n2} \sin^2 \psi)}{(\gamma - \sin \gamma)^2 + 4\gamma \sin \gamma \sin^2 \psi}}. \quad (20)$$

Напряжение на клеммах генератора раскладывается в ряд Фурье. Коэффициенты разложения при этом равны

$$a_{un} = \frac{2}{\pi} \int_{\alpha+\gamma-\frac{2\pi}{3}}^{\alpha-\gamma+\frac{\pi}{3}} u(v) \cos nvdv; \quad (21)$$

$$b_{un} = \frac{2}{\pi} \int_{\alpha+\gamma-\frac{2\pi}{3}}^{\alpha-\gamma+\frac{\pi}{3}} u(v) \sin nvdv. \quad (22)$$

После интегрирования выражения (21) и (22) запишутся следующим образом:

$$a_{un} = \frac{2\sqrt{3}E_m X_s}{\pi X_k} \sin \frac{n\pi}{3} \left[\xi \sin \mu \frac{\gamma}{2} \cos \mu \psi - \rho \sin \beta \frac{\gamma}{2} \cos \beta \psi \right], \quad (23)$$

$$b_{un} = \frac{2\sqrt{3}E_m X_s}{\pi X_k} \sin \frac{n\pi}{3} \left[\xi \sin \mu \frac{\gamma}{2} \sin \mu \psi - \rho \sin \beta \frac{\gamma}{2} \sin \beta \psi \right], \quad (24)$$

где $\xi = \frac{1}{n-1}$, $\mu = (n-1)$, $\rho = \frac{1}{n+1}$, $\beta = (n+1)$.

Тогда, амплитуда высших гармонических составляющих напряжения на эквивалентном индуктивном сопротивлении определяется по формуле

$$U_{mn} = \sqrt{a_{un}^2 + b_{un}^2} = \frac{2\sqrt{3}E_m}{\pi X_k} \left| \sin \frac{n\pi}{3} \right| \sqrt{K_{n1} + K_{n2} \sin^2 \psi}. \quad (25)$$

Подставляя в (25) значение множителя $\left| \sin \frac{n\pi}{3} \right|$ получим

$$U_{mn} = \frac{3E_m X_s}{\pi n X_k} \sqrt{K_{n1} + K_{n2} \sin^2 \psi}. \quad (26)$$

Амплитуда косинусной и синусной составляющей основной гармоники представлена следующей зависимостью:

$$U_{m1}^1 = E_m - a_{u1} = E_m - \frac{3E_m X_s}{\pi X_k} (\gamma - \sin \gamma \cos 2\psi); \quad (27)$$

$$U_{m1}^{11} = \frac{3E_m}{2\pi X_k} \sin \gamma \sin 2\psi. \quad (28)$$

Теперь полное выражение амплитуды основной гармоники напряжения на клеммах генератора записывается в виде

$$U_{m1} = E_m \left(1 - \frac{3X_s}{\pi X_k} \{ \gamma - \sin \gamma \cos 2\psi + \frac{3X_s}{4\pi X_k} [(\gamma - \sin \gamma)^2 + 4\sin \gamma \sin \psi] \} \right)^{\frac{1}{2}}. \quad (29)$$

При этом коэффициент искажения по напряжению на клеммах генератора определяется следующей зависимостью:

$$K_{II} = \frac{1}{U_{m1}} \sqrt{\sum_{n=5}^{\infty} U_{mn}^2}. \quad (30)$$

Анализ показывает, что во всех выражениях для определения гармонических составляющих присутствует угол коммутации вентилей γ . Выразим γ через параметры режима работы системы: P_d (мощность на стороне выпрямленного тока), P_r , X_k , E_m . В соответствии с выражением (1) мощность выпрямительного моста на стороне выпрямленного тока равна

$$P_d = U_d I_d = \frac{9E_m}{4\pi X_k} \sin \gamma \sin 2\psi. \quad (31)$$

Решая последнее уравнение относительно угла γ , получим

$$\gamma = 0,5 \arccos \left[\cos 2\alpha - 8\pi P_d X_k (9E_m^2)^{-1} - \alpha \right]. \quad (32)$$

В соответствии с рассмотренной методикой произведен расчет величины коэффициентов искажения по напряжению на шинах центрального распределительного устройства в авиационных системах электроснабжения, где источником переменного тока являются синхронные генераторы ГТ30НЖЧ12 и ГТ60ПЧ6А, которые работают совместно с неуправляемыми выпрямительными устройствами ВУ-6Б. Расчет спектра и амплитуд высших гармонических составляющих выполнялся с помощью среды *Matlab*. При оценке спектра и амплитуд высших гармонических составляющих напряжения, входящих в выражение (30), был принят во внимание вывод о компенсации 5, 7, 17, 19 и т. д. гармоник тока в двенадцатифазном выпрямительном устройстве ВУ-6Б и удвоении гармоник 11, 13, 23, 25, 35, 37 и т. д., генерируемых каждым мостом рассматриваемого выпрямительного устройства [3]. Результаты расчета приведены на рисунке 4 в виде обобщенных кривых, представляющих зависимости коэффициента нелинейных искажений $K_n = f(P_d)$ при фиксированных значениях мощности статической активно-индуктивной нагрузки.

Приведенные кривые свидетельствуют о весьма небольшом влиянии активно-индуктивной нагрузки на величину коэффициента нелинейных искажений на напряжение в системе. Предельная величина коэффициента искажения по напряжению в системе с номинальной мощностью 30 кВ·А не превышает 2,8 %.

Заключение

Экспериментально полученные значения коэффициентов искажения по напряжению для синхронных генераторов мощностью 30 – 60 кВА в рабочем диапазоне линейных нагрузок находятся в пределах (2,5 – 3,0) %, что позволяет сделать вывод о равноценном влиянии генерато-

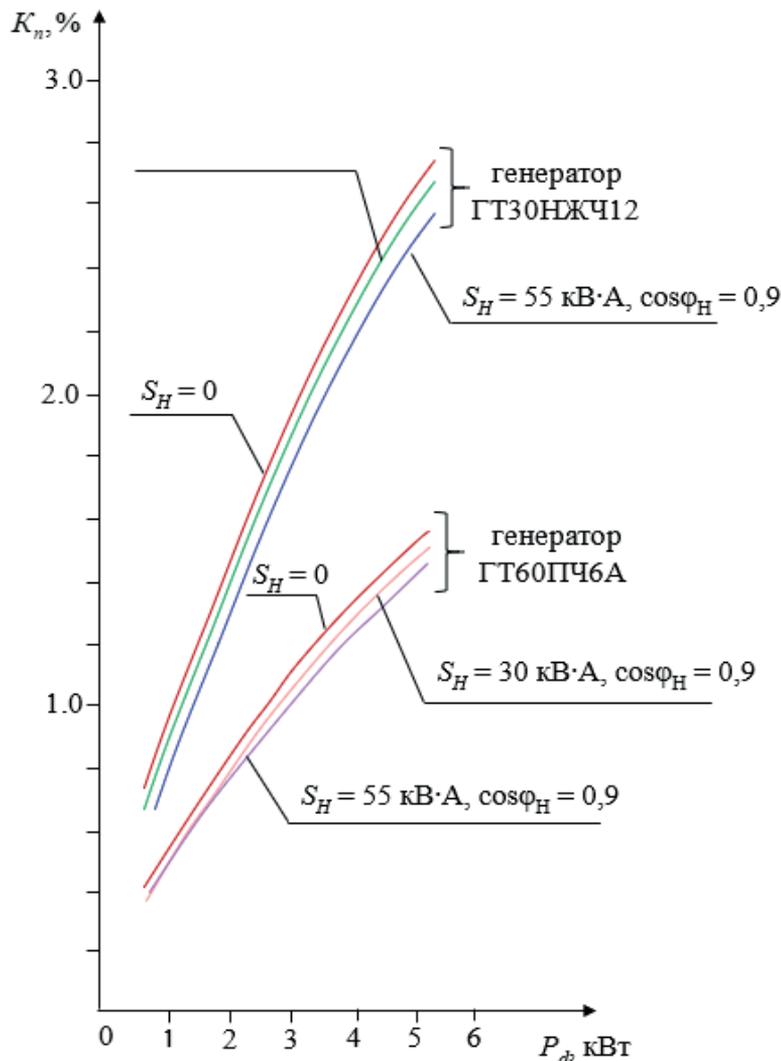


Рисунок 4 – Результаты расчета

ров и выпрямительных устройств на суммарную величину гармонических искажений в системах рассматриваемого класса. Отмеченное обстоятельство говорит о необходимости одновременной оптимизации параметров генераторов и выпрямительных устройств в отношении их влияния на искажение формы кривой напряжения в авиационных системах электропитания.

На современных коммерческих воздушных судах, имеющих повышенный уровень электрификации оборудования и установленную мощность источников электроэнергии более 300 кВт, высшие гармонические способствуют возникновению резонансных явлений по причине взаимодействия мощных выпрямительных устройств и реактивных компонентов системы. Кроме того, увеличение высших гармонических токов и напряжений вызывает дополнительные потери мощности в трансформаторах и электродвигателях из-за увеличения их эквивалентного сопротивления, что приводит к их перегреву.

Для минимизации негативного влияния высших гармоник на агрегаты электропитания необходимо использовать фильтры гармоник, многополюсные выпрямители, адаптивные системы управления способные адаптироваться к изменению условий работы и гармоническим искажениям.

Эффективное управление гармоническими искажениями является важной задачей для обеспечения стабильной и качественной работы электрических систем.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Векслер, Г. С. Расчет электропитающих устройств. / Г. С. Векслер. – Киев : Техника, 2016. – 230 с.
2. Бушуев, В. М. Электропитание устройств и систем телекоммуникаций / В. М. Бушуев, В. А. Демянский, Л. Ф. Захаров. – М. : Горячая линия – Телеком, 2009. – 384 с. : ил.
3. Хайро, Д. А. Автоматизация и управление силовыми выпрямительными устройствами для повышения энергоэффективности при переменных нагрузках : автореф. дис. ... канд. техн. наук / Д. А. Хайро; ФГБОУ ВПО МГТУ «СТАНКИН». – Москва, 2015. – 20 с.
4. Тукшайтов, Р. Х. О коэффициенте мощности выпрямительного устройства при разных активно-емкостных нагрузках и уровне эмиссии в электросеть высших гармоник / Р. Х. Тукшайтов // Практическая силовая электроника. – 2019. – № 3 (75). – С. 53–55.
5. Хайро, Д. А. Повышение энергоэффективности силовых импульсных преобразователей в режиме малых нагрузок / Д. А. Хайро // Вестник МГТУ «СТАНКИН». – 2012. – № 3. – С. 83–88.
6. Змиева, К. А. Методика расчета коэффициента мощности электродвигателя в условиях несинусоидальности тока и напряжения / К. А. Змиева, Е. В. Кузнецова // Вестник МГТУ «СТАНКИН». – 2011. – № 4 (17). – С. 39–42.
7. Александров, Д. С. Структурный метод расчета токов короткого замыкания в цепях выпрямительных установок / Д. С. Александров, А. С. Калашников // Вестник Ульяновского государственного технического университета. – 2019. – № 2 (86). – С. 55–66.

REFERENCES

1. Veksler G.S. Raschet elektropitayushchikh ustroystv [Calculation of power supply devices]. Kiev, Technika, 2016, 230 p.
2. Bushuev V.M., Demyansky V.A., Zakharov L.F. Elektropitaniye ustroystv i sistem telekommunikatsiy [Power supply of telecommunication devices and systems]. Study guide for universities. Minsk, Hotline–Telecom, 2009, 384 p.
3. Khairo D.A. Avtomatizatsiya i upravleniye silovymi vypryamitel'nymi ustroystvami dlya povysheniya energoeffektivnosti pri peremennykh nagruzkakh [Automation and control of power rectifiers to improve energy efficiency under variable loads]. Abstract of Ph. D. thesis. Moscow. FSBEI HPE MSTU "STANKIN". Moscow State Technical University, 2015, 20 p. (In Russian).
4. Tukshaitov R.H. On the power factor of a rectifier device at different active-capacitive loads and the level of emission into the power grid of higher harmonics / R.H. Tukshaitov. Prakticheskaya silovaya elektronika [Practical power electronics]. 2019. no. 3 (75). p. 53–55 (In Russian)
5. Khairo D.A. Povysheniye energoeffektivnosti silovyykh impul'snykh preobrazovateley v rezhime malyykh nagruzk [Improving the energy efficiency of power pulse converters in the low-load mode]. Vestnik MGTU "STANKIN" [Bulletin of MSTU "STANKIN"]. 2012. no. 3. p. 83–88 (In Russian)
6. Zmиеva K.A., Kuznetsova E.V. Metodika rascheta koeffitsiyenta moshchnosti elektrodvigatelya v usloviyakh nesinusoidal'nosti toka i napryazheniya [Methodology for calculating the power factor of an electric motor in conditions of non-sinusoidal current and voltage]. Vestnik MGTU "STANKIN" [Bulletin of MSTU "STANKIN"], no. 4 (17), 2011, p. 39–42 (In Russian).
7. Alexandrov D.S., Kalashnikov A.S. Strukturnyy metod rascheta tokov korotkogo zamykaniya v tsepakh vypryamitel'nykh ustanovok [A structural method for calculating short-circuit currents in rectifier circuits]. Vestnik Ul'yanovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta [Bulletin of the Ulyanovsk State Technical University]. 2019. no. 2 (86). p. 55–66 (In Russian).

Статья поступила в редакцию
22.11.2024

ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЖИДКИХ ПРОДУКТОВ ПИРОЛИЗА РАСТИТЕЛЬНОЙ БИОМАССЫ В КАЧЕСТВЕ ИНГИБИТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ТОПЛИВ

POSSIBILITIES OF USING LIQUID PRODUCTS OF PYROLYSIS OF PLANT BIOMASS AS INHIBITORS OF AVIATION FUELS

Василевич Сергей Владимирович – кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник сектора научных исследований авиационного научно-технического центра учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
svasilevich@yandex.by

Малько Михаил Владимирович – кандидат физико-математических наук, доцент, ведущий научный сотрудник сектора биоэнергетики Института энергетики НАН Беларуси, Республика Беларусь

Дегтеров Дмитрий Валентинович – заведующий сектором биоэнергетики Института энергетики НАН Беларуси, Республика Беларусь

Стойко Сергей Олегович – начальник авиационного научно-технического центра учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
sergey_14_95@mail.ru

Sergey Vasilevich – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Leading Researcher of the Scientific Research Sector of the Aviation Scientific and Technical Center of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
svasilevich@yandex.by

Mikhail Malko – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Leading Researcher in the Bioenergy Sector of the Institute of Energy of the National Academy of Sciences of Belarus, Republic of Belarus

Dmitry Degterov – Head of the Bioenergy Sector of the Institute of Energy of the National Academy of Sciences of Belarus, Republic of Belarus

Sergey Stoiko – Head of Aviation Scientific and Technical Center of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
sergey_14_95@mail.ru

Аннотация: в статье представлены описание и принцип работы образцов пиролизного оборудования, основными элементами которых являются реактор с псевдоожиженным слоем и система охлаждения продуктов термokonверсии. Приведено описание состава жидких продуктов пиролиза, полученных на разработанной и изготовленной экспериментальной установке с псевдоожиженным слоем. Отмечено, что на качество и количество жидких продуктов влияют тип сырья, фракционный состав, влажность сырья, температура процесса конверсии и др. Показано, что большинство обнаруженных в жидких продуктах пиролиза химических веществ представляет собой высокоэффективные антиоксиданты, что может быть применено для ингибирования моторного топлива. Представлены результаты расчетных исследований термохимической конверсии древесной биомассы с получением жидких продуктов пиролиза с учетом скорости их охлаждения. Определено, что решающим фактором в создании производительного технологического процесса получения жидких продуктов пиролиза является обеспечение значительной скорости охлаждения первичных продуктов термokonверсии сырья (не ниже 500000 °C/мин). Приведено описание технического решения, включающего в себя сопло Лавала, позволяющее достичь требуемых скоростей охлаждения за счет процесса адиабатного расширения газового потока и малого времени пребывания газовой смеси в зоне охлаждения. Данные результаты могут быть полезны научным работникам и инженерам-технологам, работающим в сфере термохимических процессов в химической, энергетической и других отраслях промышленности.

Ключевые слова: растительная биомасса, жидкие продукты пиролиза, скорость охлаждения, экспериментальная установка, сопло Лавала.

Abstract: the article presents a description and operating principle of pyrolysis equipment samples, the main elements of which are a fluidized bed reactor and a thermal conversion product cooling system. A description of the composition of liquid pyrolysis products obtained in the developed and manufactured experimental fluidized bed unit is given. It is noted that the quality and quantity of liquid products are affected by the type of raw material, fractional composition, raw material moisture, conversion process temperature, etc. It is shown that the vast majority of chemicals found in liquid pyrolysis products are highly effective antioxidants, which can be used to inhibit motor fuel. The article presents the results of calculation studies of thermochemical conversion of wood biomass with obtaining liquid pyrolysis products taking into account their cooling rate. It is determined that the decisive factor in creating an efficient technological process for obtaining liquid pyrolysis products is ensuring a significant cooling rate of the primary products of thermal conversion of plant biomass (not lower than 500,000 °C/min). The article describes a technical solution that includes a Laval nozzle, which allows achieving the required cooling rates due to the process of adiabatic expansion of the gas flow and a short residence time of the gas mixture in the cooling zone. These results can be useful for scientists and process engineers working in the field of thermochemical processes in the chemical, energy and other industries.

Keywords: plant biomass, liquid pyrolysis products, cooling rate, experimental setup, Laval nozzle.

Введение

Сегодня в промышленно развитых странах интенсивно совершенствуются такие направления переработки биомассы, как пиролиз, газификация, ожижение [1 – 4]. Теоретические и прикладные исследования пиролиза биомассы успешно развиваются на протяжении последних десятилетий в Великобритании [5], США [6], Финляндии и Бразилии [7] и других странах. Среди современных технологий энергетического использования растительной биомассы наиболее универсальной, эффективной и дешевой, по мнению экспертов Международного энергетического агентства IEA, является термохимическая конверсия методом пиролиза. Такая технология позволяет получать качественное, экологически безопасное твердое, жидкое и газообразное топливо из практически любого сырья, содержащего органические компоненты. Данное направление исследований и разработок представляет значительный интерес для Беларуси. Положительный опыт ряда стран, прежде всего скандинавских, а также данные об обеспеченности республики биотопливными ресурсами говорят о хороших перспективах развития биоэнергетики в Беларуси.

Типичный процесс пиролиза осуществляется следующим образом. Исходная биомасса подвергается измельчению до необходимых размеров и сушке, а в случае получения специфических химических веществ либо активированного древесного угля – химической обработке. Нагрев загруженной в реактор биомассы на начальном этапе осуществляют путем ее частичного сжигания. По мере протекания процесса пиролиза осуществляется очистка газопылевой смеси от остатков древесного угля и золы, а по окончании процесса – выгрузка древесного угля. С целью конденсации жидких продуктов пиролиза проводится быстрое охлаждение газов. Газ, прошедший дополнительную очистку, может быть использован для получения теплоты, необходимой для сушки исходной биомассы и поддержания процесса пиролиза либо компримирован для поставки потребителям.

Современные методы получения жидких, твердых и газообразных продуктов пиролиза биомассы могут быть разделены по таким характерным признакам, как скорость нагрева (быстрый, медленный пиролиз); среда, в которой происходит пиролиз (вакуумный, гидропиролиз, метано-пиролиз) [1 – 9].

Авторами были проведены комплексные исследования влияния различных параметров пиролиза (температура, давление и др.) на особенности протекания процесса, а также на состав и свойства получаемых продуктов [10, 11]. Было определено, что основными параметрами, влияющими на выход продуктов пиролиза растительной биомассы, являются температура в реакторе, скорость нагрева биомассы и скорость охлаждения первичных продуктов пиролиза (в случае получения твердых продуктов пиролиза также имеет большое значение давление в реакторе).

В большинстве случаев температура пиролиза составляет от 400 °С до 1000 °С, при скорости нагрева 1000 – 10000 °С/с, что обеспечивает быстрые скорости конверсии. Регулирование скорости охлаждения позволяют получить требуемые продукты.

Большое внимание уделяется получению жидких продуктов пиролиза. Они представляют собой подобию природной нефти. В состав входят бензиновые,

дизельные, масляные фракции, ароматические углеводороды, гидроксильные соединения, спирты и эфиры, при отсутствии серы и хлора. Путем дальнейшей возгонки можно получить до 80 % (от объема синтетической нефти) светлых топливных фракций. Жидкие продукты пиролиза являются сырьем-заменителем ископаемой нефти для органического синтеза, нефтепереработки, производства моторных топлив, использования в системах ТЭЦ и котельных, других производств.

Первый в мире производитель жидких продуктов пиролиза на основе древесины – финская компания UPM, владеющая заводом в г. Лаппенранта, начала промышленный выпуск жидкого биотоплива в начале 2015 года [11]. Завод расположен на площадке целлюлозно-бумажного предприятия Kaukas. Ежегодный выпуск жидких продуктов пиролиза достигает 120 млн литров или 100 тыс. тонн возобновляемого биодизеля. Бренд нового топлива от UPM получил название BioVerno. Жидкие продукты пиролиза производятся из остатков целлюлозно-бумажного производства. Большая часть сырья поступает с заводов группы UPM в Финляндии. Во многих странах реализуются программы получения жидких продуктов пиролиза. Созданы установки, в том числе: Малайзия, BGC, 50 т/сут., сырье – отходы плодов кокоса; Dynamotive, Canada, 200 т/сут., 35 МВт по жидкому топливу; Ensyn, Canada, 100 т/сут., 17,3 МВт по жидкому топливу. В России также проводятся разработки в данном направлении, патент RU№ 74386U1 [12].

Основными преимуществами жидких продуктов пиролиза биомассы при энергетическом использовании по сравнению с исходной биомассой являются их более высокая теплота сгорания, меньшие транспортные затраты, повышение технологичности энергетического использования, возможность прямого сжигания в турбинах и тихоходных дизельных двигателях с генерацией электроэнергии, а также получение коммерческих продуктов для химического синтеза, применения в качестве удобрения и сорбента.

Известно, что основные направления применения жидких продуктов пиролиза следующие:

- альтернативное топливо;
 - связующее для композитных материалов (добавка в дорожные вяжущие до 20 %, улучшение адгезии вяжущих, стабилизация свойств битума, укрепление грунтов);
 - сырье для производства технического углерода;
 - сырье для дорожного строительства;
 - сырье для химической промышленности.
- Классифицировать технологии получения жидких продуктов пиролиза по конструкционным особенностям реактора можно следующим образом [13]:
- пиролиз в кипящем слое;
 - пиролиз в циркулирующем кипящем слое;
 - абляционный пиролиз;
 - пиролиз в реакторе со шнеками;
 - пиролиз в циклонных реакторах;
 - вакуумный пиролиз в движущемся слое.

Исследования, выполненные в различных странах, показали, что максимальный выход жидких продуктов термохимической конверсии органических материалов возможен только на основе применения быстрого пиролиза и только в том случае, если обеспечивается высокая скорость охлаждения продуктов реакции. Последнее требование обусловле-

но тем, что в процессе термохимической конверсии органических материалов образуются многие десятки высокорационных компонентов, вступающих в реакцию друг с другом. В случае достаточно медленного охлаждения парогазовой смеси, покидающей реакционную зону, образовавшиеся в этой зоне продукты взаимодействуют между собой, превращаясь в смесь воды и диоксида углерода. Кроме того, необходимо учитывать, что в составе жидких продуктов пиролиза образуются фенолы, эфиры и другие химические соединения, которые могут вступать при определенных температурных условиях в различные химические реакции. Следствием этого является образование химических соединений с более высоким молекулярным весом и более высокой вязкостью, к тому же при контакте с воздухом протекают медленные процессы окисления. Жидкие продукты, которые образуются при пиролизе древесины и других органических веществ, необходимо хранить при невысокой температуре, в отсутствии солнечного света при ограниченном доступе кислорода.

Как следует из вышесказанного, важнейшей проблемой в случае осуществления термохимической конверсии органических материалов с целью получения жидких продуктов является проблема быстрого охлаждения реакционной смеси для того, чтобы «заморозить» возможные химические реакции между реакционными продуктами, образовавшимися в реакционной зоне.

Экспериментальная установка с псевдоожиженным слоем

Для получения и исследования жидких продуктов пиролиза древесины в Институте энергетики НАН Беларуси была разработана и изготовлена экспериментальная пиролизная установка для термохимической переработки различных органических материалов. Установка имеет в своей основе реактор псевдоожиженного (кипящего) слоя. При этом в качестве оживающего агента используются продукты сгорания пиролизного газа, а в кипящем слое циркулируют зольные остатки, мелкодисперсный песок и непрерывно подаваемые шнеком-питателем частицы биомассы.

Первоначальное нагревание реактора осуществляется внешним электрообогревом, который представляет собой намотанную вдоль всей высоты реактора изолированную нихромовую проволоку. После выхода на рабочий режим часть пиролизных газов подается в камеру сгорания, что обеспечивает самостоятельное поддержание температуры в реакторе. Вся установка теплоизолирована минеральной ватой.

Скорость газов в пиролизной установке и высота реактора выбраны таким образом, чтобы зольный остаток не уносился из реактора. После выхода из реактора парогазовая смесь попадает в циклон-конденсатор, где конденсируются жидкие продукты пиролиза.

На рисунке 1, а представлена блок-схема разработанной пиролизной установки для термохимической конверсии биомассы.

Установка состоит из следующих основных узлов: обогреваемый реактор псевдоожиженного слоя (1), шнековый питатель (2), система электрического обогрева (3), циклон-конденсатор (4), емкость сбора жидких продуктов (5), камера сгорания пирогаза (6), компрессор (7). Общий вид экспериментального образца пиролизной установки для термохимической переработки различных материалов методом пиролиза показан на рисунке 1, б.

Установка подвода воздуха в камеру сгорания оснащена ротаметром и вентилем для регуляции расхода подаваемого воздуха (0,9 м³/ч).

К камере сгорания и верхней части реактора псевдоожиженного слоя подключены манометры для определения перепада давления в реакторе, что позволяет отслеживать вывод установки на режим псевдоожижения.

Установка также оснащена системой измерения температуры, которая представлена высокотемпературными хромель-алюмелевыми термопарами и измерителем-регулятором температур. Измерение температуры производится в трех точках: в кипящем слое, верхней части пиролизного реактора и камере сгорания.

Технологический процесс получения жидких продуктов пиролиза биомассы включает следующие стадии: подготовку сырья, пиролиз, конденсацию парогазовой смеси, сбор и удаление жидких продуктов пиролиза, сгорание газообразных продуктов пиролиза, стабилизацию давления в системе посредством отбора части пиролизного газа.

Циркулирующий слой исходного сырья образуется под воздействием поступающего в нижнюю часть реактора псевдоожижающего агента, в роли которого при выходе на технологический режим выступают продукты сгорания пиролизного газа, прошедшего конденсационно-очистительную систему. Скорость циркуляции исходного сырья регулируется с помощью изменения расхода воздуха, подаваемого с помощью компрессора 7, а также изменения количества, отбираемого пиролизного газа. Передача тепла частицам биомассы осуществляется системой электрического обогрева 3 (см. рисунок 1, а). Вначале после достижения

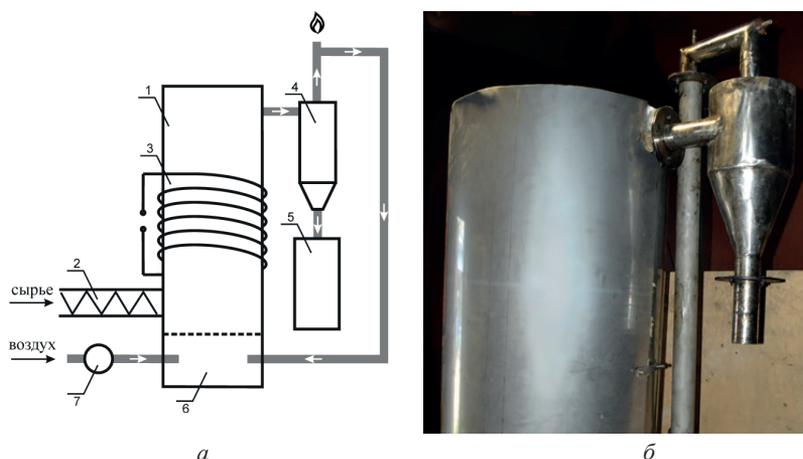


Рисунок 1 – Пиролизная установка для термохимической конверсии биомассы: а – блок-схема; б – общий вид

заданной температуры в рабочей зоне пиролизера, ее поддерживают электронагревателем некоторое время (10–20 мин) для выравнивания температуры по всему рабочему объему реактора. После чего нагреватель отключают. Далее тепловой режим поддерживается горячими продуктами горения пирогаза, непрерывно поступающими в реакционную зону. Температурные режимы пиролиза контролируются термопарами.

Парогазовая смесь в процессе термического разложения биомассы, поступает в систему конденсации, которая представлена циклоном-конденсатором (4), после чего сконденсированные жидкие продукты пиролиза (смола и вода) стекают в емкость сбора жидких продуктов (5).

Зольный остаток остается в рабочей зоне пиролизного реактора (1), откуда может быть извлечен после окончания работы реактора подачей высокоскоростного потока углекислого газа.

Установка является герметичной: воздух поступает только в камеру сгорания, где реагирует с пиролизным газом, таким образом, пиролиз протекает при недостатке кислорода.

Результаты исследования и их обсуждение

На установке, описание которой представлено выше, были получены образцы жидких продуктов пиролиза сухих опилок при температурах 350 °С и 400 °С.

Перед испытанием проба биомассы (сосновые опилки) анализировалась по следующим показателям: влажность, зольность, элементный и гранулометрический состав, низшая теплота сгорания (таблица 1).

Было определено, что в результате отстаивания полученная пиролизная жидкость разделяется на две фракции с резкой границей раздела, что позволяет разделить их, не прибегая к специальным технологиям. Нижняя (тяжелая) фракция представляет собой темное густое смолистое вещество, в то время как верхняя (легкая) фракция представлена водянистой полупрозрачной жидкостью светлорыжевого либо рыжего цвета. На рисунке 2 представлены фотографии образцов пиролизной жидкости,

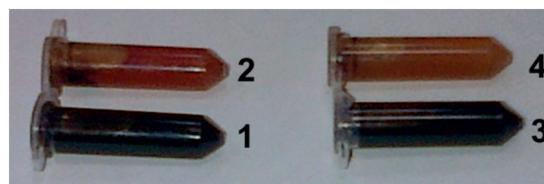


Рисунок 2 – Фотографии экспериментальных образцов жидких продуктов пиролиза, полученных при различных температурах:

1 – 350 °С, нижняя фракция; 2 – 350 °С, верхняя фракция; 3 – 400 °С, нижняя фракция; 4 – 400 °С, верхняя фракция

полученной при различных температурах процесса и разделенной на фракции.

Выполненные исследования показали, что при изученных условиях суммарный выход пиролизных смол и воды слабо зависит от температуры, а определяется в первую очередь влажностью сырья. При этом массовый выход только пиролизных смол при температурах от 350 °С до 400 °С практически не зависит от влажности сырья. Однако в процессе транспорта парогазовой смеси внутри реактора при высоких температурах происходит интенсивное разложение пиролизных смол, и для минимизации данного эффекта необходимо увеличение скоростного режима в реакторе, что требует дополнительных технических решений и приводит к загрязнению жидких продуктов пиролиза частицами древесного угля и золы.

Содержание воды в жидких продуктах пиролиза определялось путем выпаривания воды из полученных образцов.

Были определены массовые и объемные доли различных фракций в полученных образцах (таблица 2). Как видно, с возрастанием температуры от 350 °С до 400 °С, наблюдается незначительное увеличение количества нижней фракции на 2,3 %.

С увеличением температуры процесса от 350 °С до 400 °С наблюдается снижение плонности как верхней, так и нижней фракции и увеличение содержания воды от 4 % до 9 %. Это может быть объяснено дополнительным разложением смол, эфиров и фенолов, находящихся в жидких продуктах пиролиза, при более высоких температурах.

Составы полученных образцов жидких продуктов пиролиза исследовались при помощи обращено-фазовой высокоэффективной жидкостной хроматографии на жидкостном хроматографе LC-20A («Shimadzu Corporation», Япония).

В таблице 3 приводятся измеренные концентрации основных химических веществ в образцах жидких продуктов пиролиза.

Установлено, что выход таких важных продуктов пиролиза, как фенол, толуол, бензол, алкен, алкадиен существенно зависят от влажности сырья. Так, в случае фенола повышение влажности древесной биомассы от 10 % до 25 % приводит к снижению концентрации фенолов в растворе жидких продуктов в 11,25 раз (от $4,5 \cdot 10^3$ до $0,4 \cdot 10^3$ мг/мл). Также было опреде-

Таблица 1 – Характеристика исходной биомассы

Влажность, %	Зольность, %	Размер частиц, мм	Элементный состав, % на орг. массу	Теплота сгорания $Q_{\text{ни}}$ ккал/кг
15,0	4	менее 3	С – 49,50 Н – 6,50 О – 43,90 N – 0,12	3580

Таблица 2 – Свойства фракций жидких продуктов пиролиза

Температура процесса	350 °С		400 °С	
	Верхняя	Нижняя	Верхняя	Нижняя
Массовые доли фракций, %	87,7	12,3	85,4	14,6
Объемные доли фракций, %	88,3	11,7	86,0	14,0
Плотность фракций, кг/м ³	1066,5	1132,0	1029,5	1078,5
Содержание воды в фракциях, %	91,0	67,0	95,0	76,5
Содержание фенолов, мг/мл	24,9	387	23,7	320
Содержание фенолов в смолистом остатке, мг/мл	277	1170	474	1360

лено, что увеличение температуры процесса от 350 °С до 400 °С приводит к уменьшению содержания фенолов в нижней фракции пиролизной жидкости на 17,3 %, однако в пересчете на количество смолистого остатка, их содержание, наоборот, увеличивается на 16,1 %. Подобная закономерность характерна и для верхней фракции: содержание фенолов в начальном образце уменьшается на 4,8 %, однако в пересчете на количество смолистого остатка, их содержание увеличивается на 71,3 %.

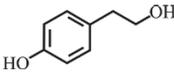
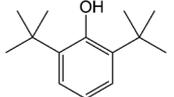
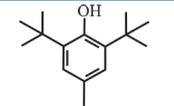
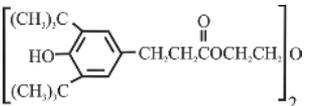
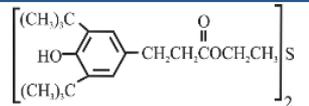
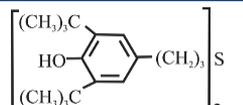
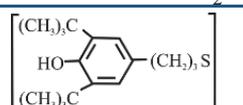
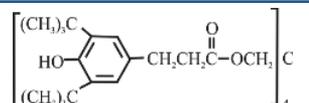
Определено, что в состав жидких продуктов пиролиза входят довольно ценные для народного хозяйства компоненты.

Тирозол (4-(2-гидроксиэтил) фенол) является высокоэффективным биологически активным веществом и уже длительное время применяется в медицине для лечения широкого спектра заболеваний. Ионол применяется в качестве антиоксиданта в производстве пищевых продуктов, витаминов, жиров, смазочных масел, каучуков, пластмасс. Кроме того, ионол используется в качестве ингибитора реактивных топлив. Эффективен в сочетании с производными вторичных аминов, ди(алкилгидроксифенил)моносulfидами.

Фенозаны, Бензон-П, СО-3, СО-4 являются высокоэффективными нетоксичными стабилизаторами полимерных материалов. Кроме того, фенозан 23 является высокоэффективным ингибитором моторного топлива, замедляя процесс окисления. Фенозаны хорошо растворяются в органических растворителях (ацетоне, бензоле, толуоле, диэтиловом эфире, гептане) и практически не растворяются в воде.

Таким образом, основное большинство обнаруженных в жидких продуктах пиролиза химических веществ представляет собой высокоэффективные антиоксиданты, что может быть применено, например, для ингибирования моторного топлива. Как известно, ингибиторы моторного топлива должны удовлетворять определенным требованиям, например, нерастворимость в воде, т. к. при наличии воды в бензине, ингибитор может перейти в воду и бензин будет лишен защитного действия. Как следует из таблицы 3, определенные вещества присутствуют преимущественно в нижней смолистой фракции, в то время как в верхней фракции они не наблюдаются, т. е. в воде они практически не растворяются.

Таблица 3 – Содержание химических веществ в образцах жидких продуктов пиролиза в зависимости от температуры процесса

Образец (см. рисунок 2)		1	2	3	4
Температура процесса		350 °С		400 °С	
Фракция		Нижняя	Верхняя	Нижняя	Верхняя
Вещество	Формула	Массовая концентрация, мг/мл			
1 Тирозол Tyrosol		26,25	3,14	28,65	1,34
2 Ди-трет-бутил-фенил-пропан (2,6-di-tert-butylphenyl)propane		1,67	1,33	0,75	1,06
3 Ионол Butylated hydroxytoluene		2,07	0,19	1,00	0,02
4 Фенозан 28 Fenozan 28		0,80	0,19	0,60	0,02
5 Бензон-П + - Фенозан 30 Cyclohexanone + Fenozan 30		0,36	0,19	0,58	0,01
6 Фенозан 43 Fenozan 43	1,2-[R(CH ₂) ₃ OC(O)] ₂ C ₆ H ₄	0,72	0,20	0,86	0,02
7 СО-3 Thiolane		0,96	0,58	0,10	0,04
8 СО-4 Tetramethylene disulfide		4,79	0,69	3,35	0,01
9 Фенозан 23 Fenozan 23		1,12	0,08	1,27	0,01

Было определено, что температура процесса и влажность исходного сырья биомассы существенным образом оказывают влияние на количественное содержание фенолов, толуолов, бенzenов, алкенов и алкадиенов. Поэтому для достижения повышенного содержания определенных классов веществ в жидких продуктах пиролиза, имеется возможность выбрать тот или иной температурный режим и свойства пиролизуемого сырья.

В ходе проведенных исследований [11], было определено, что оптимальными режимами для получения жидких продуктов пиролиза являются температура в реакторе (650–700)°С и скорость охлаждения около (8000–20000) °С/с. При более низкой скорости охлаждения продуктов пиролиза большая их часть успевает разложиться. Это объясняет малое процентное содержание смолистых компонентов в жидких продуктах пиролиза, полученных на экспериментальной установке с псевдоожиженным слоем. Однако установление такой скорости охлаждения — достаточно сложная техническая задача. Необходимо, чтобы первичные продукты конверсии за время, равное около 0,05 с, смогли успеть охладиться до 100 °С. Поэтому при осуществлении технологий получения жидких продуктов пиролиза ограничиваются температурами (500–550) °С, при которых можно достичь практически реализуемой скорости охлаждения первичных продуктов разложения биомассы. Для достижения более высоких скоростей охлаждения была разработана установка для получения жидких продуктов пиролиза древесины.

Схема и общий вид экспериментальной установки приведена на рисунке 3.

Установка включает в себя реактор 1 быстрого пиролиза древесины, камеру 2 реактора, перегреватель 3, баллоны 4 с инертным газом, систему 5 подачи сырья, бункер 6 системы подачи сырья, сопло Лавалья 7, теплообменный аппарат 8, бункер сбора конденсата 9, дымовую трубу 10.

Способ получения жидких продуктов пиролиза древесины с помощью данной установки осуществляется следующим способом.

Перед пуском установки высушивают древесное сырье в виде древесной щепы при температуре не более 160 °С в течение четырех часов до влажности не более 3 %. После этого древесное сырье засыпают в бункер системы подачи сырья. Перегреватель

выводится на тепловой режим (например, электрическим нагревателем). После вывода перегревателя на тепловой режим (850 °С) включают подачу инертного газа. Расход инертного газа подбирается таким, чтобы в реакторе быстрого пиролиза сформировался кипящий слой дисперсного материала. При этом перегретый инертный газ, поступая в реактор быстрого пиролиза, нагревает камеру до требуемой температуры (800 °С). После вывода реактора быстрого пиролиза на тепловой режим включают подачу древесного сырья. Газообразные продукты, выделяемые при пиролизе древесного сырья, поступают в сопло Лавалья, где происходит их разгон до околосвуковых скоростей. При этом осуществляется процесс адиабатного расширения со снижением температуры до значения 200 °С. За счет того, что время пребывания газообразных продуктов пиролиза древесины в сопле Лавалья мало (порядка 0,01 с), скорость охлаждения может достигать 530000 °С/мин, что значительно снижает степень конверсии жидких продуктов пиролиза древесины до момента их конденсации в бункере сбора конденсата. После этого газообразные продукты пиролиза поступают в теплообменный аппарат, где происходит плавное снижение их скорости с передачей тепловой энергии холодному теплоносителю. При этом холодный теплоноситель разогревается и поступает в систему сушки древесного сырья, где данный теплоноситель поддерживает необходимый для сушки тепловой режим. Из охлажденных газообразных продуктов выделяется конденсат пиролизной жидкости, который стекает в бункер сбора, а оставшиеся газообразные продукты выводятся в атмосферу через дымовую трубу.

Расчет и апробация модели процесса пиролиза с быстрым охлаждением продуктов термохимической конверсии древесной биомассы с учетом особенностей газодинамических и теплотехнических параметров показали, что относительный выход жидких продуктов конверсии при использовании сопла Лавалья в 39 раз выше, чем с использованием рекуперативного трубчатого теплообменника.

Заключение

В разрабатываемой экспериментальной установке для получения жидких продуктов пиролиза древесины газы, выделяемые при пиролизе древесного сырья,

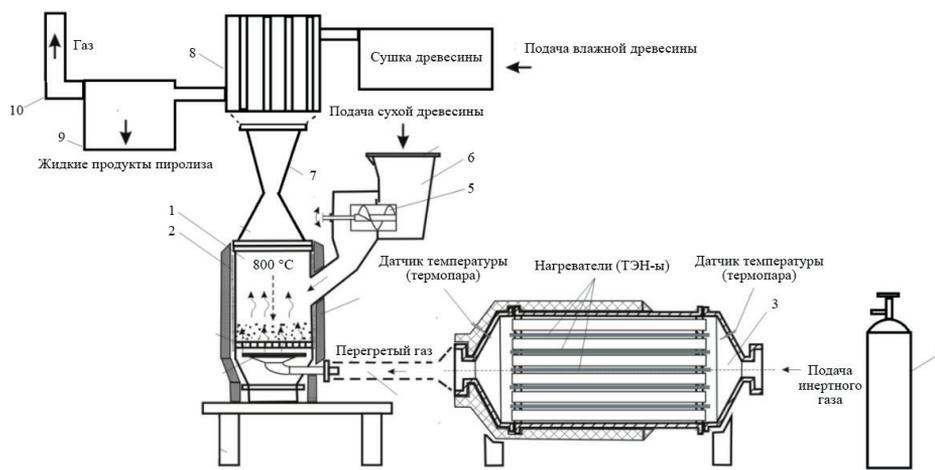


Рисунок 3 – Схема и общий вид установки для получения жидких продуктов пиролиза древесины

поступают в сопло Лавая, где происходит их разгон до околосвуковых скоростей. При этом происходит процесс адиабатного расширения со снижением температуры до значения 200 °С. За счет того, что время пребывания газообразных продуктов пиролиза древесины в сопле Лавая мало (порядка 0,01 с), скорость охлаждения может достигать 530000 °С/мин, что снижает степень конверсии жидких продуктов пиролиза древесины до момента их конденсации в бункере сбора конденсата.

Таким образом, использование сопла Лавая обеспечивает максимальный выход жидких продуктов термохимической конверсии древесной биомассы, что позволяет сделать вывод о том, что оптимальным способом пиролиза органических материалов с быстрым охлаждением продуктов конверсии является способ, в котором реализован эффект быстрого охлаждения при помощи сопла Лавая.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Bridgwater, A. V. Renewable fuels and chemicals by thermal processing of biomass / A. V. Bridgwater // *Chemical Engineering Journal*. – 2003. – Vol. 91. – P. 87–102.
2. Mohan, Dinesh. Pyrolysis of wood/biomass for bio-oil: A critical review / Dinesh Mohan, Charles U. Pittman, Philip H. Steele // *Energy and Fuels*. – 2006. – Vol. 20, No. 3. – P. 848–889.
3. Babu, B. V. Heat transfer and kinetics in the pyrolysis of shrinking biomass particle / B. V. Babu, A. S. Chaurasia // *Chemical Engineering Science*. – 2004. – Vol. 59. – P. 1999–2012.
4. Miller, R. S.; Bellan, J. A generalized biomass pyrolysis model based on superimposed cellulose, hemicellulose and lignin kinetics / R. S. Miller, J. Bellan // *Combustion Science and Technology*. – 1997. – Vol. 126. – P. 97–137.
5. Bridgwater, A. V. Biomass Fast Pyrolysis / A. V. Bridgwater // *Thermal Science*. – 2004. – Vol. 8, no. 2. – P. 21–49.
6. Kinetics of pyrolysis of some biomasses widely available in Brazil / E. P. A. Rocha, et al. // *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*. – 2017. – Vol. 130. – P. 1445–1454.
7. Is Elevated Pressure Required to Achieve a High Fixed-Carbon Yield of Charcoal from Biomass. Part 1: Round-Robin Results for three Different Corn Cob Materials / L. Wang, et al. // *Energy Fuels*. – 2011. – V. 25. – P. 3251–3265.
8. Basile, L. The Role of Pressure in the heat of Pyrolysis of a Lignocellulosic Biomass / L. Basile, A. Tugnoli, V. Cozzani // *Chem. Eng. Trans.* – 2015. – Vol. 43. – P. 451–456.
9. Исследование процесса получения древесного угля путем пиролиза под давлением / С. В. Василевич [и др.] // *Весті НАН Беларусі. Сер. фіз. тэхн. навук*. – 2017. № 3. – С. 64–71.
10. Расчетное исследование выхода твердых продуктов пиролиза древесины при повышенном давлении / С. В. Василевич [и др.] // *Энергетика. Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ*. – 2020. – № 63(3). – С. 253–263.
11. В Финляндии начали промышленный выпуск бιονефти [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://greenevolution.ru/2015/05/14/v-finlyandii-nachali-promyshlennyj-vypusk-bionefti>. – Дата доступа: 01.09.2024.
12. Применение бιονефти [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.yumpu.com/xx/document/view/6222617>. – Дата доступа: 01.09.2024.
13. Гелетуа, Г. Г. Обзор современных технологий получения жидкого топлива из биомассы быстрым пиролизом. Часть 1 / Г. Г. Гелетуа, Т. А. Железная // *Экотехнологии и ресурсосбережение*. – 2020. – № 2. – С. 3–10.

REFERENCES

1. Bridgwater A.V. Renewable fuels and chemicals by thermal processing of biomass. *Chemical Engineering Journal*, 2003, no. 2-3, pp. 87-102.
2. Mohan D. Pittman C.U., Steele P.H. Pyrolysis of wood/biomass for bio-oil: A critical review. *Energy and Fuels*, 2006, no. 3, pp. 848-889.
3. Babu B.V., Chaurasia A.S. Heat transfer and kinetics in the pyrolysis of shrinking biomass particle. *Chemical Engineering Science*, 2004, no. 10, pp. 1999-2012.
4. Miller R.S., Bellan J. A generalized biomass pyrolysis model based on superimposed cellulose, hemicellulose and lignin kinetics. *Combustion Science and Technology*, 1997, no. 1-6, pp. 97-137.
5. Bridgwater A.V. Biomass Fast Pyrolysis. *Thermal Science*, 2004, no. 2, pp. 21-49.
6. Rocha E.P.A., Sermayagina E., Vakkilainen E. et al. Kinetics of pyrolysis of some biomasses widely available in Brazil. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 2017, vol. 130, pp. 1445-1454.
7. Wang L., Trninc M., Skreiberg O. et al. Is Elevated Pressure Required to Achieve a High Fixed-Carbon Yield of Charcoal from Biomass. Part 1: Round-Robin Results for three Different Corn Cob Materials. *Energy and Fuels*, 2011. vol. 25, no. 4, pp. 3251-3265.
8. Basile L., Tugnoli A., Cozzani V. The Role of Pressure in the heat of Pyrolysis of a Lignocellulosic Biomass. *Chemical Engineering Transactions*, 2015, vol. 43, pp. 451-456.
9. Vasilevich S.V., Mal'ko M.V., Bogach V.N., Degterov D.V., Asadchij A.N. Issledovanie processa polucheniya drevesnogo uglya putem piroliza pod davleniem [Research of the process of charcoal production by pyrolysis under pressure]. *Vesci NAN Belarusi. Seriya fiziko-tehnicheskikh navuk. News of the National Academy of Sciences of Belarus. Physical Sciences Series*, 2017, no. 3. pp. 64-71.
10. Vasilevich S.B., Mal'ko M.V., Degterov D.V., Asadchij A.N. Raschetnoe issledovanie vyhoda tverdykh produktov piroliza drevesiny pri povyshennom davlenii [Computational Yield Study solid wood pyrolysis products with high blood pressure]. *Energetika. Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenij i energeticheskikh ob'edinenij SNG Energy. News of higher educational institutions and energy associations of the CIS*, 2020, vol. 63, no. 3, pp. 253-263. <https://doi.org/10.21122/1029-7448-2020-63-3-253-263>.
11. V Finlyandii nachali promyshlennyj vypusk bionefti (Greenevolution) Available at: <http://greenevolution.ru/2015/05/14/v-finlyandii-nachali-promyshlennyj-vypusk-bionefti> (accessed 01 September 2024).
12. Primenenie bionefti (Yumpu) Available at: <https://www.yumpu.com/xx/document/view/6222617> (accessed 01 September 2024).
13. Geletuha G.G., Zheleznyaya T.A. Obzor sovremennykh tekhnologij polucheniya zhidkogo topliva iz biomassy bystryim pirolizom. CHast' 1 [Review modern technologies for liquid production fuel from biomass by fast pyrolysis Part 1]. *Ekotekhnologii i resursosberezhenie = Non-conventional energy*, 2000, no. 2, pp. 3-10.

Статья поступила в редакцию
10.10.2024

В. В. МАЛЕРОНОК, С. А. КОРШАК, С. Н. РОМАНИОНОК, Н. А. КОЛОДЕНЕЦ

V. MALERONOK, S. KORSHAK, S. ROMANIONOK, N. KOLODENETS

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАНЕРА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ

DETERMINATION OF THE MAIN AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE AIRFRAME OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE IN MODELING

Малеронок Владимир Владимирович – кандидат технических наук, профессор кафедры воздушных судов и авиационного оборудования учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
s-tm.vv@mail.ru

Коршак Сергей Александрович – кандидат технических наук, начальник цикла кафедры авиационной техники и вооружения авиационного факультета учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь», Республика Беларусь
sergey.korshak.92@mail.ru

Романенок Сергей Николаевич – начальник научно-исследовательской лаборатории учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
rsn070581@gmail.com

Колоденец Никита Артурович – заместитель командира по инженерно-авиационной службе авиационного отряда беспилотных авиационных комплексов 111 гвардейской артиллерийской бригады, Республика Беларусь
akmazuss@gmail.com

Vladimir Maleronok – Ph.D., Professor of the Department of Aircraft and Aviation Equipment of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
s-tm.vv@mail.ru

Sergey Korshak – Ph.D., Head of the Cycle of the Department of Aviation Engineering and Armament of the Aviation Faculty of the Military Academy of the Republic of Belarus, Republic of Belarus
sergey.korshak.92@mail.ru

Sergey Romanionok – Head of the Research Laboratory of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
rsn070581@gmail.com

Nikita Kolodenets – Deputy Commander for Engineering and Aviation Service of the Aviation Detachment of Unmanned Aerial Systems of the 111th Guards Artillery Brigade, Republic of Belarus
akmazuss@gmail.com

Аннотация: в статье выполнено построение точной 3D-модели беспилотного летательного аппарата по имеющейся технической информации в программах Autocad и SolidWorks и расчет его основных аэродинамических характеристик в среде Ansys (модуль CFX). В работе использованы численные методы математического моделирования реализованные в Ansys CFX, основанные на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Применение математического пакета Ansys CFX позволяет определить аэродинамические показатели планера любого летательного аппарата по его техническим характеристикам без использования аэродинамической трубы путем моделирования. Полученные характеристики позволяют оценить совершенство конструкции планера и при необходимости внести конструктивные изменения как в разрабатываемый беспилотный летательный аппарат, так и в уже существующий. Так как все изменения выполняются на точной 3D-модели, то снижаются трудозатраты и присутствует существенная экономия материала и времени, при этом сохраняется достоверность полученных результатов. Остается открытым вопрос верификации полученных результатов относительно физической модели (уменьшенной и полноразмерной), которую можно провести путем натурального эксперимента в аэродинамической трубе с использованием напечатанной 3D-модели беспилотного летательного аппарата по модели, использованной при моделировании в ANSYS, при различных углах атаки и направлениях воздушного потока.

Ключевые слова: аэродинамические коэффициенты, подъемная сила, сила лобового сопротивления, беспилотный летательный аппарат, моделирование в SolidWorks, моделирование в ANSYS.

Abstract: the article presents the construction of an accurate 3D model of an unmanned aerial vehicle, based on available technical information, in Autocad and SolidWorks programs, and the calculation of its main aerodynamic characteristics in the Ansys environment (CFX module). The work uses numerical methods of mathematical modeling implemented in Ansys CFX, based on the solution of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The use of the Ansys CFX mathematical package allows determining the aerodynamic parameters of the airframe of any aircraft based on its technical characteristics without using a wind tunnel by means of modeling. The obtained characteristics allow us to evaluate the perfection of the airframe design and, if necessary, make constructive changes both to the unmanned aerial vehicle being developed and to the existing one. Since all changes are performed on an accurate 3D model, labor costs are significantly reduced and there is a significant saving of material and time, while maintaining the reliability of the results obtained. The question of verifying the results obtained with respect to the physical model (reduced and

full-size) remains open, which can be carried out by a full-scale experiment in a wind tunnel using a printed 3D model of an unmanned aerial vehicle based on the model used in modeling in ANSYS, at different angles of attack and directions of airflow.

Keywords: aerodynamic coefficients, lift, drag force, unmanned aerial vehicle, modeling in SolidWorks, modeling in ANSYS.

Введение

Актуальность работы обусловлена тем, что при разработке перспективных летательных аппаратов отсутствует открытый доступ к технической документации и нет возможности ее изучения, а результаты летных испытаний ограничены по количеству и вариациям их проведения. В связи с этим необходимо использование числового моделирования, которое позволит как исследовать существующие образцы техники, так и повысить качество и ускорить процесс разработки новых летательных аппаратов. Моделирование помогает проектным организациям сократить цикл разработки, состоящий в изготовлении образцов-прототипов, их испытании и повторном изготовлении образцов, а также исключить дорогостоящий процесс доработки изделия. Моделирующие программы используются для оптимизации проектных разработок на ранних стадиях, что снижает стоимость продукции.

Основная часть. Исходные данные и 3D-моделирование «Суперкам С350»

В качестве объекта моделирования выбран беспилотный летательный аппарат (БЛА) «Суперкам С350» — это небольшой БЛА, который может использоваться для выполнения задач, связанных с аэрофотосъемкой и мониторингом окружающей среды, а также для разведки местности в военных целях.

Таблица 1 — Технические характеристики БЛА «Суперкам С350» [1]

Параметр, единицы измерения	Значение
Размах крыла, м	3,2
Тип профиля крыла по толщине, %	средний (8 % – 12 %)
Время полета, ч	4,5
Скорость, км/ч	65 – 120
Дальность действия видеоканала, км	50 – 100
Радиус действия радиoliniи, км	70 – 100
Максимальная дальность полета, км	240
Максимальный взлетный вес, кг	15,5
Рабочая высота полета, м	150 – 5000

В качестве основы для создания точной трехмерной модели планера была использована реальная модель, а также чертежи и техническая информация (таблица 1).

Для построения 3D-модели «Суперкам С350» использовалось сочетание программ SolidWorks (СД-17-00044) и AutoCAD (00-LT99). Необходимо отметить, что данные программные продукты самодостаточны в отношении решения задач такого рода, однако для достижения удобства работы, авторы использовали указанное сочетание программных продуктов.

Процесс моделирования включает в себя создание каждой детали аппарата и их сборку в единую модель.

При создании профиля летательного аппарата требуется импортировать чертеж в программу AutoCAD и корректно отмасштабировать его согласно реальным размерам летательного аппарата [2].

Далее выполнить построение нервюры, которые соответствуют горизонтальной проекции летательного аппарата, и соединить их командой «Лофт» (рисунок 1).

Изначально трехмерная модель создана в программе AutoCAD с целью получения необходимых размеров для построения аналогичной модели в Solidworks, поскольку программа AutoCAD располагает более удобным инструментарием для выполнения данной процедуры построения.

Далее выполнено импортирование полноразмерной модели БЛА и аналогичное построение нервюры в программном обеспечении SolidWorks, так как основные вычисления будут осуществляться в рамках программы

Ansys (2017-б/140) с сохранением размеров БЛА (рисунок 2). Объединение всех ранее созданных компонентов выполнено путем применения команды «Бобышка/основание по сечениям» (рисунок 2, б).

Далее в приложении AutoCAD произведено построение полноразмерного профиля кила и повторение действий аналогично описанному процессу формирования консоли крыла в SolidWorks (рисунок 2, в, г).

Перед началом расчета полученная модель уменьшена в семь

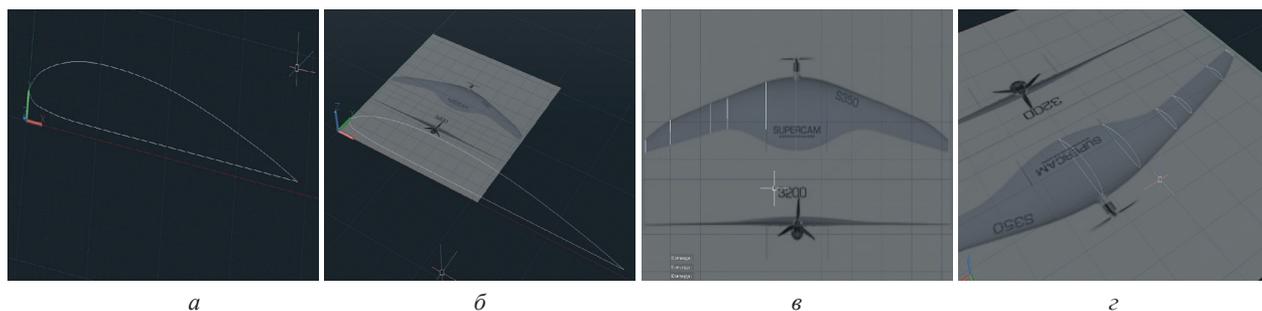


Рисунок 1 — Процесс построения и компоновки нервюры крыла БЛА «Суперкам С350» в программе AutoCAD:
а — чертеж профиля крыла; б — масштабирование профиля крыла по размерам БЛА;
в — ключевые изгибы крыла; г — расположение нервюры крыла

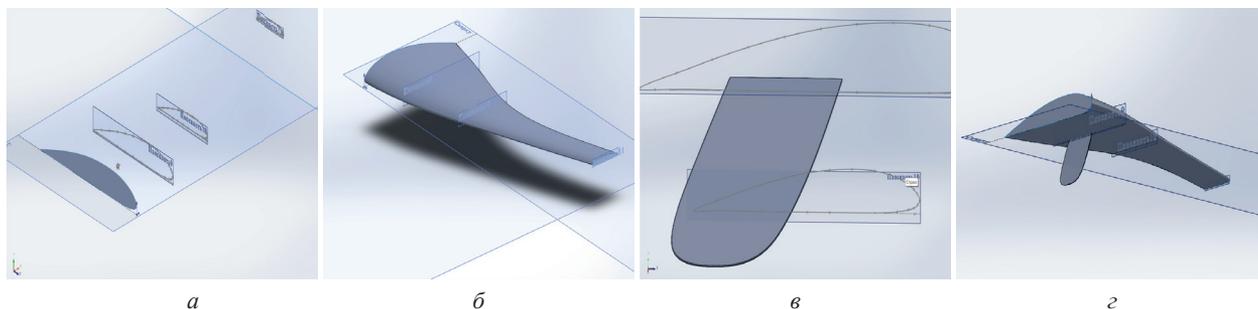


Рисунок 2 – Процесс построения и компоновки нервюр крыла БЛА «Суперкам С350» в программе SolidWorks:
a – распределение нервюр, повторяющих горизонтальную проекцию фюзеляжа; *б* – построение левой консоли;
в – построение кия; *г* – построенная левая часть БЛА

раз пропорционально по всем размерам относительно натурального планера с целью упрощения расчета при моделировании и, в дальнейшем, осуществления ее 3D-печати и верификации полученных результатов в аэродинамической трубе при натурном эксперименте.

Преимущества 3D-моделирования включают возможность проверки соответствия размеров и формы деталей, а также возможность создания виртуального прототипа, который может быть использован для тестирования различных конструктивных решений.

Расчет аэродинамической конструкции

Для расчета аэродинамических характеристик «Суперкам С350» использовано программное обеспечение Ansys (модуль CFX). Процесс расчета включает в себя создание 3D-модели аппарата, настройку параметров моделирования и запуск расчета.

Для инициации расчетов в программе Ansys выполняется операция импорта геометрии из Solidworks в среду моделирования DesignModeler.

Затем в блоке Mesh выполняется построение неструктурированной тетраэдрической конечно-элементной сетки (приблизительно 6 млн. элементов) с замельчением вблизи стенок и десятью структурированными призматическими слоями с общей толщиной 50 мм (рисунок 3).

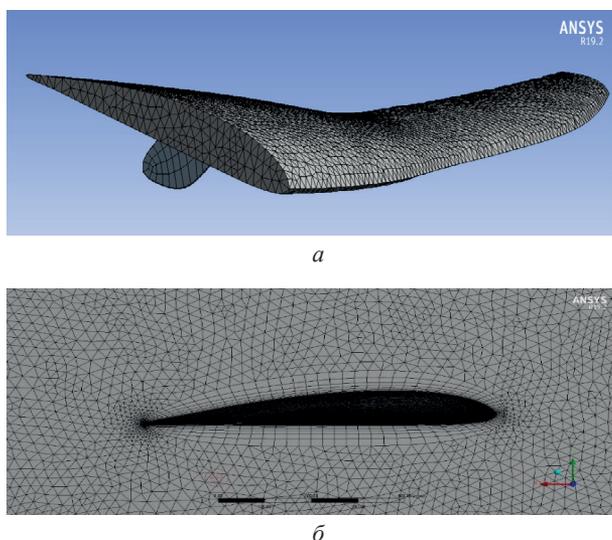


Рисунок 3 – Сетка, соответствующая необходимым заданным параметрам для решения задачи:
a – консоль планера;
б – пограничный слой в среде

При этом размер первого слоя элементов принят согласно источнику [3]. В соответствии с данным источником для учета характеристик вязкого пограничного слоя при решении задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов размер элементов первого слоя должен составлять не более $h = 10^{-4} \cdot b$ (где b – длина хорды крыла (рисунок 4)).

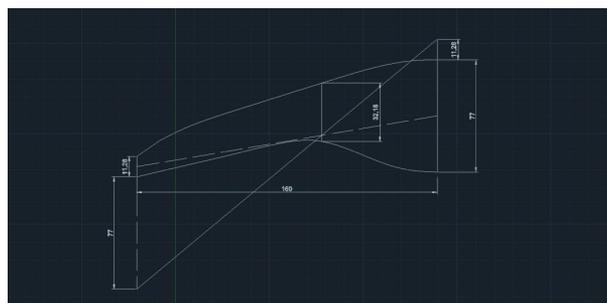


Рисунок 4 – Определение средней аэродинамической хорды консоли крыла «Суперкам С350» [4]

Последующие слои построены с приращением их высоты на 50 % от высоты предыдущего слоя (см. рисунок 3, б).

Далее выполнено задание граничных условий для расчета (рисунок 5). В зависимости от типа задачи могут быть заданы различные типы граничных условий, например, задание температуры или скорости потока на поверхности тела [5].

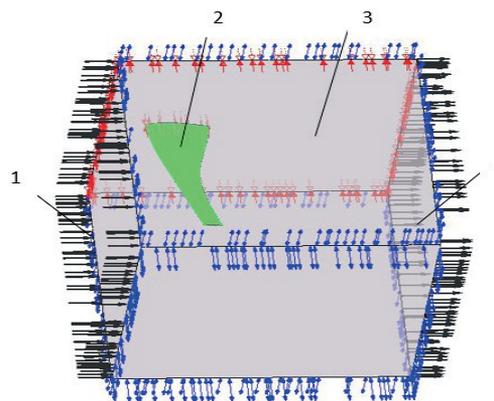


Рисунок 5 – Расчетная область с заданными граничными условиями:
1 – входная граница; *2* – обтекаемое тело;
3 – границы с нулевым давлением;
4 – выходная граница

Для решения рассматриваемой задачи модель поместили в объем газа (см. рисунок 5). На поверхности модели 2 задавались условия непротекания и прилипания — составляющие вектора скорости газа равны нулю ($V = 0$). На входной границе 1 задавались значения скорости в диапазоне от 25 до 175 км/ч со статической температурой 288 К и нормальным атмосферным давлением 101325 Па, а на выходной границе 4 задавались условия выхода с параметрами входной границы.

На границах 3 задавались граничные условия — равенство нулю избыточного давления, при этом через данные границы происходит свободный вход-выход воздуха в расчетную область.

Модель турбулентности во всех расчетах — $k-\epsilon$ (для установившейся турбулентности, учитывающая сжимаемость и конвекцию) со средней интенсивностью (5 %).

Положение модели относительно воздушного потока по углу атаки изменялось от -6° до 30° с шагом в 5° (с замедлением шага в диапазонах от -6° до 0° и от 20° до 30°).

После этого был запущен процесс расчета. В процессе расчета программа решает уравнения, описывающие физические явления, и вычисляет нужные характеристики, такие как температура, давление, скорость и т. д. По окончании расчета результаты можно визуализировать в блоке Postprocessing. Визуализация может быть выполнена в виде графиков, диаграмм, а также трехмерных моделей, что позволяет получить более наглядное представление о происходящих процессах (рисунок 6).

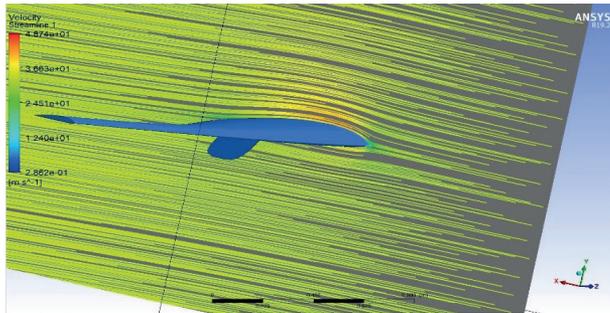


Рисунок 6 — Линии тока скоростей, отражающие направление движения газа при заданных параметрах

Таким образом, процесс расчета в Ansys включает в себя несколько этапов, начиная от подготовки геометрии и создания сетки до настройки физических свойств и запуска расчета. Результаты расчета могут быть получены в виде численных значений или визуализации, что позволяет более полно оценить поведение системы в различных условиях.

Результаты и их обсуждение. Расчет аэродинамических характеристик планера беспилотного летательного аппарата

При обтекании самолета потоком воздуха на его поверхности возникают распределенные силы давления и трения (рисунок 7).

Для расчета летных характеристик планера удобно разложить полную аэродинамическую силу R_α на две составляющие: подъемную силу Y_α , которая перпендикулярна вектору воздушной скорости V_∞ , и силу лобового

сопротивления X_α , которая направлена по вектору скорости невозмущенного потока V_∞ (против направления полета) [6].

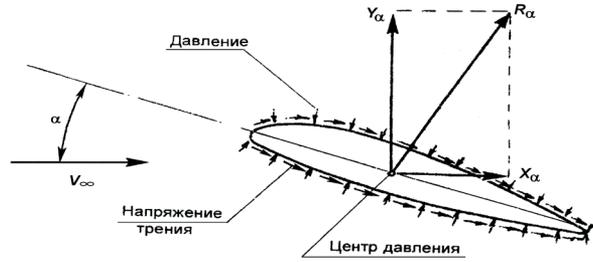


Рисунок 7 — Возникновение аэродинамических сил на крыле

В горизонтальном полете подъемная сила уравновешивает вес самолета, что обеспечивает постоянство высоты полета, а сила лобового сопротивления уравновешивается силой тяги двигателей, что необходимо для поддержания постоянства скорости.

Для расчета Y_α и X_α используются формулы:

$$Y_\alpha = C_{ya} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S; \quad (1)$$

$$X_\alpha = C_{xa} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S, \quad (2)$$

где ρ — плотность воздуха, которая при малых скоростях принимается постоянной, кг/м³;

V_∞ — воздушная скорость невозмущенного потока (воздушная), м/с;

S — площадь крыла, м²;

C_{ya} — коэффициент подъемной силы;

C_{xa} — коэффициент силы лобового сопротивления.

Из формул (1) и (2) можно сделать вывод, что подъемная сила и сила лобового сопротивления возрастают при увеличении плотности воздуха, скорости и площади крыла.

Все остальные факторы, влияющие на эти аэродинамические силы, учитываются через аэродинамические коэффициенты. В полете они изменяются в основном при изменении угла атаки и зависят от формы профиля крыла.

В результате моделирования горизонтального полета в Ansys установлены значения подъемной силы Y_α (рисунок 8) и силы лобового сопротивления X_α при разных скоростях полета V и углах атаки α [7, 8].

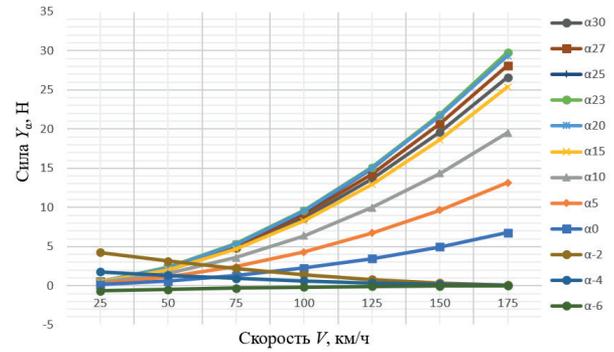
По известным и установленным величинам ρ (1,2255 кг/м³), S (0,0147515 м²) на основании формул (1), (2) произведен расчет аэродинамических коэффициентов (C_{ya} , C_{xa}) и аэродинамического качества ($K = C_{ya}/C_{xa}$) (таблица 2).

Используемая модель уменьшена в семь раз относительно полноразмерного планера, но учитывая что БЛА подобного типа являются дозвуковыми (до 120 — 170 км/ч) и летают на небольших высотах (до 2000 — 5000 м), можно говорить о соблюдении аэродинамического подобия, которое также можно подтвердить при проведении натурального эксперимента в аэродинамической трубе. Следовательно, рассчитанные безразмерные аэродинамические коэффициенты ожидаются близкими к коэффициентам полноразмерного планера при полете и полученными в аэродинамической трубе.

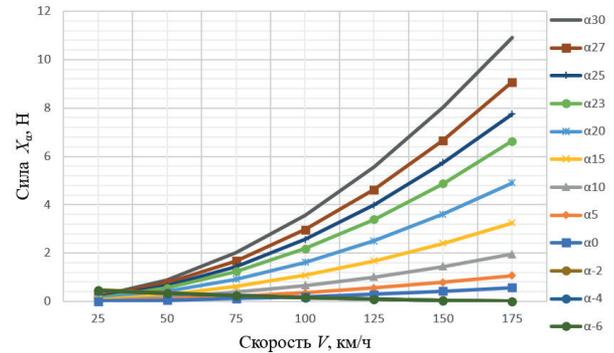
Таблица 2 – Результат расчета аэродинамических коэффициентов

α, \circ	V		Y_{α}, H	X_{α}, H	Аэродинамические коэффициенты		
	км/ч	м/с			C_{ya}	C_{xa}	K
-6	25	6,94	0,4568	-0,6576	-1,5086	1,0479	-1,4397
	50	13,89	0,3429	-0,4691	-0,2690	0,1967	-1,3681
	75	20,83	0,2446	-0,3125	-0,0796	0,0623	-1,2776
	100	27,78	0,1619	-0,1878	-0,0269	0,0232	-1,1598
	125	34,72	0,0950	-0,0949	-0,0087	0,0087	-0,9998
	150	41,67	0,0442	-0,0336	-0,0021	0,0028	-0,7604
	175	48,61	0,0116	-0,0040	-0,0002	0,0005	-0,3456
-4	25	6,94	0,4379	1,7839	4,0924	1,0046	4,0737
	50	13,89	0,3287	1,3238	0,7592	0,1885	4,0279
	75	20,83	0,2344	0,9333	0,2379	0,0597	3,9825
	100	27,78	0,1551	0,6113	0,0876	0,0222	3,9422
	125	34,72	0,0909	0,3568	0,0327	0,0083	3,9250
	150	41,67	0,0422	0,1690	0,0108	0,0027	4,0054
	175	48,61	0,0109	0,0473	0,0022	0,0005	4,3452
-2	25	6,94	0,4767	4,2642	9,7823	1,0936	8,9451
	50	13,89	0,3570	3,1455	1,8040	0,2048	8,8102
	75	20,83	0,2540	2,1993	0,5606	0,0647	8,6583
	100	27,78	0,1675	1,4234	0,2041	0,0240	8,4959
	125	34,72	0,0979	0,8160	0,0749	0,0090	8,3358
	150	41,67	0,0453	0,3754	0,0239	0,0029	8,2846
	175	48,61	0,0116	0,0997	0,0047	0,0005	8,5992
0	25	6,94	0,0138	0,1523	0,3494	0,0316	11,0524
	50	13,89	0,0536	0,5820	0,3338	0,0308	10,8521
	75	20,83	0,1158	1,2776	0,3256	0,0295	11,0291
	100	27,78	0,1990	2,2409	0,3213	0,0285	11,2627
	125	34,72	0,3029	3,4745	0,3188	0,0278	11,4728
	150	41,67	0,4273	4,9814	0,3174	0,0272	11,6584
	175	48,61	0,5724	6,7655	0,3167	0,0268	11,8197
5	25	6,94	0,0253	0,2836	0,6505	0,0580	11,2167
	50	13,89	0,0966	1,1040	0,6332	0,0554	11,4310
	75	20,83	0,2099	2,4490	0,6242	0,0535	11,6664
	100	27,78	0,3640	4,3206	0,6195	0,0522	11,8700
	125	34,72	0,5589	6,7246	0,6171	0,0513	12,0319
	150	41,67	0,7948	9,6680	0,6161	0,0506	12,1641
	175	48,61	1,0724	13,1582	0,6160	0,0502	12,2702
10	25	6,94	0,0456	0,4076	0,9352	0,1046	8,9369
	50	13,89	0,1730	1,6116	0,9243	0,0992	9,3183
	75	20,83	0,3776	3,6039	0,9186	0,0962	9,5452
	100	27,78	0,6578	6,3818	0,9150	0,0943	9,7015
	125	34,72	1,0142	9,9535	0,9134	0,0931	9,8145
	150	41,67	1,4477	14,3296	0,9131	0,0923	9,8982
	175	48,61	1,9596	19,5208	0,9139	0,0917	9,9617
15	25	6,94	0,0740	0,5097	1,1693	0,1698	6,8869
	50	13,89	0,2823	2,0553	1,1787	0,1619	7,2801
	75	20,83	0,6204	4,6424	1,1833	0,1581	7,4834
	100	27,78	1,0857	8,2638	1,1849	0,1557	7,6113
	125	34,72	1,6790	12,9196	1,1855	0,1541	7,6950
	150	41,67	2,4016	18,6179	1,1864	0,1530	7,7522
	175	48,61	3,2563	25,3652	1,1875	0,1524	7,7897
20	25	6,94	0,1101	0,5585	1,2812	0,2525	5,0740
	50	13,89	0,4212	2,3043	1,3215	0,2415	5,4711
	75	20,83	0,9243	5,3001	1,3510	0,2356	5,7338
	100	27,78	1,6214	9,5516	1,3695	0,2325	5,8911
	125	34,72	2,5144	15,0209	1,3784	0,2307	5,9739
	150	41,67	3,6046	21,6623	1,3804	0,2297	6,0096
	175	48,61	4,9125	29,3277	1,3731	0,2300	5,9700
23	25	6,94	0,1457	0,5564	1,2765	0,3343	3,8186
	50	13,89	0,5594	2,3361	1,3398	0,3208	4,1760
	75	20,83	1,2384	5,3496	1,3636	0,3157	4,3198
	100	27,78	2,1828	9,6123	1,3782	0,3130	4,4036
	125	34,72	3,3925	15,1190	1,3874	0,3113	4,4566
	150	41,67	4,8785	21,8278	1,3910	0,3109	4,4743
	175	48,61	6,6398	29,7712	1,3938	0,3109	4,4838
25	25	6,94	0,1688	0,5428	1,2453	0,3871	3,2166
	50	13,89	0,6549	2,2813	1,3084	0,3756	3,4835
	75	20,83	1,4502	5,2794	1,3457	0,3696	3,6405
	100	27,78	2,5582	9,4930	1,3611	0,3668	3,7108
	125	34,72	3,9835	14,9272	1,3698	0,3655	3,7473
	150	41,67	5,7476	21,8074	1,3897	0,3663	3,7942
	175	48,61	7,7571	29,6975	1,3904	0,3632	3,8284
27	25	6,94	0,1924	0,5211	1,1954	0,4413	2,7087
	50	13,89	0,7550	2,1827	1,2518	0,4330	2,8909
	75	20,83	1,6847	5,0381	1,2842	0,4294	2,9905
	100	27,78	2,9770	9,0614	1,2992	0,4268	3,0438
	125	34,72	4,6328	14,2737	1,3098	0,4251	3,0810
	150	41,67	6,6584	20,6534	1,3161	0,4243	3,1019
	175	48,61	9,0715	28,1157	1,3163	0,4247	3,0993

1	2	3	4	5	6	7	8
30	25	6,94	0,2216	0,4890	1,1217	0,5083	2,2069
	50	13,89	0,8883	2,0506	1,1760	0,5095	2,3083
	75	20,83	2,0091	4,7813	1,2187	0,5121	2,3798
	100	27,78	3,5706	8,6235	1,2364	0,5120	2,4151
	125	34,72	5,5584	13,5867	1,2468	0,5100	2,4444
	150	41,67	8,0245	19,6276	1,2507	0,5113	2,4460
	175	48,61	10,9129	26,6099	1,2458	0,5109	2,4384



а



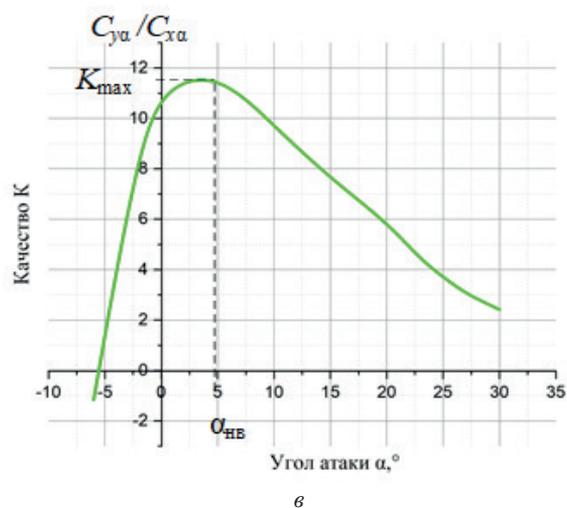
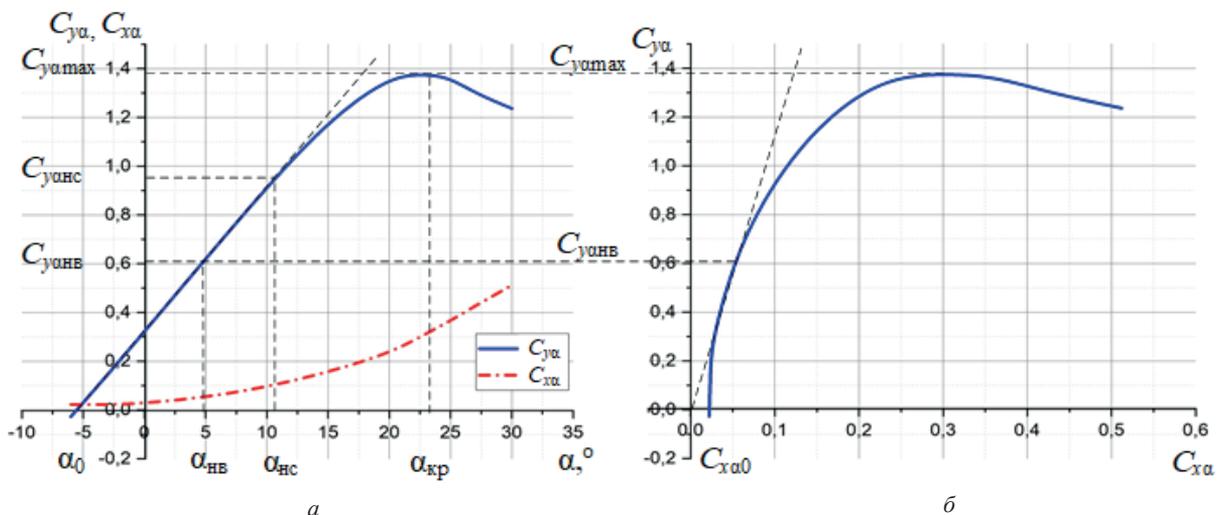
б

Рисунок 8 – Зависимость сил от скорости полета БЛА:
а – подъемная сила Y_{α} ; б – сила лобового сопротивления X_{α}

По данным таблицы 2 (при скорости 100 км/ч) построены основные аэродинамические характеристики, иллюстрирующие функциональные связи аэродинамических коэффициентов в скоростной системе координат с углом атаки ($C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{xa} = f(\alpha)$, $C_{y\alpha} = f(C_{x\alpha})$, $K = f(\alpha)$).

На графиках (рисунок 9) можно выделить следующие характерные точки и величины:

- α_0 – угол атаки нулевой подъемной силы;
- $\alpha_{нв}$ – наимыгоднейший угол атаки, соответствующий $C_{y\alpha нв}$;
- $\alpha_{нс}$ – угол атаки начала срыва потока с крыла $C_{y\alpha нс}$;
- $\alpha_{кр}$ – критический угол атаки, соответствующий $C_{y\alpha макс}$;
- $C_{x\alpha 0}$ – коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе;
- $C_{y\alpha нв}$ – наимыгоднейший коэффициент подъемной силы. Определяется в точке касания прямой, проведенной из начала координат к поляре, и служит для определения максимального аэродинамического качества;
- $C_{y\alpha нс}$ – коэффициент подъемной силы начала срыва потока;
- $C_{y\alpha макс}$ – максимальный коэффициент подъемной силы;
- K_{max} – максимальное аэродинамическое качество.



Аэродинамические характеристики, являющиеся общепринятой формой представления подобного преобразования аэродинамических сил и моментов на всех режимах полета, позволяют определить конкретные силы и моменты, действующие на натуральный ЛА, и сделать выводы об его аэродинамическом совершенстве [9].

Представленная методика определения аэродинамических характеристик может быть применена к любому планеру летательного аппарата. Однако дальнейшие научные исследования будут направлены на верификацию полученных результатов путем натурального эксперимента в аэродинамической трубе с использованием напечатанной 3D-модели БЛА по модели, использованной при моделировании в ANSYS (рисунок 10).



Рисунок 10 – 3D-модель БЛА, напечатанная по модели, использованной при моделировании в ANSYS

Заключение

3D-моделирование и аэродинамический расчет конструкции являются важными этапами в разработке БЛА (беспилотных летательных аппаратов). Они позволяют создавать точные модели и определять лучшие конструктивные решения, что может привести к улучшению производительности и эффективности аппаратов. Перспективы развития технологий в этой области включают использование искусственного интеллекта для автоматической оптимизации конструкции и управления полетом.

В результате данного исследования получены аэродинамические коэффициенты (C_{ya} , C_{xa}), характе-

Рисунок 9 – Основные аэродинамические характеристики:
 а – зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки $C_{ya}, C_{xa} = f(\alpha)$;
 б – зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления $C_{ya} = f(C_{xa})$;
 в – зависимость аэродинамического качества от угла атаки $K = f(\alpha)$

ризующие качество планера БЛА, определение которого позволяет добиться требуемых летных свойств планера еще на стадии моделирования.

Представленная методика определения аэродинамических характеристик может быть применена к любому планеру летательного аппарата. Однако дальнейшие научные исследования будут направлены на верификацию полученных результатов путем натурального эксперимента в аэродинамической трубе с использованием напечатанной 3D-модели БЛА по модели, использованной при моделировании в Ansys, при различных углах атаки и направлениях воздушного потока.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Supercam S350 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://supercam.aero/catalog/supercam-s350>. – Дата доступа: 21.08.2024.
2. DXF модели AutoCAD [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.parkflyer.ru/ru/blogs/view_entry/15404. – Дата доступа: 21.08.2024.
3. Корнев, С. В. Требования к расчетным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов / С. В. Корнев, Л. Г. Артамонова // Труды МАИ. – 2012. – № 61. – С. 4.

4. Фролов, В. А. Аэродинамические характеристики профиля и крыла : учеб. пособие / В. А. Фролов. – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 48 с.
5. Замолоцких, О. А. Определение аэродинамических характеристик управляемых авиационных средств поражения в связке с летательным аппаратом в программном комплексе Ansys CFX / О. А. Замолоцких, А. А. Испулов, А. В. Волчок // Вестник ТГТУ. – 2018. – Т. 24, № 2. – С. 203–209.
6. Стариков, Ю. Н. Основы аэродинамики летательного аппарата: учеб. пособие / Ю. Н. Стариков, Е. Н. Коврижных. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2004. – 151 с.
7. Расчет аэродинамических характеристик крыла с использованием программного комплекса ANSYS CFX [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://sapr.ru/article/22024>. – Дата доступа: 21.08.2024.
8. Батурин, О. В. Расчет течений жидкостей и газов с помощью универсального программного комплекса / О. В. Батурин, И. И. Морозов, В. Н. Матвеев – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2008. – Ч. 3. Работа в программе Fluent. – 115 с.
9. Трофимов, В. В. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов: учебно-методическое пособие по проведению практических занятий и лабораторных работ / В. В. Трофимов, В. Г. Ципенко, И. А. Чехов. – Воронеж : «ООО МИР», 2019. – 60 с.

REFERENCES

1. Supercam S350, available at: <https://supercam.aero/catalog/supercam-s350> (accessed 21 August 2024).
2. DXF models AutoCAD, available at: https://www.parkflyer.ru/ru/blogs/view_entry/15404/ (accessed 21 August 2024).
3. Kornev S.V., Artamonova L.G. Trebovaniya k raschetnym setkam dlya resheniya zadach vneshnej dozvukovoy aerodinamiki letatel'nykh apparatov [Requirements for computational grids for solving problems of external subsonic aerodynamics of aircraft]. Trudy MAI, 2012, no. 61. p. 4.
4. Frolov V.A. Aerodinamicheskie harakteristiki profilya i kryla : ucheb. posobie [Aerodynamic characteristics of the profile and wing]. Saint Samara, Gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2007, 48 p.
5. Zamolockih O.A. Opredelenie aerodinamicheskikh harakteristik neupravlyaemykh aviatsionnykh sredstv porazheniya v svyazke s letatel'nykh apparatom v programmnom komplekse Ansys CFX [Determination of aerodynamic characteristics of unguided aircraft weapons in conjunction with an aircraft in the Ansys CFX software package]. Vestnik TSTU. 2018. vol. 24, no 2, pp. 203–209.
6. Starikov YU.N., Kovrizhnykh E.N. Osnovy aerodinamiki letatel'nogo apparata: ucheb. posobie [Fundamentals of aircraft aerodynamics]. Saint Ulyanovsk, UHAS CA, 2004, 151 p.
7. Calculation of the aerodynamic characteristics of the wing using the ANSYS CFX, available at: <https://sapr.ru/article/22024> (accessed 21 August 2024).
8. Baturin O.V., Morozov I.I., Matveev V.N. Raschet techenij zhidkostej i gazov s pomoshch'yu universal'nogo programmnoho kompleksa. CHast' 3. Rabota v programme Fluent [Calculation of flows of liquids and gases using a universal software package. Part 3. Work in the Fluent program]. Saint Samara, Gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2008, 115 p.
9. Trofimov V.V., Cipenko V.G., Chekhov I.A. Osnovy aerodinamiki i letno-tehnicheskie harakteristiki vozдушnykh sudov: uchebno-metodicheskoe posobie po provedeniyu prakticheskikh zanyatij i laboratornykh rabot [Fundamentals of aerodynamics and flight technical characteristics of aircraft]. Voronezh, OOO MIR, 2019, 60 p.

*Статья поступила в редакцию
05.09.2024*

МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МЕТОДОМ ЛИНЕАРИЗАЦИИ

METHODOLOGY FOR NUMERICAL SOLUTION OF DIFFERENTIAL EQUATIONS OF MOTION OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE USING THE LINEARIZATION METHOD

Куриленко Екатерина Викторовна – аспирант, старший преподаватель кафедры естественнонаучных и общепрофессиональных дисциплин учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
balich1993@mail.ru

Ekaterina Kurylenko – Postgraduate Student, Senior Lecturer of the Department of Natural Sciences and Professional Disciplines of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
balich1993@mail.ru

Скрыпник Олег Николаевич – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры организации движения и обеспечения безопасности на воздушном транспорте учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
skripnikon@yandex.ru

Oleg Skrypnik – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Traffic Management and Safety in Air Transport of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
skripnikon@yandex.ru

Аннотация: в работе рассмотрена методика расчета параметров равновесного режима полета беспилотного летательного аппарата с помощью стандартного и упрощенного метода линеаризации, представлен пример расчета равновесного режима полета самолета, совершающего полет без крена и скольжения в плоскости большого круга в атмосфере сферической невращающейся Земли в среде MatLab. Сделаны выводы о скорости сходимости и точности расчета стандартного и упрощенного метода линеаризации.

Ключевые слова: летательный аппарат, система дифференциальных уравнений движения, метод линеаризации, равновесный режим полета.

Abstract: the paper considers the calculation method of the parameters of the equilibrium flight mode of an unmanned aerial vehicle using the standard and simplified linearization method, and also presents an example of calculating the equilibrium flight mode of an aircraft flying without roll and slip in the plane of a large circle in the atmosphere of a spherical non-rotating Earth in the MatLab environment. Conclusions are made about the rate of convergence and the accuracy of the calculation of the standard and simplified linearization method.

Keywords: aircraft, system of differential equations of motion, linearization method, equilibrium flight mode.

Работа выполнена при финансовой поддержке Белорусского республиканского фонда фундаментальных исследований (грант T23-029).

Введение

При исследовании движения беспилотного летательного аппарата (БЛА) приходится сталкиваться с решением обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс БЛА, движение БЛА относительно центра масс, кинематических дифференциальных и алгебраических уравнений и дифференциальных уравнений изменения массы и моментов инерции БЛА. Система указанных уравнений описывает неустановившееся движение БЛА, и для ее решения необходимо использовать численные методы решения дифференциальных уравнений. Однако, прежде чем исследовать сложное неустановившееся

движение БЛА, часто бывает целесообразно рассмотреть некоторые важные частные случаи движения. Одним из таких случаев является равновесный режим полета, при котором суммы действующих внешних сил и моментов, действующих на БЛА, тождественно равны нулю.

В общем виде уравнения движения [1] БЛА имеют вид

$$\begin{cases} \dot{x}_i = f_i(\bar{x}, \bar{z}, \bar{u}), & i = 1, 2, \dots, n; \\ \dot{z}_j = \varphi_j(\bar{x}, \bar{z}), & j = 1, 2, \dots, n; \end{cases} \quad (1)$$

где f_i – проекции сил и моментов;

$\bar{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ – вектор линейных и (или) угловых скоростей;

$\bar{z} = (z_1, z_2, \dots, z_n)^T$ – вектор линейных и (или) угловых положений;

$\bar{u} = (u_1, u_2, \dots, u_n)^T$ – вектор управления;

φ_j описывают кинематические соотношения.

Равновесные режимы полета описываются условиями $f_i(\bar{x}, \bar{z}, \bar{u}) = 0$, где $i = 1, 2, \dots, n$, следовательно $x = x_0 = \text{const}$.

При различных фиксированных значениях некоторых компонент вектора положения \bar{z} и некоторых составляющих вектора управления \bar{u} (1) образуют систему из n нелинейных трансцендентных уравнений с n неизвестными. Решения этой системы определяют, в частности, диапазон кинематических параметров, при котором возможен равновесный режим полета [1].

Проблемы расчета равновесных и установившихся режимов полета, основанные на их редукции к задаче с начальными условиями, приводят к решению в скалярной форме нелинейных алгебраических уравнений [1] вида

$$f_i(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) = 0, i = 1, 2, \dots, n. \quad (2)$$

Если в общей области определения n функций $f_i(x)$ с n независимыми переменными $x_1, x_2, x_3, \dots, x_n$ можно указать такую определенную систему значений независимых переменных [1]

$$\begin{aligned} x^{(1)} &= (x_1^{(1)}, x_2^{(1)}, \dots, x_n^{(1)}), \\ x^{(2)} &= (x_1^{(2)}, x_2^{(2)}, \dots, x_n^{(2)}), \dots, \\ x^{(k)} &= (x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, \dots, x_n^{(k)}), \end{aligned}$$

что только для этих значений справедливы равенства

$$\begin{cases} f_1(x_1^{(j)}, x_2^{(j)}, \dots, x_n^{(j)}) = 0, \\ \dots \\ f_n(x_1^{(j)}, x_2^{(j)}, \dots, x_n^{(j)}) = 0, \\ j = 1, 2, 3, \dots, k. \end{cases}$$

тогда каждое из значений будет решением системы уравнений (2).

Постановка задачи

Рассмотрим задачу определения численных значений параметров равновесного режима сбалансированного полета БЛА методом линеаризации. Суть метода [2] состоит в том, что каким-либо образом определяется приближение $x^{(r)}$, тогда следующее приближение $(r + 1)$ находится решением системы линейных уравнений. Эти уравнения получаются путем линеаризации разложением в ряд Тейлора в окрестности искомого решения левых частей системы уравнений в скалярной форме (2).

Система уравнений для основного варианта метода линеаризации [2] имеет вид в скалярной форме

$$\begin{aligned} & f_i(x_1^{(r)}, x_2^{(r)}, \dots, x_n^{(r)}) + \\ & + \sum_{j=1}^n \frac{df_i(x_1^{(r)}, x_2^{(r)}, \dots, x_n^{(r)})}{dx_j} (x_j^{(r+1)} - x_j^{(r)}) = 0, \\ & i = 1, 2, 3, \dots, n, \quad r = 0, 1, 2, 3, \dots \end{aligned}$$

Формулы, по которым строятся в различных вариантах приближения метода линеаризации [2], представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Итерационные уравнения различных вариантов метода линеаризации

Название метода линеаризации	Итерационная формула $(r + 1)$ -го приближения
Стандартный метод	$x^{(r+1)} = x^{(r)} - [f'(x^{(r)})]^{-1} f(x^{(r)})$
Расширенный стандартный метод	$x^{(r+1)} = x^{(r)} - \alpha_r [f'(x^{(r)})]^{-1} f(x^{(r)})$, $\alpha_r = \arg \min_{\alpha > 0} \ [f'(x^{(r)}) - \alpha [f'(x^{(r)})]^{-1} f(x^{(r)}) \ ^2$
Упрощенный (модифицированный) метод	$x^{(r+1)} = x^{(r)} - [f'(x^{(0)})]^{-1} f(x^{(r)})$

Методика расчета параметров равновесного режима полета беспилотного летательного аппарата методом линеаризации

Согласно [1], уравнения движения центра масс самолета, совершающего полет без крена и скольжения в плоскости большого круга в атмосфере сферической невращающейся Земли, записываются в прямоугольной вертикально-скоростной системе координат $Ox_c Y_c Z_c$ в виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X(V, h, \alpha) - mg(h) \sin \theta}{m}; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y(V, h, \alpha) - m \left[g(h) - \frac{V^2}{R_3 + h} \right] \cos \theta}{mV}; \\ dh &= V \sin \theta; \\ \frac{dL}{dt} &= \frac{V \cos \theta}{R_3 + h} R_3. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где V – скорость полета, м/с;

P – тяга двигателя, Н;

α – угол атаки, град;

φ_p – угол установки двигателя, град;

$X = \frac{1}{2} C_{x0} \rho V^2 S$ – сила аэродинамического сопротивления, Н;

h, L – высота и дальность полета соответственно, м;

m – масса летательного аппарата, кг;

g – ускорение свободного падения, м/с²;

θ – угол наклона траектории полета, град;

$Y = \frac{1}{2} C_y^\alpha \rho V^2 S$ – аэродинамическая подъемная сила, Н;

R_3 – радиус Земли, м;

C_{x0}, C_y^α – коэффициенты аэродинамических сил;

ρ – плотность среды, в которой осуществляется полет;

S – площадь крыла, м²;

Уравнение движения самолета относительно центра масс можно не учитывать, так как рассматривается сбалансированный полет, при котором, при каждом фиксированном значении высоты полета $h = h_0$ выполняются

условия $\frac{dV}{dt} = 0$, $\frac{d\theta}{dt} = 0$. При этом масса самолета считается постоянной.

Для равновесных режимов полета высота h считается фиксированной, а правые части уравнений (3) не зависят от дальности полета. Тогда для определения параметров равновесных режимов полета уравнения для $\frac{dh}{dt}$ и $\frac{dL}{dt}$ не учитываются.

Таким образом, параметры равновесного режима полета самолета определяются системой двух нелинейных трансцендентных уравнений, связывающих шесть независимых переменных P , α , V , h , θ , m при заданных значениях φ_p , R_3 :

$$\left. \begin{aligned} f_1(P, \alpha, V, h, \theta, m) &= P \cos(\alpha + \varphi_p) - \\ &- X(V, h, \alpha) - mg(h) \sin \theta = 0; \\ f_2(P, \alpha, V, h, \theta, m) &= P \sin(\alpha + \varphi_p) + \\ &+ Y(V, h, \alpha) - m \left[g(h) - \frac{V^2}{R_3 + h} \right] \cos \theta = 0. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Если дополнительно заданы любые четыре из шести независимых переменных, то остальные две могут быть найдены путем численного решения этой системы уравнений.

Рассмотрим случай, когда заданы переменные V_0 , h_0 , θ_0 , m_0 и необходимо определить потребляемую тягу P и угол атаки α равновесного режима полета. Тогда система (3) будет состоять из двух уравнений с двумя неизвестными:

$$\left. \begin{aligned} f_1(P, \alpha) &= P \cos(\alpha + \varphi_p) - \bar{B}(M) S q_0 \alpha^2 - \\ &- C_{x0} q_0 S - m_0 g(h_0) \sin \theta_0 = 0; \\ f_2(P, \alpha) &= P \sin(\alpha + \varphi_p) + C_{y0}^{\alpha} q_0 S - \\ &- m_0 \left[g(h_0) - \frac{V_0^2}{R_3 + h_0} \right] \cos \theta_0 = 0. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

При решении системы (5) с помощью стандартного или упрощенного вариантов метода Ньютона (см. таблицу 1) необходимо задаться начальным приближением $P^{(0)}$, $\alpha^{(0)}$ после чего первое приближение $P^{(1)}$, $\alpha^{(1)}$ находится из решения линеаризованной системы (2):

$$\begin{aligned} &\frac{df_1(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{dP} (P^{(1)} - P^{(0)}) + \frac{df_1(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{d\alpha} \times \\ &\quad \times (\alpha^{(1)} - \alpha^{(0)}) = -f_1(P^{(0)}, \alpha^{(0)}); \\ &\frac{df_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{dP} (P^{(1)} - P^{(0)}) + \frac{df_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{d\alpha} \times \\ &\quad \times (\alpha^{(1)} - \alpha^{(0)}) = -f_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)}); \end{aligned}$$

где $\frac{df_1(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{dP} = \cos(\alpha + \varphi_p)$; $\frac{df_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{dP} = \sin(\alpha + \varphi_p)$;

$$\frac{df_1(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{d\alpha} = -P^{(0)} \sin(\alpha^{(0)} + \varphi_p) - 2\bar{B}_\alpha q_0 S \alpha^{(0)};$$

$$\frac{df_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{d\alpha} = P^{(0)} \cos(\alpha^{(0)} + \varphi_p) + C_{y0}^{\alpha} q_0 S;$$

$$f_1(P^{(0)}, \alpha^{(0)}) = P^{(0)} \cos(\alpha^{(0)} + \varphi_p) - \bar{B}_\alpha q_0 (S \alpha^{(0)})^2 - C_{x0} q_0 S - m_0 g(h_0) \sin \theta_0 \neq 0;$$

$$\begin{aligned} f_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)}) &= P^{(0)} \sin(\alpha^{(0)} + \varphi_p) + \\ &+ C_{y0}^{\alpha} q_0 S \alpha^{(0)} - m_0 \left[g(h_0) - \frac{V_0^2}{R_3 + h_0} \right] \cos \theta_0 \neq 0. \end{aligned}$$

Последующие итерации ($r = 2, 3, \dots$) для стандартного метода линеаризации строятся с помощью аналогичной системы следующим образом:

$$\begin{aligned} &\frac{df_1(P^{(r)}, \alpha^{(r)})}{dP} (P^{(r+1)} - P^{(r)}) + \frac{df_1(P^{(r)}, \alpha^{(r)})}{d\alpha} \times \\ &\quad \times (\alpha^{(r+1)} - \alpha^{(r)}) = -f_1(P^{(r)}, \alpha^{(r)}); \\ &\frac{df_2(P^{(r)}, \alpha^{(r)})}{dP} (P^{(r+1)} - P^{(r)}) + \frac{df_2(P^{(r)}, \alpha^{(r)})}{d\alpha} \times \\ &\quad \times (\alpha^{(r+1)} - \alpha^{(r)}) = -f_2(P^{(r)}, \alpha^{(r)}). \end{aligned}$$

Последующие итерации ($r = 2, 3, \dots$) для упрощенного метода линеаризации строятся с помощью аналогичной системы следующим образом:

$$\begin{aligned} &\frac{df_1(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{dP} (P^{(r+1)} - P^{(r)}) + \frac{df_1(P^{(r)}, \alpha^{(0)})}{d\alpha} \times \\ &\quad \times (\alpha^{(r+1)} - \alpha^{(r)}) = -f_1(P^{(r)}, \alpha^{(0)}); \\ &\frac{df_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{dP} (P^{(r+1)} - P^{(r)}) + \frac{df_2(P^{(0)}, \alpha^{(0)})}{d\alpha} \times \\ &\quad \times (\alpha^{(r+1)} - \alpha^{(r)}) = -f_2(P^{(r)}, \alpha^{(0)}). \end{aligned}$$

Результаты численного расчета параметров равновесного режима полета беспилотного летательного аппарата методом линеаризации и их обсуждение

В таблицах 2 и 3 приведены результаты расчета параметров равновесного режима сбалансированного полета самолета с помощью стандартного и упрощенного метода линеаризации в среде MatLab. При вычислении использовались следующие значения характеристик и параметров самолета:

- шаг h_α численного дифференцирования по α функций $f_i(P, \alpha)$, $i = 1, 2, \dots, n$ принят равным $h_\alpha = 0,1^\circ$, шаг h_p численного дифференцирования по P принят равным $h_p = 100$ Н;

- аэродинамические характеристики [3] в диапазоне высот h от 11 км до 25 км и числа Маха $0,9 \leq M \leq 3,2$ заданы следующими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} C_y^\alpha &= 3,10 - 0,56M \left[\frac{1}{\text{рад}} \right]; \\ C_{x0} &= \frac{0,0034M + 0,0055}{M - 0,61}; \\ B_\alpha &= 0,95 \left[\frac{1}{\text{рад}} \right]. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Система (6) и соотношения (4) содержат десять параметров: m_0 , S , φ_p , R_3 , V_0 , h_0 , θ_0 , M , q_0 , g , первые четыре из которых считаются заданными и равными:

$m_0 g_0 = 15500 \text{ кг}\cdot\text{м}/\text{с}^2$, $S = 50 \text{ м}^2$, $\varphi_p = 3^\circ \cong 0,0524 \text{ рад}$,
 $R_3 = 6371210 \text{ м}$, $V_0 = 500 \text{ м}/\text{с}$, $h_0 = 12 \text{ км}$, $\theta_0 = 12^\circ$ [3].

Число Маха M и скоростной напор q_0 являются функциями высоты и скорости полета и определяются выражениями $M = \frac{V_0}{a(h_0)}$; $q_0 = \frac{1}{2} \rho(h_0) V_0^2$.

Ускорение силы тяжести $g(h_0)$, плотность воздуха $\rho(h_0)$ и скорость звука $a(h_0)$ определяется по таблице стандартной атмосферы в функции высоты полета.

Были проведены два расчета при двух различных начальных приближениях для P и α . Первый вариант ($P^{(0)}, \alpha^{(0)} = (0, 0)$) был взят довольно произвольно, а второй ($P^{(0)} = 5799,1 \text{ Н}$, $\alpha^{(0)} = 2,0165^\circ$) был найден с помощью приближенных методов решения уравнений динамики полета [4]. Известно, что для приведенных условий полета самолета рассматриваемого типа углы атаки довольно малы, и без особой погрешности можно считать, что $\sin(\alpha^{(0)} + \varphi_p) \approx (\alpha^{(0)} + \varphi_p)$. Пренебрегая произведением $P \sin(\alpha^{(0)} + \varphi_p)$, которое примерно на порядок меньше других членов, из второго уравнения системы можно

найти приближенное значение для угла атаки в режиме равновесного полета (5):

$$\alpha^{(0)} = \alpha_{\text{равн}} \approx \frac{m_0}{C_y^\alpha q_0 S} \left[g(h_0) - \frac{V_0^2}{R_3 + h} \right] = 2,01648373^\circ,$$

а из первого уравнения – приближенное значение для тяги:

$$P^{(0)} \approx P_{\text{равн}} = \frac{[C_{x0} + \eta C_y^\alpha (\alpha^{(0)})^2] q_0 S + m_0 g(h_0) \sin \theta_0}{\cos(\alpha^{(0)} + \varphi_p)} = 5799,12677 \text{ Н}.$$

Результаты расчетов, приведенные в таблицах 2 и 3, показывают влияние достаточно близкого начального приближения на точность результата и объем вычислительной работы. В частности, они показывают, что для получения решения с точностью до четырех

Таблица 2 – Результаты расчета параметров равновесного режима полета самолета с помощью стандартного варианта метода линеаризации

№	№ r	$P^{(r)}$, Н	$\alpha^{(r)}$, град	$f_1(P^{(r)}, \alpha^{(r)})$	$f_2(P^{(r)}, \alpha^{(r)})$	$\ f(P^{(r)}, \alpha^{(r)})\ $	Общее к-во вычислений вектора f для r итераций
1	0	0,00000	0	-5273,93121	-15941,4513	15941,4513	1
	1	5305,68561	1,979263	-472,85407	182,8298	506,96918	4
	2	5765,23037	1,949775	-0,45493	-0,23589	0,51246	7
	3	5765,70007	1,9498	0,00032181	0,00047684	0,00032181	10
	4	5765,69975	1,9498	1,192E-07	2,3842E-07	2,6656E-07	13
2	0	5799,1268	2,016483	0,00000	507,089209	507,089209	1
	1	5764,3173	1,949821	-1,38757956	0,0394866	1,38814128	4
	2	5765,6995	1,9498	-0,00026154	-4,7683E-07	1,830815	7
	3	5765,6998	1,9498	0,00000	2,3842E-07	2,3842E-07	10
	4	5765,6998	1,9498	0,00000	0,00000	0,00000	13

Таблица 3 – Результаты расчета параметров равновесного режима полета самолета с помощью упрощенного варианта метода линеаризации

№	№ r	$P^{(r)}$, Н	$\alpha^{(r)}$, град	$f_1(P^{(r)}, \alpha^{(r)})$	$f_2(P^{(r)}, \alpha^{(r)})$	$\ f(P^{(r)}, \alpha^{(r)})\ $	Общее к-во вычислений вектора f для r итераций
1	0	0,00000	0,0000	-5273,93121	-15043,7867000	15941,4513	1
	1	5305,68561	1,97926349	-472,854079	182,8298770	506,96918	4
	2	5778,84394	1,95143751	12,2911077	13,5086834	18,26351	5
	3	5766,51460	1,94971329	0,854811848	-0,5917811	1,03966735	6
	4	5765,65967	1,94979861	-0,03882432	-0,0204673	0,04388892	7
	5	5765,69857	1,94980108	-0,001274288	0,0015686	0,00202093	8
	6	5765,69985	1,94980086	0,000101864	0,0000217	0,00010415	9
	7	5765,69975	1,94980086	1,19209E-06	-0,0000041	4,2248E-06	10
	8	5765,69975	1,94980086	-2,38419E-07	0,0000002	3,3717E-07	11
	9	5765,69975	1,94980086	0,0000	0,0000000	0,0000000	12
2	0	5799,12677	2,01648373	0,0000000	507,089209	507,089209	1
	1	5764,31732	1,94982186	-1,38757956	0,039486647	1,38814128	4
	2	5765,69917	1,94980065	-0,00047767	-0,001589775	0,00165999	5
	3	5765,69976	1,94980086	6,02007E-06	2,38419E-07	6,0248E-06	6
	4	5765,69965	1,94980086	0,0000000	-4,76837E-07	4,7684E-07	7
5	5765,69975	1,94980086	0,0000000	0,0000000	0,0000000	8	

верных десятичных знаков для первого варианта начальных приближений (рисунок 1) требуется в упрощенном методе линеаризации 7–8 вычислений функции, а в стандартном – примерно 10.

Для второго варианта начальных условий ответ с указанной точностью получен упрощенным методом линеаризации за 5 вычислений, а стандартный – за 7 (рисунок 2).

Таким образом, несмотря на более низкую скорость сходимости при одинаковом порядке точности результатов упрощенный метод линеаризации требует меньших вычислительных затрат, чем стандартный метод.

Заключение

В данной работе рассмотрен расчет параметров равновесного режима полета беспилотного летательного аппарата методом линеаризации. Данная методика позволяет определить параметры и оптимальные режимы полета, подобрать наиболее выгодные характеристики автоматических средств, а также может использоваться для любого класса летательного аппарата самолетного типа.

Рассмотренный стандартный и упрощенный метод линеаризации обладает сравнительно простой вычислительной схемой; обладает в окрестности решения квадратичной сходимостью; допускает ряд модификаций; устойчив к выбору начального приближения в некоторой окрестности решения.

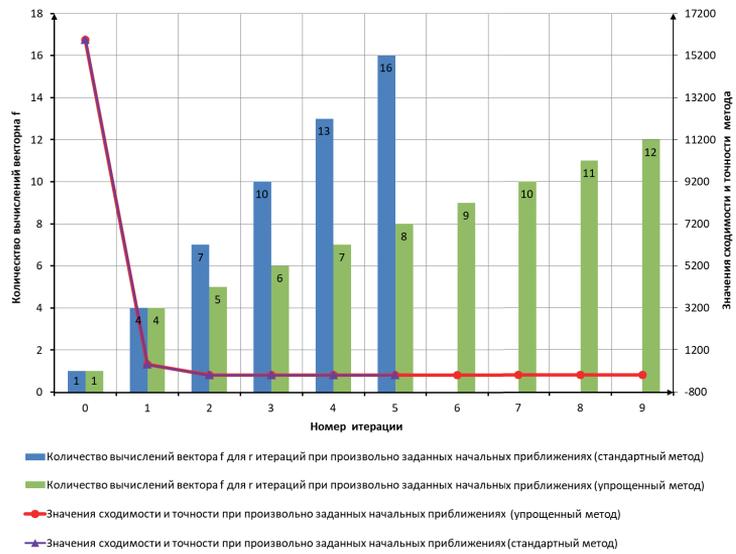


Рисунок 1 – Результаты расчета параметров равновесного режима полета при стандартном и упрощенном методе линеаризации и при произвольно заданных начальных приближениях

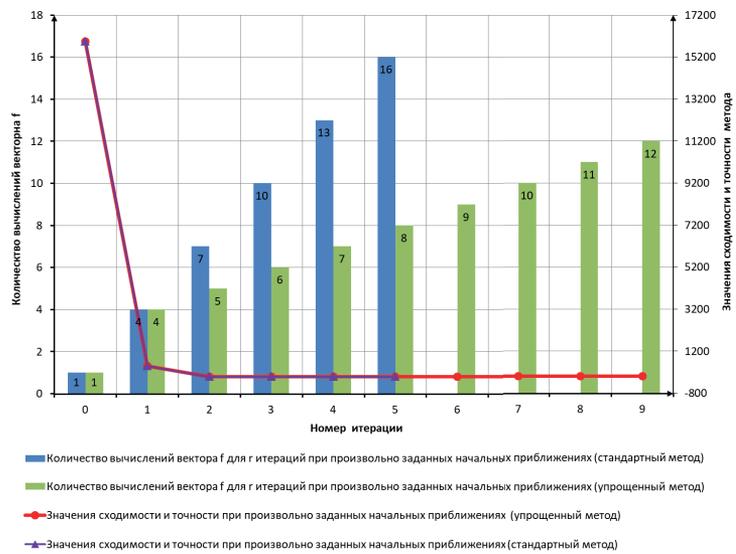


Рисунок 2 – Результаты расчета параметров равновесного режима полета при стандартном и упрощенном методе линеаризации и при рассчитанных начальных приближениях

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- Горбатенко, С. А. Расчет и анализ движения летательных аппаратов. Инженерный справочник / С. А. Горбатенко, Э. М. Макашов, Ю. Ф. Полушкин. – М.: Машиностроение, 1971. – 352 с.
- Корн, Г. Справочник по математике для научных работников и инженеров / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1984. – 631 с.
- Котик, М. Г. Динамика взлета и посадки самолетов / М. Г. Котик. – М.: Машиностроение, 1984. – 256 с.
- Куриленко, Е. В. Методика синтеза оптимальной по времени траектории полета беспилотного воздушного судна / О. Н. Скрыпник, Е. В. Куриленко // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2024. – № 2 (41). – С. 134–149.

REFERENCES

- Gorbatenko S.A., Vakashov E.M., Polushkin Yu. F., Sheftel' L.V. Raschet i analiz dvizheniya letatel'nykh apparatov. Inzhenernyy spravochnik [Calculation and analysis of the movement of aircraft: Engineering reference book]. Moscow, Mashinostroenie, 1971, 352 p.
- Korn G.A., Korn T.M. Spravochnik po matematike dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov [Handbook of Mathematics for Scientists and Engineers]. Moscow, Nauka, 1984, 631 p.
- Kotik, M.G. Dinamika vzleta i posadki samoletov [Dynamics of take-off and landing of aircraft]. Moscow, Mechanical Engineering, 1984, 256 p.
- Kurylenko, E.V., Kurylenko E.V. The time-optimal synthesis technique flight paths of an unmanned aircraft. Crede Experto: transport, society, education, language. 2024, no. 2 (41), pp. 134-149.

Статья поступила в редакцию
11.11.2024

ВЫБОР ИНФОРМАТИВНЫХ ПРИЗНАКОВ ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТОМ ВОЗДУШНОГО СУДНА ПО ДАННЫМ БОРТОВЫХ УСТРОЙСТВ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА

THE CHOICE OF INFORMATIVE FEATURES FOR ASSESSING THE QUALITY OF AIRCRAFT PILOTAGE MANAGEMENT ACCORDING TO THE DATA ON-BOARD DEVICES FOR RECORDING FLIGHT PARAMETERS

Русакович Екатерина Леонидовна – магистр технических наук, старший инженер кафедры воздушных судов и авиационного оборудования учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
ekaterina2011715@icloud.com

Санько Андрей Анатольевич – кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры воздушных судов и авиационного оборудования учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
nimiz75@mail.ru

Малеронок Владимир Владимирович – кандидат технических наук, профессор кафедры воздушных судов и авиационного оборудования учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
s-tm.vv@mail.ru

Ekaterina Rusakovich – Master of Technical Sciences, Senior Engineer of the Department of Aircraft and Aviation Equipment, of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
ekaterina2011715@icloud.com

Andrei Sanko – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Department of Aircraft and Aviation Equipment, of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
nimiz75@mail.ru

Vladimir Maleronok – Candidate of Technical Sciences, Professor of the Department of Aircraft and Aviation Equipment, of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
s-tm.vv@mail.ru

Аннотация: в данной статье обоснована актуальность темы исследования и дан краткий обзор разработанных ранее методов. Представлены результаты исследования по выбору информативных признаков с целью оценки качества управления воздушного судна типа Т-8 пилотом по данным бортовых устройств регистрации параметров полета. Анализ результатов исследований показал, что в качестве информационных признаков оценки качества управления воздушного судна типа Т-8 целесообразно использовать коэффициенты асимметрии форм кривых плотностей распределения отклонений ручки управления самолетом по тангажу и педалям по направлению. Использование вейвлет-анализа менее эффективно, так как он позволяет провести оценку качества управления воздушного судна только по сигналу отклонений ручки управления самолетом по тангажу. Использование спектрального анализа для оценки качества управления воздушного судна нецелесообразно. Применение многослойной нейронной сети не позволяет в явном виде выделить информационные признаки, но в свою очередь способно осуществить разделение классной квалификации пилотов без ошибки с некоторой степенью достоверности. Результаты исследований можно использовать для разработки методики оценки профессионального развития пилота воздушного судна типа Т-8 на этапе посадки.

Ключевые слова: спектральный анализ, вейвлет-анализ, статистический анализ, человеческий фактор, качество управления, безопасность полетов, классная квалификация, нейронные сети.

Abstract: this article substantiates the relevance of the research topic and provides a brief overview of previously developed methods. The article presents the results of a study on the selection of informative features to assess the quality of T-8 aircraft control by a pilot based on the data from onboard flight data recording devices. The analysis of the research results showed that it is advisable to use the asymmetry coefficients of the shapes of the distribution density curves of the pitch control stick and directional pedal deviations as information features for assessing the quality of T-8 aircraft control. The use of wavelet analysis is less effective, since it allows assessing the quality of aircraft control only based on the signal of pitch control stick deviations. The use of spectral analysis to assess the quality of aircraft control is not advisable.

The use of a multilayer neural network does not allow explicitly identifying information features, but in turn is capable of separating the class qualifications of pilots without error with some degree of reliability. The research results can be used to develop a methodology for assessing the professional development of a T-8 aircraft pilot at the landing stage.
Keywords: spectral analysis, wavelet analysis, statistical analysis, human factor, management quality, flight safety, class qualification, neural networks.

Введение

В настоящее время в авиационных частях Республики Беларусь с целью соблюдения условий безопасности полетов, контроля за полнотой, последовательностью и правильностью выполнения полетных заданий, проводится допусковой контроль пилотажных параметров полета в контрольных сечениях. Итоговая оценка выставляется по результатам анализа нормативных параметров в данных сечениях человеком-оператором [1]. Рассматривая процесс управления воздушным судном (ВС) как манеру управления летчика, качество управления будет различно, так как его профессиональное развитие и психофизиологические реакции отличаются друг от друга [12]. По этой причине осуществление допускового контроля не позволяет в полной мере оценить динамику профессионального развития летчика за отдельно взятый период времени (месяц, год, и т. д.) и, как следствие, его эффективное использование для выполнения боевых задач.

Научной теме профессионального развития летчика посвящен ряд работ таких авторов, как В. В. Кашковский, И. И. Тихий, С. П. Полуэктов, Ю. Н. Шишкин и др. В работе [2] предложена методика оценки качества пилотирования самолетом Т-6МР в режиме полета по глиссаде, основанная на применении только статистических методов обработки полетной информации. В качестве критерия классной классификации была использована длина интервала, на котором плотность распределения перемещения ручки управления самолетом (РУС) по тангажу принимает некоторое значение. Найдена зависимость критерия от эффективности управления самолетом. Недостатком такой методики является использование только одного диагностического параметра и предположение о нормальности закона распределения РУС.

В работе [5] в качестве информативного признака для оценки качества пилотирования был выбран параметр — максимум плотности распределения перемещения РУС самолета по тангажу, но уже обработанный с использованием цифрового фильтра с частотой настройки, равной собственной частоте колебаний самолета в продольном канале. Доказано, что закон распределения отклонения РУС подчиняется закону Стьюдента. Недостатком такого исследования, помимо указанных выше, является привязка к собственной частоте колебаний самолета, которая может существенно изменяться от упруго-массовых характеристик самолета.

В работе [3] в качестве информативного признака для оценки качества пилотирования были выбраны статистические оценки корреляционной функции спектра мощности, вычисляемые методом дискретного преобразования Фурье (ДПФ). Недостатками такого исследования, помимо указанных выше, являются зависимость формы корреляционной функции от частоты регистрации параметров бортового устройства регистрации (БУР), частоты настройки фильтра по углу атаки и зависимость вида закона распределения информативного признака от типа ВС.

С учетом вышеизложенного можно сделать вывод, что выбор информативного признака для системы принятия решения оценки качества управления пилотом ВС при заходе на посадку будет зависеть от типа ВС (истребитель, бомбардировщик и т. д.), параметров установленного БУР и используемого математического аппарата для его нахождения.

Таким образом, анализ использования различного математического аппарата для выбора информативного признака качества управления пилотом ВС типа Т-8 со штатным БУР в условиях Республики Беларусь и разработка алгоритмического обеспечения по его обработке является актуальной задачей научных и практических исследований.

Основная часть

Проведенные исследования показали, что сигналы управления на РУС и на педалях можно разделить на низкочастотную и высокочастотную составляющие [2]. Низкочастотная составляющая сигнала характеризует траекторное управление ВС — тренд, высокочастотная — только индивидуальную манеру пилотирования летчика. Для количественного определения низкочастотных диапазонов траекторного управления ВС типа Т-8 были проведены исследования по вычислению значения функции когерентности частотного сигнала $C_X(f_{\text{зад}})$ для следующих управляющих воздействий летчика: РУС по тангажу — $\delta_{\text{РУС}}^g(t)$, РУС по крену — $\delta_{\text{РУС}}^y(t)$ и педалей руля направления (РН) — $\delta_{\text{РН}}^y(t)$ (рисунок 1). Размерность входного сигнала — $N = 100$ (частота опроса информации БУР типа «Тестер УЗ сер.2» с блоком БР-4 — 1 Гц). Количество записей полетов $M = 50$. Для исследований проводилось усреднение полученных записей полетов:

$$\delta_{\text{РУС}}^g(t) = \frac{1}{M} \sum_{q=1}^M \delta_{\text{РУС}}^g(t), \quad (1)$$

где M — количество записей посадок ВС летчиками одинаковой классной квалификации (1-й и 3-й класс). Значение функции $C_X(f_{\text{зад}})$ вычислялось следующим образом:

$$C_X(f_{\text{зад}}) = \frac{|S_{13}(f_{\text{зад}})|^2}{S_{11}(f_{\text{зад}})S_{33}(f_{\text{зад}})}, \quad (2)$$

где $0 < C_X(f_{\text{зад}}) < 1$;

$S_{13}(f_{\text{зад}})$ — значение кросс-спектра в диапазоне частот от 0 до 10 Гц;

$S_{11}(f_{\text{зад}})$ и $S_{33}(f_{\text{зад}})$ — значения автоспектров управляющих воздействий летчиков 1-го и 3-го класса в диапазоне $f_{\text{зад}}$.

Результаты исследования показали, что для ВС типа Т-8 в режиме ручного захода на посадку низкочастотные составляющие управляющих воздействий $\delta_{\text{РУС}}^g(t)$ и $\delta_{\text{РН}}^y(t)$ летчиков различных классов при $C_X(f_{\text{зад}}) \geq 0,8$ находятся в пределах 4–5 Гц, а для $\delta_{\text{РУС}}^y(t)$ такой связи в частотной области не наблюдается, и ее можно в дальнейшем не учитывать (рисунки 1, 2). Таким образом, для выбора информативных признаков будет использоваться значения управляющих воздействий $\delta_{\text{РУС}}^g(t)$ и $\delta_{\text{РН}}^y(t)$.

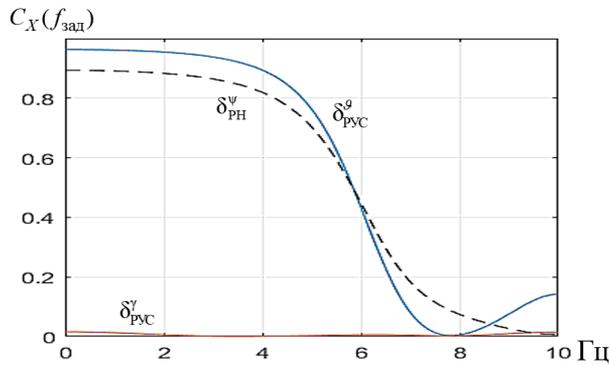


Рисунок 1 – Значения C_x

Далее произведем выбор информативных признаков с использованием значений управляющих воздействий с помощью различных анализов:

1. *Спектральный анализ.* Для выделения тренда $\delta_{PVC}^{\psi}(t)$ и $\delta_{RH}^{\psi}(t)$ в низкочастотном спектре был использован цифровой КИХ-фильтр низких частот (рисунок 3):

$$y_{N-1} = b_0 x_{N-1} + b_1 x_{N-2} + \dots + b_{N-1} x_{[N-1-N+1]}, \quad (3)$$

где y_{N-1} – выходной сигнал;

x_{N-1} – входной сигнал;

b_{N-1} – коэффициенты КИХ-фильтра ($b = 50$, при использовании при синтезе кадрирующей функции Чебышева) [6].

Результат спектральной обработки сигналов $\delta_{PVC}^{\psi}(t)$ и $\delta_{RH}^{\psi}(t)$ с использованием КИХ-фильтрации для летчиков различных классов представлен на рисунках 3 и 4. Численное сравнение спектров проводилось с использованием коэффициента корреляции двух спектров сигнала – ССД. Коэффициенты $CCD_{RH}^{\psi} = 0,98$, $CCD_{PVC}^{\psi} = 0,96$, что говорит об их 95 % идентичности и характеризует неэффективность использования спектрального анализа для решения поставленной задачи.

2. *Вейвлет-анализ.* В отличие от классического спектрального анализа, основанного на преобразовании Фурье и оперирующего с гармоническими функциями, вейвлет-анализ допускает значительное разнообразие выбора базиса, по которому проводится разложение сигнала [8]. В рамках используемой интерпретации вейвлет-анализа как метода «математического микроскопа» ставилась задача по выбору функции $\Psi(t)$, рассматриваемой в качестве материнской, что аналогично заданию

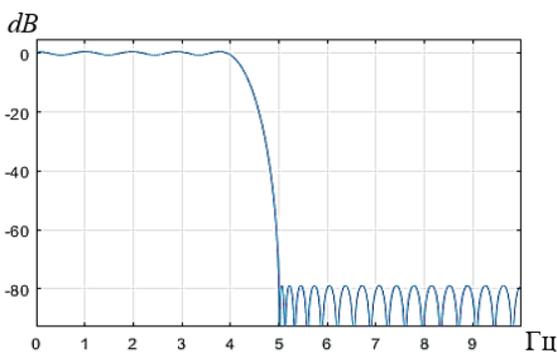


Рисунок 2 – График амплитудно-частотной характеристики фильтра ($f_p = 5$ Гц)

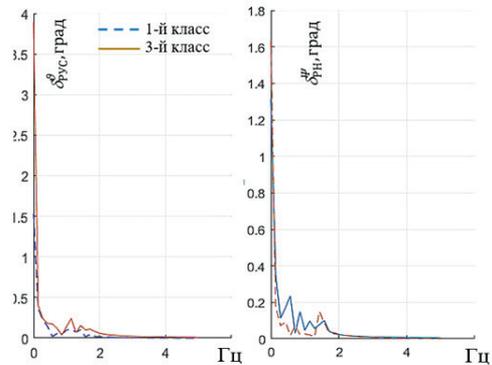


Рисунок 3 – Низкочастотный спектр сигналов после КИХ-фильтрации

разрешения для объектива микроскопа [9]. Если выбранное разрешение позволяет увидеть нужные детали, то выбранный материнский вейвлет подходит для целей проводимого нами исследования. Интегральное вейвлет-преобразование сигнала $\delta_{RH}^{\psi}(t)$ определенного во временной области $-\infty < t < \infty$, имеет следующий вид:

$$W(a,b) = \frac{1}{\sqrt{a}} \int_{-\infty}^{+\infty} \delta_{RH}^{\psi}(t) \Psi\left(\frac{t-b}{a}\right) dt,$$

где $W(a,b)$ – поверхность коэффициентов в трехмерном пространстве (концентрации мощности сигнала);

$[a, b]$ – замкнутый интервал (отрезок) в множестве всех вещественных чисел R ;

$a \neq 0$ – масштабный коэффициент увеличения или сжатия материнского вейвлета;

b – параметр сдвига, с помощью которого материнский вейвлет перемещается вдоль анализируемого сигнала.

Рассматривались три типа широкоиспользуемых вейвлетов $\Psi(t)$ [8]:

- Вейвлет Морле (*Morle*):

$$\Psi(t) = e^{-t^2/4} \cdot e^{i2\pi t},$$

где i – число точек измерений сигнала за заданный промежуток времени;

- Вейвлет «Мексиканская шляпа» (*Mhat*):

$$\Psi(t) = (1-t^2) \cdot e^{\left(-\frac{t^2}{2}\right)};$$

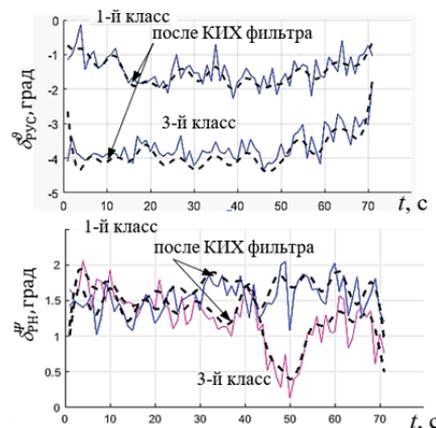


Рисунок 4 – Временные сигналы РУС и РН при посадке самолета типа Т-8 до и после КИХ-фильтрации

- Вейвлет Гаусса (*Gaus*):

$$\Psi(t) = e(t) \cdot e^{-\left(\frac{t^2}{2}\right)}$$

На рисунках 5 и 6 представлены амплитудные спектры коэффициентов вейвлет-преобразования $W(a,b)^1$ и $W(a,b)^3$. Такой способ представления позволяет увидеть, как происходит изменение во времени свойств сигнала на разных масштабах [9].

Картина коэффициентов (см. рисунок 5) демонстрирует, что процесс составляют компоненты разных охватов: экстремумы спектра $W(a,b)$ наблюдаются на разных размерах, интенсивность их меняется и со временем, и с масштабом. Темные области соответствуют положительным значениям $W(a,b)$, а светлые – отрицательным. Из рисунка 5 видно, что при повышении качества управления ВС, распределение энергии по времени и по масштабу изменяется.

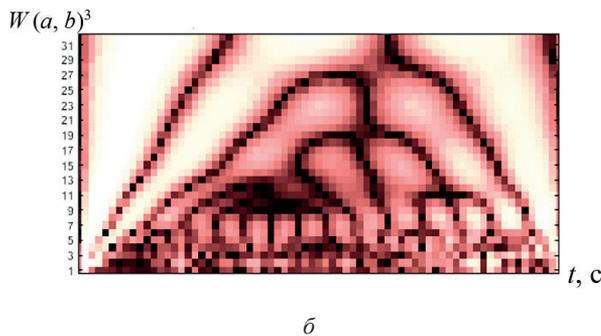
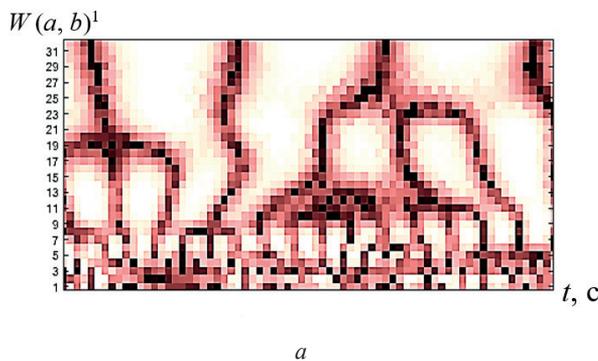


Рисунок 5 – Спектр коэффициентов вейвлет-преобразования *Morl* ($a = 16, b = 0,051$ с):
 а – летчик 1-го класса δ_{pvc}^{91} ; б – летчик 3-го класса δ_{pvc}^{93}

CCD		$\Psi(t)$
δ_{pvc}^9	δ_{pvc}^9	
0,98	0,95	<i>Gaus</i>
0,55	0,79	<i>Morl</i>
0,96	0,76	<i>Mexh</i>

CCD_{pvc}^9	a	b, c	CCD_{pvc}^9	a	b, c	CCD_{pvc}^9	a	b, c
0,55	16	0,051	0,59	8	0,102	0,47	4	0,203
0,55	16	0,025	0,59	8	0,051	0,47	4	0,102
0,55	16	0,017	0,59	8	0,034	0,47	4	0,068
0,55	16	0,013	0,59	8	0,025	0,47	4	0,051

Численное сравнение спектрограмм производилось с использованием коэффициента корреляции двух нормированных спектров $W(a,b)^1$ и $W(a,b)^3$ (таблицы 1, 2). Из таблиц видно, что условие $CCD \leq 0,5$ выполняется только при использовании вейвлета Морле с параметрами $a = 4, b = 0,2$ с и только для сигнала $\delta_{pvc}^9(t)$. В таблице 2 представлены результаты факторного эксперимента по сравнению спектрограмм $W(a,b)^1$ и $W(a,b)^3$ для сигнала $\delta_{pvc}^9(t)$ при различных значениях a и b с использованием вейвлета Морле.

Таким образом, использование вейвлет-анализа позволит найти диагностический признак только по сигналу $\delta_{pvc}^9(t)$.

3. *Статистический анализ.* На рисунке 6 представлены эмпирические и теоретические кривые плотности распределения $f(\delta_{pvc}^9)$ и $f(\delta_{pvc}^9)$. Проведенный тест Колмогорова – Смирнова показал, что с вероятностью $P = 0,95$ для параметров $\delta_{pvc}^9(t)$ и $\delta_{pvc}^9(t)$ для летчика 1-го класса лучше всего подходит нормальное распределение, а для летчика 3-го класса – логнормальное (критический уровень значимости – 0,82, 0,93, 0,82 и 0,73) соответственно.

В качестве информативного признака, можно использовать коэффициент асимметрии формы кривой плотности распределения – $A\delta$, центральный момент 2-го порядка – δ^2 и ширину интервала ΔL плотности распределения [9]. Численное сравнение результатов по выбору информативного признака представлено в таблице 3, где коэффициенты $A\delta$ являются самыми информативными по отношению друг к другу.

При выполнении нормировки вычисленных значений $A\delta$ к единице можно задать степень принадлежности анализируемых сигналов к рассматриваемым классам подготовки летчика. Например, при $A\delta^9 \rightarrow 1,5$ и $A\delta^9 \rightarrow 0,03$ с вероятностью 70 % и 99 % посадку осуществлял летчик 3-го класса. Задав функцию композиции полученной информации в виде обобщенного показателя эффективности оценивания, можно автоматизировать процесс принятия решения:

$$M = \min \{ A\delta^9, A\delta^9 \} = 70 \%, \quad (4)$$

где M – обобщенный показатель эффективности оценивания [14]. Вид обобщенного показателя, выбирается путем проведения и анализа экспертных оценок.

Таким образом, использование статистического анализа позволит найти уже второй диагностический признак по сигналам $\delta_{pvc}^9(t)$ и $\delta_{pvc}^9(t)$ и автоматизировать процесс принятия решения.

4. *Нейронные сети.* Для решения задачи классификации весьма перспективным является использование нейронной сети на основе слоя самоорганизации Кохонена (далее – нейронная сеть Кохонена (НСК)) и многослойной нейронной сети (МНС) прямого распространения сигнала и обратного распространения ошибки [11, 12].

Таблица 3 – Сравнение результатов по выбору информативного признака

Параметр	$\delta_{PVC}^{\theta}(t)$	$\delta_{PVC}^{\theta}(t)$	$\delta_{PH}^{\psi}(t)$	$\delta_{PH}^{\psi}(t)$	Отношения	
					PVC	PH
$A\delta$	0,45	1,51	0,67	0,03	3,35	22,33
δ^2	0,17	0,19	0,15	0,05	1,11	3,00
ΔL	0,34	0,40	0,32	0,19	1,17	1,68

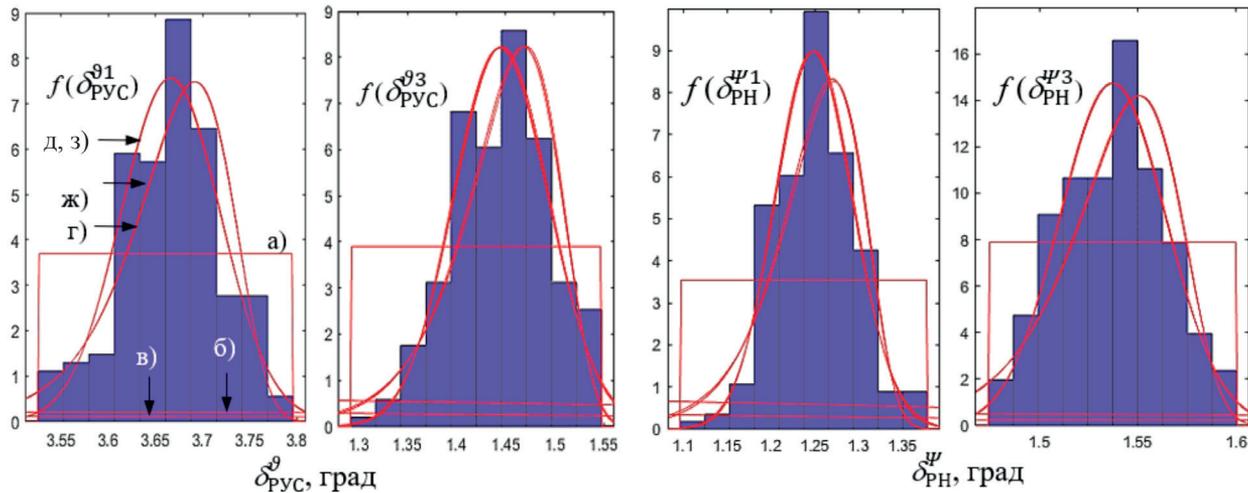


Рисунок 6 – Эмпирические и теоретические кривые плотностей распределения для летчиков 1-го и 3-го класса:
 а – равномерное; б – Рэлея; в – экспоненциальное; г – Гамбеловское; д – нормальное;
 ж – логнормальное; з – Вейбулла

4.1. На этапе обучения НСК, используя итерационную процедуру самоорганизации (правило мягкой конкуренции *WTM* [5]), пространство входных векторов $Y_M \in (\delta_{PVC}^{\theta}(t), \dots, \delta_{PVC}^{\theta}(t))$ автоматически разделялось на два класса (кластера), при этом выполнялась минимизация функционала качества кластеризации:

$$Q(w) = \sum_{s=1}^L \sum_{M \in C_s} d^2(w_s - Y_M) \rightarrow \min,$$

где $s = 1, \dots, L$ ($L = 2$) – количество выходных нейронов (число разделяемых классов);

M – количество примеров в выборке;

C_s – кластер с центром w_s ;

d – метрика, позволяющая адекватно оценить степень сходства любой пары объектов.

При кластеризации в качестве меры близости двух классов было использовано евклидово расстояние между ними:

$$d(Y, w) = \|Y - w\|.$$

Пространство входных векторов Y_M было ортонормировано от 0 до 1. Порог классификации выбран эмпирически – $\Delta d(Y, w) = 0,01$. Результаты моделирования показали, что при подаче на НСК множества входных векторов Y_M ошибка их разделения НСК на классы достигает 20%. Полученный результат можно объяснить близостью центров распознаваемых классов и их линейной неразделимостью. Дополнительной особенностью данной архитектуры НС является то, что НСК выдает информацию о принадлежности анализируемого вектора $\delta_{PVC}^{\theta}(t)$ или $\delta_{PH}^{\psi}(t)$ к заданному классу в виде 0 или 1, причем вопрос об определении значений меры близости двух классов остается нерешенным.

4.2. Определение модельной структуры и архитектуры МНС является достаточно сложной задачей в силу наличия большой свободы выбора [12]. Эмпирически в качестве МНС была выбрана двухслойная нейронная сеть с одним скрытым слоем. При использовании МНС задача разделялась на два независимых этапа: обучение и распознавание.

Этап обучения.

Каждому классу пилота соответствовал свой набор векторов $Y_1 \in (\delta_{PVC}^{\theta}(t), \dots, \delta_{PVC}^{\theta}(t))$, $Y_3 \in (\delta_{PVC}^{\theta}(t), \dots, \delta_{PVC}^{\theta}(t))$, или $X_1 \in (\delta_{PH}^{\psi}(t), \dots, \delta_{PH}^{\psi}(t))$, $X_3 \in (\delta_{PH}^{\psi}(t), \dots, \delta_{PH}^{\psi}(t))$, который подавался на вход МНС.

При обучении МНС рассчитывался функционал, характеризующий качество обучения [11]:

$$J = \frac{1}{2} \sum_{q=1}^M \sum_{k=1}^{S_c} (t_k^q - a_k^q)^2 \rightarrow \min,$$

где J – функционал;

M – количество примеров в выборке;

q – номер выборки;

S_c – число нейронов скрытого слоя;

c – число скрытых слоев в сети;

t_k^q – желаемое значение сигнала (номер класса) на выходе сети для выборки с номером q ;

a_k^q – сигнал на выходе сети.

Затем, используя квазиньютоновский алгоритм обучения *BFGS* [13], определяются настраиваемые параметры МНС, обеспечивающие минимизацию функционала ошибки. Исходные данные для моделирования: $c = 1$ (при $c > 1$ качество обучения МНС падает [14]); $S_c = 15$ (выбиралось эмпирически); $J = 10^{-10}$ (при достижении которого обучение МНС останавливается).

Этап распознавания.

На вход МНС подавался тестируемый вектор с наличием аддитивной составляющей шума измерения с параметрами СКО: $\Delta\delta_{PH}^{\psi} = 0,03...0,06$ и $\Delta\delta_{PVC}^{\psi} = 0,04...0,05$. Значения СКО были получены в п. 3 выполнения статистического анализа. Диаграммы качества распознавания МНС с учетом аддитивной составляющей шума измерения $\Delta\delta_{PVC}^{\psi}$ представлены на рисунке 7.

Ошибка распознавания $\Delta e = r_k^q - a_k^q$. Анализ полученных результатов показал, что МНС способна осуществлять автоматическую классификацию уровня профессионального развития пилота по входным данным от БУР с учетом зашумленности входных векторов сигналов РУС и РН. Причем величины ошибок распознавания могут использоваться в функции композиции (4) для принятия решения автоматизированной системой распознавания.

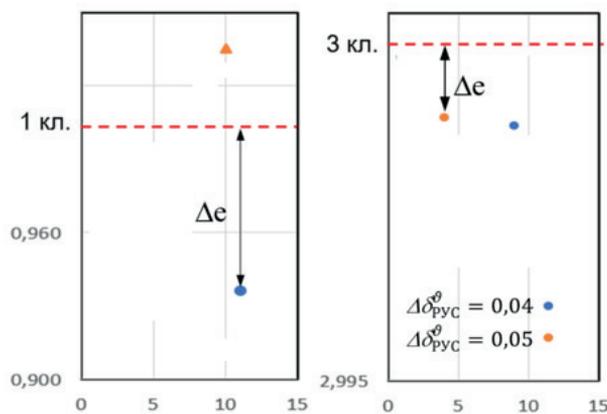


Рисунок 7 – Диаграммы качества распознавания МНС с учетом аддитивной составляющей шума измерения

По данным БУР параметров полета ВС типа Т-8, используя различный математический аппарат, проведен выбор информативных признаков оценки качества управления пилотами различной классной квалификации. Для выбора информативных признаков были использованы значения управляющих воздействий $\delta_{PVC}^{\psi}(t)$ и $\delta_{PH}^{\psi}(t)$. Показано, что для оценки качества управления ВС летчиками различной классной квалификации использование спектрального анализа для обработки сигналов управления РУС и РН затруднительно. Вейвлет-преобразование сигналов РУС и РН, позволяет выделить значение информативного признака только в сигнале $\delta_{PVC}^{\psi}(t)$ с материнским вейвлетом типа Морле. Использование статистического анализа позволяет выделить значения информативных признаков в параметрах $\delta_{PVC}^{\psi}(t)$ и $\delta_{PH}^{\psi}(t)$, где информативными признаками являются коэффициенты асимметрий форм кривых плотностей распределений. Применение МНС не позволяет в явном виде выделить информативные признаки, но может способно осуществить разделение классной квалификации пилотов с некоторой степенью достоверности. Для постановки окончательного диагноза о классной квалификации пилотов с использованием статистического анализа и МСН целесообразно использовать функции композиции полученных результатов.

Полученные результаты могут быть использованы для разработки методики оценки профессионального развития пилота ВС типа Т-8 на этапе посадки. Данную методику возможно внедрить в «штатную» систему обработки полетной информации, например «Топаз-М», в качестве дополнительного программного модуля, реализующего разработанную методику.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Авиационные правила инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации Республики Беларусь: утв. Постановлением Министерства обороны Республики Беларусь, 05.10.2018, № 20. – Минск, 2018. – 98 с.
2. Кашковский, В. В. Оценка качества пилотирования в режиме полета по глиссаде / В. В. Кашковский, И. И. Тихий, С. П. Полуэтов // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2008. – № 138 (1). – С. 191-197.
3. Кашковский, В. В. Идентификация параметров динамической модели летчика по данным бортового устройства регистрации / В. В. Кашковский, И. И. Тихий, Ю. Н. Шишкин // Вестник Томского государственного университета. – 2004. – № 284. – С. 227-230.
4. Ковальчук, Ю. А. Методика автоматизированного количественного оценивания качества пилотирования самолета летчиком / Ю. А. Ковальчук, В. В. Устинов. – М., 1985. – 20 с. – Деп. в УПИМ, № Б419.
5. Полуэтов, С. П. Расширение возможностей программно-аппаратных средств обработки полетной информации при решении задач оценки качества пилотирования воздушного судна / С. П. Полуэтов, Е. П. Колесников // Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации: сб. тез. докл. VI Междунар. науч.-техн. конф., Минск, 15-16 мая 2014 г. / УО «Воен. акад. Респ. Беларусь»; редкол.: А. А. Шейников. – Минск, 2014. – С. 85-86.
6. Анализ статистики авиакатастроф на основе исследования множества факторов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dental-press.ru/temp/e68b4a0ccac47d06cb7f3b3d8e71c1c.pdf>. – Дата доступа: 18.09.2024.
7. Макаренко, А. А. Расчет цифровых фильтров методом автоматизированного проектирования : учебное пособие / А. А. Макаренко, М. Ю. Плотников. – СПб. : НИУИТМО, 2014. – 50 с.
8. Короновский, А. А., Храмов А. Е. Непрерывный вейвлетный анализ и его приложения / А. А. Короновский, А. Е. Храмов. – М. : Физматлит, 2003. – 250 с.
9. Павлов, А. Н. Вейвлет-анализ и примеры его применения / А. Н. Павлов // Изв. вузов «ПНД». – 2009. – Т. 17. – С. 99-111.
10. Тихий, И. И. Применение методов системного анализа для разработки системы оценивания качества управления в авиационных эргатических комплексах / И. И. Тихий, В. В. Кашковский // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2017. – № 1 (53). – С. 110-117.
11. Закс, Л. Статистическое оценивание / Л. Закс; пер. с нем. В. Н. Варыгина; под ред. Ю. П. Адлера, В. Г. Горского. – М. : Статистика, 1976. – 598 с.
12. Назаров, А. В. Нейросетевые алгоритмы прогнозирования и оптимизации систем / А. В. Назаров, А. И. Лоскутов. – СПб. : Наука и техника, 2003. – 384 с.
13. Осовский, С. Нейроны сети для обработки информации / С. Осовский. – М. : Финансы и статистика, 2002. – 250 с.
14. Федосов, Е. И. Системы искусственного интеллекта и области их военного применения / Е. И. Федосов. – М. : ГосСНИИАС НИЦ, 1991. – Кн. 1. – 325 с.
15. Горбань, А. Н. Обучение нейронных сетей / А. Н. Горбань. – М. : СП «ПараГраф», 1990. – 159 с.

REFERENCES

1. Aviatsionnyye pravila inzhenerno-aviatsionnogo obespecheniya gosudarstvennoy aviatsii Respubliki Belarus, utverzhdennyye Postanovleniem Ministerstva obrony Respubliki Belarus 05.10.2018 №20 [Aviation rules for engineering and aviation support of state aviation of the Republic of Belarus, approved by the Resolution of the Ministry of Defense of the Republic of Belarus on 10.05.2018 №20]. Minsk, 2018, 98 p.
2. Kashkovsky V.V., Tikhii I.I., Poluektov S.P. Otsenka kachestva pilotirovaniya v rezhime poleta po glissade [Assessing the quality of piloting in glide path flight mode] Naucnyj Vestnik MGTU GA №138(1) [Scientific Bulletin of MSTU GA №138(1)]. Moscow, 2008, pp. 191-197.
3. Kashkovsky V.V., Tikhii I.I., Shishkin U.V. Identifikatsiya parametrov dinamicheskoi modeli letchika po dannum bortovogo ustroystva registracii [Identification of params of the dynamic model of the pilot based on data from the on-board recording device] Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta №284 [Bulletin of Tomsk State University №238]. Tomsk, 2004, pp. 227-230.

4. Kovalchuk Y.A., Ustiniv V.V. Metodika avtomatizirovannogo kolichestvennogo otsenivaniya kachestva pilotirovaniya samoleta letchikom [Methodology for automated quantitative assessment of the quality of piloting an aircraft]. Moscow, 1985, 20 p.
5. Poluektov S.P., Kolesnikov Y.P. Rasshireniye vozmozhnostey programmno-apparatnykh sredstv obrabotki poletnoy informatsii pri reshenii zadach otsenki kachestva pilotirovaniya vozdušnogo sudna [Expanding the capabilities of software and hardware for processing flight information when solving problems of assessing the quality of piloting an aircraft] Aktual'nyye voprosy nauki i tekhniki v sfere razvitiya aviatsii: sb. tez. dokl.VI Mexhdunar. nauch-tekhn. konf. [Current issues of science and technology in the field of aviation development: collection. abstract report VI Int. scientific-technical conf.] Minsk, May 15-16, 2014, pp. 85-86.
6. D'yachkov D.V., Zolotarev O.V. Analiz statistiki aviakatastrof na osnove issledovaniya mnozhestva faktorov. [Analysis of aircraft accident statistics based on a study of multiple factors] [Electronic resource], available at: <http://dental-press.ru/temp/e68b4a0ccacf47d06cb7f3b3d8e71c1c.pdf> (accessed 18 September 2024).
7. Makarenko A.A., Plotnikov M.Y. Raschet tsifrovyykh fil'trov metodom avtomatizirivannogo proyektirovaniya. [Calculation of digital filters using computer-aided design]. St. Petersburg, 2014, 50 p.
8. Koronovskiy A.A., Khramov A.E. Nepreryvnyy veyvletnyy analiz i ego prilozheniya [Continuous wavelet analysis and its applications]. Moscow, 2003, 250 p.
9. Pavlov A.N. Veyvlet-analiz i primery ego primeneniya [Wavelet analysis and examples of its application]. Izv. vuzov «PND» № 5, 2009, pp. 99-111.
10. Tihiy I.I., Kashkovskiy V.V. Primenenie metodov sistemnogo analiza dlya razrabotki sistemy ocenivaniya kachestva upravleniya v aviatsionnykh ergaticheskikh kompleksakh. Sovremennyye tekhnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovaniye № 1 (53) [Application of system analysis methods for the development of a management quality assessment system in aviation ergatic complexes. Modern technologies. System analysis. Modeling No. 1 (53)]. 2017, pp. 110-117.
11. Zaks L., Varygin V.N., Adler Y.P., Gorsko V.G. Statisticheskoye ocenivaniye [Statistical evaluation]. Moscow, 1976, 598 p.
12. Nazarov A.V., Loskutov A.I. Neyrosetevyye algoritmy prognozirovaniya i optimizatsii sistem [Neural network algorithms for forecasting and optimization of systems]. St. Petersburg: Science and Technology, 2003, 384 p.
13. Osovskiy S. Neyronnyye seti dlya obrabotki informatsii. [Neurons of the network for information processing]. Moscow, 2002, 250 p.
14. Fedosov E.I. Sistemy iskusstvennogo intellekta i oblasti ih voennogo primeneniya. [Artificial intelligence systems and areas of their military application.]. Moscow, 1991, 325 p.
15. Gorban A.N. Obucheniye neyronnykh setey. [Training of neural networks]. Moscow, 1990, 159 p.

*Статья поступила в редакцию
05.07.2024*

ЭНТРОПИЙНАЯ ТЕОРИЯ ИНФОРМАЦИИ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРИ РЕШЕНИИ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ В АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

THE USE OF ENTROPY THEORY OF INFORMATION IN SOLVING SCIENTIFIC AND PRACTICAL PROBLEMS IN AVIATION SYSTEMS

Самуленков Юрий Иванович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиационных двигателей федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», Российская Федерация
yu.samulenkov@mstuca.ru

Грузд Антон Дмитриевич – старший преподаватель кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиационных двигателей федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», Российская Федерация
a.gryzd@mstuca.ru

Yuri Samulenkov – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department Technical Operation of Aircraft and Aircraft Engines of the Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education Moscow State Technical University of Civil Aviation, Russian Federation
yu.samulenkov@mstuca.ru

Anton Gruzd – Senior Lecturer of the Department Technical Operation of Aircraft and Aircraft Engines of the Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education Moscow State Technical University of Civil Aviation, Russian Federation
a.gryzd@mstuca.ru

Аннотация: впервые понятие энтропии появилось в XIX веке в термодинамике как мера несоответствия реального процесса идеальному. С тех пор это определение и сама концепция прочно вошли физику, теорию информации, статистику, теорию динамических систем и теорию управления. Это простое и одновременно сложное понятие, без которого невозможно представить научную картину мира. Сложность ситуации усугубляется тем, что энтропию от большинства физических величин – температуры, давления, объема, силы электрического тока – нельзя измерить. Кроме того, у энтропии есть множество определений, зачастую несвязанных между собой. В термодинамике – это мера необратимого рассеяния или диссипации энергии, в статистической физике – возможность изменения макроскопического состояния системы с определенной вероятностью, в теории динамических систем – мера хаоса в поведении системы, в теории информации – мера неопределенности источника сообщений, определяемая вероятностями исхода событий. Вместе с тем во всех дефинициях энтропии в различных областях знаний есть общее – энтропия, вернее ее изменение показывает непостоянство системы, ее неустойчивость и неопределенность. Это позволяет применять формулу Больцмана – Гибса – Шеннона в различных областях знаний. Авторы исследования проанализировали существующие виды энтропии, предложили подходы к определению состояния авиационных систем в процессе обеспечения и поддержания летной годности на основе теории информации.

Ключевые слова: энтропия, энтропия Шеннона, теория информации, поддержание летной годности, марковские процессы, неопределенность.

Abstract: the concept of entropy first appeared in the 19th century in thermodynamics as a measure of the discrepancy between a real process and an ideal one. Since then, this definition and the concept itself have become firmly established in physics, information theory, statistics, dynamic systems theory and control theory. This is a simple and at the same time complex concept, without which it is impossible to imagine a scientific picture of the world. The complexity of the situation is aggravated by the fact that the entropy of most physical quantities – temperature, pressure, volume, electric current – cannot be measured. In addition, entropy has many definitions, often unrelated to each other. In thermodynamics, it is a measure of irreversible dispersion or dissipation of energy, in statistical physics – the possibility of changing the macroscopic state of a system with a certain probability, in the theory of dynamic systems – a measure of chaos in the behavior of a system, in information theory – a measure of the uncertainty of a source of messages determined by the probabilities of the outcome of events. At the same time, all definitions of entropy in various fields of knowledge have something in common – entropy, or rather its change, shows the inconstancy of the system, its instability and uncertainty. This allows the Boltzmann-Gibbs-Shannon formula to be used in various fields of knowledge. The authors of the study analyzed existing types of entropy, proposed approaches to determining the state of aviation systems in the process of ensuring and maintaining airworthiness based on information theory.

Keywords: entropy, Shannon entropy, information theory, continued airworthiness, Markov processes, uncertainty.

Введение

Зачастую труды из области теоретической математики не проникают в область прикладных наук, и следовательно, затрудняют исследовательскую работу в этих направлениях [1]. Отчасти это связано со сложностью математического аппарата, освоить который без специальной подготовки затруднительно. Тем более значительной представляется заслуга американского математика и инженера К. Шеннона, который в 1947–1948 годах открыл новую важную часть математики, связанную с теорией информации [2]. Следует отметить, что без глубокого проникновения в суть проблем современных направлений науки и техники, в том числе проектирования, изготовления и эксплуатации авиационной техники невозможно решение повседневных задач в этих областях на серьезном научном уровне. Теория информации превратилась в совершенно новую отрасль, в которой рассматривается не только теория кодирования, но и накопление информации в сложных организационно-технических системах, ее переход из количества в новое качество. В современных условиях теория информации используется в самых различных областях: науке и технике, лингвистике и философии, медицине и истории.

А. Н. Колмогоров в своей работе [3] выделил ряд интересных свойств информационной энтропии, которые подтверждают, что она является разумной количественной мерой возможности выбора решения или мерой количества информации:

1. $H = 0$ тогда и только тогда, когда все вероятности P_i , кроме одной, равны нулю, а единственная вероятность равна единице. Таким образом, энтропия $H = 0$ только в случае полной определенности исхода опыта. В противном случае энтропия положительна.

2. При заданном n величина H максимальна и равна $\log n$, когда все P_i равны (следовательно, $p_i = 1/n$). В этом случае неопределенность будет наибольшей.

3. Пусть имеются два события x и y с m исходами для первого и n исходами для второго. Пусть $p(i, j)$ означает вероятность совместного исхода i для x и j для y . Неопределенность совместного события меньше или равна сумме неопределенностей отдельных событий.

4. Всякое изменение вероятностей p_1, p_2, \dots, p_n в сторону их выравнивания увеличивает энтропию H .

Энтропия в различных областях человеческих знаний

Понятие энтропии в термодинамике ввел Р. Клаузиус в 1865 г. в кратком докладе Парижской Академии наук «Sur les principes fondamentaux de la theorie mecanique de la chaleur» (Об основных принципах механической теории тепла), а в 1869 г. опубликовал книгу «Theorie mecanique de la chaleur» (Механическая теория тепла), в которой автор подробно и основательно описал собственные идеи механической теории теплоты, в частности повторил вывод о необходимости введения понятия энтропии в описание термодинамических систем [4].

В современной термодинамике употребляется именно такое понятие энтропии (рисунок 1):

$$dQ = dH + dL,$$

где Q – теплота, получаемая (отдаваемая) термодинамической системой извне;

H – внутренняя теплота;

L – работа, совершаемая термодинамической системой.

Исследуя круговые процессы, например, цикл Брайтона, было выявлено, что интеграл становится равным нулю каждый раз, когда тело возвращается к исходному состоянию:

$$S = \int \frac{\delta Q}{T},$$

где T – температура, Кельвин.

Таким образом, величина, стоящая под знаком интеграла есть полный дифференциал некоей величины, которая зависит от состояния тела, но не от того, как это состояние достигнуто. Это отношение было названо [5]:

$$dS = \frac{\delta Q}{T},$$

где δQ – элементарная (бесконечно малая) теплота процесса.

Иными словами, энтропия – это некоторая величина, характеризующая количество теплоты, поглощенной или выделенной при определенной температуре.

В соответствии с первым законом термодинамики, тепло – это один из видов энергии, а энтропия – величина, характеризующая энергетическое состояние.

В статистической физике используется предложенный Л. Больцманом метод описания физических систем, содержащих большое число невзаимодействующих частиц, движущихся по законам классической механики (то есть классического идеального газа) [6]. В этом случае энтропия называется энтропией Больцмана – Гиббса (см. рисунок 1).

Информационная энтропия

Информация в современном мире играет все большую роль и ее следует воспринимать не как что-

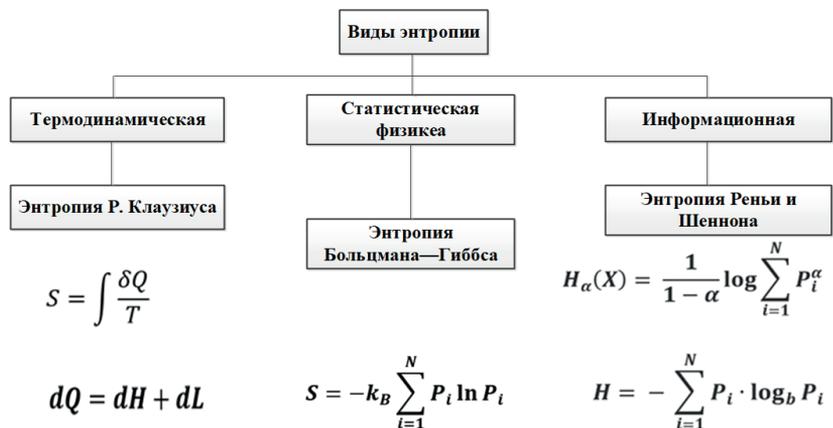


Рисунок 1 – Виды энтропии [4]

то застывшее, запечатленное в камне или металле, а как процесс, как развитие системы знаний и представлений об окружающей действительности.

Учитывая, что человеческое общество, природа, наука, техника развиваются от простого к сложному по спирали, на каждом этапе происходит усложнение рассматриваемых составляющих объективной реальности. В связи с этим, важно не только сортировать и анализировать все увеличивающийся объем информации, но и вырабатывать управляющие воздействия на основе этой информации.

Упомянутая информационную энтропию, нередко просто приводят формулу Шеннона:

$$H = -\sum_{i=1}^N P_i \cdot \log_b P_i,$$

где N – количество возможных реализаций;

P_i – вероятности реализаций;

b – единицы измерения (2 – биты, 3 – триты, ...).

С недавних пор понятие «информационная энтропия» появилось в документах по стандартизации, что говорит о признании энтропии как инструмента для решения повседневных, прикладных задач в различных областях знаний, а не только для фундаментальных научных исследований [7, 8].

Элемент новизны в теорию информации внес А. Н. Колмогоров, который считал, что эквивалентом информации является скалярная величина, т. е. количество информации о случайном объекте. В этом случае речь идет о мере неопределенности при неполной информации или энтропии.

Оказалось, количественные принципы Шеннона универсальны и применимы не только к передаче и кодированию любых видов информации [9], но и к оценке количества информации об исследуемом объекте.

В теории информации для оценки изменения количества информации применяют неотрицательный функционал, являющийся несимметричной мерой. Для этого применяют следующие понятия: «Расстояние Кульбака – Лейблера» (РКЛ), информационное расхождение, различающая информация, информационный выигрыш, относительная энтропия. В отечественной научной литературе [1, 10, 11] чаще используют понятие «относительная энтропия».

Энтропия в теории информации – мера неопределенности состояния объекта, мера неопределенности некоторой ситуации (случайной величины) с конечным или счетным числом исходов [12, 13].

Энтропия в соответствии с [13] – средняя собственная информация множества $X = \{x_1, \dots, x_n\}$:

$$H(x) = \sum_{i=1}^n P(x_i) \cdot I(x_i),$$

где $P(x_i)$ – вероятность события x_i ;

$I(x_i)$ – собственная информация события x_i .

Максимальная энтропия: энтропия достигает максимума при $P(x_i) = 1/n$, для $i = 1, \dots, n$. Максимальную энтропию иногда называют «разнообразием выбора», поскольку при целочисленном основании их значения одинаковы для одинакового числа событий [12].

Относительная энтропия [13]

$$H_r = H/H_0,$$

где H – энтропия;

H_0 – максимальная энтропия.

Избыточность энтропии [13]

$$R = H_0 - H.$$

Относительная избыточность [13]

$$r = R/H_0,$$

где R – избыточность.

Обозначения единиц информации в соответствии с [13]:

- 1 шеннон (Sh) – значение величины при аргументе, равном 2

$$1 \text{ Sh} \approx 0,693 \text{ nat} \approx 0,301 \text{ Hart};$$

- 1 Хартли – значение величины при аргументе, равном 10

$$1 \text{ Hart} \approx 3,322 \text{ Sh} \approx 2,303 \text{ nat};$$

- **натуральная единица количества информации nat** – значение величины при аргументе, равном e

$$1 \text{ nat} \approx 1,433 \text{ Sh} \approx 0,434 \text{ Hart}.$$

Определение энтропии при решении научно-практических задач в авиационных системах

На практике для решения прикладных задач, связанных с оптимизацией процессов и принятием решений, зачастую используют совокупность методов: «дерево решений», логико-комбинаторный анализ, метод Монте – Карло, марковский анализ и др.

Для разработки методов снижения неопределенности авиационной системы авторы использовали математический аппарат и подходы теории информации.

В качестве примера рассмотрим парк беспилотных авиационных систем (БАС) из 14 изделий (таблица 1). Из них на 7 БАС работы по периодическому техническому обслуживанию (ПТО) выполнены за время равное или меньше нормативному, а на 7 БАС продолжительность ПТО выше нормативного. Разбивка по количеству БАС в группах выполнена авторами преднамеренно с целью получения максимальной энтропии для рассматриваемого случая.

Таблица 1 – Оценка продолжительности ПТО БАС

Состояния исходов выполнения ПТО БАС	Оценка событий «Состояние ПТО БАС»		
	Ниже нормы	Выше нормы	Итого
Хорошо	3	1	4
Удовлетворительно	4	2	6
Неудовлетворительно	0	4	4
Итого	7	7	14

В качестве целевой переменной примем «Оценку событий», которая может принимать всего два значения: «Ниже нормы» и «Выше нормы». В качестве критерия возьмем один признак, который называет-

ся «Состояние исходов выполнения ПТО БАС», и распределяет значения по трем категориям: «Хорошо», «Удовлетворительно» и «Неудовлетворительно».

Для принятия решения о возможности и способе снижения энтропии необходимо составить матрицу взаимосвязей событий [16] и рассчитать энтропию и относительную энтропию для интеллектуального анализа данных [17].

Энтропия рассматриваемой системы будет равна

$$H = -\frac{7}{14} \cdot \log_2 \frac{7}{14} - \frac{7}{14} \cdot \log_2 \frac{7}{14} = 1.$$

Энтропия целевой переменной равна 1, что означает максимальный беспорядок из-за равномерного распределения элементов между «Ниже нормы» и «Выше нормы».

На следующем шаге рассчитаем энтропию целевой переменной «Оценка событий» с учетом дополнительной информации «Состояния исходов выполнения ПТО БАС». В качестве дополнительной информации для снижения неопределенности событий может выступать количество отложенных отказов БАС по перечню минимального оборудования; анализ безотказности изделий функциональных систем БАС, на основе которого заранее планируют поставку запчастей и материалов; влияние квалификации персонала на продолжительность ПТО; использование аддитивных технологий для выполнения ПТО; состояние инфраструктуры организации по ТО и др. Для этого мы рассчитаем энтропию для каждого «Состояния исходов выполнения ПТО БАС» и сложим значения энтропии с помощью среднего взвешенного отношения наблюдений для каждого значения:

$$H(\text{Хорошо}) = -\frac{3}{4} \cdot \log_2 \frac{3}{4} - \frac{1}{4} \cdot \log_2 \frac{1}{4} \approx 0,811;$$

$$H(\text{Удовлетворительно}) = -\frac{4}{6} \cdot \log_2 \frac{4}{6} - \frac{2}{6} \cdot \log_2 \frac{2}{6} \approx 0,89;$$

$$H(\text{Неудовлетворительно}) = -0 \cdot \log_2 0 - \frac{4}{4} \cdot \log_2 \frac{4}{4} \approx 0.$$

Энтропия отдельных состояний системы будет равна нулю в том случае, когда вероятности нахождения в этих состояниях будут равны единице, т. е. если мы точно знаем причину нахождения исследуемой системы в этом состоянии. Например, в результате грубой посадки летательного аппарата произошло разрушение стойки основной опоры шасси и требуется замена стойки для восстановления исправного состояния летательного аппарата. Но неопределенность перехода в исправное состояние может быть увеличена отсутствием информации о наличии стойки опоры шасси на складе, либо возможностью ее получения от изготовителя:

$$H(\text{Оценка событий}) = -\frac{4}{14} \cdot 0,811 + \frac{6}{14} \cdot 0,89 + \frac{4}{14} + 0 \cdot \frac{4}{14} = 0,613.$$

Такое значение считается довольно высоким, т. е. у нас высокий уровень энтропии или уровень неопределенности. В этом случае для устойчивого функционирования авиационной системы необходимо не только уменьшить энтропию системы, но и при помо-

щи дополнительной информации просчитать информационный выигрыш:

$$H(X,Y) = H(Y) - H(X|Y). \quad (1)$$

Необходимо вычесть энтропию Y от X из энтропии Y , чтобы вычислить уменьшение неопределенности относительно Y при условии наличия информации X об Y . Чем сильнее уменьшается неопределенность, тем больше информации может быть получено из Y об X . К возможным совместным событиям (X,Y) следует отнести состояния «Выше нормы» и «Недопоставки запасных частей», «Выше нормы» и «Выявленные отказы». Для нашего случая знание о причинах нахождения системы в состоянии «Неудовлетворительно» (см. таблицу 1) позволит разработать корректирующие мероприятия и уменьшить количество БАС в состоянии «Выше нормы» и таким образом снизить простои авиационной техники на ПТО. Такой дополнительной информацией может быть статистика отказов воздушного судна (ВС) и его функциональных систем (для своевременной поставки запасных частей и материалов), отложенные отказы по перечню минимального оборудования и др.

Информационный выигрыш в соответствии с (1):

$$H(X) - H(X|Y) = 1 - 0,613 = 0,387.$$

Обладая дополнительной информацией о состоянии системы (время поставки запасных частей для ПТО, техническое состояние ВС) возможно уменьшение количества ВС в состоянии «Выше нормы». В этом случае удастся снизить неопределенность наблюдаемой системы:

$$H(\text{Неудовлетворительно}) = -\frac{1}{4} \cdot \log_2 \frac{1}{4} - \frac{3}{4} \cdot \log_2 \frac{3}{4} = 0,811,$$

$$H(\text{Оценка событий}) = \frac{4}{14} \cdot 0,811 + \frac{6}{14} \cdot 0,89 + \frac{4}{14} + 0,811 \cdot \frac{4}{14} = 0,223.$$

Знание оценки исходов событий «Состояния исходов выполнения ПТО БАС» позволило уменьшить неопределенность целевой переменной «Оценка событий». Особенность этого подхода заключается в сложности оценки исходов событий для целевой переменной. Признак должен быть значимым, давать большой «вес» в информации о целевой переменной. Именно по этой причине при использовании средства поддержки принятия решений «дерево решений» используют энтропию и относительную энтропию. Они определяют, по какому признаку разбивать узлы на ветви, чтобы с каждым следующим разбиением приближаться к целевой переменной, а также понять, когда построение дерева нужно завершить.

Результаты и их обсуждение

Проведенные исследования показали, что подходы на основе теории информации и информационной энтропии в вопросах обеспечения и поддержания летной годности авиационной техники (АТ)

и БАС, в частности, не нашли широкого применения [18]. Вместе с тем, следует отметить, математический аппарат для определения вероятностей P_i , пребывания системы в состояниях x_i для $i = 1, \dots, n$ достаточно хорошо проработан и широко применяется в научных исследованиях по поддержанию летной годности АТ [19, 20].

Таким образом, рассчитав вероятности пребывания системы в состояниях x_i , возможен расчет информационной энтропии и информационного выигрыша энтропии для разработки управляющих воздействий.

Заключение

Авторы в данной работе проанализировали существующие виды энтропии, их взаимосвязь и различия и предложили подходы к определению состоя-

ния авиационных систем в процессе обеспечения и поддержания летной годности БАС на основе теории информации. Для оценки влияния различных факторов (безотказность, своевременность поставки запасных частей и материалов, риски при сертификации, квалификация персонала и др.) на информационную энтропию необходимо проведение дополнительных исследований.

По результатам исследования предложен подход к анализу процедур периодического ТО БАС на основе информационной энтропии. Показано, что знание элементов неопределенности исследуемой системы, разработать управляющие воздействия в процессах обеспечения и поддержания летной годности БАС на основе полумарковских процессов и информационной энтропии.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Яглом, А. М. Вероятность и информация / А. М. Яглом, И. М. Яглом. – Изд. 5-е, стереотипное. – М.: КомКнига, 2007. – 512 с.
2. Шеннон, К. Э. Работы по теории информации и кибернетике / К. Э. Шеннон. – Москва : Изд-во иностранной литературы, 1963. – 829 с.
3. Колмогоров, А. Н. Теория информации и теория алгоритмов / А. Н. Колмогоров. – Москва : Наука, 1987. – 304 с.
4. Кочетков, А. В. О различных смыслах понятия «энтропия» / А. В. Кочетков, П. В. Федотов // Интернет-журнал Науковедение. – 2015. – Т. 7, № 6(31). – С. 115.
5. Второе начало термодинамики [Текст]: [Сборник работ] / Сади Карно [и др.]. – Москва ; Ленинград : Государственное технико-теоретическое издательство, 1934. – 311 с.
6. Больцман, Л. Избранные труды / Л. Больцман. – Москва : Наука, 1984. – 590 с.
7. ГОСТ 33707 – 2016 (ISO/IEC 2382:2015). Информационные технологии. Словарь. Москва : Стандартинформ, 2017. – 206 с.
8. ГОСТ Р 57700.3 – 2017. Численное моделирование динамических рабочих процессов в социотехнических системах. Термины и определения. Москва : Стандартинформ, 2018. – 16 с.
9. Математика XX века. Взгляд из Петербурга : [сборник статей] / В. М. Бабич [и др.]. – Москва : Изд-во МЦНМО, 2010. – 184 с.
10. Хинчин, А. Я. Понятие энтропии в теории вероятностей / А. Я. Хинчин // УМН. – 1953. – Т. VIII, вып. 3(55). – С. 3–20.
11. Гельфанд, И. М. Количество информации и энтропия для непрерывных распределений / И. М. Гельфанд, А. Н. Колмогоров, А. М. Яглом // Труды III Всесоюз. мат. съезда (1956). – Москва : Изд-во АН СССР, 1958. – Т. 3. – С. 300–320.
12. ГОСТ 33707 – 2016 (ISO/IEC 2382:2015). Информационные технологии. Словарь. Москва : Стандартинформ, 2016. – 200 с.
13. ГОСТ Р МЭК 80000-13 – 2016. Государственная система обеспечения единства измерений. Величины и единицы. Часть 13. Информатика и информационные технологии. Москва : Стандартинформ, 2019. – 23 с.
14. ГОСТ Р МЭК 60027-3 – 2016. Государственная система обеспечения единства измерений. Обозначения буквенные, применяемые в электротехнике. Часть 3. Логарифмические и относительные величины и единицы измерений. Москва : Стандартинформ, 2017. – 12 с.
15. ISO/IEC 2382-16:1996. Information technology – Vocabulary. Part 16: Information theory, 1996. – 19 p.
16. Rokach L., Data mining with decision trees: theory and applications / Rokach L., Maimon O. - World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., 2008. – 263 p.
17. Коваленко, О. С. Обзор проблем и перспектив анализа данных / О. С. Коваленко // Информатика, вычислительная техника и инженерное образование. – 2010. – № 2. – С. 16–31.
18. Машошин, О. Ф. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей с использованием информационного потенциала контролируемых параметров: автореф. дис.-ра техн. наук / О. Ф. Машошин. – Москва, 2005. – 32 с.
19. Самуленков, Ю. И. Построение имитационной математической модели системы технического обслуживания воздушных судов / Ю. И. Самуленков, Я. А. Филатова, А. Д. Грузд // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2021. – Т. 24, № 4. – С. 38–49.
20. Самуленков, Ю. И. Моделирование системы управления безопасностью полетов Организаций разработчиков и изготовителей авиационной техники / Ю. И. Самуленков, Д. В. Богомолов, И. С. Тоиров // Авиационный вестник. – 2023. – № 9. – С. 53–58.

REFERENCES

1. Yaglom A.M. Veroyatnost' i informatsiya [Probability and information]. 5th ed., stereotyped, Moscow, KomKniga, 2007, 512 p. (in Russian).
2. Shannon K. E. Raboty po teorii informatsii i kibernetike [Works on Information Theory and Cybernetics]. Moscow, Izd-vo inostrannoy literatury, 1963, 829 p. (in Russian).
3. Kolmogorov A.N. Teoriya informatsii i teoriya algoritmov [Information Theory and Theory of Algorithms]. Moscow, Nauka, 1987, 304 p. (in Russian).
4. Kochetkov A.V., Fedotov P.V. O razlichnykh smyslakh ponyatiya "entropiya" [On the various meanings of the concept of «entropy»], Internet journal Naukovedenie, 2015, Vol. 7, no. 6(31), 115 p. (in Russian).
5. Sadi Carnot. Vtoroye nachalo termodinamiki [The Second Law of Thermodynamics]. Moscow-Leningrad, Gosudarstvennoye tekhniko-teoreticheskoye izdatel'stvo, 1934, 312 p. (in Russian).
6. Boltzmann L. Izbrannyye trudy [Selected Works]. Moscow, Nauka, 1984, 590 p. (in Russian).
7. GOST 33707 – 2016 (ISO/IEC 2382:2015). Information technology. Dictionary. Moscow, Standartinform, 2017, 206 p. (in Russian)
8. GOST R 57700.3 – 2017. Numerical modeling of dynamic work processes in socio-technical systems. Terms and definitions. Moscow, Standartinform, 2018, 16 p. (in Russian).
9. Babich V.M. Matematika XX veka. Vzglyad iz Peterburga : sbornik statey [Mathematics of the 20th century. A view from St. Petersburg : collection of articles]. Moscow, Izd-vo MTSNMO, 2010, 184 p. (in Russian).
10. Khinchin A. Ya. Ponyatiye entropii v teorii veroyatnostey [The concept of entropy in probability theory]. UMN, 1953, Vol. VIII, issue 3(55), pp. 3-20. (in Russian).
11. Gelfand I.M., Kolmogorov A.N., Yaglom A.M. Kolichestvo informatsii i entropiya dlya nepreryvnykh raspredeleniy [Quantity of information and entropy for continuous distributions]. Trudy III Vsesoyuzn. mat. s'yezda, 1956 [Proceedings of the III All-Union. Mat. Congress, 1956]. Moscow, Izd-vo AN SSSR, 1958, Vol. 3, pp. 300–320. (in Russian).
12. GOST 33707 – 2016 (ISO/IEC 2382:2015). Information technology. Dictionary. Moscow, Standartinform, 2016, 200 p. (in Russian)
13. GOST R IEC 80000-13 – 2016. State system for ensuring the uniformity of measurements. Quantities and units. Part 13 Computer science and information technology. Moscow, Standartinform, 2016, 23 p. (in Russian)
14. GOST R IEC 60027-3 – 2016. State system for ensuring the uniformity of measurements. Letter symbols used in electrical engineering. Part 3. Logarithmic and relative quantities and units of measurement. Moscow, Standartinform, 2017, 12 p. (in Russian)
15. ISO /IEC 2382-16:1996. Information technology – Vocabulary. Part 16: Information theory, 1996, 19 p.
16. Rokach L., Maimon O. Data mining with decision trees: theory and applications. World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd, 2008, 263 p.
17. Kovalenko O. S. Obzor problem i perspektiv analiza dannykh [Review of problems and prospective data analysis]. Informatika, vychislitel'naya tekhnika i inzhenernoye obrazovaniye, 2010, No. 2, pp. 16-31. (in Russian)
18. Mashoshin O.F. Diagnostika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley s ispol'zovaniyem informatsionnogo potentsiala kontroliruyemykh parametrov avtoref. dis. d-ra tekhn. nauk [Diagnostics of aircraft gas turbine engines using the information potential of controlled parameters. Abstract of a dissertation for the degree of Doctor of Technical Sciences]. Moscow, 2005. 32 p. (in Russian).
19. Samulenkov Yu. I., Filatova Ya. A., Gruzd A. D. Postroyeniye imitatsionnoy matematicheskoy modeli sistemy tekhnicheskogo obsluzhivaniya vozdushnykh sudov [Construction of a simulation mathematical model of the aircraft maintenance system]. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, 2021, Vol. 24, No. 4, pp. 38–49. (in Russian).
20. Samulenkov Yu.I., Bogomolov D.V., Toirov I.S. Modelirovaniye sistemy upravleniya bezopasnost'yu poletov Organizatsiy razrabotchikov i izgotoviteley aviatsionnoy tekhniki [Modeling of the flight safety management system of organizations developing and manufacturing aviation equipment]. Aviatsionnyy vestnik, 2023, No. 9, pp. 53-58. (in Russian).

Статья поступила в редакцию

15.10.2024

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА ТРАНСПОРТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

METHOD OF FORMING THE DESIGN OF A TRANSPORT UNMANNED AERIAL VEHICLE

Лузан Михаил Михайлович – начальник конструкторского бюро открытого акционерного общества «Минский завод гражданской авиации № 407», Республика Беларусь
aviario79@mail.ru

Mikhail Luzan – Head of the Design Bureau of the Minsk Civil Aviation Plant no. 407, Republic of Belarus
aviario79@mail.ru

Ласковнев Александр Петрович – академик НАН Беларуси, главный научный сотрудник государственного научного учреждения «Физико-технический институт Национальной академии наук Беларуси», Республика Беларусь

Alexander Laskovnev – Academician of the National Academy of Sciences of Belarus, Chief Researcher at the State Scientific Institution Physical-Technical Institute of the National Academy of Sciences of Belarus, Republic of Belarus

Аннотация: в статье рассмотрен подход к формированию облика летательного аппарата, основывающийся на рассмотрении его в качестве сложной технической системы. Проанализированы I и II уровни такой системы применительно к беспилотным летательным аппаратам. В результате проведенного анализа показано, что наиболее перспективной представляется интегральная схема беспилотного летательного аппарата. Применение кольцевого замкнутого крыла позволяет достичь снижения индуктивного сопротивления, а размещение ротора в кольце позволяет получить прирост тяги, что обеспечит улучшение аэродинамических характеристик летательного аппарата. Проведенные весовые и аэродинамические расчеты, численное моделирование обтекания предлагаемого профиля беспилотного летательного аппарата показали возможность набора высоты и горизонтального полета аппарата.

Ключевые слова: методика формирования облика летательного аппарата, транспортный беспилотный летательный аппарат, сложная техническая система, несущая поверхность, численное моделирование.

Abstract: the article considers an approach to the formation of the aircraft appearance based on its consideration as a complex technical system. I and II levels of such a system are analyzed in relation to unmanned aerial vehicles. As a result of the analysis, it is shown that the integrated circuit of the unmanned aerial vehicles seems to be the most promising. The use of an annular closed wing allows to achieve a decrease in induced resistance, and the placement of the rotor in the ring allows to obtain an increase in thrust, which will improve the aerodynamic characteristics of the aircraft. The weight and aerodynamic calculations, numerical modeling of the flow around the proposed unmanned aerial vehicles profile showed the possibility of gaining altitude and horizontal flight of the device.

Keywords: methodology for forming the appearance of an aircraft, transport unmanned aerial vehicle, complex technical system, bearing surface, numerical modeling.

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) благодаря возможности решения широкого круга задач как военного, так и гражданского назначения, приобретают все большее значение, особенно при доставке грузов различного характера [1–3].

Формирование облика летательного аппарата (ЛА) является начальным и важнейшим этапом проектирования, учитывающим самые разные требования, предъявляемые к изделию. Существуют методики формирования облика ЛА на этапе внешнего и внутреннего проектирования в условиях неопределенности исходных данных, которые позволяют учитывать организационные, производственные, финансовые риски [4–10]. Имеются и методики, основывающиеся на использовании систем автоматизированного проектирования при формировании облика воздушных судов (ВС) [4]. В работе [10] представлена методика, которая на на-

чальных этапах проектирования учитывает требования летно-технических характеристик (ЛТХ) авиационного комплекса (АК) с определенной вероятностью. Все имеющиеся методики основываются на классическом подходе, одним из первых этапов которого является определение типа создаваемого аппарата или АК. В то же время анализ характеристик разрабатываемых БЛА показывает, что имеется потребность в заполнении разрыва между вертолетами и самолетами, который мог бы занять ЛА нового типа. При формировании облика такого БЛА нужны новые подходы, определяющие в первую очередь аэродинамическую схему БЛА.

На наш взгляд оптимальным является рассмотрение БЛА как сложной технической системы (СТС), включающей следующие уровни сложности:

– I уровень – беспилотная авиационная система (БАС) в целом;

– II уровень – ЛА с определенной несущей поверхностью;

- III уровень — силовая установка с определенным механизмом управления;

- IV уровень — полезная нагрузка;

- V уровень — элементы, формирующие БАС.

Данные уровни СТС взаимосвязаны и определяют друг друга, поэтому оптимизацию БЛА целесообразно осуществлять по ним основываясь на принципе последовательных приближений.

Настоящая работа посвящена определению подходов к формированию облика БЛА в соответствии с I и II уровнями СТС.

I уровень. Назначение беспилотной авиационной системы

В первом приближении назначение БАС будет определять его составные части, формируемые на других уровнях СТС.

Одной из приоритетных задач, решаемых с помощью БЛА, является доставка грузов [1]. По оценкам специалистов БАС могут заменить традиционные способы доставки (автомобильный, железнодорожный, авиационный транспорт) в сфере грузоперевозок для доставки в районы с чрезвычайными ситуациями средств спасения и гуманитарной помощи, для оперативной доставки жизненно необходимых препаратов, продуктов и товаров широкого потребления из магазинов, почты, для документов. Перспективным считается применение БЛА и для перевозки пассажиров как в пределах городов, так и между городами и ближайшими аэропортами, что позволит сократить время на преодоление необходимого расстояния, избежать сложных дорожных ситуаций, а также будет экономически выгодным [2].

В этой связи разработке подходов к проектированию грузовых и пассажирских БЛА, экономическому обоснованию их создания и использования, моделированию систем управления посвящено множество работ. В работе [3] представлена оценка рыночной ниши для транспортных БЛА в структуре авиаперевозок и обоснована целесообразность вывода на рынок модели БЛА с полезной нагрузкой 500 кг. Прогнозные характеристики транспортных БЛА показывают ожидаемую грузоподъемность по полезной нагрузке от 125 килограммов в 2020 году до тонны в 2030 году с постоянным увеличением дальности от полутора до 6000 километров [7]. В работе [4] предложена методика определения рациональных проектных параметров БЛА, использующих энергию солнечного излучения. Значительный объем работ посвящен и решению проблемы управления БЛА в воздушном пространстве, общем с пилотируемыми воздушными судами [5].

Тем не менее, основным вопросом, решение которого требуется на этапе предварительного проектирования БЛА, является разработка подходов к формированию его облика. На современном уровне развития авиационной системы создание БЛА с большой грузоподъемностью чаще всего идет по пути оптимизации пилотируемых ВС [6]. Для создания перспективных многофункциональных БЛА целесообразно решить важную научно-практическую проблему совершенствования методологии создания облика (оптимизации набора тактико-технических характеристик) грузовых и грузопассажирских БЛА с грузоподъемностью 500 кг и более на основе совокупности методов, моделей и алгоритмов разработки, учитывающих эффективность, надежность и технологичность такого БЛА [7].

II уровень. Несущая поверхность тороидального беспилотного летательного аппарата

Оптимальную несущую поверхность БЛА определим на основе анализа современных научных достижений.

Из множества БЛА можно выделить пять групп, отличающихся типом несущей поверхности, обеспечивающей создание подъемной (несущей) или управляющей сил аэродинамической природы: БЛА самолетного типа, БЛА с гибким крылом, БЛА вертолетного типа, БЛА с машущим крылом, БЛА аэростатического типа.

В БЛА самолетного типа, имеющих жесткое крыло, подъемная сила создается аэродинамическим способом за счет напора воздуха, набегающего на неподвижное крыло. Аппараты такого типа отличаются высокой скоростью, большой длительностью и максимальной высотой полета [8]. В то же время для них требуется взлетно-посадочная полоса (ВПП), для некоторых типов при взлете используют стартовые катапульты, аппараты легкого класса могут запускаться «с руки». При посадке может применяться ВПП, парашют или специальные уловители (тросы, сетки, растяжки). Очевидно, что взлеты и посадки БЛА самолетного типа — процесс достаточно трудоемкий и затратный, требующий наличия специальных вспомогательных средств (ВПП, устройств запуска и посадки), поэтому разработчики новой техники все чаще обращаются к нетрадиционным схемам самолетных БЛА, позволяющим создать безаэродромные БАС. Речь идет, прежде всего, о самолетах вертикального взлета и посадки (СВВП). На сегодняшний день существует много разновидностей аппаратов вертикального взлета и посадки (ВВП) [11]. Многие из них являются гибридами самолетов и вертолетов. Те же СВВП, которые в большей степени присущи свойства самолета, чем вертолета, обычно имеют в качестве движителя реактивный двигатель, импеллер или небольшие по размеру пропеллеры. Самое сложное для СВВП — это переход с вертикальной фазы полета на горизонтальную и обратно. Особой разновидностью СВВП являются кольцевые аппараты — летательные аппараты с крылом, имеющим правильную кольцевую форму, внутренняя полость которого обдувается воздушной струей, отбрасываемой двумя соосными винтами противоположного вращения, расположенными на входе в крыло. В наши дни кольцевые аппараты получили новое развитие в виде БЛА. Кольцевое замкнутое крыло имеет свои преимущества: нет срыва потока по краям, допускаются очень большие углы атаки, большая маневренность, большая прочность и меньшая масса крыла, хорошее соотношение массы полезной нагрузки к общей массе аппарата [12].

Еще одним типом аппарата самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой являются БЛА с жестким зонтообразным крылом, основанным на эффекте Коанды. Хотя эти аппараты мало похожи на самолеты, по принципу полета они больше всего соответствуют этой классификационной группе. Летательный аппарат на эффекте Коанды устроен довольно просто: над зонтообразной поверхностью установлен вентилятор или реактивный двигатель, создающий поток воздуха, выходящий через узкую щель и настигающий криволинейную поверхность. Дальность распространения настигающей струи увеличивается приблизительно в 1,2 раза по сравнению со стесненной струей (т. е. струей, ограниченной со всех сторон, как в трубе). Таким образом, струя, которая настигается на поверхность, имеет большую даль-

нобойность при остальных одинаковых условиях, чем струя ненастилающая [13]. Такой аппарат имеет преимущество при использовании по сравнению с обычными вертолетами в городских условиях, лесистой и горной местности, где велика вероятность повреждения несущего винта вертолета. У предлагаемого аппарата небольшие столкновения с препятствиями не могут нарушить его работу. Однако при массе полезной нагрузки в 500 кг собственная масса аппарата достигает 1500 кг.

БЛА с гибким крылом — это дешевые и экономичные ЛА аэродинамического типа, в которых в качестве несущего крыла используется гибкая конструкция из ткани, эластичного полимерного материала или упругого композитного материала, обладающего свойством обратимой деформации. В этом классе БЛА можно выделить беспилотные моторизованные парапланы, дельтапланы и БЛА с упруго деформируемым крылом. Недостатком таких БЛА является трудность управления ими, так как навигационные датчики не имеют жесткой связи с крылом. Ограничение на их применение оказывает также очевидная зависимость от погодных условий.

БЛА с упругодеформируемым крылом, выполняемым из композитного материала с большой степенью упругости, позволяет сворачивать крыло без опасения потерять его форму. Такое крыло хорошо противостоит соударениям с землей и препятствиями, не имеет элеронов, поэтому управление осуществляется с помощью небольших аэродинамических рулей в хвостовой части. БЛА с упругодеформируемым крылом имеет небольшую массу, радиус действия и время полета.

В БЛА вертолетного типа подъемная сила также создается аэродинамически, но не за счет крыльев, а за счет вращающихся лопастей несущего винта (винтов). Крылья либо отсутствуют вовсе, либо играют вспомогательную роль. Очевидными преимуществами БЛА вертолетного типа являются способность зависания в точке и высокая маневренность, поэтому их часто используют в качестве воздушных роботов. Существует множество схем построения аппаратов вертолетного типа [14].

Одновинтовая схема характеризуется простотой конструкции и системы управления, но имеет такие недостатки, как большие габариты за счет хвостовой балки и потери мощности на привод рулевого винта (до 10 % от мощности двигателя), уязвимость и опасность повреждения рулевого винта при полете у земли.

Двухвинтовая соосная схема имеет два несущих винта, расположенных на одной оси, с противоположным направлением вращения, за счет чего компенсируются реактивные моменты. Плоскости вращения винтов удалены друг от друга для предотвращения схлестывания лопастей нижнего и верхнего винтов на всех режимах полета. Достоинством схемы являются малые габариты. Недостатки схемы: сложная система трансмиссии и управления, недостаточная путевая устойчивость на авторотации.

Усовершенствованная двухвинтовая соосная схема имеет два несущих винта, установленных по бокам фюзеляжа на консолях крыла или фермах. Реактивные моменты уравниваются противоположным направлением вращения винтов, которые могут иметь перекрытие при количестве лопастей менее четырех. Достоинства схемы: аэродинамическая симметрия схемы; небольшие индуктивные потери на режиме горизонтального полета, что повышает экономичность и дальность полета; относительно высокая грузоподъемность. Недостатки схемы: сложность конструкции системы

управления и трансмиссии, необходимость синхронизации вращения винтов, дополнительная масса и лобовое сопротивление фермы, поддерживающей крыло.

Очень часто в беспилотных вертолетах, построенных по двухвинтовой поперечной схеме, используют не открытые винты, а винты, защищенные кольцевым кожухом, или импеллеры, что увеличивает эффективность винтов и делает более безопасными полеты в условиях возможных столкновений с препятствиями.

Для увеличения скорости полета летательных аппаратов вертолетной схемы используют крылья и дополнительные тянущие двигатели. Подъемная сила на режиме вертикального полета создается несущим винтом, а на режиме горизонтального полета — крылом с дополнительным тянущим (или толкающим) винтом. Несущих винтов у винтокрыла может быть два. Возможны также варианты с несущими винтами, выполненными по соосной схеме.

Винтокрыл, обладая несущим винтом, может производить вертикальный взлет и посадку, как вертолет. В полете наличие крыла и дополнительных движителей, как у самолета, позволяет ему развивать достаточно большую скорость по сравнению с аналогичным вертолетом, что является основным преимуществом. В горизонтальном полете несущий винт винтокрыла работает в режиме авторотации (или очень близким к нему) как у автожира. Недостатком является сложность конструкции.

Автожиры и конвертопланы представляют собой гибридные винтокрылые аппараты, которые имеют некоторые признаки как вертолетов, так и самолетов [15]. Как и вертолету, автожиру несущий винт необходим для создания подъемной силы. Он создает виртуальную дисковую поверхность, при набегании на которую встречного потока воздуха и возникает подъемная сила. Здесь существенно, что в полете этот винт наклонен назад, против потока — подобно фиксированному крылу с положительным углом атаки (в отличие от вертолета). Горизонтальную скорость автожиру обеспечивает тянущий или толкающий маршевый винт (пропеллер) [15, 16].

Таким образом, оптимальным с точки зрения несущей поверхности, обеспечивающей минимальный вес аппарата, вертикальный взлет и посадку, надежный горизонтальный полет, представляется БЛА вертолетного типа с винтами, вращающимися в противоположном по отношению друг к другу направлении и расположенными соосно. Примером такой компоновки является аппарат [17], в котором соосные несущие винты вертолета имеют различный диаметр, при этом нижний винт имеет диаметр в 1,8–2,2 раза меньший и обороты в 1,8–2,2 раза большие, чем верхний винт. Такая схема компоновки позволяет компенсировать реактивный момент от вращения винта. Конструкция имеет меньшие габариты по сравнению с традиционной компоновкой. Наблюдается большее влияние эффекта «воздушной подушки» за счет увеличения индуктивной скорости отбрасывания. Недостатком такой конструкции являются значительные концевые потери, вследствие чего снижается КПД. Для повышения эффективности работы воздушных и гребных винтов целесообразно размещать винт в кольцевом обтекателе.

Выполненный анализ литературных источников показал, что при определении оптимальной несущей поверхности тороидального беспилотного летательного

аппарата (ТБЛА) целесообразно руководствоваться следующими положениями:

- схема компоновки винтов, вращающихся в противоположном по отношению друг к другу направлениям и расположенных соосно, позволяет компенсировать реактивный момент от вращения винта, обеспечивает меньшие габариты конструкции по сравнению с традиционной компоновкой;

- применение обтекателя позволяет увеличить КПД до 20 % по сравнению с винтом без обтекателя. Повышение достигается за счет снижения концевых потерь, а также увеличения скорости протекания воздуха через диск винта.

- кольцевое замкнутое крыло имеет такие преимущества, как отсутствие срыва потока по краям, большие углы атаки, большая маневренность, большая прочность и меньшая масса крыла, хорошее соотношение массы полезной нагрузки к общей массе аппарата.

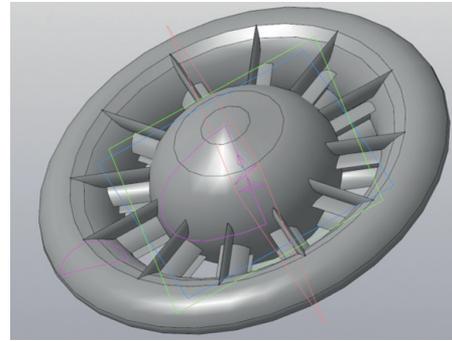
Результаты компьютерного моделирования несущей поверхности ТБЛА с учетом названных положений представлены на рисунке 1.

Цифровая модель наружных отводов с размещением груза в центральной части аппарата представлена на рисунке 1, а. Результат оптимизации геометрии БЛА с размещением груза в кольцевом пространстве аппарата показан на рисунке 1, б. Такой ЛА является промежуточным между летательным аппаратом вертолетной и самолетной схем, при этом вся его наружная поверхность является несущей. Для облегчения конструкции нижнюю часть аппарата предлагается выполнить перфорированной (с.м. рисунок 1, в).

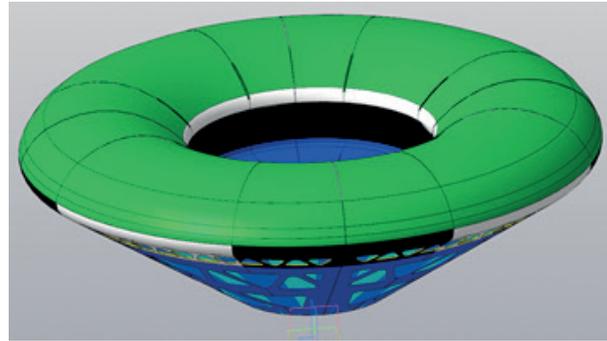
В представленном ЛА интегральной схемы ротор отбрасывает воздух вдоль канала, при этом он не встречает препятствий в виде фюзеляжа, что позволяет эффективнее использовать мощность силовой установки для создания подъемной силы.

С целью определения облика самолета, в том числе крыла, необходимо проанализировать различные факторы, определяющие размерность самолета и крыла, что всегда является связанной многоитерационной задачей (требующей увязки с формой и размерами остальных частей самолета) с определением облика летательного аппарата.

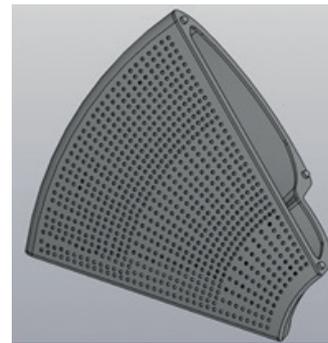
Необходимая мощность силовой установки рассматриваемого БЛА, энергетически обеспечивающей подъем и перемещение груза, будет состоять из мощности, потребной для выполнения горизонтального полета, и мощности, потребной для выполнения взлета и посадки. Как показано в [18], при превышении скорости крейсерского полета над вертикальной скоростью в три раза, выбор мощности силовой установки VTOL можно принять $N = 69,09$ л. с. Относительные массы частей БЛА (таблица 1) принимаем на основании данных ста-



а



б



в

Рисунок 1 — Результаты моделирования планера ТБЛА VTOL-LAU600:

- а — цифровая модель наружных отводов с размещением груза в центральной части;
- б — оптимизация геометрии БЛА с размещением груза в кольцевом пространстве;
- в — компонент части планера ТБЛА

тистики [19]. Полученные данные будем использовать в весовом расчете первого приближения.

Для определения параметров крыла (C_y, C_x, m_z) необходимо задать параметры профиля. На практике ориентируются на аэродинамические профили прототипов, выбирая профиль по скорости крейсерского полета для транспортных ЛА и руководствуясь соображениями прочности, технологичности и экономичности изготовления крыла. Более тонкое крыло позволяет получить высокую скорость полета, но требует применения при проектировании высокопрочных материалов. Более толстое крыло обеспечивает полет

Таблица 1 — Определение массы элементов конструкции

Элементы конструкции	Соотношение относительно взлетного веса	Масса, кг
Вес крыла	17 % × 2 от взлетной массы	170
Вес фюзеляжа	15 % от взлетной массы	75
Вес шасси (посадочного элемента)	(7–8) % от взлетной массы	35
Вес оперения	4 % от взлетной массы	20
Вес управления	2 % от взлетной массы	10

на меньшей скорости и позволяет использовать недорогие конструкционные материалы.

В качестве примера возьмем профиль NASA 2210, который хорошо себя зарекомендовал на нескоростных самолетах ($M < 0,2$) [20]. Зная взлетный вес самолета и требуемую скорость сваливания, определяем требуемую площадь крыла $S_{кр}$ и тягу (силу сопротивления) X для обеспечения горизонтального полета по формулам

$$S_{кр} = 2 \cdot G_{взл} / G_{у\max} \cdot \rho \cdot V_{св}^2, \quad (1)$$

где $G_{взл}$ – взлетный вес аппарата ($G_{взл} = 500$ кг);

$C_{у\max}$ – максимальный коэффициент подъемной силы ($C_{у\max} = 1,15$);

$V_{св}$ – скорость полета ($V_{св} = 33,3$ м/с);

$$X = C_x \left(\rho \cdot V_{св}^2 / 2 \right) \cdot S_{кр}, \quad (2)$$

где C_x – коэффициент подъемной силы крыла ($C_x = 1,05$);

ρ – плотность воздуха, на высоте 300 м над уровнем моря $\rho = 1,19$ кг/м³, на высоте 0 м над уровнем моря $\rho = 1,225$ кг/м³.

Полученные результаты представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Площадь крыла и сила сопротивления в зависимости от угла атаки

Угол атаки, °	Площадь крыла $S_{кр}$, м ²	Сила сопротивления X , Н
2	28,3400	250,00
4	18,4200	243,06
16	7,4266	561,54

Исходя из расчетов для горизонтального полета проектируемого ЛА на высоте 300 м над уровнем моря требуется сила тяги не менее 562 Н.

Опираясь на данные статистики, принимаем удлинение крыла $L_{кр} = 6,67$.

Находим силу, которая будет действовать на крыло на земле:

$$Y = C_y \cdot \left(\rho \cdot V^2 / 2 \right) \cdot S_{кр}. \quad (3)$$

$$Y = 1,05 \cdot (1,19 \cdot 1108,88 / 2) \cdot 7,42 = 5291,61 \text{ Н.}$$

$$Y = 539,4 \text{ кгс } (5291,61 \text{ Н}) > 500 \text{ кг } (4905 \text{ Н}).$$

Выражаем значение размаха крыла и определяем значение длины средней аэродинамической хорды (САХ) крыла самолета:

$$L^2 / S = \lambda, \quad (4)$$

где L – размах крыла;

S – площадь крыла;

λ – удлинение крыла.

Получим

$$L = \sqrt[3]{\lambda S};$$

$$L = \sqrt[3]{6,67 \cdot 7,42} = \sqrt[3]{49,4914} = 7,035 \text{ м};$$

Длина средней аэродинамической хорды вычисляется по формуле

$$b_{сак} = S / L.$$

$$b_{сак} = 7,4266 / 7,035 = 1,0557 \text{ м.}$$

Следовательно, горизонтальный полет ЛА (с крылом $L = 7,035$ м, $b_{сак} = 1,056$ м, $S = 7,4266$ м², со взлетным весом $G = 500$ кг) возможен, имеется избыток подъемной силы 8 %, который может быть израсходован на набор высоты БЛА.

Используем полученные выше значения площади и удлинения самолета с прямым крылом, для определения параметров кольцевого крыла, эквивалентного по площади прямому крылу.

Определим параметры кольцевого крыла – его хорду $b_{сак\ к}$ из известной площади S и удлинения λ и определенных значений размаха L прямого крыла и САХ (рисунок 2):

$$L = 2\pi R_{вн}, \quad (5)$$

где L – размах прямого крыла;

$R_{вн}$ – внутренний радиус тороидальной оболочки кольцевого крыла;

$$S = \pi(R_{н}^2 - R_{вн}^2), \quad (6)$$

где $R_{н}$ – наружный радиус тороидальной оболочки кольцевого крыла;

$$b_{сак\ к} = R_{н} - R_{вн}. \quad (7)$$

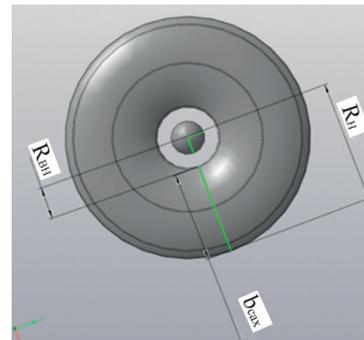


Рисунок 2 – Параметры кольцевого крыла:

$b_{сак}$ – длина САХ; $R_{н}$ – наружный радиус;

$R_{вн}$ – внутренний радиус

Определим значения $R_{н}$, $R_{вн}$, $b_{сак}$ для кольцевого крыла.

Из выражения (5) следует, что внутренний радиус тороидальной оболочки кольцевого крыла составит

$$R_{вн} = 7,035 / 2\pi = 0,69913 \text{ м.}$$

Примем $R_{вн} = 0,7$ м.

Из выражения (7) следует, что наружный радиус тороидальной оболочки кольцевого крыла составит

$$R_{н} = R_{вн} + b_{сак} = 0,7 + 1,056 = 1,756 \text{ м,}$$

размах крыла

$$L = D = 2R_{н} = 3,512 \text{ м.}$$

Следовательно, площадь кольцевого крыла на 9 % больше, чем площадь прямого, при той же хорде и в два раза меньшем размахе:

$$S = \pi(R_{н}^2 - R_{вн}^2) = 8,1437 \text{ м}^2.$$

Таким образом, при примерно одинаковой площади крыла, можно достичь уменьшения размаха на кольцевом крыле, при условии обеспечения подъемной силы, не ниже, чем на прямом крыле.

В последнее время активизировался интерес к интегральным схемам летательных аппаратов, в том числе с применением винто-кольцевых движителей (ВКД) [21].

Аэродинамика прямого, треугольного и стреловидного крыла в достаточной степени изучена в диапазоне дозвуковых и сверхзвуковых скоростей, что дало возможность успешно проектировать и создавать летательные аппараты различного назначения. Применение в конструкции перспективных летательных аппаратов ВКД, работающих в условиях не только осевого, но и косоуго обдува ставит задачу теоретических (численных) аэродинамических исследований и экспериментального изучения тороидальных оболочек в условиях стационарного и нестационарного обтекания.

Для анализа возможных углов заклинивания крыла БЛА и определения оптимальных, проведем численное моделирование обтекания дозвуковым потоком воздуха ограниченного участка крыла БЛА (рисунок 3).

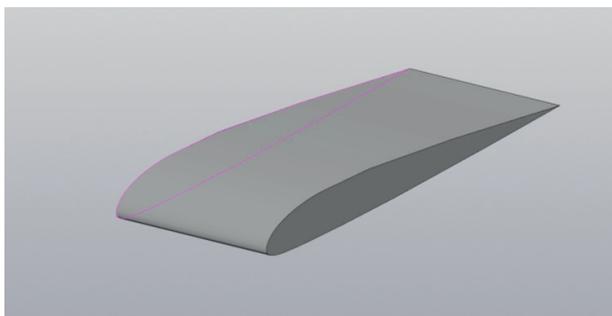


Рисунок 3 — Модель ограниченного участка крыла БЛА, профиль P11

Моделирование течения газа осуществлялось в среде ПО ANSYS FLUENT (2017-б/140). Рассматривалось движение газа в области участка крыла в стандартных условиях при скорости течения газа 22,7 м/с. Полученные значения аэродинамических сил и моментов

(таблица 3), указывают на значения углов заклинивания для участка крыла БЛА, соответствующие точкам экстремума качества.

Далее в среде ПО ANSYS FLUENT выполнено численное моделирование обтекания воздушным потоком как центрального тела БЛА, так и всего аппарата (рисунки 4 – 6).

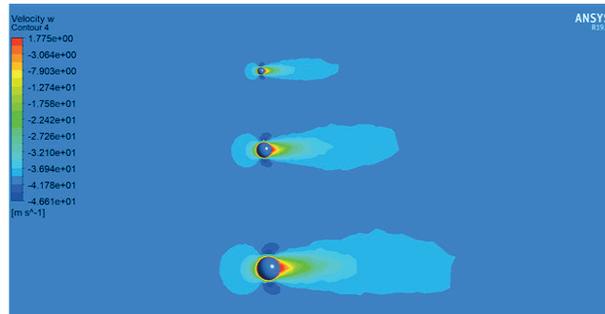


Рисунок 4 — Обтекание центрального тела БЛА. Распределение скорости воздушного потока

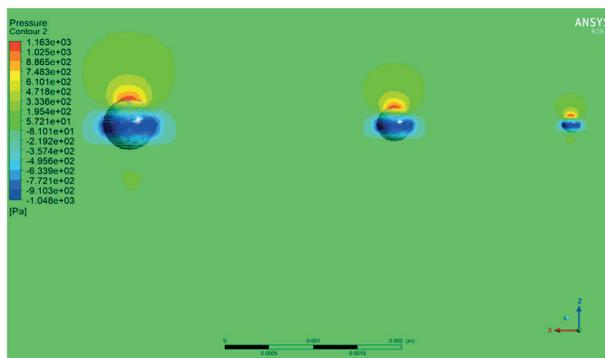


Рисунок 5 — Обтекание центрального тела БЛА. Распределение давления воздушного потока

Полученные результаты численного моделирования обтекания разработанной твердотельной модели тороидальной оболочки ЛА свидетельствуют о теоретической возможности использования тороидальных оболочек,

Таблица 3 — Результаты расчета аэродинамических характеристик крыла в зависимости от угла атаки

Угол атаки, °	F_x , Н	F_y , Н	F_z , Н	M_x , Нм	M_y , Нм	M_z , Нм
0	24,7526	-0,024650	5,02567	2,51645	5,039250	-12,3396
1	33,9559	0,007601	5,47588	2,74209	4,373880	-16,9886
2	43,4106	0,000162	6,17920	3,09025	3,747830	-21,7019
3	52,5464	0,000472	6,96149	3,48628	3,060790	-26,2724
4	61,7998	0,013220	8,00679	4,00271	2,424880	-30,8913
5	71,5846	-0,007080	9,26399	4,62950	1,871570	-35,7919
6	81,0252	0,053315	10,66700	5,32702	1,196480	-40,5162
7	90,7636	0,034771	12,35660	6,17220	0,722565	-45,3679
8	100,5890	-0,009670	14,26530	7,13791	0,153927	-50,3114
9	110,7920	-0,049280	16,37250	8,17684	-0,317530	-55,3731
10	120,9560	-0,027270	18,70330	9,36989	-0,829500	-60,5158
11	131,1680	-0,038240	21,30910	10,65400	-1,226590	-65,5873
12	141,8850	-0,018740	24,15570	12,10620	-1,575380	-70,9844
14	163,0750	0,024781	30,57810	15,28110	-2,272460	-81,4522
15	173,6950	-0,025060	34,28930	17,09760	-2,471000	-86,7879
16	184,4920	-0,032090	38,03140	19,01480	-2,768830	-92,2467
17	195,1300	-0,053980	42,15410	21,03530	-2,922540	-97,4781

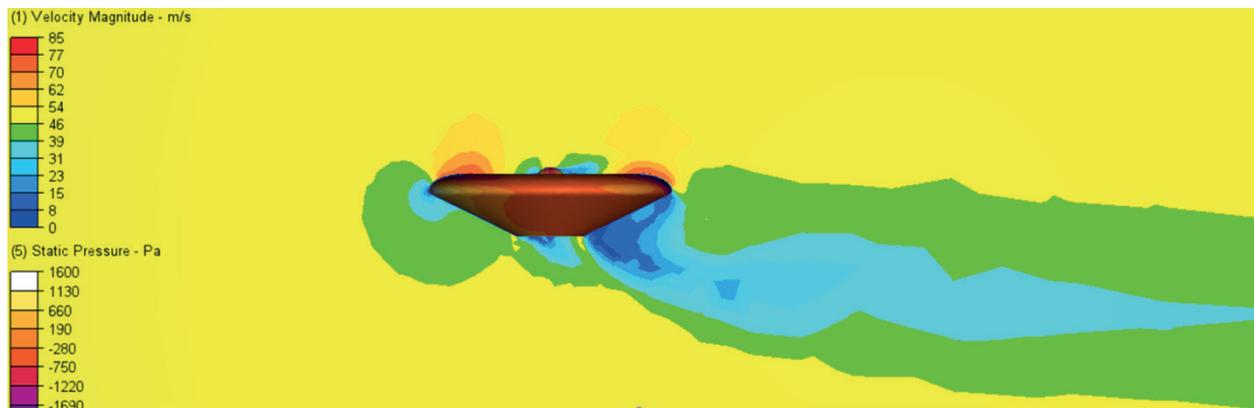


Рисунок 6 — Распределение скорости и давления воздушного потока при обтекании корпуса БЛА

образованных аэродинамическим профилем, для создания ЛА интегральной схемы (монокоптеров), однако требуются экспериментальные исследования.

Подготовка и постановка аэродинамического эксперимента по определению аэродинамических коэффициентов модели являются завершающими этапами (блоками алгоритма) многоитерационного процесса разработки интегрального БЛА.

Заключение

В настоящей работе проведен анализ существующих схем БЛА. С точки зрения положений теории сложных систем сформулирован подход к формированию интегрального БЛА, несущей поверхностью которого явля-

ется тороидальная оболочка, образованная вращением аэродинамического профиля вокруг оси на минимальном радиусе $R_{\text{вн}}$. Угол заклинивания определяется на основании результатов моделирования. Анализ результатов численного моделирования обтекания стационарным потоком разработанной в ПО «Компас Аскон» твердотельной модели тороидальной оболочки БЛА в ПО ANSYS FLUENT свидетельствует о теоретической возможности использования тороидальных оболочек, образованных аэродинамическим профилем, для создания летательных аппаратов интегральной схемы (монокоптеров). Для перехода к новому циклу проектирования БЛА вертикального взлета и посадки требуются экспериментальные исследования его модели для определения аэродинамических характеристик.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- Бублик, Н. Д. Анализ возможностей и практики использования беспилотных транспортных систем в региональных авиационных грузоперевозках / Н. Д. Бублик, Д. В. Чувилин, Г. А. Шафиков // Вестник евразийской науки. – 2018. – Т. 10. – № 2. – С. 1–11.
- Состояние и тенденции развития рынка беспилотных авиационных систем в мире и России, июль 2022. – 72 с. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.csr.ru/upload/iblock/bb5/kwstg7xx10x3qdt4yyiowl7letsmt04.pdf>. – Дата доступа: 12.02.2024.
- Салахутдинов, И. Т. Экономическое обоснование оптимального решения проблемы выбора создания транспортного беспилотного летательного аппарата на различных стадиях жизненного цикла / И. Т. Салахутдинов // Инновации и инвестиции. – 2021. – № 2. – С. 100–106.
- Самойловский, А. А. Разработка научно-методического обеспечения процесса формирования облика на этапе предварительного проектирования беспилотных летательных аппаратов, использующих для полета солнечную энергию : автореф. дисс. на соиск. уч. степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02. – Москва, 2015. – 24 с.
- Токарев, Ю. П. Методы управления беспилотными летательными аппаратами в общем воздушном пространстве с использованием полетной информации при автоматическом зависимом наблюдении. – автореф. дисс. ... канд. техн. наук: 05.22.13. – СПб., 2011. – 24 с.
- Беспилотная авиационная система COMBO [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://uvr.aero/ru/what-we-do-ru/combo-ru>. – Дата доступа: 22.03.2023.
- Нгуен, Тхань Лонг. К проблеме формирования облика перспективных беспилотных летательных аппаратов / Тхань Лонг Нгуен, Н. А. Кузин, Н. К. Юрков // Надежность и качество сложных систем. – 2022. – № 1. – С. 55–66.
- Скопец, Г. М. Основные положения методологии группового проектирования унифицированных летательных аппаратов / Г. М. Скопец, В. Д. Степанов // Вооружение и экономика. – 2012. – № 1 (17). – С. 30–38.
- Барковский, В. И. Методология формирования технического облика экспортно ориентированных авиационных комплексов / В. И. Барковский, Г. М. Скопец, В. Д. Степанов. – М.: Физматлит, 2008. – 244 с.
- Лаушин, Д. А. Методика формирования облика самолета с учетом вероятности достижения заданных летно-технических характеристик: автореф. дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.02. – Москва: МАИ, 2021. – 24 с.
- Ружицкий, Е. И. Европейские самолеты вертикального взлета: Современная авиация [Электронный ресурс] / Е. И. Ружицкий. – М.: ООО «Издательство Астрель», 2000. – Режим доступа: <https://coollib.cc/b/135972/read>. – Дата доступа: 22.05.2024.
- Скоренко, Т. Окольцованный самолет: кольцеплан. Популярная механика. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.popmech.ru/article/6825-okoltsovannyiy-samolet>. – Дата доступа: 22.05.2024.
- Ганич, Г. А. Эффект Коанда при выдуве струй из прямоугольных сопел под углом к плоской поверхности / Г. А. Ганич, Н. А. Гушина, Ю. Г. Жулев // Ученые записки ЦАГИ. – 1994. – Т. 25, № 3–4. – С. 121–125.
- Богданов, Ю. С. Конструкция вертолетов / Ю. С. Богданов, Р. А. Михеев, Д. Д. Скулков. – М.: Машиностроение, 1990. – 272 с.
- Братухин, И. П. Автожиры. Теория и расчет // И. П. Братухин. – Москва; Ленинград: Госмашметиздат, 1934. – 109 с.
- Жабров, А. А. Автожир и вертолет // А. А. Жабров. – 2-е изд. – Москва: ЦОС ОАВИАХИМа СССР, 1939. – 180 с.
- Соосные несущие винты: пат. RU 2496681 / И. П. Шевченко. – Опубл. 27.10.2013.
- Лузан, М. М. К вопросу определения геометрических параметров аварийно-спасательного беспилотного летательного аппарата / М. М. Лузан // Актуальные проблемы и перспективы развития авиации: сборник материалов III международной научно-практической конференции БГАА / под ред. О. М. Борздовой, Е. А. Телушенко, Минск, 22–23 мая 2019 г. – Минск, 2019. – С. 120–125.
- Проектирование винто-кольцевого движителя беспилотного воздушного судна: учебное пособие / П. В. Булат и др. – М.: Спутник+, 2022. – Ч. 1. – 104 с.
- Справочник Авиационных Профилей [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://kipla.kai.ru/liter/Spravochnik_avia_profilley.pdf. – Дата доступа: 16.01.2024.
- Летающий автомобиль BELL NEXUS на выставке CES 2019 в Лас-Вегасе. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://bastechnology.ru/letajushij-avtomobil-bell-nexus-na-vystavke-ces-2019-v-las-vegase>. – Дата доступа: 22.07.2024.

REFERENCES

1. Bublik N.D., Chuvin D.V., Shafikov G.A. Analiz vozmozhnostej i praktiki ispol'zovanija bespilotnyh transportnyh sistem v regional'nyh aviacionnyh gruzoperevozkah [Analysis of the Possibilities and Practice of Using Unmanned Transport Systems in Regional Air Cargo Transportation]. Vestnik evrazijskoj nauki, 2018, vol.10, no. 2, pp. 1-11.
2. Sostojanie i tendencii razvitiya rynka bespilotnyh aviacionnyh sistem v mire i Rossii, ijul' 2022 [The State and Development Trends of the Unmanned Aircraft Systems Market in the World and Russia, July 2022]. Issledovano v Rossii, 2022, 72 p., available at: <https://www.csr.ru/upload/iblock/bb5/kwsro7xx10x3qdt4yyiow17letsunt04.pdf>. (accessed 12.02.2024).
3. Salahutdinov I.T. Jekonomicheskoe obosnovanie optimal'nogo reshenija problemy vybora sozdaniya transportnogo bespilotnogo letatel'nogo apparata na razlichnyh stadijah zhiznennogo cikla [Economic justification of the optimal solution to the problem of choosing the creation of an unmanned transport aerial vehicle at various stages of the life cycle]. Innovacii i investicii, 2021, no. 2, pp. 100-106.
4. Samojlovskij A.A. Razrabotka nauchno-metodicheskogo obespechenija processa formirovanija oblika na jetape predvaritel'nogo proektirovanija bespilotnyh letatel'nyh apparatov, ispol'zujushih dlja poleta solnechnuju jenergiju [Development of scientific and methodological support for the process of forming the appearance at the preliminary design stage of unmanned aerial vehicles using solar energy for flight]. Abstract of Ph. D. thesis. Moscow, 2015, 24 p.
5. Tokarev Ju.P. Metody upravlenija bespilotnymi letatel'nymi apparatami v obshhem vozdušnom prostranstve s ispol'zovaniem poletnoj informacii pri avtomaticheskom zavisimom nabljudenii [Methods of controlling unmanned aerial vehicles in a common airspace using flight information during automatic dependent surveillance]. Abstract of Ph. D. thesis. Saint Petersburg, 2011, 24 p.
6. Unmanned aircraft system COMBO, available at: <https://uvr.aero/ru/what-we-do-ru/combo-ru/> (accessed 22.03.2023).
7. Nguen Than' Long, Kuzin N. A., Jurkov N. K. K probleme formirovanija oblika perspektivnyh bespilotnyh letatel'nyh apparatov [On the problem of forming the appearance of promising unmanned aerial vehicles]. Nadezhnost' i kachestvo slozhnyh sistem, 2022, no. 1, pp. 55-66.
8. Skopec G.M., Stepanov V.D. Osnovnye položenija metodologii gruppovogo proektirovanija unificirovannyh letatel'nyh apparatov [Basic provisions of the methodology of group design of unified aircraft]. Vooruzhenie i jekonomika, 2012, no. 1 (17), pp. 30-38.
9. Barkovskij V.I., Skopec G.M., Stepanov V.D. Metodologija formirovanija tehničeskogo oblika jeksportno orientirovannyh aviacionnyh kompleksov [Methodology for forming the technical appearance of export-oriented aviation complexes]. Moscow: Fizmatlit, 2008, 244 p.
10. Laushin D. A. Metodika formirovanija oblika samoleta s uchetom verojatnosti dostizhenija zadannyh letno-tehničeskijh harakteristik [Methodology for forming the appearance of an aircraft taking into account the probability of achieving specified flight performance characteristics]. Abstract of Ph. D. thesis. Moscow, MAI, 2021, 24 p.
11. Ruzhickij E.I. Evropejskie samolety vertikal'nogo vzleta: Sovremennaja aviacija [European vertical takeoff aircraft: Modern aviation]. Moscow, Izdatel'stvo Astrel, 2000, available at: <https://coollib.cc/b/135972/read> (accessed 22.05.2024).
12. Skorenko T. Okol'covannyj samolet: kol'ceplan: Populjarnaja mehanika [Ringed aircraft: ring plane: Popular Mechanics], available at: <http://www.popmech.ru/article/6825-okoltsovannyj-samolet> (accessed 22.05.2024).
13. Ganich G.A., Gushhina N.A., Zhulev Ju.G. Jeffekt Koanda pri vydve struj iz prjamougol'nyh sopl pod uglom k ploskoj poverhnosti [Coanda effect when blowing jets from rectangular nozzles at an angle to a flat surface]. TsAGI Science Journal, 1994, vol. 25, no. 3-4, pp. 121-125.
14. Bogdanov Ju.S., Miheev P.A., Skulkov D.D. Konstrukcija vertoletov [Helicopter design], Moscow, Mashinostroenie, 1990, 272 p.
15. Bratuhin I.P. Avtozhiry. Teorija i raschjot [Autogyros. Theory and calculation], Moscow, Leningrad, Gosmashmetizdat, 1934, 109 p.
16. Zhabrov A.A. Avtozhir i gelikopter [Autogyro and helicopter], Moscow, 2nd ed. Central'nyj sovet Obshhestva sodejstvija oborone, aviacionnomu i himicheskomu stroitel'stvu SSSR, 1939, 180 p.
17. Shevchenko I.P. Soosnye nesushhije vinty [Coaxial rotors]. Patent Rossijskaia Federatsija no. 2496681 (2013).
18. Luzan M.M., Borzdova O.M., Telushhenko E.A. K voprosu opredelenija geometricheskijh parametrov avarijno-spasatel'nogo bespilotnogo letatel'nogo apparata [On the issue of determining the geometric parameters of an emergency rescue unmanned aerial vehicle]. Aktual'nye problemy i perspektivy razvitiya aviacii. Sbornik materialov III Mezhdunarodnoj nauchno-praktičeskoj konferencii. Minsk, Belarusian State Academy of Aviation, 2019, pp. 230-232.
19. Bulat P.V., Dudnikov S.Ju., Kuznecov P.N., Kurnuhin A.A. Proektirovanie vinto-kol'cevogo dvizhitelja bespilotnogo vozdušnogo sudna. Chast' I [Design of a propeller-ring propulsion system for an unmanned aerial vehicle. Part I: Tutorial], Moscow, Izdatel'stvo "Sputnik", 2022, 104 p.
20. Spravochnik Aviacionnyh Profilej [Directory of Aviation Profiles], available at: https://kipla.kai.ru/liter/Spravochnik_avia_profilej.pdf (accessed 16.01.2024).
21. Letajushhij avtomobil' BELL NEXUS na vystavke CES 2019 v Las-Vegase [Flying car BELL NEXUS at the CES 2019 exhibition in Las Vegas], available at: <https://bastechology.ru/letajushhij-avtomobil-bell-nexus-na-vystavke-ces-2019-v-las-vegase/> (accessed 22.07.2024).

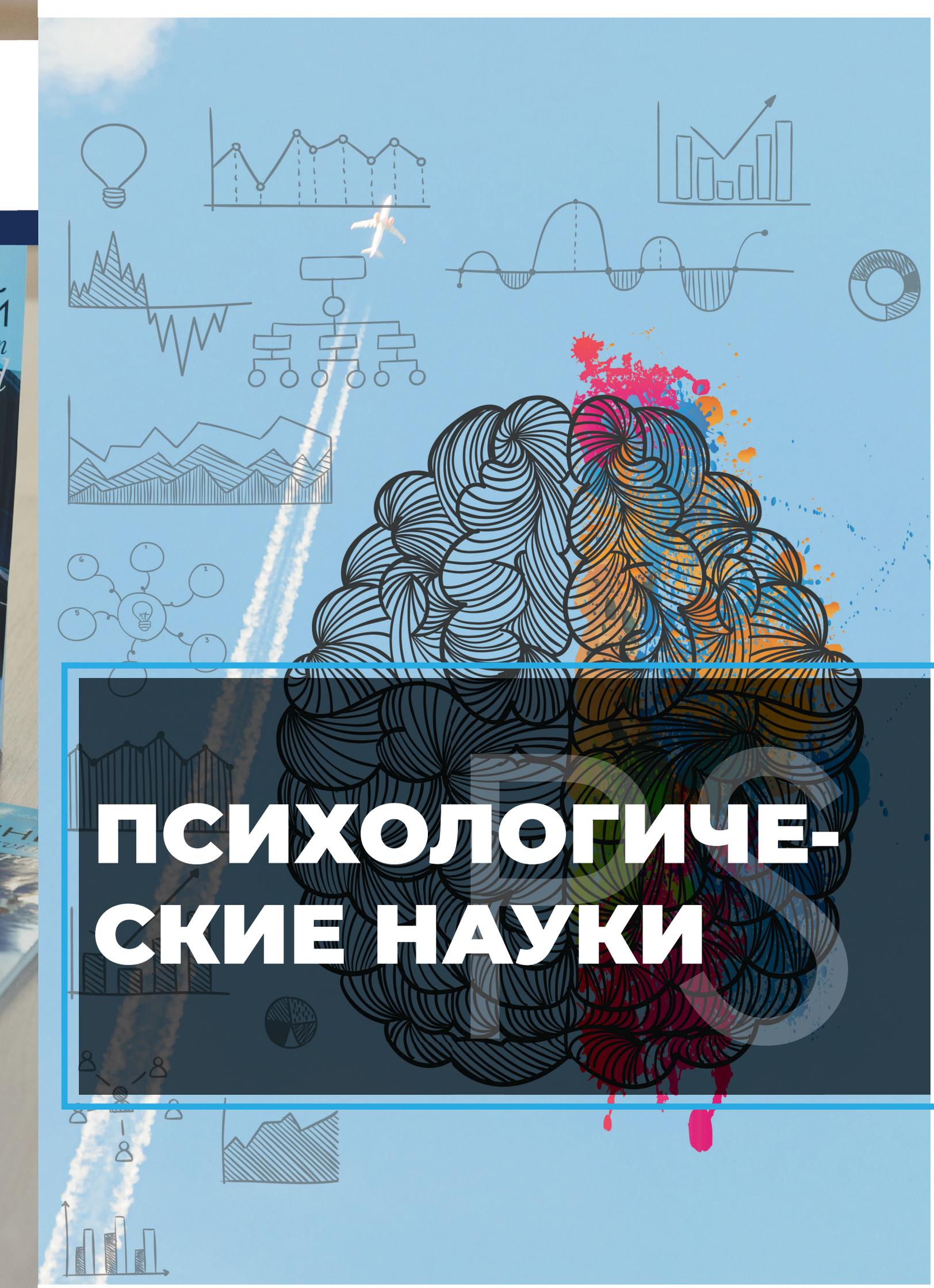
*Статья поступила в редакцию
28.06.2024*

Уважаемые авторы, приглашаем к публикации!



Какие преимущества дает публикация в научно-практическом журнале «Авиационный вестник»?

- Допуск к защите диссертации;
- публикация в издании, зарегистрированном ВАК Республики Беларусь;
- повышение рейтинга в академическом и научном сообществах;
- возможность участия в научных дискуссиях с профессионалами;
- создание положительного имиджа исследователя;
- возможность продвинуться вверх по карьерной лестнице.



ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ НАУКИ

ВОЗДЕЙСТВИЕ СТРЕССОВЫХ СИТУАЦИЙ НА КАЧЕСТВО РАБОТЫ ПЕРСОНАЛА В АВИАЦИОННЫХ ОРГАНИЗАЦИЯХ

IMPACT OF STRESS SITUATIONS ON THE QUALITY OF PERSONNEL WORK IN AVIATION ORGANIZATIONS

Машарский Захар Владимирович – кандидат психологических наук, декан факультета гражданской авиации учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
dism@mail.ru

Zakhar Masharsky – Candidate of Psychological Sciences, Dean of the Faculty of Civil Aviation of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
dism@mail.ru

Козлова Ольга Григорьевна – магистр психологии, педагог-психолог учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь

Olga Kozlova – Master of Psychology, Teacher Psychologist of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus

Козловская Ульяна Александровна – курсант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь

Ulyana Kozlovskaya – Cadet of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus

Аннотация: в процессе жизнедеятельности индивид ощущает все нарастающее эмоциональное и психическое напряжение из-за постоянно возникающих трудностей в жизни. Окружение, противоречия, межличностные конфликты достигают порой драматической остроты. Отсутствие нормальных условий для труда и отдыха или их низкое качество создают благоприятную среду для различных стрессовых ситуаций. Так как авиационная отрасль является отраслью, в которой наиболее важным является внутреннее состояние персонала, одной из главных задач руководства авиационных организаций является предоставление своим работникам возможности получить общедоступную и квалифицированную психологическую помощь, для того чтобы не допустить возникновения стрессовых ситуаций и снизить социальную напряженность в процессе работы. **Ключевые слова:** стресс, стресс-фактор, тренинг, релаксация, организационный климат, авиационная организация.

Abstract: in the process of life, an individual experiences ever-increasing emotional and mental stress due to constantly emerging difficulties in life. The environment, contradictions, interpersonal conflicts sometimes reach dramatic intensity. The absence of normal conditions for work and rest or their low quality create a favorable environment for various stressful situations. Since the aviation industry is an industry in which the internal state of the personnel is most important, one of the main tasks of the management of aviation organizations is to provide their employees with the opportunity to receive generally available and qualified psychological assistance in order to prevent the occurrence of stressful situations and reduce social tension in the work process.

Keywords: stress, stress factor, training, relaxation, organizational climate, aviation organization.

Введение

На современном этапе человеческий капитал стал одним из основных направлений в экономике труда, к качеству которого возрастает все большее внимание. Человеческий капитал — это симбиоз опыта и образования, который был сформирован на этапе теоретического обучения и приобретения практических навыков. Важной составляющей человеческого капитала является здоровье индивида, включающее в себя психофизическое здоровье, физическое здоровье и психическое здоровье. Наряду с рассмотрением современных проблем гигиены и охраны труда, травматизма на данный момент также одно из ключевых мест занимают вопросы профессионального стресса. Исследование профессионального стресса необходимо рассматривать совместно с исследованиями причин его

возникновения, источниками, стрессогенными факторами.

Гражданская авиация, являясь одной из главных сфер экономической жизнедеятельности, также подвержена проявлению стрессовых ситуаций в процессе осуществления своих функций на любом из видов деятельности. На персонал в области гражданской авиации возложена большая ответственность, что также сказывается на проявлении стресса в тот или иной момент. В данной отрасли любая незначительная ошибка может привести к катастрофе.

Стресс — явление, которое встречается достаточно часто. Но руководство того или иного предприятия должно обладать навыками по устранению данного фактора, что повлияет на более эффективную работу сотрудников. Стресс может оказывать большое влияние на работу персонала в авиационных организациях.

В данной статье рассматриваются причины возникновения стрессовых ситуаций, их последствий и способы, устранить которые помогут данные явления.

Основная часть

Есть четыре главные причины, по которым руководству авиационных организаций необходимо учитывать стресс и его влияние:

«1. Авиационные организации несут социальную ответственность за обеспечение хорошего качества жизни на работе.

2. Чрезмерный стресс приводит к болезням.

3. Стресс может привести к неспособности выполнять рабочие обязанности.

4. Чрезмерный стресс может снизить производительность авиационного персонала и, таким образом, привести к снижению эффективности работы авиационной организации. Система управления стрессом в современной организации включает два уровня: организационный (управление стрессом на организационном уровне) и психологический (управление стрессом на индивидуальном уровне)» [1].

Н. Е. Водопьянова в своих исследованиях определила алгоритм, помогающий снизить воздействие стрессовых ситуаций: устранение или снижение факторов организационного и профессионального стресса в следующем порядке:

«1. Анализ факторов, вызывающих стресс у сотрудников авиационных организаций, выполняющих разные виды работ: выявление стрессовых видов работы (непосредственно стрессовых), тяжелых условий труда.

2. Выявление должностей и видов профессиональной деятельности, характеризующихся высокой стрессогенностью.

3. Выявление важных (ведущих) факторов авиационных организаций, которые можно изменить для снижения уровня трудового стресса сотрудников.

4. Выявление тех организационных условий, которые в определенный момент времени не могут быть изменены быстро или для изменения потребуются длительное время, например, «гуманизация» организационной культуры.

5. На основе анализа разработка проекта организационных изменений как постоянного решения выявленных организационных проблем, вызывающих стресс на работе.

6. Реализация проекта организационных изменений и мониторинг изменения уровня организационного стресса среди сотрудников. Понимание негативных последствий чрезмерного стресса должно привести к психологическому улучшению у руководителей и, прежде всего, в службе управления персоналом, где все события в жизни организации сталкиваются со «стресс-мониторингом», основная задача которого – выявление возможных негативных последствий и разработка способов их предотвращения, уменьшения или уменьшения воздействия стрессоров» [3].

Стоит отметить, что результаты предыдущего анализа напрямую воздействуют на тип и содержание организационных изменений. Взяв за основу написанные за последние пятнадцать лет работы, касающиеся управления стрессовыми ситуациями, исследователи в данной области выявили ряд методов и приемов, которые влияют на уменьшение воздействия стресса на рабочем месте.

А. Елкин и П. Рош разработали «классификацию мер, направленных на снижение воздействия стрессовых факторов:

- реорганизация уровней власти;
- большая вовлеченность сотрудников в принятие важных решений;

- изменение должностных ролей;

- более справедливая система распределения вознаграждений;

- обеспечение дополнительной поддержки, включая более конструктивную обратную связь по результатам работы;

- поощрение самостоятельности на работе, введение гибкого графика;

- перепланирование физической рабочей среды;

- изменение рабочих заданий» [5].

К. Купер и Дж. Маршалл определяет самые важные векторы в управлении стрессом в авиационной организации:

- изменения в психологической, социальной и организационной среде непосредственно на работе;

- предоставление большей независимости персоналу;

- формирование «моста» между работой и личной жизнью (семьей), непосредственное участие супругов управленцев в процесс принятия решений, которые касаются непосредственно работы и личной жизни мужа (например, переезд и т. д.);

- повышение квалификации (в той части, которая касается определения личностной ролевой позиции и повышение эффективности межличностных взаимодействий);

- формирование благополучной социально-психологической атмосферы на предприятии.

К главным способам организационного управления стрессовыми ситуациями можно отнести:

1. Формирование благоприятной организационной атмосферы. В момент, когда появляется стресс, организационная атмосфера может снизить воздействие стресса и поменять негативную реакцию на позитивную. Трудная профессиональная ситуация, связанная с деятельностью авиационной организации, может сплотить ее и увеличить творческий потенциал. Благоприятная организационная атмосфера помимо профилактики стрессовых ситуаций оказывает эффективный восстанавливающий и расслабляющий эффект.

2. Проектирование деятельности – снижение риска изоляции и конфликтов, упорядоченность ролевых функций и наряду с этим предоставление персоналу большей самостоятельности в данной структуре для выполнения своих служебных функций.

3. Стандарты и цели деятельности. Постановка приемлемых и достижимых целей, которые позволяли бы при полной занятости не ощущать чрезмерной нагрузки.

4. Увеличение ответственности персонала за конкретные результаты своей деятельности. Данный метод работает в том случае, если его применять с аспектами, которые определяют функциональные обязанности и нагрузку во время рабочей деятельности, чтобы не допускать излишней загруженности или расслабленности, связанной с недостаточным наличием занятости. Сотрудники, имеющие возможность самостоятельно принимать ключевые решения, например, какую конкретно деятельность и каким способом делать в процессе трудовой деятельности, могут в большей степени снизить негативные последствия стресса.

5. Рольное функционирование. Когда принимаются необходимые меры по обеспеченности сотрудников работой, которая соответствует их способностям и навыкам.

6. Движение по карьерной лестнице — разработка плана карьеры для каждого сотрудника на основании их навыков и компетенций, отслеживание карьерной истории и корректировка с учетом несвоевременного или излишнего продвижения по карьерной лестнице.

7. Профессиональная, личная и социальная помощь — это меры для поддержки сотрудников. Работы в данном направлении доказывают, что социальная поддержка может снизить отрицательные последствия стрессовых ситуаций. Одну из главных ролей в социальной поддержке играют сплоченные группы работников и непосредственные управленцы. Они становятся главной преградой между дестабилизационным состоянием и индивидом.

8. Консультирование, представляющее собой один из способов для сотрудников авиационной организации проговорить и попробовать решить свои трудности с сотрудниками отдела кадров или работниками по охране труда. Еще есть вариант участвовать в специально разработанных алгоритмах поддержки работников.

9. Организационное поведение, которое является примером для сотрудников, главным образом в моментах рассеянности, депрессий и большой загруженности. Положительные примеры организационного поведения помогают работникам справиться со стрессами. Начальники определяют одну из главных ролей, когда показывают положительные примеры организационного поведения, являющиеся образцом для подчиненных сотрудников, и могут мотивировать на позитивную деятельность.

10. Парадигма сохранения баланса между работой и повседневной жизнью, направленная на то, что берется во внимание напряженность, которую ощущают работники, сочетающие семейные обязанности с ответственностью на работе. Эта парадигма состоит из предоставления таким сотрудникам выходных вне графика работы.

11. Управление нагрузками, состоящее из рассмотрения графика работы, используя временную характеристику и предложения восполнения сил после напряженной работы. Как вариант, возможность заниматься спортом и другими вариантами активного отдыха не только помогает физическому здоровью работников, но и ведет к увеличению их стрессоустойчивости.

12. Обучение руководителей анализу работы, методам консультирования и способам снижения стресса как у себя, так и у подчиненных является важным компонентом управления стрессом на рабочем месте.

13. Создание специальных комнат для психологической разгрузки. Данные комнаты позволяют сотрудникам находить релаксацию в благоприятной обстановке, что способствует улучшению общего психологического состояния и снижению уровня стресса.

14. Проведение внутренних корпоративных мероприятий, которые направлены на повышение привлекательности труда в авиационной организации и увеличение удовлетворенности персонала трудовой деятельностью [5].

Методы управления стрессовыми ситуациями состоят из таких составляющих, как психодиагностика, аудит, профилактические мероприятия и социально-психологическая коррекция для предотвращения проявления организационных стрессов и профессионального выгорания.

Профилактика в первую очередь способствует устранению источников стрессовых ситуаций как внешних, так и внутренних. Важно прибегнуть к помощи психолога для овладения методами анализа ситуаций, их оценки такого анализа и расширения поведенческого репертуара. Умение регулировать свои состояния — ключ к повышенной работоспособности и восстановлению ресурсов. Применение психопрофилактических методов и формирование адаптивных стратегий позволяет укрепить устойчивость к стрессу.

Диагностика направлена на выявление факторов стресса, измерение его уровня и выявление лиц, страдающих выгоранием. Специалисты стресс-менеджмента разрабатывают методы и формы диагностики, включая шкалы оценки стресса, симптомы усталости или невротические расстройства, предрасположенность к выгоранию и другие аспекты.

Организационный аудит стресса проводится для оценки уровня стресса в авиационной организации. Используются различные индикаторы, включая определение источников стресса, модели поведения, степень контроля над работой, стратегии преодоления стресса, состояние здоровья и удовлетворенность работой сотрудников.

«Психологическая коррекция стресса направлена на исправление дисбаланса в стратегиях преодоления стресса. Это включает специализированные методы разрешения кризисных ситуаций, изменение опасных поведенческих шаблонов и восстановление личностных качеств.

Диагностика направлена на выявление стресс-факторов, измерение уровня стресса и выявление людей, которые переживают выгорание. Проводить ее должны специалисты с соответствующей квалификацией» [6].

Исследователи в области стресс-менеджмента говорят, что при проведении диагностики нужно сделать следующее:

- определить сотрудников людей, наиболее склонных к профессиональному выгоранию;
- сделать критерии оценки профессиональных и жизненных стрессов;
- выявить структурные подразделения или конкретные должности, которые наиболее подвержены риску выгорания и стрессовым ситуациям;
- сделать анализ симптомов стрессовых ситуаций у управленческого звена и персонала, подверженного постоянному влиянию факторов стресса;
- сформировать методики выявления характеристик постоянной усталости и расстройств, обусловленных неврозами, вызванными профессиональными ситуациями.

«Аудит организационного стресса предполагает регулярную оценку уровня стресса в различных подразделениях и в целом в авиационной организации. Для проведения аудита специалисты по стресс-менеджменту часто используют индикатор профессионального стресса (OSI), который включает в себя шесть взаимосвязанных вопросников, направленных на:

- 1) выявление источников давления (стресса);
- 2) изучение общих моделей поведения сотрудников;
- 3) оценку степени контроля над работой;
- 4) анализ стратегий преодоления стрессов, существующих в авиационной организации;
- 5) оценку здоровья сотрудников;
- 6) изучение уровня удовлетворенности работой.

Психокоррекция стресса связана с восстановлением баланса стратегий преодоления профессионального

напряжения. Этот процесс предполагает использование специализированных методов управления кризисными ситуациями, ликвидацию опасных поведенческих сценариев и восстановление деформированных личностных характеристик» [7].

На основе результатов, полученных при проведении психодиагностики, формируется стратегическая программа стресс-менеджмента и профилактики выгорания персонала. Программа, направленная на снижение стресса, может состоять из следующих элементов:

1. Организационные мероприятия по противодействию стрессовым ситуациям.

2. Организационные мероприятия, направленные на профилактику стрессовых ситуаций.

Эти элементы включают в себя различные компоненты, каждый из которых направлен на достижение определенной цели и предполагает ряд мероприятий, таких как тренинги, деловые игры, психологические методики и т. д. Все они призваны способствовать формированию эффективного поведения в условиях профессионального напряжения.

Антистрессовая тренинговая программа может быть одним из элементов корпоративного обучения. Цель данной программы — обучение персонала умениям релаксации и саморегуляции. Наилучший эффект от такой программы получается, когда она встроена в непрерывный план обучения персонала в авиационной организации.

Для руководящего персонала авиационной организации наиболее успешным инструментом управления стрессом является коучинг руководства — индивидуальное сопровождение, наставничество, персональное обучение. Роль коуча-консультанта состоит в том, чтобы помочь руководителю определить плюсы и минусы управленческих решений, которые он принимает самостоятельно, взять за основу эффективные стратегии опыта в прошлом и не использовать неэффективные стратегии в конкретной стрессовой ситуации.

Заключение

Управление стрессовым состоянием в авиационной организации можно рассматривать как системную работу, направленную на взаимодействие основных этапов деятельности по снижению влияния стрессовых ситуаций на работу авиационного персонала, предупреждение стресса, смягчение и преодоление факторов напряжения на основе постоянного мониторинга стресса, разработку и реализацию программ, направленных на снижение стресса.

Исследование воздействия стрессовых ситуаций на качество работы персонала в авиационных организациях является важным аспектом обеспечения безопасности полетов и авиационной безопасности, а также эффективной деятельности авиакомпаний.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Армстронг, М. Практика управления человеческими ресурсами / М. Армстронг. – М.: Высшая школа, 2014. – 250 с.
2. Белова, О. Стресс-менеджмент / О. Белова // Кадровик. Кадровый менеджмент. – 2019. – № 2. – С. 25–30.
3. Водопьянова, Н. Е. Синдром выгорания: Диагностика и профилактика / Н. Е. Водопьянова, Е. С. Старченкова. – СПб.: Питер, 2018. – 180 с.
4. Гудимов, В. Стресс-менеджмент, или как преодолеть постоянное напряжение / В. Гудимов // Кадровое дело. – 2019. – № 5. – С. 3–7.
5. Джуэлл, Л. Индустриально организационная психология / Л. Джуэлл. – СПб.: Издательство «Лань», 2021. – 320 с.
6. Купер К. Л. Источники стресса «белых воротничков» / К. Л. Купер, Дж. Маршалл. – М.: Прогресс, 2016. – 120 с.
7. Леонова, А. Стресс-менеджмент технология управления стрессом в профессиональной деятельности. / А. Леонова // Управление персоналом. – 2017. – № 9. – С. 3–5.
8. Молина, Г. Б. Тренинг «Ресурсы стрессоустойчивости» / Г. Б. Молина, Н. В. Раннала. – СПб.: Профессия, 2019. – 330 с.

REFERENCES

1. Armstrong M. Praktika upravleniya chelovecheskimi resursami [Personnel management practice]. Moscow, Higher School, 2014, 250 p. (in Russian).
2. Belova O. Stress_menedjment [Stress_management]. Kadrovik. Kadrovyyi menedjment = HR officer. HR management, 2019, no. 2, pp. 25-30 (in Russian).
3. Vodopyanova N.E., Strachenkova E.S. Syndrom vygoraniya: Diagnostika i profilaktika [Burnout syndrome: Diagnosis and prevention]. Saint Petersburg, Peter Publishing House, 2018, 180 p. (in Russian).
4. Gydymov V. Stress-menedjment, ili kak preodolet postoyannoe napryajenie [Stress management, or how to overcome constant stress]. Kadrovoe delo = HR records management, 2019, no. 5, pp. 3-7. (in Russian).
5. Jewell L. Industrialno organizacionnaya psihologiya [Industrial and organizational psychology]. Saint Petersburg, Lan Publishing House, 2021, 320 p. (in Russian).
6. Kuper K.L., Marshall J. Istochniki stressa "belykh vorotnichkov" [Sources of white-collar stress]. Moscow, Progress Publishing House, 2016, 120 p. (in Russian).
7. Leonova A., Kachina A. Stress-menedjment tehnologiya upravleniya stressom v professionalnoi deyatel'nosti [Stress management technology in professional activities]. Upravlenie personalom = Personnel management, 2017, no. 9, pp. 3-7. (in Russian).
8. Monina G.B., Rannala N.V. Trening "Resursy stressoustoichivosti" [Training "Stress resistance resources"]. Saint Petersburg, Publishing house Profession, 2019, 330 p. (in Russian).

Статья поступила в редакцию
04.11.2024

ВВЗАИМОСВЯЗЬ ВОЛЕВОЙ ОРГАНИЗАЦИИ И ПСИХОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ЛИЧНОСТИ БУДУЩИХ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ

RELATIONSHIP OF VOLITIONAL ORGANIZATION AND PSYCHOLOGICAL SAFETY OF INDIVIDUALS FUTURE AVIATION SPECIALISTS

Бакунович Милана Фёдоровна – кандидат психологических наук, доцент кафедры психологического обеспечения профессиональной деятельности учреждения образования «Белорусский государственный педагогический университет им. Максима Танка», Республика Беларусь
bakunovich-m@mail.ru

Найдович Александра Владимировна – магистр, преподаватель кафедры социально-гуманитарных дисциплин учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь
AVNaidovich@gmail.com

Milana Bakunovich – Candidate of Psychological Sciences, Associate Professor of the Department of Psychological Support of Professional Activities of Belarusian State Pedagogical University named after Maxim Tank, Republic of Belarus
bakunovich-m@mail.ru

Aliaksandra Naidovich – Master, Teacher of the Department of Social and Humanitarian Disciplines of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus
AVNaidovich@gmail.com

Аннотация: в статье раскрывается актуальность развития волевой организации личности в образовательном процессе подготовки будущих авиационных специалистов. Приводятся данные эмпирического исследования, в ходе которого были выявлены статистически значимые взаимосвязи уровня развития волевой организации и психологической безопасности личности у курсантов второго курса учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации».

Ключевые слова: волевая организация личности, психологическая безопасность личности, курсанты, будущие авиационные специалисты, авиация.

Abstract: the article reveals the relevance of the development of the volitional organization of the individual in the educational process of training future aviation specialists. The data of an empirical study are presented, during which statistically significant relationships were identified between the level of development of the volitional organization and psychological safety of the individual in second-year cadets of the Belarusian State Aviation Academy.

Keywords: volitional organization of personality, psychological safety of personality, cadets, future aviation specialists, aviation.

Введение

Согласно данным Международной организации гражданской авиации (ИКАО), в значительном количестве авиапроисшествий последних десятилетий, ключевую роль сыграл человеческий фактор. Это подтверждается и Глобальным отчетом о безопасности полетов ИКАО 2024 года. Основные категории риска авиационных происшествий, определенные в Глобальном плане обеспечения безопасности полетов (ГПБП) ИКАО, в настоящее время включают: столкновение исправного воздушного судна с землей (CFIT); потерю управления в полете (LOC-I); столкновение в воздухе (MAC); выезд за пределы ВПП (RE) и несанкционированный выезд на ВПП (RI) [14]. Нарушение трудоспособности специалистов было вызвано стрессом, усталостью, невозможностью принимать решения в экстремальных ситуациях и принимать меры по их предотвращению, отсутствием способности управлять своими эмоциями, осуществлять саморегуляцию при принятии решения в условиях стрессовой ситуации [12].

Таким образом, подтверждается актуальность изучения характеристик личности авиационных специалистов.

Волевая сфера человека рассматривается как интегративный компонент личности, который включает в себя различные аспекты, такие как умение преодолевать трудности, осознанное принятие решений и саморегуляция. Исследование волевой организации личности авиационного специалиста позволяет акцентировать внимание на тех механизмах, которые обеспечивают целенаправленное и устойчивое поведение человека в условиях профессионального стресса.

Взаимосвязь волевой организации и психологической безопасности личности будущих авиационных специалистов

В современной психологии наблюдается множественность подходов к пониманию волевых качеств, что обусловлено тем, что воля не только является одной из составляющих личностной структуры, но и активно

взаимодействует с когнитивными и эмоциональными процессами.

Проблема воли интересовала многих отечественных психологов, таких как Б. Г. Ананьев, А. Я. Арег, А. В. Веденов, Н. Ф. Добрынин, В. А. Иванников, А. Г. Ковалёв, В. Н. Колбановский, К. Н. Корнилов, В. А. Крутецкий, Н. Д. Левитов, А. Ц. Пуни, С. Л. Рубинштейн, П. А. Рудик, Ю. А. Самарин, Б. Н. Смирнов, Б. М. Теплов и др.

В структуре профессионально-значимых качеств особое место отведено волевым качествам личности. Выраженность волевых качеств определяется не только мотивами человека, его нравственными установками, но и врожденными особенностями проявления свойств нервной системы. Изучение и развитие волевых качеств имеет огромное значение для многих видов деятельности, в том числе и для профессиональной деятельности авиационных специалистов.

В психологии отсутствует общая точка зрения относительно количества и интерпретации волевых качеств личности. Эта тема остается предметом обсуждения, в связи с чем, различные исследователи трактуют данный феномен по-своему.

Б. Н. Смирнов полагал, что «волевыми качествами личности называются конкретные проявления воли, обусловленные характером преодолеваемых препятствий» [11, с. 95]. По мнению В. А. Крутецкого, волевые качества личности выражаются в готовности, умении и привычке сознательно направлять свое поведение, свою деятельность в соответствии с определенными принципами, преодолевая препятствия на пути к поставленным целям [7].

В. А. Иванников утверждает, что все волевые качества могут иметь различную основу и лишь феноменологически объединяются в единое целое — волю. Кроме того, в одних ситуациях человек демонстрирует волевые качества, а в других проявляет их отсутствие [5]. Н. В. Аникеева отмечает, что к основным, базовым волевым качествам личности, определяющим большинство поведенческих актов, относятся целеустремленность, инициативность, решительность, настойчивость, выдержка и дисциплинированность [2].

Волевые качества формируются на протяжении жизни и деятельности человека, и особенно важными в волевом развитии являются ранние возрастные этапы развития личности. Как и все психические процессы, воля развивается не самостоятельно, а в связи с общим развитием личности.

По мнению А. Ц. Пуни, развитие воли заключается в том, чтобы, ориентируясь на индивидуальное своеобразие личности, еще больше отшлифовать сильные признаки волевых качеств и по возможности до их уровня отстающие, а в целом достигнуть устойчивого проявления волевых качеств при встрече с многообразными препятствиями [10].

Волевые действия реализуются в волевых актах, имеющих определенную структуру и содержание. Следовательно, в процессе жизненной практики из проявлений воли в отдельных поступках складывается волевая организация личности.

Воля и волевые качества в авиационной сфере играют ключевую роль в обеспечении безопасности полетов, эффективного управления и реагирования на непредвиденные ситуации. Развитие волевой организации личности в авиации не только способствует повышению индивидуальной эффективности специалистов, но и вносит значительный вклад в общую безопасность

и надежность авиаперевозок, что делает данный аспект особенно важным в рамках подготовки и профессионального роста кадров в авиационной сфере.

Следовательно, волевые качества личности имеют большое значение в профессиональной деятельности авиационного специалиста. Именно они определяют умение человека сознательно направлять свою деятельность в соответствии с определенными целями, преодолевать трудности и препятствия в работе.

Вместе с тем, деятельность авиационных специалистов зачастую характеризуется внезапностью, неожиданностью, быстротечностью изменения оперативной обстановки, дефицитом времени, необходимым для быстрого принятия правильных решений. Ведь авиационные специалисты вынуждены принимать важные решения в условиях значительных психических и физических перегрузок.

И. И. Приходько отмечает, что «психологические последствия экстремальных ситуаций оказываются более весомыми по своим социально-психологическим последствиям, чем сами события. Все это имеет непосредственное отношение к нарушению одной из основных потребностей человека — безопасности и диктует необходимость поиска эффективных путей обеспечения и поддержания психологических аспектов жизнестойкости, сопротивляемости человека и общества к отрицательным внешним и внутренним угрозам» [9, с. 28].

Следовательно, изучение психологической безопасности личности в авиации является важным аспектом обеспечения эффективности и безопасности полетов. В условиях высокого уровня стресса, характерных для авиационной среды, понимание факторов, влияющих на психологическое здоровье авиационных специалистов, позволяет снизить количество ошибок, связанных с человеческим фактором.

Феномен психологической безопасности личности находит свое отражение в работах таких исследователей как Л. А. Александровой, И. А. Баевой, Г. Г. Вербиной, Г. В. Грачева, Т. С. Кабаченко, Т. И. Колесниковой, Т. М. Краснянской, Т. Б. Мельницкой, И. И. Приходько, С. К. Рощина, А. М. Столярченко, Н. Л. Шлыковой и других.

В настоящее время также нет единого понимания определения феномена «психологическая безопасность». Г. Г. Вербина рассматривает психологическую безопасность личности как состояние защищенности ее психики от действия многообразных информационных факторов, препятствующих или затрудняющих формирование и функционирование адекватной ориентировочной основы социального поведения человека (и в целом жизнедеятельности в обществе), а также адекватной системы его субъективных (личностных, субъективно-личностных) отношений к окружающему миру и самому себе [4].

Н. Н. Баев и И. А. Баева определяют психологическую безопасность как состояние психологической защищенности, а также способность человека и среды отражать неблагоприятные внешние и внутренние воздействия [3].

С точки зрения Т. С. Кабаченко, психологическая безопасность — это самостоятельное измерение в общей системе безопасности, которое представляет собой состояние информационной среды и условия жизнедеятельности общества, не способствующее нарушению психологических предпосылок целостности социаль-

ных субъектов, адаптивности их функционирования и развития [6].

И. И. Приходько делает вывод о том, что психологическая безопасность личности является сложной многоуровневой категорией, определяющей уровень защищенности психики человека, ее способностью поддерживать оптимальный уровень функционирования, возможностью устранять возникающие внешние и внутренние угрозы и сохраняться на достаточно устойчивом дееспособном уровне [8].

Понятие «психологическая безопасность» учеными используется в разных аспектах исследования жизнедеятельности человека. Многогранность понятия «психологическая безопасность» позволяет исследовать его влияние в различных контекстах, подчеркивая важность создания условий, способствующих улучшению качества жизни и работы людей.

Актуальность изучения человеческого фактора в авиации подтверждается и современными исследованиями в области авиационной психологии. Б. А. Ясько, Н. В. Омельченко, Е. С. Бабичкова занимались изучением когнитивных ресурсов психоэмоциональной устойчивости личности в затрудненных условиях жизнедеятельности. В ходе исследования показана инвариантная предикторная роль в устойчивости психических состояний в профессиональных группах пилотов гражданской авиации и медицинских работников [13].

М. С. Алексеенко рассматривала личностный потенциал в практике психологического обеспечения летной деятельности. Исследователь пришла к выводу о том, что успешность освоения летной деятельности не столько зависит от абсолютных значений развития профессионально-важных качеств, сколько от специфически организованной структуры качеств, образующих личностный потенциал летчика [1].

Анализ научной литературы показывает недостаточную изученность вопроса взаимосвязи уровня волевой организации и психологической безопасности личности будущих авиационных специалистов. В этой связи было проведено эмпирическое исследование, цель которого — изучение волевой организации личности курсантов и выявление взаимосвязи уровня развития волевой организации и психологической безопасности личности курсантов.

Базой исследования явилось учреждение образования «Белорусская государственная академия авиации» (БГАА). В исследовании принимали участие курсанты второго курса, юноши и девушки в возрасте 19–20 лет ($n = 40$). В качестве диагностического инструментария были использованы следующие методики: «Исследование волевой организации личности» (А. А. Хохлов) и «Диагностика психологической безопасности личности» (И. И. Приходько).

Результаты и их обсуждение

Общие характеристики уровня волевой организации личности у курсантов второго курса БГАА представлены на рисунке 1.

Анализ полученных данных свидетельствует о том, что 62,50 % ($n = 25$) курсантов второго курса полагают, что имеют средний уровень волевой организации личности, 35,00 % ($n = 14$) предполагают о высоком уровне развития волевой организации личности, а 2,50 % ($n = 1$) склонны полагать о низком уровне развития волевой организации личности.

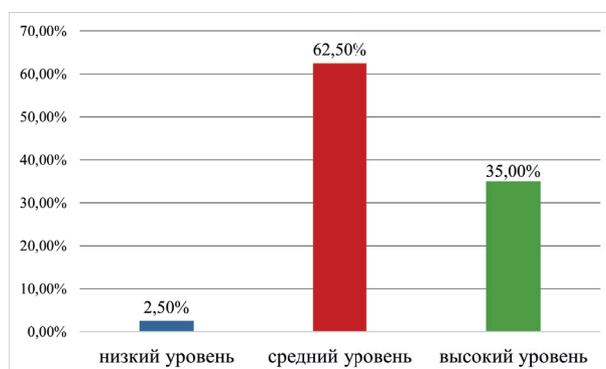


Рисунок 1 — Уровень волевой организации личности у курсантов второго курса БГАА ($n = 40$, в процентах)

Средний уровень волевой организации личности курсантов БГАА указывает на наличие умеренных тенденций в их способности к самоконтролю, целеустремленности и стрессоустойчивости. Данный уровень свидетельствует о том, что курсанты БГАА способны ставить перед собой цели и достигать их, однако могут испытывать трудности в поддержании высокой мотивации и самодисциплины в условиях длительной нагрузки.

В свою очередь, высокий уровень волевой организации личности курсантов БГАА демонстрирует их способность к эффективному самоконтролю, целеустремленности и устойчивости к стрессовым ситуациям. Полученные данные свидетельствуют о наличии выраженных волевых качеств. Курсанты БГАА, обладающие высоким уровнем волевой организации, способны успешно преодолевать трудности.

Низкий уровень волевой организации личности курсантов БГАА указывает на низкий уровень способности к самоконтролю, целеустремленности и стрессоустойчивости, что может негативно сказываться на учебной деятельности и профессиональной подготовке. Такой уровень волевой организации может проявляться в трудностях с постановкой целей, низкой мотивации к выполнению задач и склонности к прокрастинации.

Подробнее рассмотрим компоненты волевой организации личности курсантов второго курса БГАА (рисунки 2 и 3).

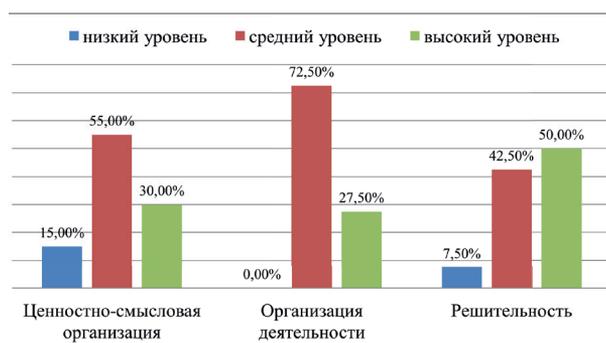


Рисунок 2 — Уровни развития компонентов волевой организации личности у курсантов БГАА ($n = 40$, в процентах)

Полученные в ходе проведения исследования данные позволяют отметить, что 55,00 % курсантов ($n = 22$) полагают, что имеют средний уровень развития ценностно-смысловой организации личности, высокий

уровень – 30,00 % ($n = 12$), низкий уровень – 15,00 % ($n = 6$). Следовательно, большинство курсантов полагают, что имеют средний уровень выраженности ценностно-смысловой организации личности, т. е. считают, что их жизненные ценности и цели находятся на достаточно удовлетворительном уровне, обеспечивая определенную направленность в учебной и профессиональной деятельности. Это может означать, что они способны осмысленно подходить к своим задачам и принимаемым решениям, однако в то же время могут испытывать неопределенность или колебания в выборе долгосрочных жизненных целей.

72,50 % ($n = 29$) курсантов полагают, что их организация деятельности отражает средний уровень развития, 27,50 % ($n = 29$) – высокий уровень. Так, большая часть курсантов выборки указывают на общее удовлетворение своей деятельностью, но при этом и на возможность для улучшения. Это может означать, что хотя курсанты БГАА способны достигать поставленных целей, им не хватает некоторых навыков для увеличения уровня своей эффективности.

Такое волевое качество как решительность развито на высоком уровне у 50,00 % ($n = 20$) курсантов, на среднем уровне – 42,50 % ($n = 17$), а также на низком уровне развития у 7,50 % ($n = 3$). Следовательно, решительность проявляется на высоком уровне, что свидетельствует о способности курсантов БГАА активно принимать решения, не откладывая их на потом, и уметь действовать даже в условиях неопределенности.

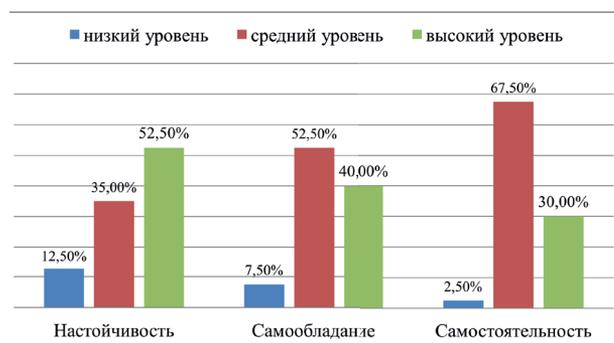


Рисунок 3 – Уровни развития компонентов волевой организации личности у курсантов БГАА ($n = 40$, в процентах)

Такое волевое качество как настойчивость развито на высоком уровне у 52,50 % ($n = 21$) курсантов, на среднем уровне – 35,00 % ($n = 14$), а также на низком уровне развития у 12,50 % ($n = 5$). Так, курсанты БГАА в большей степени обладают настойчивостью, что свидетельствует об их способности упорно добиваться поставленных целей и преодолевать трудности.

В свою очередь, волевое качество «самообладание» развито на среднем уровне у 52,50 % ($n = 21$), на высоком уровне у 40,00 % ($n = 16$) курсантов, а также на низком уровне развития у 7,50 % ($n = 3$). Следовательно, большинство курсантов БГАА обладают либо средним, либо высоким уровнем самообладания, что положительно сказывается на их способности адаптироваться к различным жизненным ситуациям.

Уровень развития самостоятельности распределен следующим образом: средний уровень – 67,50 % ($n = 27$), высокий уровень – 30,00 % ($n = 12$), низкий уровень – 2,50 % ($n = 1$). Большинство курсантов БГАА

способны к самостоятельной работе и принятию решений. Однако средний уровень развития самостоятельности указывает на то, что курсанты БГАА периодически нуждаются в подтверждении своих решений со стороны более опытных людей.

Общие характеристики уровня психологической безопасности личности у курсантов второго курса БГАА представлены на рисунке 4.

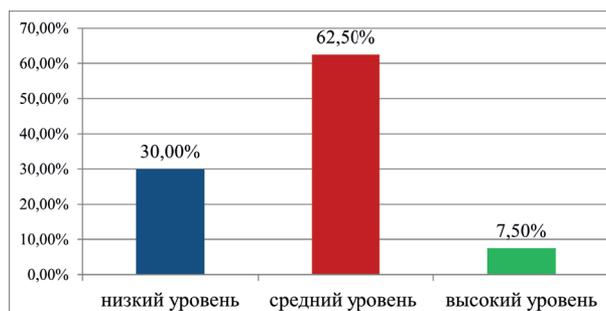


Рисунок 4 – Распределение уровней психологической безопасности личности у курсантов БГАА ($n = 40$, в процентах)

Анализ уровня психологической безопасности личности позволил сделать следующий вывод: 62,50 % курсантов ($n = 25$) полагают, что имеют средний уровень психологической безопасности личности, низкий уровень – 30,00 % курсантов ($n = 12$), а высокий уровень – 7,50 % ($n = 3$). Средний уровень психологической безопасности у курсантов БГАА указывает на то, что они находятся в состоянии относительного комфорта и защищенности, но при этом нуждаются в дополнительных мерах поддержки, чтобы укрепить свои навыки саморегуляции, повысить уровень уверенности и успешно справляться с внешними и внутренними вызовами.

Низкий уровень психологической безопасности характеризуется состоянием психической уязвимости человека, которое проявляется в повышенной тревожности, страхах и неуверенности в социальных взаимодействиях. Высокий уровень психологической безопасности представляет собой состояние, в котором индивид чувствует себя защищенным и уверенным в своих способностях адекватно реагировать на стресс.

С помощью непараметрического коэффициента корреляции Спирмена была изучена взаимосвязь уровня развития волевой организации и уровня психологической безопасности личности у курсантов БГАА. Существуют значимые взаимосвязи между компонентами волевой организации личности и уровнем выраженности психологической безопасности личности. Уровень психологической безопасности личности имеет прямые корреляции с такими показателями как волевая организация личности ($r = 0,8240$ на уровне $p < 0,5$), решительность ($r = 0,7179$ на уровне $p < 0,5$), настойчивость ($r = 0,6749$ на уровне $p < 0,5$), самообладание ($r = 0,6409$ на уровне $p < 0,5$), ценностно-смысловая организация ($r = 0,6295$ на уровне $p < 0,5$), самостоятельность ($r = 0,4499$ на уровне $p < 0,5$) и организация деятельности ($r = 0,4196$ на уровне $p < 0,5$). Выявлена следующая психологическая закономерность: чем выше уровень развития волевой организации личности у курсантов БГАА, тем выше уровень психологической безопасности личности курсанта.

Полученные данные свидетельствуют о том, что курсанты БГАА, обладающие высоким уровнем волевой организации, демонстрируют большую способность эффективно справляться с эмоциональными и психологическими стрессами. Высокий уровень волевой организации личности способствует формированию уверенности в собственных силах, активизации механизмов саморегуляции и устойчивости к внешнему давлению.

Учитывая установленные характеристики уровня развития волевой организации и психологической безопасности личности, а также выявленные корреляции, можно говорить о том, что изучаемые показатели сформированы недостаточно, что указывает на необходимость развития их в образовательном процессе.

Заключение

Волевая организация и психологическая безопасность личности являются ключевыми аспектами, влияющими на эффективность работы авиационных специалистов. Волевая организация личности представляет собой готовность и умение сознательно направлять свое поведение, свою деятельность в соответствии с определенными принципами, преодолевая препятствия на пути к поставленным целям. В свою очередь, психологическая безопасность личности понимается

как состояние психологической защищенности, а также способность человека и среды отражать неблагоприятные внешние и внутренние воздействия

Проведенное исследование свидетельствует о том, что большая часть курсантов характеризуется средним уровнем развития волевой организации и психологической безопасности личности. В этой связи, актуальным является повышение уровня волевой организации личности курсантов в процессе профессиональной подготовки специалистов.

В ходе исследования были выявлены статистически значимые корреляции между уровнем развития волевой организации личности и уровнем психологической безопасности личности у курсантов второго курса БГАА. Следовательно, чем выше уровень развития волевой организации личности, тем выше уровень психологической безопасности личности курсантов.

Представленные результаты исследования могут быть использованы по направлению подготовки специалистов в вопросах развития волевой организации и психологической безопасности личности. Перспективным продолжением изучения данной проблемы является исследование детерминант волевой организации личности у курсантов, а также изучение факторов, влияющих на уровень психологической безопасности личности у будущих авиационных специалистов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Алексеев, М. С. Личностный потенциал в практике психологического обеспечения летной деятельности / М. С. Алексеев // Психология и Психотехника. – 2021. – № 4. – С. 111–131.
2. Аникиева, Н. В. Значение волевых качеств личности в профессиональном становлении / Н. В. Аникиева // Вестник Московского университета МВД России. – 2013. – № 5. – С. 242–245.
3. Баев, Н. Н. Психологические ресурсы защищенности студентов как показатель психологической безопасности личности / Н. Н. Баев, И. А. Баева // Психологическая наука и образование. – 2013. – № 1. – С. 8.
4. Вербина, Г. Г. Психологическая безопасность личности / Г. Г. Вербина // Вестник Чувашского университета. – 2013. – № 4. – С. 196–202.
5. Иванников, В. А. Психологические механизмы волевой регуляции : автореферат дис. ... д-ра псих. наук : 19.00.01 / МГУ им. М. В. Ломоносова. – Москва, 1989. – 46 с.
6. Кабаченко, Т. С. Психология управления / Т. С. Кабаченко. – М. : Педагогическое общество России, 2000. – 384 с.
7. Крутецкий, В. А. Воспитание воли и характера / В. А. Крутецкий. – М. : Знание, 1960. – 40 с.
8. Приходько, И. И. Концепция психологической безопасности персонала экстремальных видов деятельности [Электронный ресурс] // Информационный гуманитарный портал «Знание. Понимание. Умение». – 2013. – № 3 (май – июнь). – Режим доступа: http://www.zpu-journal.ru/e-zpu/2013/3/Prihodko_Psychological-Safety/ [архивировано в WebCite]. – Дата доступа: 06.10.2024.
9. Приходько, И. И. Психодиагностический инструментальный определения психологической безопасности личности специалиста экстремального вида деятельности / И. И. Приходько // МНКО. – 2013. – № 3 – С. 28–31.
10. Пуни, А. Ц. Психологические основы волевой подготовки в спорте : учеб. пособие / А. Ц. Пуни – Ленинград : [Б. и.], 1977. – 448 с.
11. Смирнов, Б. Н. Воля. Психология / Б. Н. Смирнов. – М. : Астрель, 1984. – 402 с.
12. Циркуляр 217 – AN/132. Человеческий фактор. Подготовка летного экипажа: оптимизация работы экипажа в кабине (CRM) и летная подготовка в условиях, приближенных к реальным (LOFT). – Монреаль : ICAO, 1989. – 73 с.
13. Ясько, Б. А. Когнитивные ресурсы психоэмоциональной устойчивости личности в затрудненных условиях жизнедеятельности / Б. А. Ясько, Н. В. Омельченко, Е. С. Бабичкова // Российский психологический журнал. – 2024. – № 21 (1) – С. 225–253.
14. ICAO Safety Report 2024 [Электронный ресурс] – Режим доступа: https://www.icao.int/safety/Documents/ICAO_SR_2024.pdf (дата обращения: 06.10.2024).

REFERENCES

1. Alekseenko M.S. Lichnostnyy potentsial v praktike psikhologicheskogo obespecheniya letnoy deyatel'nosti [Personal potential in the practice of psychological support of flight activities]. Psychology and Psychotechnics, 2021, no. 4, pp. 111-131.
2. Anikeeva N.V. Znachenie volevykh kachestv lichnosti v professional'nom stanovlenii [The Importance of Strong-Willed Qualities of a Person in Professional Development]. Bulletin of the Moscow University of the Ministry of Internal Affairs of Russia, 2013, no. 5, pp. 242-245.
3. Baev N.N. Psikhologicheskiye resursy zashchishchennosti studentov kak pokazatel' psikhologicheskoy bezopasnosti lichnosti [Psychological resources of students' security as an indicator of psychological safety of the individual]. Psychological science and education, 2013, no. 1, pp. 8.
4. Verbina G.G. Psikhologicheskaya bezopasnost' lichnosti [Psychological security of the individual]. Bulletin of the Chuvash University, 2013, no. 4, pp. 196-202.
5. Ivannikov V.A. Psikhologicheskiye mekhanizmy volevoy regul'yatsii [Psychological mechanisms of volitional regulation]. Abstract of Doctor's degree dissertation. Sciences. Moscow, Moscow State University named after M.V. Lomonosov, 1989, 46 p.
6. Kabachenko T.S. Psychology of Management, Moscow, Pedagogical Society of Russia, 2000, 384 p.
7. Krutetsky V.A. Education of will and character, Moscow, Knowledge, 1960, 40 p.
8. Prihodko I.I. Concept of psychological safety of personnel engaged in extreme activities Information humanitarian portal "Knowledge. Understanding. Skill". 2013. no. 3 (May – June). Available at: http://www.zpu-journal.ru/e-zpu/2013/3/Prihodko_Psychological-Safety (accessed 6 October 2024).
9. Prihodko, I.I. Psychodiagnostic tools for determining the psychological safety of a specialist in extreme activities, MNKO. 2013, no. 3 pp. 28-31.
10. Puni A.Ts. Psychological foundations of volitional training in sports: a teaching aid, Leningrad, 1977, 448 p.
11. Smirnov B.N. Volya. Psychology, Moscow, Astrel, 1984, 402 p.
12. Chelovecheskiy faktor. Podgotovka letnogo jekipaža: optimizacija raboty jekipaža v kabine (CRM) i letnaja podgotovka v uslovijah, priblizhennykh k real'nym (LOFT): Sbornik materialov № 2. Cirkuljar 217 – AN/132 [Human factor. Flight crew training: optimization of crew performance in the cockpit (CRM) and flight training in conditions close to real conditions (LOFT)]. Canada, Montreal, ICAO, 1989, 73 p.
13. Yasko B.A., Omelchenko N.V., Babichkova E.S. Cognitive resources of psychoemotional stability of the individual in difficult life conditions, Russian Psychological Journal, 2024, no. 21 (1), pp. 225-253.
14. ICAO Safety Report 2024. Available at: https://www.icao.int/safety/Documents/ICAO_SR_2024.pdf (accessed 6 October 2024).

Статья поступила в редакцию
27.11.2024

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ В ПСИХОЛОГИЧЕСКОМ СОПРОВОЖДЕНИИ

USING NEURAL NETWORKS IN PSYCHOLOGICAL SUPPORT

Казак Тамара Владимировна – доктор психологических наук Республики Беларусь, доктор психологических наук Российской Федерации, член-корреспондент Международной академии психологических наук, профессор, заведующий кафедрой инженерной психологии и эргономики учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь
kazak@bsuir.by

Медведев Олег Сергеевич – магистр, старший преподаватель кафедры инженерной психологии и эргономики учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь
o.med@bsuir.by

Василькова Анастасия Николаевна – магистр, старший преподаватель кафедры инженерной психологии и эргономики учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь
a.vasilkova@bsuir.by

Tamara Kazak – Doctor of Psychological Sciences of the Republic of Belarus, Doctor of Psychological Sciences of the Russian Federation, Corresponding Member of the International Academy of Psychological Sciences, Professor, Head of the Department of Engineering Psychology and Ergonomics of the Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Republic of Belarus
kazak@bsuir.by

Oleg Medvedev – Master's Degree, Senior Lecturer of the Department of Engineering Psychology and Ergonomics of the Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Republic of Belarus
o.med@bsuir.by

Anastasia Vasilkova – Master's Degree, Senior Lecturer of the Department of Engineering Psychology and Ergonomics of the Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Republic of Belarus
a.vasilkova@bsuir.by

Аннотация: в работе представлен анализ текущего состояния предлагаемых способов применения нейронных сетей и их комбинаций в психологическом сопровождении. Рассмотрены различные способы, методы и преимущества использования дополнительного технологического подхода с использованием искусственного интеллекта к традиционным способам. Дано краткое описание структуры хода работы многослойного перцептрона, конгломерата нейронных сетей и сетей Кохонина. Полученные данные свидетельствуют о том, что использование нейронных сетей в психологическом сопровождении, может нести в себе массу преимуществ недоступных ранее изобретенных способов решения текущих задач. Дополнение современных практик психологического сопровождения электронными средствами с использованием наработок нейронных сетей помогает раскрыть новые. Возможности изучения способов влияния на человека. А также и способы более тонкого реагирования на динамически изменяемую реакцию человека в ходе проведения психологического сопровождения. Рассмотрены вызовы, с которыми приходится сталкиваться при использовании нейронных сетей. Рассмотренные данные свидетельствуют о том, что существуют проблематики интерпретации полученных результатов, необходимость в тщательном отборе загружаемых данных, а также следует учитывать возможные проблемы в правовых аспектах при использовании нейронных сетей.

Ключевые слова: нейронные сети, обработка тестов, многослойный перцептрон, сети Кохонина.

Abstract: the paper presents an analysis of the current state of the proposed methods of using neural networks and their combinations in psychological support. Various methods, methods and advantages of using an additional technological approach using artificial intelligence to traditional methods are considered. A brief description of the structure of the operation of a multilayer perceptron, a conglomerate of neural networks and Kohonin networks is given. The data obtained indicate that the use of neural networks in psychological support can carry a lot of advantages that were not previously available for solving current problems. The addition of modern psychological support practices by electronic means using the developments of neural networks helps to uncover new, undisclosed possibilities as a study of ways to influence a person. As well as ways to respond more subtly to a dynamically changing human reaction during psychological support. The challenges that one has to face when using neural networks are considered. The reviewed data indicate that there are problems of interpretation of the results obtained, the need for careful selection of the uploaded data, as well as possible problems in the legal aspects when using neural networks.

Keywords: neural networks, test processing, multilayer perceptron, tests, networks Kohonin.

Введение

В современном мире нейронные сети (НС) могут анализировать и интерпретировать человеческую речь, что позволяет создавать чат-ботов и виртуальных помощников. Распознавание образов: НС способна идентифицировать и классифицировать объекты на изображениях, что может быть полезно в диагностике и мониторинге состояния пациентов. Принятие

решений: НС может анализировать большие объемы данных и делать выводы, что помогает в разработке персонализированных подходов к лечению и поддержке. НС включает в себя методы, позволяющие машинам воспринимать окружающую среду и использовать полученные данные для выполнения действий, которые увеличивают шансы на достижение поставленных целей. НС может анализировать данные о пользователях, включая их поведение и предпочтения, что позволяет

создавать персонализированные программы поддержки. Например, алгоритмы могут адаптировать рекомендации по упражнениям или техникам самопомощи в зависимости от индивидуальных потребностей и состояния пользователя [1].

Влияние использования нейронных сетей на текущее состояние психологии и психотерапии. Психологическая диагностика в авиации является важным инструментом для оценки психического состояния пилотов и других членов экипажа. С внедрением технологий ИС этот процесс становится более эффективным и точным. ИС позволяет обрабатывать большие объемы данных и выявлять паттерны, которые могут быть неочевидны при традиционных методах диагностики. Психологическое сопровождение в авиации включает в себя разнообразные методы и подходы, направленные на поддержку психического здоровья пилотов и членов экипажа, а также на повышение безопасности полетов. Психологическая диагностика является основой для понимания состояния психического здоровья авиационного персонала. Используются различные тесты и методики, которые помогают выявить:

- степень стресса и тревожности персонала;
- психические расстройства и отклонения (например, депрессия) персонала;
- индивидуальные особенности, влияющие на профессиональную деятельность.

Использование тренингов, разработанных с применением нейронных сетей, направленных на развитие навыков управления стрессом, эмоциональной устойчивости, включает в себя:

- техники релаксации и глубокого дыхания;
- упражнения на развитие внимательности;
- групповые тренинги, направленные на улучшение командной работы и коммуникации авиационного и обслуживающего персонала.

Создание программ психологической поддержки среди коллег позволяет пилотам и членам экипажа делиться своими переживаниями и получать поддержку от тех, кто понимает их профессиональные вызовы. Они могут включать:

- организацию групп поддержки;
- обучение навыкам активного слушания и взаимопомощи.

Обучение навыкам активного слушания и взаимопомощи включает в себя не только профессиональные навыки, но и психологические аспекты, такие как:

- развитие навыков принятия решений в условиях стресса;
- обучение методам эффективной коммуникации в команде;
- программы по повышению когнитивных функций, таких как память и внимание.

Основная часть

Психологическое сопровождение, а также психологическая диагностика в авиации играет ключевую роль в обеспечении безопасности полетов и эффективности работы авиационного персонала. В последние годы наблюдается растущий интерес к применению нейронных сетей для улучшения процессов психодиагностики. Нейронные сети могут анализировать большие объемы данных и выявлять паттерны, которые могут быть неочевидны при традиционных методах диагностики,

исключая влияния человеческого фактора и дополняя отработанные методики.

Возможные варианты применения нейронных сетей в психологическом сопровождении:

- 1) анализ психодиагностических данных;
- 2) обработка тестов;
- 3) персональный подход к исследованию;
- 4) создание индивидуального контента;
- 5) адаптивные рекомендации;
- 6) использование симуляций;
- 7) обратная связь в реальном времени.

Анализ психодиагностических данных. ИС используются для классификации и анализа данных, полученных в ходе психодиагностики. Это позволит более точно оценивать психологические характеристики и выявлять потенциальные риски у пилотов и другого авиационного персонала.

Обработка тестов. Искусственные ИС могут быть применены для обработки результатов психодиагностических тестов, что позволит улучшить качество и скорость анализа. Это особенно важно в авиации, где время на принятие решений может быть критическим.

Сегодня для решения таких задач исследователями предлагается применять три вида нейронных сетей: многослойный перцептрон, конгломерат нейронных сетей и сетей Кохонина [2].

Многослойный перцептрон (MLP) — это тип искусственной нейронной сети, состоящий из нескольких слоев: входного, одного или нескольких скрытых и выходного (рисунок 1). Каждый нейрон в одном слое связан со всеми нейронами следующего слоя, что позволяет MLP моделировать сложные функции и решать задачи, которые не могут быть линейно разделены.

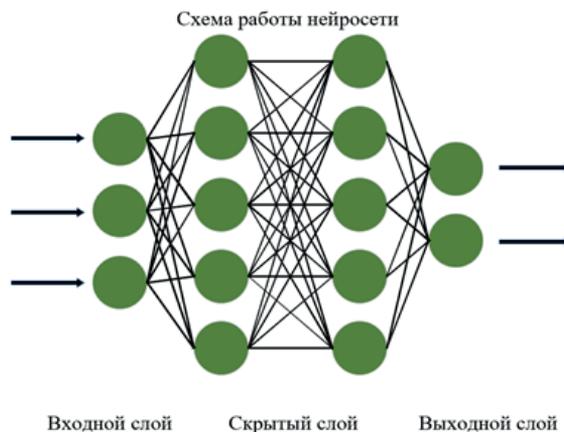


Рисунок 1 — Схема работы многослойного перцептрона

Обучение многослойного перцептрона осуществляется с помощью алгоритма обратного распространения ошибки, который корректирует веса нейронов на основе разницы между предсказанными и фактическими значениями. Это позволяет сети адаптироваться и улучшать свои прогнозы.

Многослойные перцептроны широко используются в задачах классификации и регрессии, включая распознавание образов, обработку естественного языка и другие области машинного обучения. Они способны аппроксимировать сложные нелинейные функции, что делает их более мощными по сравнению с однослойными перцептронами.

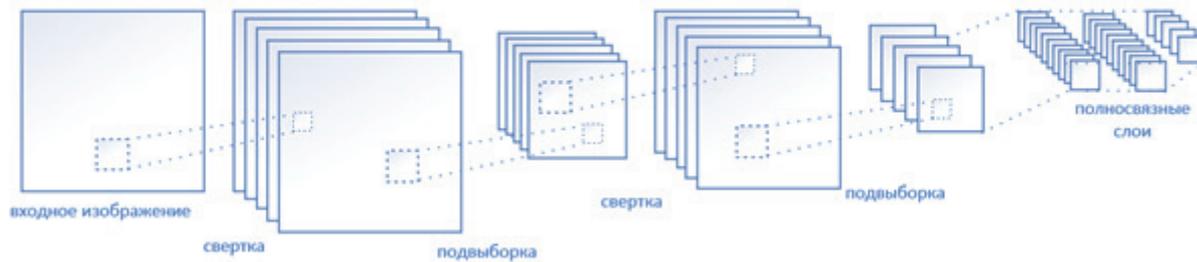


Рисунок 2 – Схема работы сверточных нейронных сетей

Рекуррентные НС применяют для генерации текстов, обработки речи и перевода. Это сети с циклами, главная особенность которых – использование памяти. Модель будет перемещать данные вперед и возвращать их к предыдущим шагам, чтобы как можно лучше выполнить задачу. Слои между входным и выходным слоями повторяются, поскольку данные зацикливаются и сохраняются – так сеть хранит информацию о всех доступных данных. Благодаря этому модели лучше понимают контекст входных данных и улучшают прогнозы выходных данных.

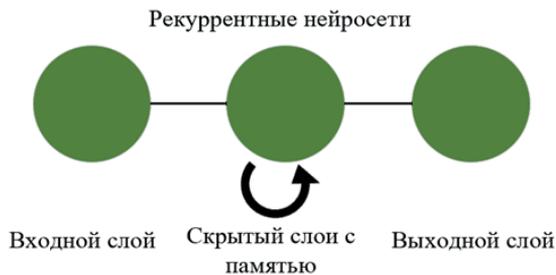


Рисунок 3 – Схема рекуррентной нейронной сети

Преимущества использования данного вида конгломератов нейронных сетей:

а) улучшение точности предсказаний за счет комбинирования различных подходов:

1) сверточные нейронные сети (CNN). Часто используются для предварительного извлечения признаков из данных, таких как изображения или временные ряды. Эти признаки передаются в рекуррентные нейронные сети для последовательной обработки и анализа контекстной информации;

2) трансформеры. Внедрение механизмов внимания (attention) из трансформеров, таких как BERT или GPT, помогает рекуррентной нейронной сети учитывать важные элементы в последовательности данных;

3) Long Short-Term Memory (LSTM) и Gated Recurrent Unit (GRU). Комбинируют улучшенные механизмы памяти, что позволяет лучше обрабатывать длинные последовательности данных, минимизируя проблему исчезающего градиента;

4) Stacked RNN. Используются несколько слоев RNN с разными параметрами для извлечения признаков на разных уровнях абстракции;

5) создание ансамбля моделей, где результаты нескольких RNN комбинируются (например, через усред-

нение или голосование). Это уменьшает вероятность ошибки и улучшает устойчивость предсказаний;

б) Dropout и Batch Normalization. Уменьшают вероятность переобучения и стабилизируют обучение;

7) рассредоточенное обучение. Используют байесовские методы для настройки гиперпараметров;

8) модели могут предварительно обучаться на одной задаче (например, прогнозировании слов в тексте) и дообучаться на другой (например, анализе тональности);

9) комбинация вышеуказанных методов позволяет моделям не только точнее прогнозировать результаты, но и делать это быстрее и эффективнее за счет усиления гибкости архитектуры и устранения слабостей каждого отдельного подхода;

б) обработка данных с различными входными характеристиками, такими как временные ряды и изображения;

в) повышение устойчивости модели к неликвидному материалу при обучении и переобучении.

Сети Кохонина, также известные как самоорганизующиеся карты (SOM) представляют собой тип нейронной сети, которая используется для кластеризации и визуализации многомерных данных. Они работают по принципу конкурентного обучения, где нейроны «соревнуются» за право представлять входные данные, что позволяет выявлять структуры в данных без необходимости в метках.

Сети Кохонина находят возможность применения в различных областях, включая:

- кластеризацию данных для анализа и визуализации полученных по результатам психологических тестов, либо в ходе сбора персональных данных;

- снижение размерности данных, для обнаружения более узконаправленного материала;

- обучение без внешнего вмешательства, что позволяет находить скрытые закономерности в данных.

Персональный подход к исследованию. Нейронные сети могут помочь в выявлении индивидуальных психологических особенностей, что позволяет адаптировать подходы к психологической поддержке, отбору и подготовке пилотов. Он может включать анализ эмоционального состояния, когнитивных способностей и других важных факторов, влияющих на работоспособность, реагирование в экстренных ситуациях, а также препятствующих выгоранию [3].

Создание индивидуального контента. Нейронные сети способны генерировать учебные материалы, адаптированные к уровню знаний и стилю обучения каждого члена персонала. Например, они могут создавать упражнения с использованием специфической

лексики или тем, которые интересуют проходящего курс подготовки, что делает процесс обучения более увлекательным и эффективным, что в свою очередь помогает более четко и надежно фиксировать данные [4].

Адаптивные рекомендации. На основе анализа данных о прогрессе проходящего курс подготовки нейронные сети могут предлагать конкретные учебные активности, которые лучше всего соответствуют текущим потребностям и контексту обучения. Они могут включать в себя как дополнительные задания, подбор специфического материала, а также анализ успеваемости и изменения в темпе обучения.

Использование симуляций. Нейронные сети могут интегрироваться в платформы, предлагающие интерактивные симуляции, что позволяет пилотам и членам экипажей практиковать навыки в безопасной и контролируемой среде. Это способствует более глубокому усвоению материала и повышает мотивацию.

Обратная связь в реальном времени. Нейронные сети могут предоставлять мгновенную обратную связь по выполненным заданиям, что позволит пилотам и обслуживающему персоналу корректировать свои ошибки и улучшать понимание материала с высокой скоростью и эффективностью.

Заключение

Полученные данные свидетельствуют о том, что на сегодняшний день информационные технологии в виде нейронных сетей способствуют совершенствованию

использования методик психологической поддержки. Традиционные способы и методики психологического сопровождения проходят исследования на предмет возможности добавления автоматизированных и гибких технологий. Преимуществами внедрения технологий нейронных сетей являются такие аспекты, как повышение точности диагностики тестирования психологического состояния пилотов и обслуживающего персонала; ускорение обработки полученных на основании тестирования и проверки методов данных; возможность выявления скрытых паттернов и корреляций; исключение влияния человеческого фактора в ходе подготовки, обработки и выдачи результатов.

Но есть вызовы, которые необходимо учитывать, при использовании нейронных сетей. К ним относятся такие проблемы как необходимость в подготовке качественных данных для обучения нейронных сетей, некачественные данные могут привести к смещению коэффициентов потерь необходимой информации и соответственно увеличению времени обучения нейронной сети; сложность интерпретации результатов, полученных с помощью нейронных сетей; этические и правовые аспекты использования нейронных сетей в психодиагностике, на сегодняшний день правительства разных стран законодательно ограничивают ряд аспектов использования нейронных сетей в профессиональной деятельности, что необходимо учитывать при разработке, тестировании и использовании такого инструментария.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Славутская, Е. В. Модели нейронных сетей для психодиагностики: анализ кросс-функциональных связей для понимания человеческих взаимодействий / Е. В. Славутская, И. М. Юсупов, Л. А. Славутский // Сложные социальные системы в динамических средах: сборник трудов. – Берлин, 2023. – С. 1103–1112.
2. Шумков, Е. А. Обработка тестов с помощью нейронных сетей / Е. А. Шумков, Е. А. Поздняков // Научные труды КубГТУ. – 2020. – № 5. – С. 22–32.
3. Рад, Д. Обзор использования искусственных нейронных сетей (ИНС) в системах принятия решений (DAS) для интерпретации психологических данных / Д. Рад, Н. Параскив // Техникум прес. – 2023. – № 10. – С. 102–116.
4. Иэн, Г. Глубокое обучение / Г. Иэн, Б. Йошуа, А. Курвилл // Адаптивные вычисления и машинное обучение. – 2024. – № 2. – С. 164.

REFERENCES

1. Slavutskaya, E. Modeli neuronnih setei dlya psihodiagnostiki: analiz kross-funktionalnih svyazei dlya ponimaniya chelovecheskih vzaimodeistvii [Neural Network Models for Psychodiagnostics: Analysis of Cross-Functional Relationships for Understanding Human Interactions] Slojnie socialnie sistemi v dinamichestikh sredah: sbornik trudov [Complex Social Systems in Dynamic Environments]. Springer, Publ., June 30, 2023. pp. 1103-1112.
2. Shumkov E. Obrabotka testov s pomoshchyu neuronnih setei [Test processing using neural networks] Elektronii setevoi politematicheskii jurnal "nauchnie trudi KubGTU" №5 [electronic online polythematic journal "Scientific Works of KubSTU"]. Krasnodar Publ., July, 2020. pp. 22-32.
3. Rad D. Obschii obzor ispolzovaniya iskusstvennih neuronnih setei (ANNS), v sistemah prinyatiya reshenii (DAS), dlya interpretacii psihologicheskikh dannih [A Scoping Review on the Use of Artificial Neural Networks (ANNS) in Decision Adoption Systems (DAS) for Psychological Data Interpretation] Tehnicheskii ruminskiy jurnal prikladnih nauk i tehnologii [Technium Romanian Journal of Applied Sciences and Technology] Technium Press, Publ., October, 2023. pp. 102-116.
4. Ian G., Joshua B., Courville A. Glubokoe obuchenie [Deep Learning]. Adaptivnie vichisleniya i mashinnoe obuchenie [Adaptive computing and machine learning], MIT Press, 2024, 164 p.

Статья поступила в редакцию
02.12.2024

ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СТАТЬЯМ ДЛЯ ОПУБЛИКОВАНИЯ

К публикации в журнале принимаются оригинальные, достоверные и обоснованные материалы, которые имеют научное и практическое значение, отличаются актуальностью и новизной.

Объем текста статьи должен составлять не менее 14 000 печатных знаков, но не превышать 40 000 печатных знаков (8–16 стр.). Рукописи большего объема принимаются только по специальному решению редакционной коллегии.

Статья должна быть выполнена в текстовом редакторе MS Word и отредактирована строго по следующим параметрам: ориентация листа – книжная, формат А4, поля по 2 см с каждой стороны, шрифт Times New Roman, кегль (для всей статьи кроме аннотации, ключевых слов и таблиц) – 14 пт, для таблиц – 12 пт, для аннотации и ключевых слов – 10 пт, междустрочный интервал – 1,5, выравнивание по ширине страницы, абзацный отступ – 1,25 см (без использования клавиш «Tab» или «Пробел»). Выделения в тексте возможны только полужирным шрифтом и (или) курсивом. Внутренние подзаголовки необходимо центрировать.

Статья должна иметь следующую структуру:

1. УДК (номер тематической рубрики). Индекс статьи по Универсальной десятичной классификации набирается обычным шрифтом, с выравниванием по левому краю.

2. Название статьи. Должно содержать до 12 слов. Не допускается использовать в названии аббревиатуры и формулы. Набирается прописными буквами, начертание – полужирное, прямое без разбиения слов переносами, с выравниванием по центру строки, без абзацного отступа, без точки в конце. Рекомендуется, чтобы в названии статьи использовались ключевые слова.

3. Инициалы и фамилия автора (авторов) с обязательным указа-

нием организации аффилирования (места работы). Инициалы и фамилия автора набираются прописными буквами, с выравниванием по правому краю строки, без абзацного отступа, без точки в конце. Через запятую перечисляются все соавторы. После названия статьи указывается фамилия, имя и отчество (полностью) автора, ученая степень, ученое звание, должность и организация аффилирования (место работы) автора, страна, адрес электронной почты. Аналогичные данные всех соавторов указываются с новой строки.

4. Аннотация (авторское резюме) объемом 150–250 слов должна кратко представлять результаты работы и быть понятной, в том числе и в отрыве от основного текста статьи; должна быть информативной (не содержать общих фраз, общеизвестных положений), хорошо структурированной (один из вариантов написания аннотации – краткое повторение структуры статьи, включающее введение, цели и задачи, методы, результаты, заключение или выводы). Текст должен быть лаконичен и четок, свободен от второстепенной информации, лишних вводных слов, исторических справок, если они не составляют основное содержание рукописи. Следует избегать сокращений и условных обозначений, кроме общеупотребительных, ссылки на литературные источники не приводятся.

5. Ключевые слова должны содержать 5–10 слов или 3–5 словосочетаний, которые отделяются друг от друга запятой. Ключевые слова должны отражать содержание текста в терминах объекта, научной отрасли и методов исследования.

6. Метатекстовые данные (информация, указанная в пунктах 2–5) в той же последовательности приводится на английском языке. Если статья англоязычная –

вышеуказанные данные приводятся на русском языке.

7. Основной текст статьи может включать рисунки и таблицы (до 7–8).

Таблицы набираются в редакторе MS Word. Таблицы должны иметь номера и названия, которые должны быть указаны над таблицами. Единственная таблица в публикации не нумеруется. Исползованные в таблице сокращения подлежат расшифровке в конце таблицы.

Графический материал (рисунки, чертежи, схемы, диаграммы, фотографии) должны представлять собой обобщенные материалы исследований. Не допускается составление рисунка из разрозненных элементов. Графический материал должен размещаться сразу после его первого упоминания в тексте, а также должен быть предоставлен в виде отдельных файлов в формате .jpg/ .png/ .cdr/ или .psd (Adobe Photoshop, без склеивания слоев) с разрешением не ниже 300 dpi). Желательно также предоставлять графические материалы в формате оригинала (Corel, диаграммы в Excel, Origin Pro и т. д.), т. е. в той программе, в которой они выполнены. Текст на рисунках набирается основной гарнитурой, причем начертание символов (греческое, латинское) должно соответствовать их начертанию в тексте. Все надписи, обозначения на всех графиках, рисунках, схемах должны быть достаточно крупными, легко читаемыми, выполненными одинаковым шрифтом. Размер кегля соизмерим с размером рисунка (кегель – не менее 8 пт). Названия и номера графического материала должны быть указаны под изображением. Элементы рисунков и кривые нумеруются курсивными арабскими цифрами, которые расшифровываются в подрисунковых подписях. Единственный рисунок в статье не нумеруется. График должен быть наглядным, иметь аккуратное и четкое

исполнение, должен легко читаться, для чего необходимо соблюдать следующие правила: координатные оси должны заканчиваться стрелками или штрихами; оси должны быть подписаны с указанием единиц измерения. Не допускается выход рисунков за границы текста на поля. Все рисунки должны обеспечивать простое масштабирование с сохранением взаимного расположения всех элементов и внутренних надписей.

Формулы и математические символы. Простые формулы и буквенные обозначения величин нужно вставлять, используя меню «Вставка. Символ». Формулы набираются с помощью встроенного в MS Word редактора формул MathType. Шрифт Times New Roman, кегль: основной текст – 14 пт, индекс – 10 пт. Буквы (прописные и строчные) латинского алфавита, обозначающие физико-математические величины, набирают курсивом. Русские, греческие буквы, сокращенные тригонометрические и математические термины (sin, cos, tg, arcsin, ln, lg, lim, const, min, max и т. д.) набирают прямым шрифтом. Нумеруются только те формулы, на которые автор ссылается по тексту.

Иллюстрации, формулы и сноски следует нумеровать в соответ-

ствии с порядком цитирования в тексте.

Аббревиатуры. В тексте следует использовать только общепринятые сокращения (аббревиатуры). Полный термин, вместо которого вводится сокращение, следует расшифровывать при первом упоминании его в тексте. Приводимые статистические данные, факты, цитаты, имена собственные и другие сведения должны быть обеспечены ссылками на источники. В тексте пишутся в квадратных скобках.

8. Список использованных источников должен включать в себя все работы, использованные автором в тексте, и оформлен на русском (белорусском) языке в соответствии с требованиями Высшей аттестационной комиссии Республики Беларусь. Цитируемая литература приводится общим списком по мере упоминания. Каждый источник должен иметь свой порядковый номер в списке.

Затем приводится список цитированных источников в романском алфавите (латиница) (References) со следующей структурой: авторы (транслитерация), название статьи в транслитерированном варианте [перевод названия статьи на ан-

лийский язык в квадратных скобках], название русскоязычного источника (транслитерация) [перевод названия источника на английский язык], выходные данные с обозначениями на английском языке. Транслитерация русскоязычных названий выполняется согласно стандарту BSI.

При оформлении списка литературы на английском языке (References) для транслитерации кириллицы используйте систему Board of Geographic Names (BGN).

Тире, а также символ // в описании на английском не используются.

Перечисляются все авторы материала через запятую. Фамилия и инициалы транслитерируются. Инициалы от фамилии запятой не отделяются.

Названия книг, журналов, материалов конференций, сборников, авторефератов и диссертаций транслитерируются и переводятся.

Транслитерация набирается курсивом, перевод – в квадратных скобках [].

Названия статей (составных частей) из журналов, сборников и т. д., а также патентов, законов, ГОСТ, СНБ, ТКП, СНиП, СанПиН и т. д. только переводятся.

К печати принимаются статьи, отвечающие профилю журнала, не публиковавшиеся ранее в других изданиях.

Материал должен быть подписан всеми авторами.

Материалы, оформленные с нарушением требований или не прошедшие рецензирование (отклонены рецензентами) не публикуются.

Примеры оформления материалов статьи и транслитерации приведены на сайте bga.by.



РУБРИКИ ЖУРНАЛА

Технические науки

(проектирование и эксплуатация авиационной техники, навигация и управление воздушным транспортом, авиационная безопасность и безопасность полетов)

Педагогические науки

(профессиональная подготовка авиационных специалистов, развитие профессионального образования)

Юридические науки

(правовое регулирование в области гражданской авиации)

Психологические науки

(инженерная психология, эргономика, авиационная психология, человеческий фактор)

УСЛОВИЯ ОПУБЛИКОВАНИЯ В ЖУРНАЛЕ

Для опубликования статьи в журнале необходимо представить:

1. Экспертное заключение о возможности опубликования в открытых источниках печати в электронном виде в формате pdf (оригинальные экспертные заключения необходимо обязательно предоставить в оргкомитет).
2. Выписка из протокола заседания кафедры или иной научной структуры с рекомендацией к опубликованию материалов статьи в научно-практическом журнале «Авиационный вестник».
3. Статьи о результатах работ, проведенных в научных учреждениях, должны иметь разрешение на опубликование (сопроводительное письмо ректората или дирекции либо выписку из протокола заседания ученого совета, отдела или кафедры).
4. Анкету автора (форму можно посмотреть на сайте академии в разделе Академия/Наука и инновации/Журнал «Авиационный вестник».
5. Материалы статьи и сопроводительные документы представляются в электронном и письменном виде согласно установленным требованиям.

- Электронную версию материалов присылать по адресу: avia.vestnik@bgaa.by. В названии файла указывать фамилию автора (либо соавторов через запятую) в именительном падеже, а также первые два-три слова из названия статьи.

- Бумажный вариант статьи, подписанный всеми авторами (подписи должны быть заверены) направлять по адресу редакционной коллегии с пометкой «Научно-практический журнал «Авиационный вестник».

Языки материала статьи: белорусский, русский, английский.

Плата за публикацию не взимается.

Электронная версия журнала будет опубликована на сайте учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации».

bgaa.by

Журнал включен в перечень Высшей аттестационной комиссии Республики Беларусь для опубликования результатов диссертационных исследований по техническим наукам (эксплуатация воздушного транспорта, навигация и управление воздушным транспортом) согласно приказу Высшей аттестационной комиссии Республики Беларусь № 94 от 01.04.2014 (в редакции приказа Высшей аттестационной комиссии Республики Беларусь 16.02.2021 № 36).

Журнал включен в РИНЦ (Российский индекс научного цитирования) Научной электронной библиотеки eLIBRARY.RU

АДРЕС РЕДАКЦИОННОЙ КОЛЛЕГИИ:

220096, г. Минск, ул. Уборевича, 77

Учреждение образования «Белорусская государственная академия авиации»

Телефон: +375 (17) 354-32-34

e-mail: avia.vestnik@bgaa.by

Подписано в печать 31.12.2024. Формат 60x90/8. Бумага офсетная. Печать цифровая.

Усл. печ. л. 4,65. Тираж 120 экз. Заказ №3328

Отпечатано: ООО «НАВИТЕХ».

ЛП №3820000018525 от 21.02.2017

Ул. Асаналиева, д. 84/2, каб. 5, 220024, г. Минск, Республика Беларусь