№ 12 ИЮЛЬ 2025
ISSN 2707-6989

БЕЛОРУССКАЯ ГОСУДАРСТВЕННАЯ
АКАДЕМИЯ АВИАЦИИ

Авиационный вестник
The aviation herald

Научно-практический журнал

THE AVIATION HERALD, 2025, no. 12
АВИАЦИОННЫЙ ВЕСТНИК. 2025. № 12

АВИАЦИОННЫЙ ВЕСТНИК

Научно-практический журнал

СОДЕРЖАНИЕ

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

THE AVIATION HERALD

Scientific and practical journal

CONTENTS

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

Яцкевич Игорь Георгиевич

Ректор Белорусской государственной академии авиации

Подготовка авиационных специалистов требует постоянной и систематической актуализации содержания обучения с учетом современного развития технологий и научного знания. Неизменными приоритетами профессиональной деятельности коллектива БГАА являются непрерывное совершенствование образовательного процесса, усиление практико-ориентированной составляющей обучения, апробация в процессе обучения новейших разработок ученых и передового опыта специалистов предприятий и организаций авиационной сферы, применение в обучении современных тренажерных комплексов и программного обеспечения. Полученные в стенах академии глубокие знания и навыки становятся надежной основой для профессиональной карьеры выпускников, и в целом создают необходимые предпосылки для успешной конкуренции на рынке образовательных услуг.

Создавая научно-практический журнал «Авиационный вестник», мы стремились объединять усилия ученых, преподавателей и инженеров реального сектора в развитии передовых технологий, создать площадку для обсуждения итогов текущих исследований и задач на ближайшую и отдаленную перспективу, способствовать популяризации новых научных идей и практических достижений в авиации. В двенадцатом выпуске журнала вы найдете актуальные исследования: от перспективных технологий авиастроения, развития беспилотных авиационных систем до актуальных вопросов совершенствования инфраструктуры авиационной отрасли и различных гуманитарных аспектов организации профессиональной деятельности в авиации. Научные работы отражают поиск инженерных решений в контексте развития цифровых технологий и инновационных подходов, путей оптимизации влияния человеческого фактора в гражданской авиации.

Одним из ключевых факторов успешного развития была, есть и остается преемственность поколений в авиации, сохранение и преумножение традиций. В год 80-летия Великой Победы советского народа в Великой Отечественной войне, мы с особой гордостью и трепетом чтим память героев, подаривших нам мирное небо. В традиционной рубрике «Авиация в лицах» в данном выпуске мы презентуем материал, который адресован в первую очередь молодому поколению как пример мужества авиаторов, их патриотизма и преданности долгу. Мы уверены, что именно сочетание традиций, заложенных предыдущими поколениями авиаторов, с актуальными знаниями и активной гражданской позицией формирует надежную основу для личностного и профессионального роста специалистов авиационной отрасли.

От имени редакционной коллегии журнала и Белорусской государственной академии авиации выражаю искреннюю благодарность авторам, чьи материалы вошли в этот номер. Убежден, что представленные исследования будут способствовать дальнейшему развитию авиационной отрасли и послужат стимулом для новых научных достижений.

БЕЛОРУССКИЕ ГРАЖДАНСКИЕ АВИАТОРЫ — УЧАСТНИКИ ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ

Великая Отечественная война затронула каждого человека в нашей стране. События тех далеких лет безжалостно ломали судьбы людей, стран, целых регионов. Жизнь разделилась на до и после.

Затронула война и белорусскую гражданскую авиацию, которая была создана всего за 8 лет до трагических событий лета 1941 года. Вспомним вкратце историю создания крылатой отрасли республики. Началом развития гражданской авиации Белорусской ССР стало открытие первого в республике аэропорта в Минске в 1933 году. В 1934 в столице начало базироваться звено тихоходных бипланов У-2. Самолеты летали по маршрутам местных воздушных линий, перевозили почту, грузы, немногочисленных пассажиров, выполняли обработку полей, лесов, водоемов, а позже стали выполнять и санитарные рейсы, обеспечивая медицинским обслуживанием удаленные районы страны. Также постоянную прописку самолеты получили и в Гомеле. Новый импульс в развитии гражданской авиации был получен после объединения Западной Беларуси и БССР. Существенно расширилась география полетов, начался стремительный рост авиапарка, строительство новых аэропортов. В 1940 году новое подразделение создали в Белостоке. Учитывая возросшую роль авиации в БССР из авиаотрядов, находящихся в республике, была образована Белорусская отдельная авиагруппа гражданского воздушного флота. В 1941 году авиаторы готовились открыть новые маршруты, шло освоение новой скоростной матчасти, гражданская авиация была на подъеме, но 22 июня все планы были перечеркнуты вторжением немецко-фашистских захватчиков. Пилоты белорусских подразделений гражданского воздушного флота (ГВФ) с обычных мирных рейсов были вынуждены перейти к выполнению боевых задач на линии фронта.

По-разному сложились судьбы белорусских авиаторов довоенной поры. Война не щадила никого. Большие потери понесла гражданская авиация в летние месяцы 1941 года. Фронт отходил на восток. Из подразделений белорусской гражданской авиации были созданы авиагруппы ГВФ, а после и отдельные полки ГВФ. За успехи в выполнении боевых задач полки были преобразованы в гвардейские.

Рассказывая про судьбы пилотов белорусских авиаподразделений, участников войны, хочется вспомнить двух друзей, которые были отправлены на работу в Минск в 30-е годы. Это Антохин Федор Васильевич и Бибиков Яков Иванович. Биографии их схожи: оба родились в годы Первой мировой войны: Бибиков — 5 ноября 1914 года, Антохин — 26 февраля 1915 года. Детство пришлось на период революции, разрухи первых послевоенных лет.

Федор Васильевич из деревни Чернышино Новосильского района Орловской области из семьи крестьянина-бедняка. В 1929 году окончил школу крестьянской молодежи в селе Голунь и вместе с семьей работал в колхозе.

Антохин Федор Васильевич в 1940-е годы

Яков Иванович из деревни Морево Кашинского района Калининской области из семьи крестьянина-бедняка, который занимался сельским хозяйством. Кроме Якова в семье было еще 4 детей (2 сестры и 2 брата). В 14 лет у Якова Ивановича умерла мать, а в 18 лет умер отец. После смерти матери находился на иждивении сестры.

Бибиков Яков Иванович в Аэропорту Минск. Август 1944 года

20—30-е годы — период индустриализации. Из деревень люди переезжали в города для работы на заводах. Так, в 1931 году Антохин и Бибиков переехали в Москву, оба учились в школе фабрично-заводского

ученичества при государственном подшипниковом заводе. Там они познакомились, там и завязалась их дружба. 25 января 1931 года в Советском Союзе был озвучен знаменитый лозунг: «Комсомолец — на самолет!». По призыву комсомола в 1933 году два друга, Антохин и Бибиков, поехали осваивать летное дело в 3-ю Балашовскую авиашколу пилотов. В 1936 году они оканчивают обучение. Федор Васильевич отправляется работать в Минск в 203-й авиаотряд спецприменения Московского управления ГВФ. Якова Ивановича оставляют в авиашколе в качестве инструктора, и он до октября 1938 года обучал курсантов. Затем, осенью 1938 года, Бибиков получил перевод в Минск, в тот же 203-й авиаотряд, где занял должность пилота-инструктора и вновь встретился с Антохиным.

В 1940—1941 годах, после воссоединения белорусских земель, начал работу Белостокский авиаотряд спецприменения. В июне 1940 года Бибикова назначили в Белосток на должность заместителя командира авиаотряда по летной части, а в конце 1940 года Яков Иванович был переведен обратно в Минск в 253-й авиаотряд на аналогичную должность. Мирные планы были разрушены 22 июня 1941 года...

С началом Великой Отечественной войны Бибиков участвовал в боевых действиях, под его руководством авиаотряд перебазировался с аэродрома Лошица на аэродром восточнее Минска. Пилоты Белорусской авиагруппы ГВФ начали выполнять боевые вылеты в интересах армии, доставляли срочные грузы, вывозили раненых. При отступлении на восток подразделения понесли потери. В первые месяцы войны Яков Иванович летал в Белорусской (позже переименованной в Западную) особой авиагруппе ГВФ. После разделения Западной особой авиагруппы ГВФ продолжил службу в 13-й особой авиагруппе ГВФ (далее в 6-м авиаполку ГВФ, который с 1943 года стал 62-м гвардейским), летал в качестве пилота, исполнял обязанности начальника штаба. 27 мая 1943 года ему было присвоено звание гвардии майора. 20 августа 1943 года переведен в 18-й отдельный авиаполк ГВФ на должность командира транспортной авиаэскадрильи ГВФ. В условиях фронта Яков Иванович занимался подготовкой молодых пилотов, не имевших специальной подготовки во фронтовых условиях.

Вырезка из газеты 1944—1945 гг.
Командир авиаотряда Белорусского ГВФ,
гвардии майор Бибиков Я. И. дает задание отряду пилотов,
отправляющихся с почтой на периферию

На март 1944 года он имел общий налет более 4000 часов. В частях действующей армии Бибиков находился с 22 июня 1941 года по 13 июня 1944 года. Был награжден орденами и медалями, среди которых есть Орден Отечественной войны I-й степени, медаль «За боевые заслуги».

В 1944 году Яков Иванович был отозван с фронта в Москву, где получил назначение на должность командира во вновь созданный 22-й транспортный авиаотряд Белорусского управления ГВФ. На освобожденных землях Белорусской ССР началось возрождение гражданской авиации, и понадобились опытные кадры для народного хозяйства.

Что представляла из себя белорусская земля летом 1944 года? Поле битвы, воронки от бомб, разрушенные города и деревни. Лежал в руинах и Минск. В таких условиях начал работу 22-й транспортный авиаотряд (ТАО), возглавляемый опытным пилотом и руководителем Бибиковым Яковом Ивановичем. Задачи перед отрядом стояли колоссальные. Нужно было выполнять полеты, обеспечивать выполнение плана, восстанавливать здания и сооружения, налаживать быть. В 1944—1945 годах большая часть опытных кадров была на фронте, и в отряд присылали молодых пилотов. И вновь, как это было и до войны, и как это было на фронте, Яков Иванович занялся подготовкой молодых пилотов. После 22-го ТАО Бибиков возглавлял 254-й авиаотряд спецприменения в Минске.

Бибиков Яков Иванович, командир 22-го
транспортного авиаотряда. 1946 год

В 1946 году Якова Ивановича перевели в Министерство государственной безопасности. В те годы в Беларуси формировалось авиазвено Министерства государственной безопасности (МГБ), и Бибиков должен был возглавить новое авиаподразделение. Однако звено так и не организовали, и Яков Иванович остался на службе в МГБ, перейдя на наземную работу. Уже после выхода на пенсию жил в Минске, окончил институт, был активным участником встреч ветеранов Великой Отечественной войны.

Несколько иначе сложилась судьба второго героя нашего рассказа. В марте 1941 года, когда в Белорусскую авиагруппу ГВФ должны были поставить новые скоростные самолеты ПС-40, Антохин Федор Васильевич вместе с еще двумя пилотами был отправлен на переучивание в Минеральные Воды. Предполагалось, что ПС-40 будут широко использоваться на линии Минск — Москва для доставки почты, грузов,

матриц газет. Война застала Федора Васильевича в момент проведения практического обучения. После завершения ночных полетов пилотов, находящихся на обучении, зачислили в отряд для перегонки бомбардировщиков ДБ-3Ф с дальнего востока. После Антохин был направлен в ночной бомбардировочный авиаполк, однако на фронт полк не отправили, а преобразовали в перегоночный. Изначально полк занимался перегонкой самолетов, прибывших в СССР по южной трассе, а затем — из США через Аляску. Антохин участвовал в перегонке таких самолетов, как В-25, С-47, Бостон.

13 марта 1944 года получил орден Красной Звезды. В наградном листе от 18 декабря 1943 года говорилось: *«Отличный летчик, овладел отличной техникой пилотирования самолетов А-20 и С-47. Перегнал 29 самолетов на участке Фербенкс — Уэлькаль. До 1-го перегоночного авиаполка работал в 5-м, где перегнал на участке Киренск — Красноярск 19 самолетов. До 1-й перегоночной авиадивизии работал на Южной перегоночной трассе, где перегнал 12 самолетов. Достоин награждения орденом Красной Звезды»*.

В 1946 году Федор Васильевич был демобилизован и прибыл обратно в Минск, где он начинал работать за 10 лет до этого, здесь он снова встретился с Яковом Ивановичем. Первоначально летал в 22-м ТАО на самолетах Ли-2 и С-47 в качестве командира корабля. В 1948 году возглавил учебно-тренировочный отряд Белорусского управления ГВФ, который занимался подготовкой и переподготовкой авиационных кадров в интересах авиаподразделений Беларуси, Литвы и Латвии. В 1949 году в Минске образовали 1-ю отдельную учебную авиационную эскадрилью ГВФ, которая готовила вторых пилотов самолетов Ли-2, а позже и Ил-12. Ее возглавил Антохин, под его руководством было подготовлено несколько сотен вторых пилотов для всего «Аэрофлота». Параллельно с работой Федор Васильевич учился в Белорусском государственном университете. В 1954 году он переведен в Ленинград на должность заместителя начальника Северного (позже Ленинградского) управления ГВФ. Освоил четырехмоторный Ил-18. В 1962—1963 годах был в заграничной командировке на Кубе в качестве представителя «Аэрофлота». Это была ответственная и важная должность. В то время выполнялся рейс на самолете Ту-114. После командировки в 1964 году работал заместителем командира Ленинградского объединенного авиаотряда по летной службе, с 1971 года — старшим пилотом-инспектором Ленинградского управления гражданской авиации (УГА). 16 августа 1966 года Антохин одним из первых поучил высокое звание — Заслуженный пилот СССР (удостоверение № 4). С 1972 года занимал наземные должности, до 1982 был начальником штаба 344 летного отряда. За время работы освоил 18 типов воздушных судов, налетал 18000 часов.

Антохин В. Ф. с нагрудным знаком «Заслуженный пилот СССР»

После окончания Великой Отечественной войны Антохин и Бибиков сохранили крепкую дружбу. Они регулярно переписывались и навещали друг друга. Федор Васильевич до конца своих дней жил в Ленинграде, принимал активное участие в спортивной (бег и лыжи) и общественной жизни различных коллективов, был начальником штаба школы юных летчиков, членом комитета Болгаро-Советской дружбы, членом комитета ДОСААФ. Яков Иванович проживал в Минске, принимал активное участие во встречах сослуживцев, собирал информацию по истории белорусской авиации.

Антохин Федор Васильевич и Бибиков Яков Иванович на встрече в Ленинграде

Оба наших героя внесли неоценимый вклад в обучение авиационных кадров. Бибиков Яков Иванович готовил пилотов в авиашколе и в эксплуатационных подразделениях, вводил в строй летчиков на фронте, а в первые послевоенные годы принимал активное участие в подготовке пилотов и техников Белорусского управления ГВФ. Антохин Федор Васильевич возглавлял учебные подразделения ГВФ в 40—50-е годы. Под его началом успешно шел процесс подготовки и переподготовки кадров для всей гражданской авиации СССР. Антохин и Бибиков внесли существенный вклад в развитие белорусской и советской гражданской авиации и навсегда вписали свои фамилии в историю отечественной авиации.

Материал подготовлен
ведущим инженером по эксплуатации воздушных
судов авиационно-технической базы
ОАО «Авиакомпания «Белавиа»
В. Г. Тарасюком

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

УДК 53(075.3)

Л. И. ГРЕЧИХИН

L. GRECHIKHIN

МЕТОДЫ ВВЕДЕНИЯ ПРИМЕСЕЙ В МЕТАЛЛЫ И ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ СТРУКТУРЫ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ P- И N-ПРОВОДИМОСТИ

METHODS FOR INTRODUCING IMPURITIES INTO METALS AND SEMICONDUCTOR STRUCTURES TO OBTAIN P- AND N-CONDUCTIVITY

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: *при высоких температурах все вещества пребывают в атомарном состоянии, а по мере понижения температуры взаимодействие между атомами приводит к образованию двухатомных или трехатомных молекул. Каждая трехатомная молекула в центре содержит положительный или отрицательный электрический заряд, равный по величине. Взаимодействие молекул приводит к образованию основных кластеров. Взаимодействие основных кластеров приводит к формированию поверхностных и объемных кластеров, которые совместно образуют твердое тело. Твердое тело внутри содержит кристалл, а на поверхности мономолекулярную пленку. Поверхность твердого тела, формируемая трехатомными молекулами, содержит парные образования. Три таких пары создают полую столбообразную структуру, которая опирается на поверхность кристалла. Каждая столбообразная структура шестью парными образованиями из молекул связана с другими столбообразными структурами. Размер каждой столбообразной структуры позволяет в ее основании находиться трем трехатомным молекулам, которые при взаимодействии с кристаллом распадаются на отдельные атомы. Внутри кристалла взаимодействие между атомами осуществляется следующими типами связей: ковалентная, ионная, наведенная, электрон-дипольная, диполь-дипольная и сложное электростатическое расталкивание положительных ионов с учетом первой, второй и даже третьей степени ионизации. Электрические токи в газах и в твердых телах возникают двух видов: токи проводимости и токи смещения. В токах проводимости энергию переносят свободные электрические заряды, а в токах смещения – электромагнитные волны. При температурах вблизи абсолютного нуля металлы из трехатомных молекул превращаются в диэлектрики, и возникает сверхпроводимость. Взаимодействие атомов в твердом теле происходит с атомами первой, второй и третьей координационной сферы с учетом затенения каждого слоя предыдущим слоем. При разрыве связи с третьим координационным слоем пропадает сверхпроводимость. Разрыв связи со второй координационной сферой приводит к возникновению явления плавления, а при разрыве связи с первой координационной сферой начинается кипение. Свободные электрические заряды возникают вследствие ионизации отрицательных ионов под действием повышения температуры и создаваемого внешнего электрического поля. При этом внутри столбообразной пустоты возникает ток проводимости, который на границах кристалла у катода и анода переходит в ток смещения. Во внешней электрической цепи протекает только ток смещения. Легирование металлов и полупроводников следует осуществлять потоком атомов, который возникает под действием мощного лазерного излучения или импульсного электрического разряда.*

Ключевые слова: *p-проводимость, n-проводимость, p-n переход, ток проводимости, ток смещения, потенциал взаимодействия.*

Abstract: *at high temperatures, all substances are in the atomic state, and as the temperature decreases, the interaction between atoms leads to the formation of diatomic or triatomic molecules. Each triatomic molecule contains a positive or negative electric charge equal in magnitude in the center. The interaction of molecules leads to the formation of main clusters. The interaction of the main clusters leads to the formation of surface and volume clusters, which together form a solid. The solid contains a crystal inside and a monomolecular film on the surface. The surface of the solid, formed by triatomic molecules, contains paired formations. Three such pairs create a hollow columnar structure that rests on the surface of the crystal. Each columnar structure is connected to other columnar structures by 6 paired formations of molecules. The size of each columnar structure allows three triatomic molecules to be at its base, which, when interacting with the crystal, disintegrate into individual atoms. Inside the crystal, the interaction between atoms is carried out by the following types of bonds: covalent, ionic, induced, electron-dipole, dipole-dipole and complex electrostatic repulsion of positive ions taking into account the first, second and even third degrees of ionization. Electric currents in gases and*

solids arise in two types – conduction currents and displacement currents. In conduction currents, energy is transferred by free electric charges, and in displacement currents – by electromagnetic waves. At temperatures near absolute zero, metals from triatomic molecules turn into dielectrics and superconductivity occurs. The interaction of atoms in a solid occurs with atoms of the first, second and third coordination spheres taking into account the shading of each layer by the previous layer. When the bond with the third coordination layer is broken, superconductivity disappears. Breaking the bond with the second coordination sphere leads to the phenomenon of melting, and when the bond with the first coordination sphere is broken, boiling begins. Free electric charges arise as a result of ionization of negative ions under the influence of temperature increase and the external electric field created. In this case, the conduction current arises inside the columnar void, which at the crystal boundaries at the cathode and anode turns into a displacement current. Only the displacement current flows in the external electric circuit. Doping of metals and semiconductors should be carried out by a flow of atoms, which arises under the influence of powerful laser radiation or a pulsed electric discharge.
Keywords: *p-conductivity, n-conductivity, p-n junction, conduction current, displacement current, interaction potential.*

Введение

Микроэлектроника на наноуровне развивается особо быстрыми темпами. Это стало возможным после открытия *p*- и *n*-проводимости в полупроводниках, у которых достаточно широкая ширина запрещенной зоны с наличием в ней разрешенных уровней энергии. При этом при производстве транзисторов пластины из кристалла полупроводника вырезаются в плоскости (111) размером не более 100×100 мкм. Выбор плоскости (111) обусловлен тем, что в ней возникает максимальная поверхностная плотность атомов данного вещества, а сама поверхность идеально ровная, без ступенек. Полагают, что *n*-проводимость осуществляется движением электронов и создается путем внедрения в тело пластины из полупроводника кремния или германия атомов бора, теллура, галлия или индия, а *p*-проводимость осуществляется вследствие движения положительно заряженных «дырок» и возникает, когда в кристалл полупроводника вводят атомы мышьяка, фосфора или селена. Влияние температуры и внешнего электрического поля на *n*- и *p*-проводимость рассматривалось в основном качественно. Качественное физическое обоснование с позиций зонной теории было достаточно полно выполнено в 70-е годы прошлого столетия [1]. Практику это устраивало, и развитие микроэлектронной техники осуществлялось в основном опытным путем.

С развитием нанотехнологий произошел резкий скачек в создании новой техники в области микро- и наноэлектроники. В этой связи возникла острая необходимость понять, какая электродинамика реализуется в процессе образования микро- и наноструктур. Прежние представления с применением зонной теории и электронной теории Друде — Лоренца — Зоммерфельда с распределением по энергиям Ферми — Дирака не отражали истинного положения вещей. Для обоснования полученных экспериментальных данных следует создавать новые модели и новые подходы. В этом плане уже происходит переосмысление прежних физических представлений на наноуровне с применением электронных и особенно туннельных микроскопов.

Д. Максвелл показал, что в природе существует два вида электрических токов: ток проводимости и ток смещения, а Никола Тесла в качестве альтернативы электронной теории предложил электрические и магнитные явления рассматривать с позиций распространения электромагнитных волн, что соответствует токам смещения по Максвеллу. Последовательное представление идей Д. Максвелла и Н. Теслы в электродинамике были развиты в работах [2—4]. Однако четкое физическое обоснование возникновения *p*- и *n*-проводимости на атомно-молекулярном и кластерном уровне отсутствует, и остаются неясными следующие основополагающие экспериментальные данные:

1. Почему полупроводник при введении разных примесей позволяет получать p- или n-проводимость, т. е. получать свободные электроны для токов проводимости из катода или из анода?

2. Каким свойством должны обладать внедряемые в полупроводниковый кристалл атомы, чтобы обеспечить p- или n-проводимость?

3. Какие методы внедрения примесей являются наиболее оптимальными для реализации p- или n-проводимости?

Все физические представления полупроводниковой техники рассматривались по аналогии работы электронных ламп, что непозволительно.

В настоящее время разработана строгая теория *p*- и *n*-проводимости с глубоким физическим обоснованием на атомно-молекулярном уровне с переходом на наноуровень с более ясным представлением возникающих при этом физических процессов и широким эффективным использованием в повседневной практике на основе применения нанотехнологий и особенно с учетом образования отрицательных ионов, а также их ионизации под действием температуры и приложенного внешнего электрического поля [5—14]. В результате в первом приближении решены следующие задачи:

- строго обоснована кристаллическая структура полупроводника с применением туннельного микроскопа [5—7];
- обоснована температурная зависимость *p*- и *n*-проводимости [8—10];
- определен характер поведения *p*- и *n*-проводимости при наложении внешних электрических полей и под влиянием температуры [10, 11];
- выяснена сущность электропроводности полупроводников на новых физических принципах с учетом образования отрицательных ионов и наностроения твердых тел [12];
- обоснована физическая сущность работы полупроводниковых лазеров [13];
- разработана теория работы полупроводниковых диодов [14].

Однако многие свойства полупроводниковой техники недостаточно полно теоретически обоснованы. Особенно важно разработать эффективные методы нанесения покрытий на разные материалы.

Цель данной работы: обосновать разные методы нанесения покрытий на металлы и полупроводниковые материалы для формирования *p*- и *n*-проводимости.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Установить, какие процессы происходят при формировании кристаллических твердых тел.

2. Выяснить, какие частицы испаряются в процессе нанесения покрытий с получением *p*- или *n*-проводимости.

3. Обосновать структуру поверхности твердых тел, образованных двухатомными и трехатомными молекулами.

4. Определить энергетическую структуру после нанесения на поверхность кремния или германия атомов других элементов, обладающих разными значениями энергий сродства к электрону.

5. Разработать модель возникновения токов проводимости и токов смещения в полупроводниковых структурах без примесей и с примесями.

Подробно рассмотрим поставленные задачи.

1. Формирование кристаллических твердых тел

Для каждого вещества в справочнике [15] приведены полученные экспериментально структура и размеры кристаллов, а радиусы атомов и равновесные расстояния в двухатомных молекулах представлены в справочнике [16]. Каждое вещество при заданной температуре пребывает в виде отдельных частиц. В условиях высоких температур химические элементы таблицы Менделеева пребывают в виде отдельных атомов. С понижением температуры атомы объединяются в молекулы. В природе возникают два вида молекул: двухатомные и трехатомные. Частицы с четырьмя и более атомами следует относить к кластерным образованиям. Затем с уменьшением температуры молекулы, взаимодействуя друг с другом, формируют основные кластеры [17—19]. Взаимодействие основных кластеров приводит к образованию сложной поверхностной или объемной кластерной структуры, формирующей твердое тело. Объемные кластеры являются достаточно крупными частицами, поэтому между ними возникают пустоты большого размера. В результате возникает неоднородное твердое тело с наличием в пустотах свободных атомов. На такой неоднородной структуре по плотности, в основном для металлов, возникает интенсивное рассеяние электромагнитных волн, которые внутрь твердого тела не проникают, а полностью отражаются или поглощаются.

При температурах вблизи абсолютного нуля атомы в межкластерных объемах одновременно взаимодействуют со всеми окружающими кластерами, образуя однородную структуру без межкластерных пустот. В этом случае твердое тело является полностью однородным. В таком состоянии твердое тело превращается в диэлектрик, по всему объему которого электромагнитные волны свободно распространяются. Так как по твердому телу перенос энергии осуществляется токами смещения, т. е. электромагнитными волнами, то возникает явление сверхпроводимости, и определена температура, при которой это происходит [3].

В твердом теле внутри кластерных образований реализуется взаимодействие между отдельными атомами. Потенциал взаимодействия между атомами разработан в работах [20, 21] и равен

$$E_{\text{рез}} = E_{\text{ков}} + E_{\text{ион}} + E_{\text{нав}} + E_{e-d} + E_{d-d} + U^{+}_{\text{рез}}. \qquad (1)$$

В этом результирующем потенциале взаимодействия учитываются следующие связи: $E_{\text{ков}}$ — ковалентная связь; $E_{\text{ион}}$ — ионная связь; $E_{\text{нав}}$ — наведенная связь; $E_{e\text{-}d}$ — электрон-дипольная связь; $E_{d\text{-}d}$ — диполь-дипольная связь и $U^{+}_{\text{рез}}$ — сложная энергия расталкивания положительно заряженных ядер взаимодействующих частиц, учитывающая первую, вторую и даже третью степень ионизации [21]. Потенциал взаимодействия (1) используется в теории Гайтлера — Лондона. Ранее в этой теории рассматривались только четыре члена, а энергия отталкивания соответствовала вероятности обмена валентными электронами без учета взаимодействия положительно заряженных ядер. Поэтому расчетным путем получали потенциал взаимодействия, который не соответствовал экспериментальным данным. Чтобы как-то получить близкие значения энергий связи между взаимодействующими частицами использовали эмпирический потенциал Леннарда-Джонса, который был дополнен теорией Гайтлера — Лондона с четырьмя членами в потенциале взаимодействия. Но даже такое дополнение не позволило получать правильные результаты. Сопоставление разных энергий взаимодействия на примере образования двухатомной молекулы кремния показан на рисунке 1.

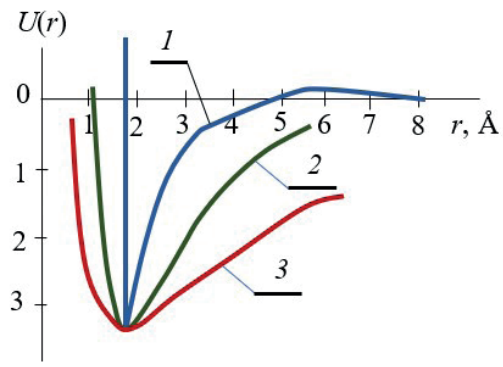


Рисунок 1 — Потенциал взаимодействия в двухатомной молекуле кремния: *1* — полученный по методу Гайтлера — Лондона с применением потенциала (1); *2* — потенциал Леннарда-Джонса; *3* — потенциал Морза

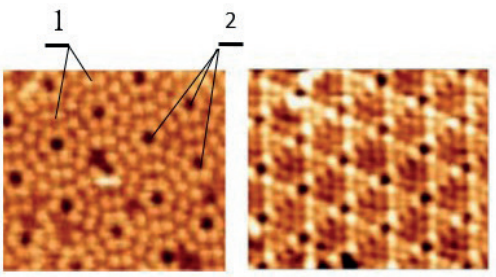
В процессе формирования твердого тела необходимо знать, какие энергии связи реализуются в двухатомных и трехатомных молекулах. Используя потенциал взаимодействия свободных атомов (1), были получены энергии диссоциации и ионизации для двухатомных и трехатомных молекул [20, 21], хорошо совпадающие с экспериментальными данными. Из сравнения потенциалов, полученных разными методами, следует, что потенциал вида (1) с применением теории Гайтлера — Лондона позволяет получать правильный результат энергий связи в двухатомной молекуле. При достижении максимума энергии связи, потенциал резко возрастает в соответствии с экспериментом, также получает энергию отталкивания на достаточно большом удалении взаимодействующих атомов и получает энергию атомизации.

2. Структура поверхности кристаллов

Образование трехатомных молекул и кластерных структур рассмотрено в [17] и показано, что поверх-

ность твердого тела формируется взаимодействием плоских кластерных структур, которые возникают вследствие взаимной связи двухатомных или трехатомных молекул. Следовательно, поверхность твердого тела формируется двухатомными или трехатомными молекулами, образуя поверхностный мономолекулярный слой на твердом теле.

С помощью сканирующего туннельного микроскопа установлено, что при напряжении на зонде (игле), составляющем приблизительно 2 В происходит разделение зарядов в центре трехатомных молекул разных знаков в каждой паре вокруг столбообразных пустот. Так как в центре трехатомных молекул сосредоточен электрический заряд разных знаков, то такие молекулы вследствие кулоновского взаимодействия должны пребывать на поверхности твердого тела в виде отдельных пар. Экспериментально это хорошо видно на рисунке 2, *а*, где трехатомные молекулы кремния с положительным зарядом в центре вдавливаются внутрь твердого тела внешним положительным полем, а с отрицательным зарядом в центре приложенное положительное внешнее поле не в состоянии преодолеть энергию связи таких молекул с положительным остовом основного кристалла. Поэтому деформация поверхности отсутствует.



а *б*

Рисунок 2 — Поверхность из трехатомных молекул кремния при подаче напряжения на зонд в туннельном микроскопе:
а — $V_s = +2{,}0$ В; *b* — $V_s = -2{,}0$ В;
1 — двухпарные трехатомные молекулы;
2 — столбообразные пустоты на поверхности из трех двухпарных молекул

При отрицательном напряжении положительно заряженные молекулы на поверхности кремния вытягиваются с поверхности, так как они с остовом кристалла связаны незначительно вследствие отталкивания от положительно заряженного кристалла [20]. В случае контакта двух трехатомных молекул внешнее приложенное напряжение будет смещать эти молекулы друг относительно друга.

Внутренняя структура твердого тела сформирована объемными кластерами и получена с применением рентгеноскопии. В результате установлено, что в узлах кристаллической структуры находятся положительно заряженные ионы ядер атомов, а между ядрами атомов находятся электроны, которые не свободные, а хаотически обмениваются своими электронами между атомами внутри кристаллической решетки вследствие обменного взаимодействия. Возникает эффект как бы свободных электронов. Распределение электронов по энергиям внутри кристаллической решетки экспериментально получено рентгеноскопией, а строгая теория разработана и описана в работах [17, 18].

Результаты теоретического расчета распределения электронов по энергиям для кремния и германия представлены на рисунке 3. Кристалл в чистом виде присутствует только в столбообразных пустотах. Чтобы напыляемые атомы других элементов могли пребывать на поверхности кристалла в виде отрицательных ионов, они должны контактировать непосредственно с кристаллом, в котором в нормальных условиях присутствуют почти свободные электроны. Это реализуется только в столбообразных пустотах. Непосредственно с атомами внутри кристалла взаимодействует поверхностный атомарный слой. При этом каждый атом на поверхности и внутри кристалла взаимодействует независимо с окружающими атомами. Структура поверхности внутри столбообразной пустоты представлена на рисунке 4.

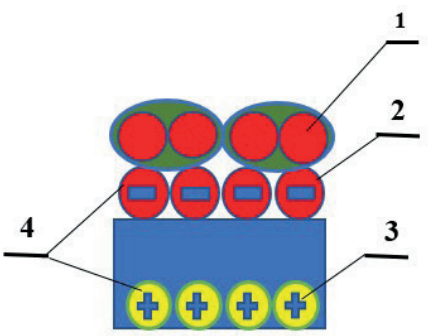
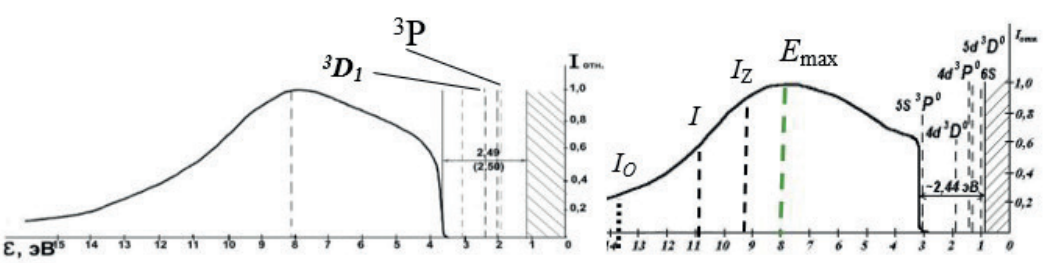


Рисунок 4 — Схема расположения молекул и атомов в контакте поверхность твердого тела — полупроводник:
1 — плоский мономолекулярный слой;
2 — атомы на поверхности кристалла в виде отрицательных ионов;
3 — положительно заряженные ядра атомов кристаллической решетки;
4 — двойной электрический слой, определяющий работу выхода [3]



а *б*

Рисунок 3 — Распределение электронной плотности по энергиям для кремния (*а*) и германия (*б*)

На поверхности кристалла вокруг столбообразных пустот образуется мономолекулярный слой. Молекулы в свою очередь объединяются в плоские основные кластеры, которые окончательно создают мономолекулярную поверхность кристалла. Если молекулы на поверхности кристалла обладают заметным сродством к электрону, то они будут пребывать в виде отрицательных ионов. Отрицательные ионы на поверхности кристалла и положительно заряженные ядра атомов внутри кристалла образуют двойной электрический слой. Этот слой определяет работу выхода электронов из кристалла. В такой последовательной комбинации, теоретический расчет электронной плотности по энергиям совпал с экспериментальными данными [4]. Следовательно, непосредственно внутри столбообразной пустоты на поверхности кристалла взаимодействуют не молекулы, а атомы, каждый из которых связан с первым, вторым и третьим координационным слоем внутри кристалла [20, 21]. Для каждого координационного слоя следует учитывать взаимное затенение. Взаимное затенение обосновано в работах [18, 19].

С повышением температуры относительно абсолютного нуля происходит последовательный распад взаимодействия атомов вначале с третьим, а затем со вторым и первым координационными слоями. При распаде взаимодействия с третьим координационным слоем пропадает сверхпроводимость. Распад взаимодействия со вторым координационным слоем под действием температуры определяет плавление. При температуре плавления между объемными кластерами в кластерных структурах появляются межкластерные пустоты, в которых присутствуют свободные атомы. Если в замкнутом межкластерном объеме возникают два свободных атома, то они объединяются в двухатомную молекулу. Это происходит при температуре плавления. С образованием двухатомных молекул внутри металла, состоящего из трехатомных молекул, удельное электрическое сопротивление возрастает ровно в два раза [12].

Распад связи атомов с первым координационным слоем определяет явление кипения. Строго при температуре кипения на поверхности твердого тела образуются трехатомные или двухатомные молекулы, а при незначительном охлаждении формируются основные поверхностные кластеры, которые с понижением температуры объединяются друг с другом, и возникает поверхность твердого тела в виде мономолекулярной пленки. В мономолекулярном кластерном слое на поверхности твердого тела образуются столбообразные пустоты сравнительно большого размера, в основании которых находятся атомарные отрицательные ионы. На рисунке 2 эти пустоты хорошо видны в виде темных окружностей.

Чтобы получить разные электрические свойства металлов или полупроводников, их легируют другими элементами таблицы Менделеева. В процессе легирования используют явление испарения. Долгое время явление испарения рассматривали чисто качественно. Строгая теория испарения была разработана в [22].

Наносить на поверхность твердого тела другие элементы можно путем испарения. Чтобы испарялись преимущественно молекулы, необходимо производить испарение строго при температуре кипения. Рассмотрим этот процесс детально.

3. Легирование полупроводников температурной и ионной имплантацией

Изменение физических свойств разных веществ осуществляют путем внедрения в основной материал разных примесей. Чтобы придать данному материалу нужное свойство, следует вводить примеси на атомно-молекулярном уровне. Если необходимо изменить механические свойства, то достаточно смешивать примесь в основном материале, когда он находится в жидком состоянии. Для изменения электрических свойств материалов необходимо водить примесь только на поверхность твердого тела, так как электрический ток протекает в основном по поверхности применяемого материала в металлах и полупроводниках. В этом случае электропроводность проводников или полупроводников существенно изменится. Для осуществления такой технологии следует использовать температурную или ионную имплантацию. При температурной имплантации используют явление испарения, которое наиболее интенсивно происходит при температуре кипения.

В процессе легирования необходимо заполнять только столбообразные пустоты. В этой связи для каждого вещества необходимо знать, какие молекулы и основные кластеры возникают на поверхности кристаллической решетки, а также как они испаряются преимущественно вблизи температуры кипения.

Существует только два вида молекул, и они формируют кристаллы семи систем (сингоний). Например, кубическая, гранецентрированная и объемноцентрированная структуры формируются трехатомными молекулами. Это алюминий, германий, кремний и др. Доказательство было осуществлено экспериментально в [5], а теоретически — в работе [6].

Мышьяк обладает ромбоэдрической структурой, которая близка к кубической структуре. Поэтому следует предположить, что кристалл мышьяка также формируется трехатомными молекулами.

Экспериментально доказано, что кристалл индия обладает тетрагональной структурой, которая формируется двухатомными молекулами [5]. Такой же структурой обладает кристалл бора. Поэтому кристалл бора формируется двухатомными молекулами.

Средняя скорость испарения молекул или кластеров при температуре кипения равна

$$\langle v \rangle = \sqrt{\frac{8k_b T_k}{\pi m}}. \qquad (2)$$

где k_b — постоянная Больцмана;

T_k — температура кипения;

m — масса испаряющихся частиц (атомов или основных кластеров) [22].

Строго при температуре кипения преимущественно испаряются молекулы. Со временем испарения температура поверхности несколько падает. Тогда на поверхности кристалла молекулы начинают объединяться в основные кластеры, и возникает испарение как молекул, так и основных кластеров. Если вещество формируется двухатомными молекулами, то основные кластеры состоят из трех двухатомных молекул [5, 6].

Скорость испарения кластеров из двухатомных молекул по сравнению со скоростью испарения отдельных двухатомных молекул уменьшается в 2,44 раза. На поверхности расплава двухатомные молекулы вза-

имодействуют силами поверхностного натяжения, а основные кластеры между собой не взаимодействуют, так как экранируются друг от друга молекулами. С учетом наличия и отсутствия такого взаимодействия скорости испарения двухатомных молекул и их основных кластеров существенно отличаться не будут. Экспериментально этот факт был обнаружен при нанесении индия на поверхность кремния [5]. При длительном напылении происходило испарение только основных кластеров индия.

При кипении веществ, формируемых трехатомными молекулами, скорость испарения основных кластеров при незначительном уменьшении температуры кипения будет меньше скорости испарения трехатомных молекул в восемь раз. В этом случае в процессе легирования на основной полупроводниковый кристалл будут осаждаться в основном молекулы.

После установления частиц, осаждаемых на легируемый материал, определим, какие потоки частиц испарения возникают при температуре кипения. Долгое время процесс испарения рассматривался путем решения кинетического уравнения Больцмана посредством применения корреляционных интегралов и преобразований Фурье с использованием коэффициентов испарения, определяемых экспериментально. Реально последовательная теория испарения разработана и опубликована в монографии [22]. Применим эту теорию к легированию полупроводников. Исходные данные для расчета времени легирования приведены в таблице 1.

Таблица 1 — Значения радиусов атомов в кристалле, в молекуле и в свободных атомах, а также сродство к электрону и дипольного электрического момента в атомах [15, 16]

	Германий	Кремний	Бор	Сурьма	Индий
Радиус атома в кристалле, Å	1,390	1,180	0,097	1,610	1,660
Радиус свободного атома, Å	1,536	1,475	1,166	1,562	1,998
Радиус молекулы, Å	2,210	2,122	1,960	3,226	3,331
Сродство к электрону атомов, эВ	1,230	1,500 (1,390)	0,277	1,100	0,300
Дипольный электрический момент атома, (Кл·м)·10^{30}	2,618	5,100	0,418	2,980	1,331
Величина заряда в центре трехатомной молекулы, Кл·10^{20}	1,704	3,458	0,716	1,908	0,666
Температура кипения, К	3120	3573	3973	1907	2297
Энергия связи внутри молекулы, эВ	0,807	0,924	1,027	0,493	0,594
Температура плазмы, К	5150	5895	6552	3145	3445

Время полного заполнения столбообразных пустот тремя молекулами примеси равно

$$dt = 3/J_{ev,i} \cdot \delta \cdot S. \quad (3)$$

где $J_{ev,i}$ — поток молекул при температуре кипения, который определен в работе [22];

δ — доля поверхности, занимаемая столбообразными пустотами, определяется отношением площади столбообразной пустоты к площади, которую занимают трехатомные молекулы на поверхности германия или кремния, формируемой в индексах Миллера (111).

Площадь легирования примесями с прямой проводимостью положим равной $S = 90\times100$ нм^2, а с обратной проводимостью $S = 10\times100$ нм^2, а $\delta = 1/7^2$. Площадь легирования определяется из полученной поверхности основы туннельным микроскопом [5]. У селена и мышьяка температуры сублимации очень малы, и при этих температурах испаряются большие кластерные образования, которые не могут проникать внутрь столбообразных пустот. Поэтому эти вещества наносятся ионной имплантацией, которая распыляет основу. Контролировать этот процесс достаточно проблематично.

Время полного заполнения столбообразных пустот кремния бором или сурьмой составляет $dt_{Si-B} \cong 968$ с, $dt_{Si-Sb} \cong 3{,}28\cdot10^4$ с соответственно. Для германия время заполнения индием или сурьмой составляет $dt_{Ge-In} \cong$ $\cong 4{,}197\cdot10^4$ с и $dt_{Ge-Sb} \cong 3{,}28\cdot10^4$ с соответственно.

Если учесть, что температура кипения у германия и кремния выше, чем у индия, то время заполнения столбообразных пустот должно быть наименьшее для кремния и наибольшее для индия. Теоретический расчет подтверждает этот вывод. Температурная имплантация настолько длительная, что возможно ее применение только при легировании кремния бором. В остальных случаях температурная имплантация не представляет интереса. Поэтому практически применяется в основном ионная имплантация. Такой метод нанесения примесей осуществляется при напряжениях выше 300 кВ/м. Ионная имплантация также трудно управляемая, а поверхностный слой кристалла в столбообразных пустотах эффективно разрушается. Контролировать такой процесс достаточно сложно, поэтому от него следует отказаться.

При прямом приложенном напряжении внутренний моноатомный нанесенный слой в столбообразной пустоте расположен у катода, а при обратном приложенном напряжении моноатомный слой расположен ближе к аноду вблизи разрешенных уровней энергии в запрещенной зоне. Толщина между катодом и анодом кремния или германия при совпадении столбообразных пустот со-

ставляет не менее двух молекулярных слоев кремния или германия.

Энергия связи молекул в твердом теле определяется величиной температуры кипения, т. е. $E_{con,i} = 3k_bT_{k,i}$. В столбообразной пустоте молекулы германия и кремния с поверхностью кристалла алюминия связаны достаточно прочно. Однако эта энергия существенно меньше энергий связи атомов на поверхности кристалла. Поэтому внутри столбообразной пустоты молекулы бора, мышьяка, индия, сурьмы, селена на поверхности кристалла кремния или германия самопроизвольно распадаются на отдельные атомы.

Так как легирование примесями кремния и германия путем испарения, а также ионной имплантацией является достаточно неэффективным и трудно управляемым, то следует найти способ имплантации потоком отдельных атомов со скоростью, не превышающей скорости звука, чтобы при этом не происходило распыления основы. В этом плане метод лазерной имплантации или мощным импульсным электрическим разрядом может оказаться более приемлемым, так как этот метод позволяет получать в основном потоки атомов и отрицательных ионов со скоростями менее скорости звука. Рассмотрим этот метод подробно.

Приложенное внешнее нормальное напряжение U внутри столбообразной пустоты практически полностью падает на толщине молекулярного слоя кремния или германия у катода или анода. При более длительном напылении на поверхность кремния или германия происходит осаждение молекул вокруг столбообразных пустот. В этом случае напряженность электрического поля в адсорбированных слоях между катодом и анодом на основании рисунка 4 составит

$$E_э = U/(2d_{Si} + kdp), \quad (4)$$

т. е. будет заметно уменьшаться.

4. Нанесение покрытий при лазерном распылении и при мощном импульсном разряде

Для обоснования рассмотренного процесса воздействия лазерного излучения на разные материалы экспериментально был использован лазер с плотностью потока энергии $w = 5{\cdot}10^{11}$ Вт/м^2 при воздействии на медную и алюминиевую пластины [24]. Энергия атомизации в нормальных условиях меди составляет 304,6 кДж/моль, а для алюминия 284,1 кДж/моль [25]. Результаты воздействия лазерного излучения на медную и алюминиевую пластину приведены на рисунке 5, где можно увидеть, что частота выброса плазмы при воздействии на медную пластину составляет приблизительно 180 кГц, а при воздействии на пластину из алюминия — приблизительно 306 кГц.

Коэффициент поглощения лазерного излучения при распространении в столбообразной пустоте плотной средой полностью поглощается, а при отражении от плотного молекулярного слоя полностью отражается. В случае импульсного разряда ионный поток полностью поглощается столбообразными пустотами, а от молекулярного обрамления вокруг столбообразной пустоты полностью отражается. Полная аналогия характера разрушения поверхности твердого тела мощным лазерным излучением и импульсным электрическим разрядом была доказана в работе [26]. Амплитуды векторов $\vec{E}$ и $\vec{H}$ вдоль направления распространения

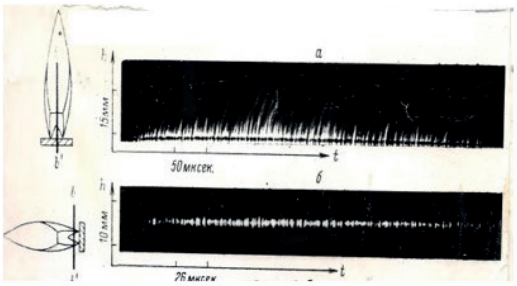


Рисунок 5 — Фоторазвертки:
а — продольная при воздействии лазерного излучения на медную пластину;
б — поперечная при воздействии лазерного излучения на пластину из алюминия

резко уменьшаются. Происходит быстрое затухание волны. Как быстро происходит затухание волны, определяется отношением амплитуд на отрезке Δr:

$$\frac{E(r)}{E(r+\Delta r)} = e^{-\sigma\Delta r}. \quad (5)$$

Это отношение определяет, во сколько раз уменьшилась амплитуда волны при прохождении расстояния Δr. Расстояние Δr, на котором происходит ослабление сигнала в e раз, называется глубиной проникновения лазерного излучения в среду и носит название скинслой. Для металлов скинслой составляет

$$\Delta r = \frac{1}{\sqrt{\pi f \mu \sigma}}, \quad (6)$$

где f — линейная частота колебаний электромагнитной волны, т. е. тока смещения [16].

Конкретно для металлов при длине волны падающего лазерного излучения 630 нм это расстояние составляет $\Delta r = 77{,}7$ нм. Получается, что для лазерного излучения толщина скинслоя составляет большое количество атомарных слоев кристалла и при этом полностью поглощается. Основное поглощение лазерного излучения происходит на глубине скинслоя. Поэтому разрушение твердого тела происходит последовательно скинслой за скинслоем.

При воздействии лазерного излучения на поверхность кристалла взаимодействие происходит внутри кристалла с атомами объемных кластеров, совокупность которых показана на рисунке 2. Вследствие преодоления энергии амортизации на поверхности твердого тела возникают плазменные факелы. В этом случае плазменные факелы содержат не молекулы поверхностного слоя металла, а отдельные атомы. При этом отдельные атомы в основном первого внешнего координационного слоя, на поверхности в основном кластере пребывают в виде отрицательных ионов. Их доля на основании общего строения объемного кластера оценивается величиной отношения числа атомов на его поверхности, которые пребывают в виде отрицательных ионов к общему числу атомов в объемном кластере и равна 3/13 = 0,23. В ранних работах по изучению лазерного воздействия на твердые тела, а также в катодных факелах дугового и искрового разрядов в шестидесятые годы прошлого столетия путем применения спектрального анализа было показано, что плазменные факелы содержат преимущественно атомы,

некоторая доля из которых пребывает в виде отрицательных ионов. В этом случае температура электронного газа определяется ионизацией отрицательных ионов (см. таблицу 1).

По отношению интенсивностей атомарных спектральных линий меди 510,5 нм и 515,3 нм с потенциалом возбуждения соответственно 3,817 и 6,191 эВ была измерена температура на оси струи, которая при давлении $P \approx 1$ атм составила 9500 – 10000 К, а при давлении $P = 5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст. составила 8500 – 9000 К. Излучение атомарных линий осуществляется вследствие воздействия электронов, которые образуются при ионизации отрицательных ионов атомов меди. В этом случае температура электронов равна 7850 К, т. е. близко к экспериментальным данным. В плазменном факеле температура несколько выше, т. к. факел дополнительно разогревается проходящим лазерным излучением.

Поскольку плазменные факелы, образующиеся при воздействии лазерного излучения, а также в дуговых и искровых разрядах содержат отрицательные ионы в большом количестве, то они должны формировать электрический ток. Для доказательства, что такие плазменные факелы переносят электрический заряд в работе [9] был проведен следующий эксперимент. В асбоцементную основу вставлены на некотором удалении два электрода из меди и алюминия. Между ними был произведен мощный импульсный разряд. С электродов возникают плазменные факелы. Ток разряда протекает по поверхности и не влияет на образующиеся плазменные факелы. Общая картина истечения плазменных факелов показана на рисунке 6.

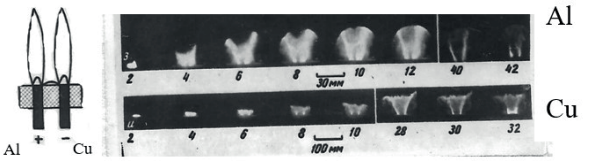


Рисунок 6 – Расположение электродов в импульсном разряде и фоторазвертка с частотой съемки 125000 кадров в секунду

На фотокадрах видно, что факелы расходятся друг относительно друга. Если они заряжены, то возникают электрические токи с обоих электродов одинакового направления. В соответствии с законом Ампера они должны притягиваться друг к другу, а они отталкиваются. Это значит, что электромагнитное взаимодействие значительно меньше электростатического.

Из рисунка 6 следует, что плазменные факелы при мощном разрушении твердого тела лазерным излучением или импульсным разрядом содержат свободный отрицательный заряд в виде отрицательных ионов.

Вследствие большей концентрации отрицательных ионов в факеле, истекающем из алюминия и меньшей массы атомов алюминия по сравнению с атомами меди плазменный факел при одной и той же мощности взаимодействия с алюминиевого электрода, отклоняется больше, чем с медного электрода. Плазменный факел, образующийся при воздействии мощного лазерного излучения или импульсного разряда на твердое тело, содержит только атомы данного элемента. Если атомы данного элемента обладают сродством к электрону, то часть из этих атомов в факеле пребывает в виде отрицательных ионов, доля которых от общей концентрации атомов составляет не более 23 %.

По мере разрушения твердого тела при лазерном воздействии или ионным потоком на некотором углублении образуется плазма при температуре атомизации данного твердого тела, которая препятствует дальнейшему прохождению лазерного излучения вследствие поглощения этой плазмой, что приводит к резкому возрастанию ее температуры, а, соответственно, и давлению. При значительном возрастании давления в канале разрушения возникают условия истечения плазмы из ресивера.

При фокусировании лазерного излучения на металлы и полупроводники вначале излучение проникает вглубь твердого тела по столбообразным пустотам. В случае воздействия импульсного разряда по столбообразным пустотам в катодных пятнах перенос энергии осуществляется ионным потоком. По мере разогрева кластеров твердого тела происходит последовательное превращение твердого тела в парообразное состояние минуя жидкое состояние. При температуре атомизации происходит резкое превращение твердого тела в состояние пара, содержащего отдельные атомы. Эффективное поглощение лазерного излучения и ионного потока реализуется на глубину скинслоя. Поверхностный слой атомов в кластере пребывает в виде отрицательных ионов, т. е. каждые три атома из 13 в кластере у поверхности пребывают в виде отрицательного иона. В результате внутри ресивера образуется отрицательно заряженный газ из отдельных атомов. Внутренняя поверхность в ресивере вследствие образования отрицательных ионов содержит двойной электрический слой, который удерживает отрицательные ионы внутри ресивера от их разлета. Давление, которое создает одноатомный газ внутри ресивера, определяется следующим образом:

$$P_r = n_a k_b T_a, \tag{7}$$

где n_a – концентрация атомов внутри ресивера;
k_b – постоянная Больцмана;
T_a – температура атомизации.

Концентрация атомов в ресивере равна

$$n_a = k \frac{S_r}{S_m} \cdot \frac{1}{V_r}, \tag{8}$$

где k – количество атомов в каждом кластере твердого тела;
S_r – площадь пятна облучения;
S_m – площадь сечения кластера;
V_r – внутренний объем ресивера.

На основании (8) концентрация атомов в ресивере составит: для алюминия $n_a(\text{Al}) = 2{,}25 \cdot 10^{22}$ м$^{-3}$, для меди $n_a(\text{Cu}) = 2{,}807 \cdot 10^{22}$ м$^{-3}$.

При температуре атомизации происходит резкое превращение атомов кристалла в состояние, когда атомы не взаимодействуют друг с другом. В этом случае температура плазмы определяется по формуле [18]

$$T_a = 0{,}55 \cdot E_a \cdot 11600 \text{ К}, \tag{9}$$

где E_a – атомарная энергия испарения, которая для алюминия равна 284,1 кДж/моль, а для меди –

304,6 кДж/моль [25]. Этим энергиям атомизации соответствуют температуры 18809 К и 20166 К. Температуры значительные, и поэтому внутри ресивера на его стенки воздействуют мощные лучистые потоки. Это значит, что размер ресивера вследствие испарения со стенок возрастает. Такое увеличение концентрации существенно не изменяет общую концентрацию атомов в ресивере. Поэтому увеличение диаметра ресивера в размере не приводит к резкому изменению концентрации атомов, образующихся на границе разрушения твердого тела внешним лазерным излучением или импульсным разрядом. Возрастание диаметра внутри ресивера приводит к образованию мини сопла Лаваля, т. е. на выходе из ресивера скорость истечения плазменного факела должна несколько возрастать.

Для оценок диаметр пятна облучения в соответствии с рисунком 6 примем равным 1 мм, а глубину ресивера положим 1 мм. Количество атомов в кластере гранецентрированного кристалла равно $k = 13$. Тогда при температуре атомизации давление пара составит: для атомов алюминия $P_r = 4542$ Па, для меди $P_r = 8692$ Па. При таких давлениях истечение пара из ресивера будет происходить со сверхзвуковой скоростью в нерасчетном режиме.

При температуре атомизации на границе твердого тела среднехаотическая скорость одноатомного газа определяется по формуле (2) и равна для алюминия $v_T = 3480$ м/с, а для меди $v_T = 2734$ м/с. Полученные скорости являются сверхзвуковыми и реализуются на границе твердое тело — плазма. С такой скоростью начинается движение плазмы внутри ресивера, т. е. с поверхности, на которую воздействует лазерное излучение или ионный поток. Движение одноатомного газа по каналу с изменяющимся сечением происходит непрерывно и разного рода разрывов не должно возникать. В таком движении выполняется закон непрерывности, т. е.

$$S_1\rho_1 v_1 = S_2\rho_2 v_2, \tag{10}$$

где S — сечение канала ресивера;

ρ — плотность плазмы;

v — скорость движения плазмы;

индексы 1 относятся к границе твердое тело — плазма;

индексы 2 относятся к выходному сечению ресивера.

При расширении канала ресивера изменение плотности вследствие испарения со стенок можно не учитывать. Поэтому можно полагать, что

$$v_2 = v_1 \frac{S_2}{S_1}. \tag{11}$$

Чтобы получить экспериментальное значение выходной скорости при воздействии лазерного излучения или импульсного разряда на алюминиевую пластину отношение площадей должно составлять для алюминия — 2,5, для медной пластины — 1,43. Это отношение площади выходного сечения ресивера к площади сфокусированного пятна применяемого лазера или катодного пятна.

Таким образом, при воздействии лазерного излучения или ионного потока на твердое тело возникает плазма, состоящая из катионов и анионов, т. е. образуется катион-анионная плазма, которая с огромной скоростью покидает поверхность металла [27]. Аналогичная ситуация реализуется при воздействии на полупроводниковые материалы.

7. Взаимодействие электромагнитных волн с катион-анионной плазмой

Концентрация атомов воздуха в нормальных условиях определяется числом Лошмидта, т. е. $2{,}7\cdot10^{27}$ м$^{-3}$. При уменьшении давления до $5\cdot10^{-2}$ мм рт. ст. концентрация молекул воздуха уменьшится до $1{,}78\cdot10^{21}$ м$^{-3}$. Концентрация атомов в плазменном факеле значительно выше. Поэтому при истечении типа «разлета в вакуум» плазменная струя будет расширятся до тех пор, пока концентрация атомов внутри плазменного факела не достигнет концентрации молекул окружающей среды, т. е. расширение плазменного факела происходит последовательно внутри ресивера, а затем при «разлете в вакуум». Расширение плазменного потока происходит почти мгновенно и поэтому такой процесс следует рассматривать как адиабатический. В этом случае температура плазменного факела уменьшится на величину

$$T = T_a/(\delta\cdot\Delta V)^{\gamma-1}, \tag{12}$$

где δ — расширение факела внутри ресивера;

ΔV — относительное расширение факела по выходе из ресивера;

γ — отношение теплоемкостей, которое для одноатомного газа равно 5/3.

Конкретные оценки, выполненные по (12), при воздействии на алюминий $T_{Al} = 465$ К; а на медь $T_{Cu} = 2770$ К. Мощность падающей электромагнитной волны определяется вектором Пойнтинга:

$$\vec{P} = \left[\vec{E}\cdot\vec{H}\right]. \tag{13}$$

При этом напряженность электрического и магнитного поля связана соотношением:

$$\sqrt{\varepsilon_r\varepsilon_0}E = \sqrt{\mu_r\mu_0}H, \tag{14}$$

где $\sqrt{\mu_r\mu_0}H$ — отражает закон Ома применительно к распространению электромагнитных волн, т. е. для тока смещения.

В электромагнитной волне векторы напряженностей электрического и магнитного полей взаимно перпендикулярны. По отношению к распространению волны оба поля также перпендикулярны. Применительно к воздействию на плазму на основании (13) и (14) вектор Пойнтинга принимает вид

$$\mathrm{P} = \sqrt{\frac{\varepsilon_r\varepsilon_0}{\mu_r\mu_0}}E_э^2, \tag{15}$$

где ε_r — относительная диэлектрическая проницаемость среды;

$\varepsilon_0 = 1/(4\pi\cdot9\cdot10^9)$ Ф/м — диэлектрическая проницаемость вакуума;

μ_r — относительная магнитная проницаемость среды.

$\mu_0 = 4\pi\cdot10^{-7}$ Г/м — магнитная проницаемость вакуума;

Относительную магнитную проницаемость при значительной концентрации свободных электро-

нов внутри металла можно положить равной $\mu r \cong 1$, а относительная диэлектрическая проницаемость с учетом ориентационной поляризации определяется по формуле

$$\varepsilon_r \cong 1 + \frac{n_a p_э^2}{3\varepsilon_0 k_b T}, \qquad (16)$$

где n_a — концентрация атомов алюминия или меди;

$p_э$ — встроенный дипольный электрический момент атома алюминия или меди [16].

Так как общая концентрация достаточно малая, то относительная диэлектрическая проницаемость от единицы существенно не отличается.

Если умножить вектор Пойнтинга на сечение ΔS, по которому распространяется электромагнитная волна, то получим мощность падающей электромагнитной волны

$$W = \mathrm{P} \cdot \Delta S, \qquad (17)$$

где $\Delta S = l^2$ — общая поперечная площадь.

Тогда на основании (15) — (17) получаем эффективное значение напряженности электрического поля волны

$$E_{эфф} = \sqrt{\frac{W}{\Delta S}} \left(\frac{\mu_r \mu_0}{\varepsilon_r \varepsilon_0} \right)^{\frac{1}{4}} \cong 122 \sqrt{\frac{W}{\Delta S}}. \qquad (18)$$

Если напряженность электрического поля волны $E_{эфф}$ умножить на диаметр отрицательного иона $2r_a$, то реализуется потенциал, который уменьшит энергию связи электрона с атомом, т. е. сродство к электрону. Этот процесс на основании закона Максвелла — Больцмана можно представить в виде

$$n_e = n_a \exp\left[-\frac{E_A}{k_b T} \cdot \left(1 - \frac{e^2 \left(2E_{эфф} r_a \right)^2}{\langle E_A \rangle^2} \right) \right], \qquad (19)$$

где n_a — концентрация отрицательных ионов в факеле;

E_A — энергия сродства атома к электрону [21].

Ионизация отрицательного иона атома происходит за счет энергии электромагнитной волны, падающей на плазменный факел. Потеря энергии составит:

$$\Delta W = n_e E_A \Delta V, \qquad (20)$$

где $\Delta V = \Delta l \pi \delta^2 \frac{d^2}{4}$.

Высота однородной части плазменного факела на основании рисунка 6 не более 1 см. Тогда ΔV составляет приблизительно 10^{-7} м$^{-3}$, а поглощенная энергия составит приблизительно $1{,}71 \cdot 10^{-4}$ Дж. Такая энергия должна выделяться в процессе прохождения электромагнитной волной зоны плазменного факела. Время прохождения волной плазменного факела составляет $\Delta t = \delta \cdot \frac{d}{c}$ (где c — скорость света). При воздействии на алюминий $\Delta t = 4{,}21 \cdot 10^{-11}$ с; при воздействии на медь $\Delta t = 5{,}26 \cdot 10^{-11}$ с.

Заключение

На основании проведенных исследований получено:

1. Формирование кристаллических структур происходит в следующей последовательности: при высоких температурах все вещества пребывают в атомарном состоянии, а по мере понижения температуры взаимодействие между атомами приводит к образованию двухатомных или трехатомных молекул. Каждая трехатомная молекула в центре содержит положительный или отрицательный электрический заряд, равный по величине. Затем взаимодействие молекул приводит к образованию основных кластеров. Основные кластеры формируют поверхностные и объемные кластеры, которые, взаимодействуя между собой, образуют твердое тело.

2. Твердое тело внутри содержит кристалл, а на поверхности твердого тела вследствие взаимодействия основных кластеров из трехатомных молекул возникают парные образования. Парные образования создают столбообразную структуру, которая опирается на поверхность кристалла. Каждая столбообразная структура шестью парными образованиями из молекул связана с другими столбообразными структурами.

3. В каждой столбообразной структуре по ее размеру могут находиться только три трехатомные молекулы, которые при взаимодействии с кристаллом распадаются на отдельные атомы.

4. Внутри кристалла взаимодействие между атомами осуществляется следующими типами связей: ковалентная, ионная, наведенная, электрон-дипольная, диполь-дипольная и сложное электростатическое расталкивание положительных ионов первой, второй и даже третьей степени ионизации.

5. В газах и твердых телах возникают электрические токи двух видов: токи проводимости и токи смещения. В токах проводимости энергию переносят свободные электрические заряды, а в токах смещения — электромагнитные волны.

6. При температурах вблизи абсолютного нуля металлы из трехатомных молекул превращаются в диэлектрики и возникает сверхпроводимость.

7. Взаимодействие атомов в твердом теле происходит с атомами первой, второй и третьей координационной сферы с учетом затенения каждого слоя предыдущим слоем. При разрыве связи с третьим координационным слоем пропадает сверхпроводимость. Разрыв связи со второй координационной сферой приводит к возникновению явления плавления, а при разрыве связи с первой координационной сферой начинается кипение.

8. Ионизация отрицательных ионов происходит вследствие повышения температуры и воздействия создаваемого внешнего электрического поля. При этом внутри столбообразной пустоты возникает ток проводимости, который на границах кристалла у катода и анода переходит в ток смещения.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Гречихин, Л. И. Основы физики твердого тела, атомного ядра и плазмы / Л. И. Гречихин, Я. В. Ленец. – Минск : МВИЗРУ, 1972. – 271 с.
2. Гречихин, Л. И. Физика. Электричество и магнетизм / Л. И. Гречихин. – Москва, 1980. – 184 с.
3. Гречихин, Л. И. Физика. Электричество и магнетизм. Современная электродинамика / Л. И. Гречихин. – Минск : ИООО «Право и экономика», 2008. – 302 с.
4. Гречихин, Л. И. Основы радиосвязи: монография / Л. И. Гречихин; Белорусская государственная академия авиации, Белорусская государственная академия связи. – Минск : Национальная библиотека Беларуси, 2016. – 377 с.

5. Гречихин, Л. И. Исследования поверхностного слоя кремния с напылением индия / Л. И. Гречихин, Ю. Шмермбекк, Г. Ф. Лепин [и др.]. – Берлин : Lambert. Academic Publishing, 2015. – 80 с.
6. Гречихин, Л. И. Кластерная структура кремния и конструкция его поверхности / Л. И. Гречихин, Д. Латушкина, М. Комаровская [и др.] // Упрочняющие технологии и покрытия. – 2015. – № 9. – С. 9–16.
7. Gretchikhin, L. I. Formation of p- n-conductivity in semiconductors / L. I. Gretchikhin // Journal Military technical courier scientific periodical of the ministry of defence of the Republic of Serbia. – 2018. – V. 66, № 3. – P. 304–321.
8. Гречихин, Л. И. Формирование p-, n-проводимости и p-n перехода / Л. И. Гречихин // Упрочняющие технологии и покрытия. – 2018. – Т. 14, № 5. – С. 231–238.
9. Гречихин, Л. И. Формирование p- и n-проводимости отрицательными ионами / Л. И. Гречихин // Авиационный вестник. – 2023. – № 6. – С. 8–16.
10. Gretchikhin, L. I. Formation of negative ions on the surface of a solid body and their influence on the thermoelectronic and autoelectronic emission of free electrons / L. I. Gretchikhin // American Journal of Scientific Research. – 2019. – Vol. 5, № 3. – P. 1–9.
11. Шмермбекк, Ю. Эмиссионный портрет поверхности упрочняющего конструкционного материала / Ю. Шмермбекк, Д. Б. Мигас, А. И. Гутковский [и др.] // Упрочняющие технологии и покрытия. – 2020. – № 3. – С. 136–143.
12. Гречихин, Л. И. Удельное электрическое сопротивление при токах проводимости и токах смещения / Л. И. Гречихин // Авиационный вестник. – 2023. – № 9. – С. 10–21.
13. Gretchikhin, L. I. Formation of emission in diode lasers with evaporation of various impurities on the main semiconductor crystal having affinity to electron / L. I. Gretchikhin // Aeronautics and Aerospace Open Access Journal. – 2023. – Vol. 7, № 1. – P. 36–45.
14. Гречихин, Л. И. Вольтамперные характеристики выпрямительных диодов металл-полупроводник. / Л. И. Гречихин // Энергетика. Изв. высш. учебн. заведений и энерг. объединений СНГ, в печати.
15. Физические величины: Справочник / А. И. Бабичев, Н. А. Бабушкина, А. М. Братковский [и др.] : под редакцией И. С. Григорьева, Е. Д. Мейлихова. – М. : Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.
16. Радциг, А. А. Справочник по атомной и молекулярной физике / А. А. Радциг, Б. М. Смирнов. – М. : Атомиздат, 1980. – 240 с.
17. Гречихин, Л. И. Взаимодействие напыляемых частиц с поверхностью твердого тела // Л. И. Гречихин, Ю. Шмермбекк /Авиационный вестник. – 2021. – № 5. – С. 21–28.
18. Гречихин, Л. И. Физика наночастиц и нанотехнологий. Общие основы, механические, тепловые и эмиссионные свойства / Л. И. Гречихин. – Минск : УП «Технопринт», 2004. – 399 с.
19. Гречихин, Л. И. Наночастицы и нанотехнологии // Л. И. Гречихин. – Минск : «Право и экономика», 2008. – 406 с.
20. Gretchikhin, L. Chemical Bonds at Interatomic and Intermolecular Interactions / L. I. Gretchikhin // Chemistry Research Journal. – 2018. – Vol. 3, № 2. – P. 1–11.
21. Gretchikhin, L. Interatomic interaction in diatomic molecules with taking into account the repulsion of the ions in a positively charged core / L. I. Gretchikhin // Military technical Courier. Scientific Periodical of the Ministry of Defence of the Republic of Serbia. – 2020. – Vol. 68, № 2. – P. 225–248.
22. Гречихин, Л. И. Двигатели внутреннего сгорания. Физические основы технической диагностики и оптимального управления / Л. И. Гречихин. – Минск : «Навука і тэхніка», 1995. – 270 с.
23. Сивухин, Д. В. Общий курс физики. Термодинамика и молекулярная физика / Д. В. Сивухин. – М. : Наука, 1975. – 551 с.
24. Гречихин, Л. И. Разделение электрических зарядов на поверхности твердого тела / Л. И. Гречихин. – Минск, МВИЗРУ, 1974. – 222 с.
25. Справочник химика / под ред. Б. П. Никольского. – Л. : Химия, 1971. – Т. 1. – 980 с.
26. Гречихин, Л. И. Об аналогии физических процессов, протекающих в импульсном разряде и при воздействии концентрированного лазерного излучения / Л. И. Гречихин, Л. Я. Минько // Журнал технической физики. – 1967.– Т. 37. – С. 1169–1172.
27. Гречихин, Л. И. Катион-анионная плазма. Образование и физические свойства / Л. И. Гречихин, Д. Ю. Олейник //Авиационный вестник. – 2024. – № 10. – С. 12–16.

REFERENCES

1. Grechikhin L.I., Lenets Ya.V. Osnovy fiziki tverdogo tela, atomnogo yadra i plazmy [Fundamentals of Solid-State Physics, Atomic Nucleus and Plasma]. Minsk, Izd. MVIZRU, 1972, 271 p.
2. Grechikhin L.I. Fizika. Elektrichestvo i magnetism [Physics. Electricity and Magnetism]. Moscow, Izd. Ministerstvo oborony SSSR, 1980, 184 p.
3. Grechikhin L.I. Fizika. Elektrichestvo i magnetizm. Sovremennaya elektrodinamika [Physics. Electricity and Magnetism. Modern Electrodynamics]. Minsk, IOOO "Pravo i ekonomika", 2008. 302 p.
4. Grechikhin L.I. Osnovy radiosvyazi [Fundamentals of Radio Communication]. Minsk, Natsional'naya biblioteka Belarusi, 2016, 377 p.
5. Grechikhin L.I., Shmermbekk, Yu., Lepin, G.F. et al. Issledovaniya poverkhnostnogo sloya kremniya s napyleniem indiya [Study of the Surface Layer of Silicon with Indium Coating]. Berlin, Lambert Academic Publishing, 2015, 80 p.
6. Grechikhin L.I., Latushkina, D., Komarovskaya, M. et al. Klasternaya struktura kremniya i konstruktsiya ego poverkhnosti [Cluster Structure of Silicon and Its Surface Construction] // Uprochnyayushchie tekhnologii i pokrytiya, 2015, no. 9, pp. 9-16.
7. Gretchikhin L.I. Formation of p-n-conductivity in semiconductors // Military Technical Courier, 2018, vol. 66, no. 3, pp. 304-321.
8. Grechikhin L.I. Formirovanie p-, n-provodimosti i p-n perekhoda [Formation of p-, n-Conductivity and p-n Junction] // Uprochnyayushchie tekhnologii i pokrytiya, 2018, vol. 14, no. 5, pp. 231-238.
9. Grechikhin L.I. Formirovanie p- i n-provodimosti otritsatel'nymi ionami [Formation of p- and n-Conductivity by Negative Ions] // Aviatsionnyy vestnik, 2023, no. 6, pp. 8-16.
10. Gretchikhin L.I. Formation of negative ions on the surface of a solid body and their influence on the thermoelectronic and autoelectronic emission of free electrons // American Journal of Scientific Research, 2019, vol. 5, no. 3, pp. 1-9.
11. Shmermbekk Yu., Migas D.B., Gutkovskiy A.I. et al. Emissionnyy portret poverkhnosti uprochnyayushchego konstruktsionnogo materiala [Emission Portrait of the Surface of a Strengthening Structural Material] // Uprochnyayushchie tekhnologii i pokrytiya, 2020, no. 3, pp. 136-143.
12. Grechikhin L.I. Udel'noe elektricheskoe soprotivlenie pri tokakh provodimosti i tokakh smeshcheniya [Specific Electrical Resistance in Conduction and Displacement Currents] // Aviatsionnyy vestnik, 2023, no. 9, pp. 10-21.
13. Gretchikhin L.I. Formation of emission in diode lasers with evaporation of various impurities on the main semiconductor crystal having affinity to electron // Aeronautics and Aerospace Open Access Journal, 2023, vol. 7, no. 1, pp. 36-45.
14. Grechikhin L.I. Volt-ampernye kharakteristiki vypryamitel'nykh diodov metall-poluprovodnik [Current-Voltage Characteristics of Metal-Semiconductor Rectifier Diodes]. Energetika (Izv. vyssh. uchebn. zavedeniy i energ. ob''yedineniy SNG) (in press).
15. Babichev A.I., Babushkina N.A., Bratkovskiy A.M. et al. Fizicheskie velichiny: Spravochnik [Physical Quantities: A Handbook]. Moscow, Energoatomizdat, 1991, 1232 p.
16. Radtsig A.A., Smirnov B.M. Spravochnik po atomnoy i molekulyarnoy fizike [Handbook on Atomic and Molecular Physics]. Moscow, Atomizdat, 1980, 240 p.
17. Grechikhin L.I., Shmermbekk Yu. Vzaimodeystvie napylyaemykh chastits s poverkhnost'yu tverdogo tela [Interaction of Deposited Particles with the Surface of a Solid Body] // Aviatsionnyy vestnik, 2021, no. 5, pp. 21-28.
18. Grechikhin L.I. Fizika nanochastits i nanotekhnologiy. Obshchie osnovy, mekhanicheskie, teplovye i emissionnye svoystva [Physics of Nanoparticles and Nanotechnologies. General Principles, Mechanical, Thermal, and Emission Properties] Minsk, UP "Tekhnoprint", 2004, 399 p.
19. Grechikhin L.I. Nanochastitsy i nanotekhnologii [Nanoparticles and Nanotechnologies]. Minsk, Pravo i ekonomika, 2008, 406 p.
20. Gretchikhin L. Chemical Bonds at Interatomic and Intermolecular Interactions // Chemistry Research Journal, 2018, vol. 3, no. 2, pp. 1-11.
21. Gretchikhin L.I. Interatomic interaction in diatomic molecules with taking into account the repulsion of the ions in a positively charged core // Military Technical Courier, 2020, vol. 68, no. 2, pp. 225-248.
22. Grechikhin L.I. Dvigateli vnutrennego sgoraniya. Fizicheskie osnovy tekhnicheskoy diagnostiki i optimal'nogo upravleniya [Internal Combustion Engines. Physical Foundations of Technical Diagnostics and Optimal Control]. Minsk, Navuka i tekhnika, 1995, 270 p.
23. Sivukhin D.V. Obshchiy kurs fiziki. Termodinamika i molekulyarnaya fizika [General Course of Physics. Thermodynamics and Molecular Physics]. Moscow, Nauka, 1975, 551 p.
24. Grechikhin L.I. Doktorskaya dissertatsiya "Razdelenie elektricheskikh zaryadov na poverkhnosti tverdogo tela" [Doctoral Dissertation "Separation of Electric Charges on the Surface of a Solid Body"]. Minsk, MVIZRU, 1974, 222 p.
25. Nikol'skiy B.P. (Ed.). Spravochnik khimika [Chemist's Handbook]. Leningrad, Khimiya, 1971, vol. 1.
26. Grechikhin L.I., Min'ko, L.Ya. Ob analogii fizicheskikh protsessov, protekayushchikh v impul'snom razryade i pri vozdeystvii kontsentrirovannogo lazernogo izlucheniya [On the Analogy of Physical Processes in Pulsed Discharge and Concentrated Laser Radiation] // Zhurnal tekhnicheskoy fiziki, 1967, vol. 37, pp. 1169-1172.
27. Grechikhin L.I., Oleynik, D. Yu. Kation-anionnaya plazma. Obrazovanie i fizicheskie svoystva [Cation-Anion Plasma. Formation and Physical Properties] // Aviatsionnyy vestnik, 2024, no. 10, pp. 12-16.

Статья поступила в редакцию
18.12.2024

УДК 629.7.01

М. М. ЛУЗАН, А. П. ЛАСКОВНЁВ

M. LUZAN, A. LASKOVNEV

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОРОИДАЛЬНОЙ МОДЕЛИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A TOROIDAL MODEL OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

Михаил Михайлович Лузан *– начальник конструкторского бюро открытого акционерного общества «Минский завод гражданской авиации № 407», Республика Беларусь*
aviario79@mail.ru

Ласковнёв Александр Петрович *– доктор технических наук, академик НАН Беларуси, главный научный сотрудник государственного научного учреждения «Физико-технический институт Национальной академии наук Беларуси», Республика Беларусь*
laskovnev1949@mail.ru

Mikhail Luzan *– Candidate of Technical Sciences, Head of the Design Bureau of the Open Joint-Stock Company "Minsk Civil Aviation Plant No. 407", Republic of Belarus*
aviario79@mail.ru

Alexander Laskovnèv *– Doctor of Technical Sciences, Academician of the National Academy of Sciences of Belarus, Chief Researcher at the State Scientific Institution "Physico-Technical Institute of the National Academy of Sciences of Belarus", Republic of Belarus*
laskovnev1949@mail.ru.

Аннотация: *в статье проведено исследование аэродинамических характеристик тороидальной модели беспилотного летательного аппарата в условиях стационарного обтекания воздухом. Основное внимание уделено анализу несущей поверхности модели, что имеет решающее значение при проектировании летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. В ходе исследования выполнен расчет центровки модели, позволяющий определить ее устойчивость, управляемость и аэродинамическое равновесие. Экспериментальные данные включают значения подсасывающей и подъемной силы тороидальной конструкции, особенно интересные в области отрицательных углов атаки, что открывает перспективы использования таких форм в авиастроении. Анализ полученных результатов показывает потенциал тороидальных структур в улучшении летных характеристик, повышении его маневренности и эффективности работы в сложных условиях эксплуатации. Выводы исследования могут быть полезны для проектирования новых летательных аппаратов, обеспечивающих стабильность, надежность и оптимизированные аэродинамические параметры в широком диапазоне режимов полета. Дополнительно рассматриваются аспекты влияния геометрии тороидальной оболочки на воздушные потоки, что способствует углубленному пониманию аэродинамики. Полученные данные имеют практическое применение и могут служить основой для дальнейших разработок инновационных летательных аппаратов.*
Ключевые слова: *беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки, тороидальная оболочка, подсасывающая сила, винтокольцевой движитель.*

Abstract: *the article presents a study of the aerodynamic characteristics of a toroidal model of an unmanned aerial vehicle under conditions of stationary airflow. The primary focus is on analyzing the lifting surface of the model, which is crucial in the design of vertical take-off and landing aircraft. The study includes a calculation of the model's center of gravity, which helps determine its stability, controllability, and aerodynamic equilibrium. Experimental data include values of suction and lift forces of the toroidal design, which are particularly interesting in the domain of negative angles of attack, opening new possibilities for the application of such shapes in aviation. The analysis of the results demonstrates the potential of toroidal structures in enhancing flight characteristics, improving maneuverability, and increasing efficiency in challenging operational environments. The findings of this study may be useful for designing new aircraft that provide stability, reliability, and optimized aerodynamic parameters across a wide range of flight modes. Additionally, aspects of the influence of toroidal shell geometry on airflow are considered, contributing to a deeper understanding of aerodynamics. The obtained data have practical applications and may serve as a foundation for future developments of innovative aerial vehicles.*
Keywords: *vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle, toroidal shell, suction force, propeller-ring propulsion system.*

Введение

При разработке и проектировании летательных аппаратов нетрадиционных схем и компоновок их форма, т. е. геометрические параметры (обводы) их несущей системы определяют величину и направления аэродинамических сил, что позволяет определить значения балансировочных и управляющих сил и моментов. Сравнительно небольшие изменения геометрических характеристик профилей крыльев влекут за собой существенные различия в их аэродинамических характеристиках (АДХ). Существует два пути определения

АДХ профилей: метод определения аэродинамических свойств профилей по их геометрическим данным (прямой метод) и проектирование профиля под заданные значения АДХ (обратный метод). Второй метод является более рациональным, поскольку позволяет получить форму профиля с заданными АДХ. В настоящее время существует большое количество теоретических методов, относящихся как к прямым, так и к обратным постановкам.

Аэродинамические и геометрические характеристики профилей приводятся в каталогах аэродинамических профилей. Данные получены на основании расчетных и экспериментальных исследований крыльев.

Возникновение и развитие теоретических методов определения рациональных форм профилей и их АДХ связаны с такими именами российских ученых как Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин, Л. А. Симонов, Я. М. Серебрийский, Г. Г. Тумашев, С. Г. Нужин, Н. Б. Ильинский и многими другими. За рубежом большой вклад в проектирование новых профилей внесли Р. Эпплер, Ф. Вортманн, Р. Либек и другие [1].

АДХ профиля — это аэродинамические коэффициенты аэродинамических сил и момента, действующих на профиль. Для профиля, как для крыла и летательного аппарата в целом, применяются в основном две декартовы прямоугольные правые системы координат: связанная и скоростная. Под АДХ профиля понимают АДХ элемента цилиндрического крыла бесконечного размаха, имеющего форму цилиндра, на которое поток набегает перпендикулярно передней кромке (рисунок 1).

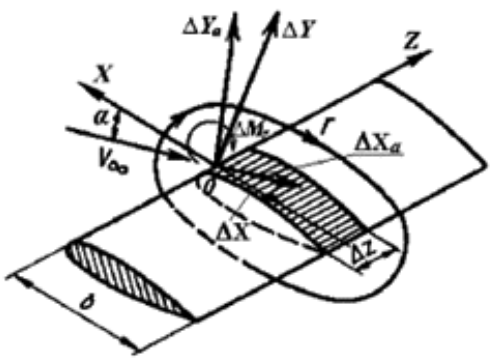


Рисунок 1 — Определение аэродинамических характеристик профиля

Аэродинамический профиль определяется по формулам

$$C_{y\alpha пр} = \frac{\Delta Y\alpha}{q_\infty b \Delta_z}; \quad (1)$$

$$C_{x\alpha пр} = \frac{\Delta X\alpha}{q_\infty b \Delta_z}; \quad (2)$$

$$m_{z пр} = \frac{\Delta X\alpha}{q_\infty b^2 \Delta_z}, \quad (3)$$

где $\Delta Y\alpha$, $\Delta X\alpha$, ΔX — аэродинамическая подъемная сила, аэродинамическая сила лобового сопротивления и момент тангажа, действующие на рассматриваемый единичный элемент;

Δ_z — ширина единичного элемента, $\Delta_z = 1$;

q_∞ — скоростной напор.

Рассматривая аэродинамические силы, моменты и их коэффициенты, слово «аэродинамические» можно опустить, если это не приведет к ошибочному толкованию этих понятий.

АДХ сечения крыла называют значения АДХ единичного элемента крыла конечного размаха (рисунок 2).

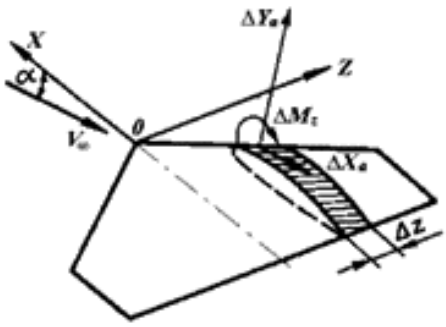


Рисунок 2 — Определение аэродинамических характеристик крыла

Аэродинамические характеристики крыла определяются по формулам

$$C_{y\alpha сеч} = \frac{\Delta Y\alpha}{q_\infty b_{сеч} \Delta_z}; \quad (4)$$

$$C_{x\alpha сеч} = \frac{\Delta X\alpha}{q_\infty b_{сеч} \Delta_z}; \quad (5)$$

$$m_{z сеч} = \frac{\Delta Mz}{q_\infty b_{сеч} \Delta_z}, \quad (6)$$

где $\Delta Y\alpha$, $\Delta X\alpha$, ΔMz — подъемная сила, лобовое сопротивление и момент тангажа, действующие на рассматриваемый единичный элемент;

Δ_z — ширина единичного элемента, $\Delta_z = 1$;

$b_{сеч}$ — длина хорды сечения.

В работах [2, 3] авторы П. В. Булат и О. П. Минин опираясь только на классическую теорию Прандтля и базовые уравнения движения, получили выводы относительно возможного облика с вертикальным или коротким взлетом и посадкой (ВВП/КВП). Показано, что в рамках традиционной аэродинамической компоновки с крылом большого удлинения сложно совместить летные характеристики и транспортную эффективность обычного самолета с возможностью базирования на неподготовленных площадках. При дальности полета до 800 км и крейсерской скорости 500—750 км/ч перспективной оказалась компоновка типа «летающее крыло» с малым удлинением крыла, большой относительной толщиной и большим внутренним объемом. Такая компоновка летательного аппарата (ЛА) потенциально позволяет при КВП использовать эффект близости земли (экранный эффект), предоставляет достаточно места внутри для размещения груза и топлива, а небольшое удлинение крыла упрощает посадку на неровные неподготовленные площадки, например, ледяные поля с торосами.

В рамках направления «Аэронет» Национальной технологической инициативы в ближайшие годы прогнозировалось появление большого числа проектов

беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с нетрадиционной аэродинамической формой, что уменьшает ценность баз данных ранее выполненных расчетных и экспериментальных исследований. Следовательно, актуальными задачами являются: разработка технологий экспресс-проектирования и параметрического анализа необычных аэродинамических компоновок; создание методик проектирования новых аэродинамических профилей и поверхностей с энергетическими методами создания подъемной силы; разработка методов уменьшения лобового сопротивления и управления ЛА при помощи микроэлектромеханических, плазменных и энергетических устройств.

По мере развития современных численных методов (Computer Fluide Dynamics, CFD) стало модным сводить работу по проектированию ЛА к серии численных расчетов во всем диапазоне проектных параметров, что вряд ли можно признать разумным. На этапе выбора основных параметров аэродинамической схемы и их оптимизации применение CFD-методов требует чрезвычайно трудоемкой работы по подготовке 3D-моделей, разностных сеток, выбору модели турбулентности и теоретическому обоснованию постановки задачи. Непростой часто бывает и интерпретация результатов [2].

В работах [4, 5] рассмотрены различные существующие и перспективные конструкции БЛА и сформулированы подходы к методу проектирования БЛА необычной интегральной компоновки с замкнутой тороидальной оболочкой в качестве несущей поверхности, которая характеризуется малым удлинением (λ).

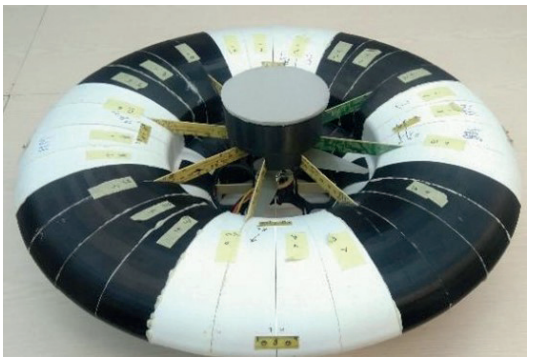
Аэродинамика крыльев малого удлинения, как указывает П. В. Булат, носит преимущественно вихревой характер. Корректный расчет вихревой системы ЛА в рамках существующих CFD-методов и ее анализ требуют значительных вычислительных ресурсов, сложных вихреразрешающих численных методов (Large Eddy Simulation, LES) [5] либо существенной доработки традиционных двухкомпонентных моделей турбулентности [6, 7], в частности, учета большой кривизны линий тока в вихрях [8, 9]. Ожидается, что в полной мере эти проблемы могут быть разрешены не ранее конца текущего столетия, а первые опыты регулярного практического использования метода LES появятся не ранее 40-х годов [10]. Вопросы моделирования отрыва и вовсе не решены и требуют комбинации расчета пограничного слоя в ламинарной постановке с последующим моделированием перехода к турбулентному течению.

Несущая система — совокупность элементов воздушного судна (ВС), создающих подъемную силу, поддерживающую его в воздухе. Несущей системой может быть, например, крыло самолета, винт вертолета или крыло и несущий фюзеляж у ВС с интегральной компоновкой. Конструкция и геометрия (обводы) несущей системы наряду с силовой установкой, ее вес и аэродинамические характеристики определяют потребительские свойства летательного аппарата, такие как скорость, дальность и продолжительность полета.

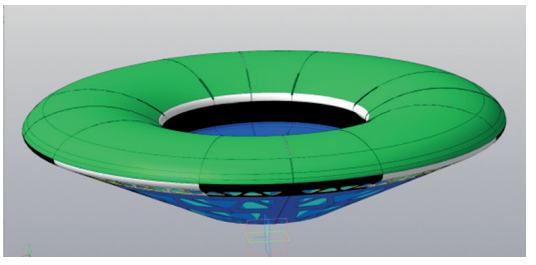
Экспериментальному определению аэродинамических характеристик несущей поверхности тороидальной оболочки при ее взаимодействии со стационарным воздушным потоком в дозвуковой области при нормальных атмосферных условиях посвящена настоящая статья.

Методика эксперимента

Для получения аэродинамических характеристик комплекса тороидальной оболочки и центрального осесимметричного тела вращения были разработаны и изготовлены модели LAU-600 и LAU-400 (рисунок 3).



а



б

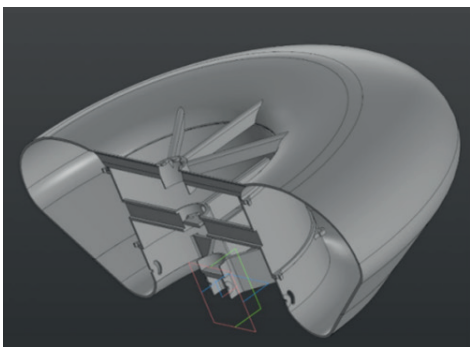
Рисунок 3 — Изготовленная (*а*) и цифровая (*б*) модель LAU-600

Модель LAU-600 (демонстратор) была создана для проверки качества конструкторских решений, обоснованных в работе [4], и отработки технологии 3D-печати [5].

При синтезе облика БЛА и формировании обводов его несущей конструкции были использованы рекомендации и положения работ [9—11] в части проектирования центрального кольцевого канала, винтокольцевого движителя (ВКД) и обводов входного направляющего аппарата. Модель (см. рисунок 3) представляет собой замкнутый кольцевой контур с поперечным сечением в виде замкнутого профиля, расположенного под соответствующим углом к оси вращения роторов. В центре кольца размещен статор ВКД. Силовая установка модели включает пару электродвигателей с воздушными винтами, направляющие аппараты. Для удобства сборки модель поделена на несколько составных частей — сегментов, выявлены возможности и оптимизирован процесс изготовления модели. Масса сегмента изделия составила порядка 55 грамм.

Для определения технических и аэродинамических характеристик модели БЛА, оценки диапазонов устойчивости и управляемости при подготовке к проведению экспериментальных испытаний в аэродинамической трубе изготовлена модель LAU-400, имеющая характерный поперечный размер 400 мм. LAU-400 представляет собой комплекс тел, состоящий из тороидальной оболочки и центрального осесимметричного тела силовой установки (рисунок 4).

а



б

Рисунок 4 — Изготовленная (*а*) и цифровая (*б*) модель LAU-400

Экспериментальные исследования проводились с использованием аэродинамической трубы УЛАК-1 (рисунок 5). УЛАК-1 обеспечивает определение компонентов аэродинамической силы и момента (X, Y, Z, M_x, M_y, M_z), действующих на модель при различных углах атаки и скольжения, задаваемых пользователем и, в том числе, изменяющихся автоматически по заданной программе.

Габариты воздушного канала перед открытой камерой, где расположен подвес тензометрических весов, были определены на этапе подготовки эксперимента. Установленные фактические размеры воздушного канала перед открытой камерой и взаимное расположение подвеса тензометрических весов и канала, вызвали необходимость дополнительных консультаций со специалистами МГТУ ГА и выполнения коррекции с последующей переработкой исходной модели LAU-600 с диаметром 600 мм до допустимых габаритов модели LAU-400.

Скорость воздушного потока в ходе исследования изменялась в диапазоне от 5 до 20 м/с.

Перед каждым аэродинамическим экспериментом определялось положение центра масс исследуемой модели.

Продувки модели (рисунок 6) осуществлялись в открытой аэродинамической трубе (нормальные условия — атмосферное давление и температура) при изменении положения модели относительно воздушного потока в диапазоне от −8° до +18° (между горизонтальной продольной осью и вектором потока).

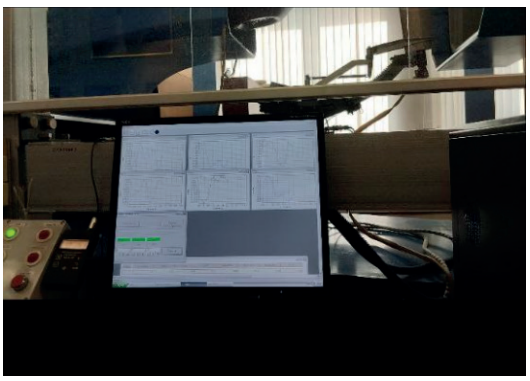


Рисунок 6 — Продувка модели LAU-400 в аэродинамической трубе УЛАК-1

Для определения фактического положения центра масс, модель фиксировалась на оси подвеса аэродинамической трубы посредством штифта через отверстие в модели и подвесе. Точность установки модели определяется точностью сверления отверстий в модели и оси.

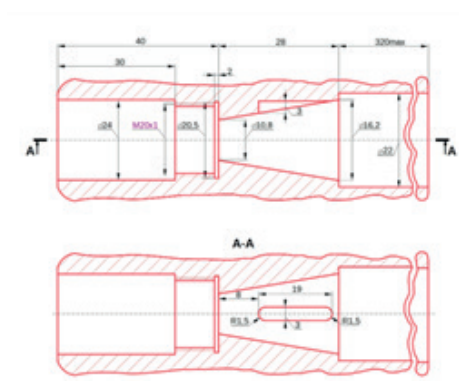
Анализ результатов

Результаты продувок, отображаются на экране монитора в режиме текущего времени автоматизированным рабочим местом УЛАК-1 МГТУ ГА.

Полученные экспериментальные данные могут быть распечатаны в виде таблицы из 40 столбцов, что затрудняет их отображение (рисунок 7).

В таблице 1 приведены примеры аэродинамических сил и моментов, действующих на модель LAU-400. Данные были получены в ходе эксперимента с продувкой стационарным воздушным потоком и измерены тензодатчиками шестикомпонентных весов, прошли

а



б

Рисунок 5 — Аэродинамическая труба УЛАК-1:
а — фото оборудования; *б* — эскиз подвеса модели

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S
1	########																		
2																			
3		P0_Метра	dP_Метр	P_Метраі	Ратм_ИК	dP_ИКД_	P0_ИКД_	Alpha [Уг	Beta [Угл	w [об/ми	X_ch0 [мВ	Y_ch1 [мВ	Z_ch2 [мВ	Mx_ch3 [г	My_ch4 [г	Mz_ch5 [г	P0_ИКД_	P0_ИКД_	dP_ИКД_
4	14:16:56	1.88914	2.2246	2.22282	7.91987	1.16779	1.11292	0.0406063	0.0086934	0	0.451872	-0.281903	0.0398197	-0.092177	-0.000132	-0.599056	0.746535	1.34257	2.70875
5	14:18:09	9.15504	9.88765	2.06993	7.91871	1.30785	1.24655	-7.96682	0.0070332	219.767	0.429845	-0.271727	0.0407214	-0.090232	-0.000123	-0.571763	60.4719	59.0741	61.0478
6	14:18:36	9.32581	9.99969	2.07408	7.91878	1.30907	1.24932	-6.97098	-0.005140	220	0.432237	-0.269866	0.0361736	-0.101511	-0.000101	-0.576357	61.6552	60.2254	61.5396
7	14:19:07	9.37367	9.99969	2.07894	7.91859	1.30939	1.25006	-5.96232	-0.007077	219	0.441778	-0.271484	0.0366655	-0.10173	-0.000107	-0.578083	61.9711	60.533	61.6668
8	14:19:26	9.32618	9.99769	2.08655	7.91874	1.30935	1.24922	-4.98883	-0.006799	219	0.453421	-0.271125	0.0368485	-0.094515	-0.000117	-0.572267	61.6115	60.1829	61.6503
9	14:19:54	9.42311	9.99969	2.09743	7.9188	1.31055	1.2507	-3.98427	-0.007353	219	0.454201	-0.267919	0.0378685	-0.094009	-0.000102	-0.566262	62.2411	60.7959	62.1295
10	14:20:32	9.38071	9.99945	2.10271	7.91896	1.31053	1.24991	-2.97693	-0.009566	219	0.462219	-0.26832	0.0380344	-0.101744	-9.91424e	-0.568932	61.9199	60.4832	62.1417
11	14:20:55	9.44307	9.99969	2.1145	7.919	1.31068	1.25063	-1.99114	-0.007353	219	0.465903	-0.26895	0.0372765	-0.105411	-9.25461e	-0.567022	62.2148	60.7703	62.187
12	14:21:21	9.38067	9.99969	2.11847	7.91897	1.31081	1.2497	-0.985253	-0.007906	219	0.470787	-0.269673	0.0371482	-0.096532	-9.65993e	-0.563141	61.8374	60.4028	62.2528
13	14:21:43	9.4538	9.99969	2.12178	7.91891	1.31097	1.25073	-0.008596	-0.007076	219	0.478562	-0.266011	0.0384797	-0.103655	-0.000137	-0.555624	62.241	60.7958	62.314
14	14:22:07	9.43725	9.99911	2.12768	7.91905	1.31106	1.25039	1.02269	-0.006247	219.167	0.486911	-0.265488	0.0376838	-0.103914	-0.000140	-0.550076	62.1101	60.6685	62.338
15	14:22:30	9.44592	9.99969	2.13599	7.91905	1.31137	1.25026	2.01522	-0.004033	219.133	0.494561	-0.264041	0.0382226	-0.094893	-0.000129	-0.551925	62.0893	60.6481	62.4772
16	14:22:51	9.4302	9.99969	2.13518	7.91921	1.31127	1.24999	2.9846	-0.008183	220	0.500396	-0.262784	0.0379403	-0.101011	-0.000115	-0.544953	61.9413	60.504	62.4242
17	14:23:14	9.42494	9.99948	2.136	7.91906	1.31179	1.24995	4.00609	-0.007907	221	0.506496	-0.263094	0.0383313	-0.103835	-0.000144	-0.552613	61.9233	60.4865	62.6325
18	14:23:37	9.50508	9.99969	2.14251	7.91913	1.31225	1.25137	5.00643	-0.004309	220.6	0.513108	-0.264901	0.0387436	-0.103076	-0.000102	-0.550114	62.5406	61.0876	62.7963
19	14:24:01	9.53182	9.99969	2.1475	7.91902	1.31222	1.25172	5.9938	-0.008736	221	0.517353	-0.260164	0.038065	-0.099743	-0.000114	-0.542725	62.6792	61.2227	62.8047

Рисунок 7 — Пример таблицы результатов эксперимента

предварительную обработку и приведены к читаемому виду.

Полученные данные не могут быть использованы для анализа аэродинамических характеристик и требуют обработки, которая позволит отделить инструментальную ошибку нежесткого подвеса.

Расчет центровки модели

В таблице 2 приведены значения сил и моментов, полученные в процессе подготовки к аэродинамическому эксперименту.

Модель, предназначенная для продувки, закрепляется штифтом на подвесе. Подвес для обеспечения продувки имеет возможность изменять угол атаки по отношению к скорости потока, что осуществляется по команде оператора УЛАК-1.

В ходе подготовки и осуществления продувок были выявлены деформации тензодатчиков при скорости потока $V = 0$ м/с.

Так как модель зафиксирована, то она находится в механическом равновесии после приложения к ней сил и моментов, следовательно сумма сил и моментов, действующих на нее равна нулю.

Как известно из механики, чтобы покоившийся объект сохранил состояние механического равновесия после приложения к нему сил, наряду с равенством нулю суммы этих сил, должна быть нулевой сумма моментов сил (правило моментов):

$$\sum_i \overline{M}i = \sum_i \left[\overline{r}i \times \overline{F}i\right] = 0, \qquad (7)$$

где $\overline{r}i$ — радиус-вектор места приложения силы $\overline{F}i$. Если $\sum Fi = 0$, то выбор начала отсчета $\overline{r}i$ не принципиален.

Вычисление положения центра масс модели, выполним используя условие равновесия модели, которое записано следующим образом:

$$\sum_{iF} \overline{F}i = 0. \qquad (8)$$

Исходя из равновесия зафиксированной модели

$$\overline{M}x = \left(\overline{Z} + \overline{Y}\right)rx,\ \overline{M}y = \left(\overline{X} + \overline{Z}\right)ry,\ \overline{M}z = \left(\overline{X} + \overline{Y}\right)rz. \qquad (9)$$

Данные полученного вычисления положения центра масс модели относительно начала отсчета (положение тензодатчиков на подвесе):

$$X_c = 0{,}3888 \text{ м},\ Y_c = 0{,}0317 \text{ м},\ Z_c = 0{,}2187 \text{ м}.$$

Размещение модели на подвесе аэродинамической трубы вызывает первоначальную деформацию тензо-

Таблица 1 — Результаты экспериментальных аэродинамических измерений

Угол атаки α, °	Угол скольжения β, °	n, об/мин	Компоненты силы, по осям			Компоненты момента, по осям		
			X, кгс	Y, кгс	Z, кгс	M_x, кгс·м	M_y, кгс·м	M_z, кгс·м
0,017989	−0,06628	0	−0,158340	−1,52260	−0,30892	−0,05017	−0,12278	−0,60270
0,017725	−0,08122	222	0,059296	−1,42141	−0,32535	−0,05113	−0,12331	−0,57325
0,017328	−0,09091	222	0,005886	−1,44035	−0,32218	−0,05121	−0,12328	−0,57659
0,017592	−0,12162	222	0,375866	−0,77466	−0,11835	−0,04589	−0,12927	−0,29866
0,017063	−0,11276	222	0,188124	−1,14365	−0,21766	−0,04912	−0,12630	−0,43569
0,019179	−0,13047	222	0,460976	−0,54639	−0,09414	−0,04885	−0,13038	−0,24661
0,017460	−0,13158	222	0,484557	−0,32616	−0,05436	−0,04752	−0,13213	−0,16771

Таблица 2 — Значения сил и моментов

Масса модели M, кг	Показания тензодатчика по оси X, кгс	Показания тензодатчика по оси Y, кгс	Показания тензодатчика по оси Z, кгс	Момент оси X M_x, кгс·м	Момент оси Y M_y, кгс·м	Момент оси Z M_z, кгс·м
1,9559	−0,1087	−1,5439	−0,3033	−0,0499	−0,1228	−0,6017

датчиков и смещение модели (поворот осей X и Y) относительно направления воздушного потока ($X_aY_aZ_a$).

Из равновесия модели на подвесе, определим величину поворота осей относительно оси X через вычисление углов между вектором силы тяжести модели и сил реакции тензодатчиков (проекции сил) (X, Y, Z):

$$A = \arccos(X/G) = \arccos(0{,}1087/1{,}9559) = 3{,}19°; \quad (10)$$

$$\gamma = \arccos(Z/G) = \arccos(0{,}3033/1{,}9559) = 8{,}9°. \quad (11)$$

Деформация подвеса модели будет привносить ошибку в вычисление аэродинамических характеристик модели, если не будет учтена.

Данные эксперимента после обработки с учетом корректировки приведены в таблице 3.

После анализа и корректировки данных аэродинамических экспериментов при обдуве стационарным потоком модели тороидальной оболочки планера LAU-400 в диапазоне скоростей V = 5, 10, 15, 20 м/с получены зависимости коэффициентов $C_{x(\alpha)}$, $C_{y(\alpha)}$, $C_{z(\alpha)}$.

Полученные значения могут быть использованы в дальнейшей оптимизации формы несущей поверхности интегрального БЛА и определения его эксплуатационных характеристик. На основании анализа впервые экспериментально полученных данных C_y в исследуемом диапазоне скоростей и углов атаки при обдуве стационарным потоком тороидальной оболочки можно сделать вывод о наличии положительной подъемной силы в области отрицательных углов атаки с возможностью горизонтального полета.

На рисунках 8–11 приведены полученные зависимости коэффициентов C_y и C_x от угла атаки (в диапазоне от −8° до +18°).

Аналитическое исследование данных зависимостей (рисунки 12–15) модели тороидальной оболочки, полученных в вышеуказанном диапазоне скоростей и углов атаки при обдуве стационарным потоком, позволило выявить наличие подсасывающей силы вдоль оси X, в области отрицательных углов атаки.

Таблица 3 — Данные эксперимента после обработки и корректировки

Alpha, град	X, кгс	f_x	Y, кгс	Z, кгс	f_z	M_x, кгс·м	m_x	M_y, кгс·м	m_y	M_z, кгс·м	m_z	V, м/с
0,0179	−0,1583	0	−152260	−0,30892	0	−0,05000	0	−0,12270	0	−0,6027	0	0
0,0177	0,0592	0,2176	−142141	−0,32535	−0,016400	−0,05110	−0,000900	−0,12330	−0,00050	−0,57325	−0,029400	10,1692
0,0173	0,0058	0,1642	−144035	−0,32218	−0,013270	−0,05121	−0,001040	−0,12328	−0,00050	−0,57659	0,026125	10,1516
0,0175	0,3758	0,5342	−0,77466	−0,11835	0,190564	−0,04589	0,004281	−0,12927	−0,00649	−0,29866	0,167031	816 157
0,0170	0,1881	0,3464	−114365	−0,21766	0,091257	−0,04912	0,001058	−0,12630	−0,00353	−0,43569	0,304059	877 187
0,0191	0,4609	0,6193	−0,54630	−0,09414	0,214773	−0,04885	0,001326	−0,13038	−0,00761	−0,24661	0,356106	826 559
0,0174	0,4845	0,6429	−0,32610	−0,05436	0,254558	−0,04752	0,002658	−0,13213	−0,00936	−0,16771	0,435007	802 269

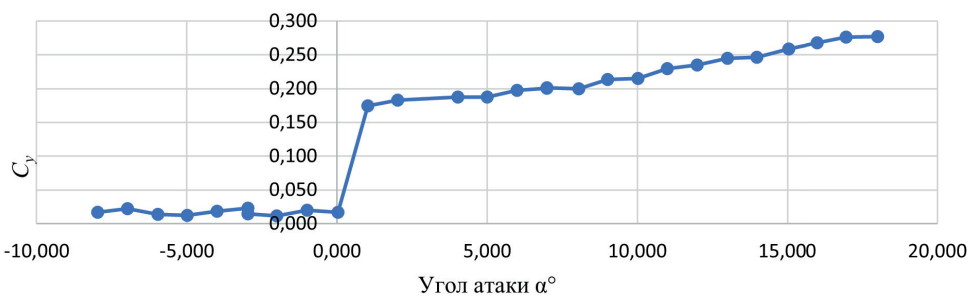


Рисунок 8 — Зависимость C_y от угла атаки при V = 5 м/с

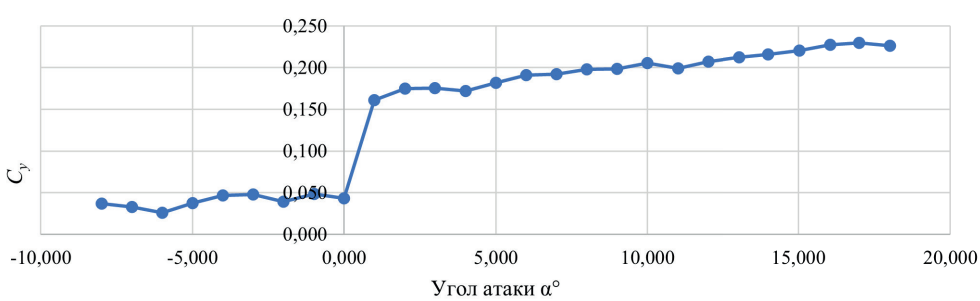


Рисунок 9 — Зависимость аэродинамического коэффициента C_y от угла атаки α° для V = 10 м/с

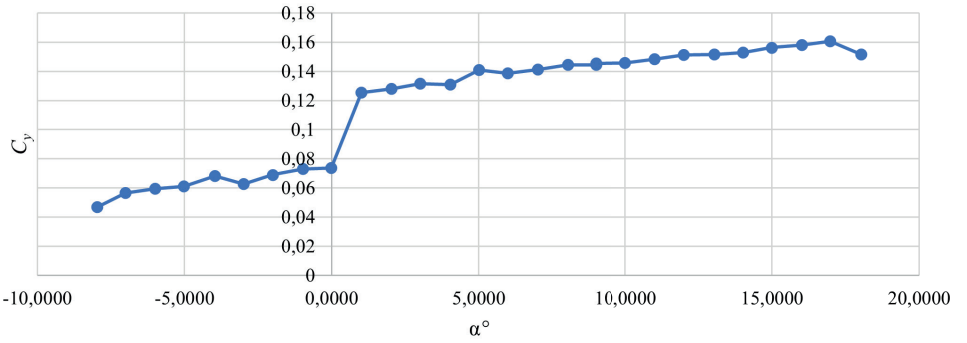


Рисунок 10 — Зависимость аэродинамического коэффициента $C_{y(a)}$ для $V = 15$ м/с

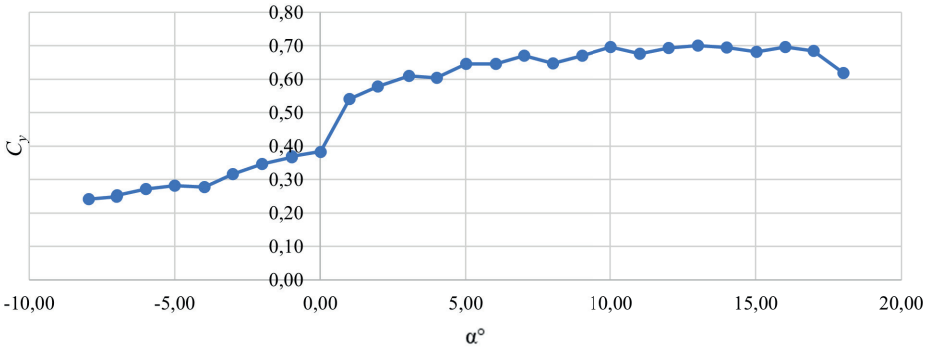


Рисунок 11 — Зависимость аэродинамического коэффициента $C_{y(a)}$ для $V = 20$ м/с

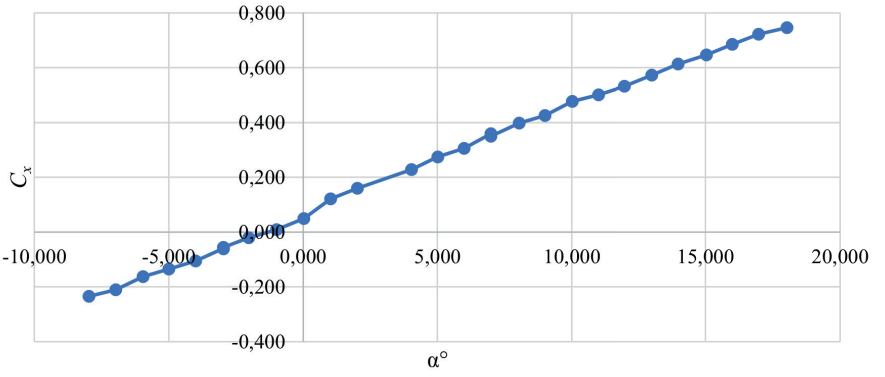


Рисунок 12 — Зависимость аэродинамического коэффициента $C_{x(a)}$ для $V = 5$ м/с

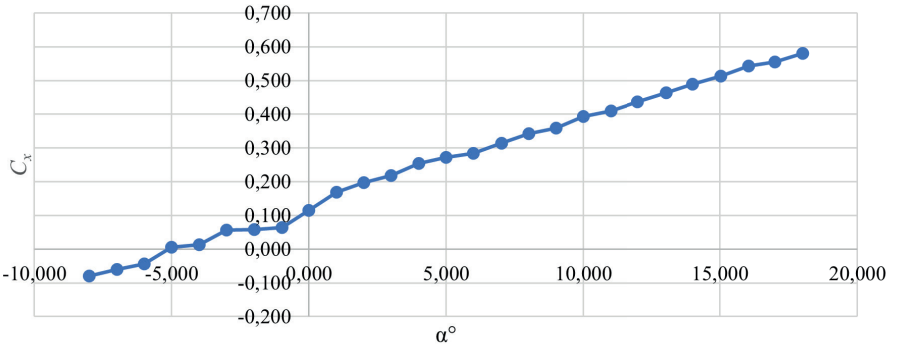


Рисунок 13 — Зависимость аэродинамического коэффициента $C_{x(a)}$ для $V = 10$ м/с

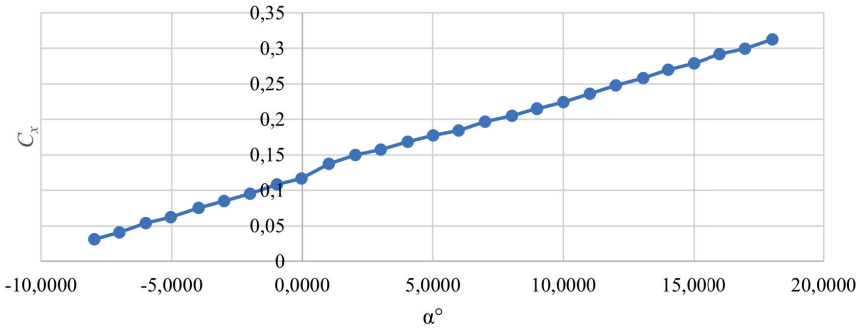


Рисунок 14 — Зависимость аэродинамического коэффициента $C_{x(a)}$ для $V = 15$ м/с

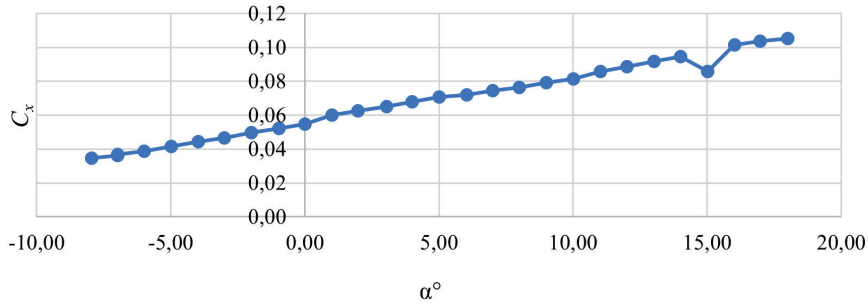


Рисунок 15 — Зависимость аэродинамического коэффициента $C_{x(a)}$ для $V = 20$ м/с

Заключение

1. Значение центровки для модели тороидальной оболочки и данные продувок в стационарном потоке модели тороидальной оболочки в диапазоне от 5—20 м/с в УЛАК-1 МГТУ ГА свидетельствуют о наличии подсасывающей силы в области отрицательных углов.

2. Экспериментально полученные положительные значения C_y и подъемной силы Y исследуемой модели в области отрицательных углов дают возможность осуществить разгрузку винтокольцевого движителя БЛА интегральной схемы.

3. В диапазоне углов атаки от 0° до 1° (см. рисунки 4—7) наблюдается прирост аэродинамического коэффициента C_y на всех исследуемых скоростях (5—20 м/с) при практически неизменном наклоне кривой C_x.

4. При выполнении аэродинамического эксперимента следует учитывать, что подвес модели не жесткий и осуществлять коррекцию данных.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Фролов, В. А. Аэродинамические характеристики профиля и крыла: учеб. пособие / В. А. Фролов. – Самара : Издательство Самара, 2007. – 48 с.: ил.
2. Булат, П. В. О современном подходе к проектированию беспилотных летательных аппаратов самолетного типа с коротким взлетом и посадкой / П. В. Булат, О. П. Минин // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2017. – Т. 17, № 6. – С. 961–996.
3. Проектирование винто-кольцевого движителя беспилотного воздушного судна: учебное пособие / П. В. Булат, С. Ю. Дудников, П. Н. Кузнецов [и др.]. – М. : Издательство «Спутник +», 2022. – Часть I. – 104 с.
4. Лузан, М. М. Методика формирования облика транспортного беспилотного летательного аппарата / М. М. Лузан, А. П. Ласковнев // Авиационный вестник. – 2024. – № 11. – С. 35–40.
5. Совершенствование технологии создания беспилотных летательных аппаратов: Отчет о НИР (заключительный) / БГАА; науч.рук. Степаненко В. Н., отв. исп. Лузан М. М. – Минск, 2022. – 211 с. – № ГР 20180927.
6. Волков, К. Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений / К. Н. Волков, В. Н. Емельянов. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 368 с.
7. Моделирование периодических вихревых структур в следе за профилем / П. А. Баранов, С. В. Гувернюк, С. А. Исаев [и др.] // Ученые записки ЦАГИ. 2014. – Т. 45, № 2. – С. 63–76.
8. Spalart, P. R. Strategies for turbulence modeling and simulations / P. R. Spalart // International Journal of Heat and Fluid Flow. – 2000. – V. 21, N 3. – P. 252–263.
9. Остроухов, С. П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей / С. П. Остроухов. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 328 с.
10. Курочкин, Ф. П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой / Ф. П. Курочкин. – М. : Машиностроение, 1970. – 280 с.
11. Ханжонков, В. И. Аэродинамика аппаратов на воздушной подушке / В.И. Ханжонков. – М. : Машиностроение, 1972. – 250 с.

REFERENCES

1. Frolov V.A. Aerodinamicheskiye kharakteristiki profilya i kryla [Aerodynamic characteristics of airfoil and wing]: uchebnoye posobiye [textbook]. Samara, Samara State Aerospace University Publishing House, 2007, 48 p. (in Russian).
2. Bulat P.V., Minin O.P. O sovremennom podkhode k proyektirvaniyu bespilotnykh letatel'nykh apparatov samol'etnogo tipa s korotkim vzlyotom i posadkoy [On a modern approach to designing short take-off and landing unmanned aerial vehicles] // Nauchno-tekhnicheskiy vestnik informatsionnykh tekhnologiy, mekhaniki i optiki = Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics, 2017, vol. 17, no. 6, pp. 961-996. https://doi.org/10.17586/2226-1494-2017-17-6-961-996 (in Russian).
3. Bulat P.V., Dudnikov S.Yu., Kuznetsov P.N., Kurnukhin A.A. Proyektirvaniye vinto-koltsevogo dvizhitelya bespilotnogo vozdushnogo sudna [Designing a propeller-ring propulsion system for an unmanned aerial vehicle]. Part I: uchebnoye posobiye [textbook]. Moscow, Sputnik+, 2022, 104 p. (in Russian).
4. Luzan M.M., Laskovnev A.P. Metodika formirovaniya oblika transportnogo bespilotnogo letatel'nogo apparata [Methodology for shaping the concept of a transport UAV] // Aviatsionnyy vestnik = Aviation Bulletin, 2024, no. 11 (in Russian).
5. Sovershenstvovaniye tekhnologii sozdaniya bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Improvement of UAV production technology]: Otchet o NIR (zaklyuchitel'nyy) [Final research report]. Belarusian State Academy of Aviation; nauchnyy ruk. Stepanenko V.N., otv. isp. Luzan M.M. Minsk, 2022. 211 p. No. GR 20180927 (in Russian).

6. Volkov K.N., Emelyanov V.N. Modelirovaniye krupnykh vikhrey v raschetakh turbulentnykh techeniy [Modeling of large vortices in turbulent flow calculations]. Moscow, FIZMATLIT, 2008, 368 p. (in Russian).
7. Isaev S.A., Baranov P.A., Kudryavtsev N.A., Lisenko D.A., Usachov A.E. Complex analysis of turbulence models, algorithms, and grid structures at the computation of recirculating flow in a cavity by means of VP2/3 and FLUENT packages. Part 1. Scheme Factors Influence. Thermophysics and Aeromechanics, 2005, pp. 549-569.
8. Baranov P.A., Guvernyuk S.V., Isaev S.A., Sudakov A.G., Usachov A.E. Modelirovaniye periodicheskikh vikhrevykh struktur v slede za profilyem [Modeling periodic vortex structures in the wake behind an airfoil] // Uchenyye zapiski TsAGI = Scientific Notes of TsAGI, 2014, vol. 45, no. 2, pp. 63-76 (in Russian).
9. Spalart P.R. Strategies for turbulence modeling and simulations // International Journal of Heat and Fluid Flow, 2000, vol. 21, no. 3, pp. 252-263. https://doi.org/10.1016/S0142-727X(00)00007-2.
10. Ostroukhov S.P. Aerodinamika vozdushnykh vintov i vinto-koltsevykh dvizhiteley [Aerodynamics of propellers and propeller-ring propulsion systems]. Moscow, FIZMATLIT, 2014, 328 p. (in Russian).
11. Kurochkin F.P. Osnovy proyektirvaniya samoletov s vertikal'nym vzlyotom i posadkoy [Fundamentals of designing vertical take-off and landing aircraft]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1970. (in Russian).

Статья поступила в редакцию
21.11.2024

УДК 629.113.078

Ю. А. ГУРВИЧ, М. Ю. ГАНЧАРОВ, Ю. Н. ЛАДЫЖНИКОВ, Д. В. ТОНКИХ

YU. GURVICH, M. GANCHAROV, YU. LADYZHNIKOV, D. TONKIKH

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШАССИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ТЕОРИЙ КАЧЕНИЯ КОЛЕСА С УПРУГОЙ ШИНОЙ ПО ТВЕРДОЙ ПОВЕРХНОСТИ

DESIGNING THE LANDING GEAR OF AN AIRCRAFT USING THE THEORIES OF ROLLING A WHEEL WITH AN ELASTIC TIRE ON A HARD SURFACE

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

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

Ладыжников Юрий Николаевич *– курсант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь*

Тонких Дмитрий Владимирович *– курсант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь*

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

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

Yuri Ladyzhnikov *– Cadet of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus*

Dmitry Tonkikh *– Cadet of the Belarusian State Academy of Aviation, Republic of Belarus*

Аннотация: *представленная работа посвящена анализу и систематизации механико-математических теорий, которые являются основополагающими для проектирования и расчета шасси как летательных аппаратов, так и наземных колесных транспортных средств. В статье подробно рассматривается развитие ключевых научных направлений в данной области. В частности, подробно анализируется теория неголономного качения упругой шины по твердой поверхности, разработанная академиком М. В. Келдышем. Этой же проблеме посвящены труды Ю. И. Неймарка и Н. А. Фуфаева, которые предложили модификацию данной теории для случая жестких шин. Кроме того, уделено особое внимание новейшим подходам, включая теорию качения железнодорожного (автомобильного) колеса по твердой дороге, разработанную В. А. Коронатовым, и теорию качения колеса, основанную на поликомпонентной теории сухого трения академиков В. Ф. Журавлева и Д. М. Климова. Исследование показывает, что современные методы проектирования шасси должны основываться на комплексном использовании этих теорий для достижения оптимальных технических характеристик и обеспечения безопасности.*

Ключевые слова: *теория качения, неголономное качение, упругая шина, твердая поверхность, поликомпонентная теория сухого трения, железнодорожные и автомобильные колеса.*

Abstract: *this paper provides a comprehensive analysis and systematization of the fundamental mechanical and mathematical theories that underpin the design and calculation of chassis for both aircraft and ground-based wheeled vehicles. The study delves into the evolution of key scientific approaches in this field. Specifically, it offers a detailed examination of the theory of non-holonomic rolling of an elastic tire on a solid surface, as developed by Academician M.V. Keldysh. The work also addresses the contributions of Yu.I. Neymark and N.A. Fufaev, who proposed a modification of this theory for rigid tires. Furthermore, the paper gives special consideration to newer methodologies, including V.A. Koronatov's theory of rolling for railway and automotive wheels on a solid road, and the theory of wheel rolling based on the multicomponent theory of dry friction, put forward by Academicians V.F. Zhuravlev and D.M. Klimov. The research concludes that modern chassis design must be grounded in a synergistic application of these diverse theories to achieve optimal performance and ensure safety.*

Keywords: *rolling theory, nonholonomic rolling, elastic tire, hard surface, polycomponent theory of dry friction, railway and automobile wheels.*

Введение

Проектирование шасси самолетов, применяемых в гражданской и военной технике, являются задачами, где решение оценивается вектором, состоящим из нескольких локальных критериев, которые, как правило, оказывают неоднозначное и противоречивое действие на проектируемый объект, и называются многокритериальными (векторными) задачами. Решение этих задач должно находиться в области компромиссов между локальными критериями [1, с. 88].

Проектировщики такой техники сталкиваются с проблемой, какую из существующих теорий качения колеса с упругой шиной по твердой взлетно-посадочной полосе применить при формировании механико-математического описания взлета и посадки самолета. Иначе, какую систему дифференциальных уравнений движения колеса с упругой шиной следует использовать при проектировании колесного транспортного средства, чтобы обеспечить во всем скоростном и частотном диапазонах движения область компромиссов при выборе:

- критериев устойчивости и безопасности движения с учетом среднего времени реакции водителя;

- приемлемой величины шимми колеса носовой опоры шасси самолета;

- критериев плавности хода, достаточной стабилизации, усилия на рулевом колесе и износа шин [2].

Теория качения (ТК) — область механики, в которой определяются главный вектор и главный момент сил реакции, действующих на катящееся колесо с упругой шиной в области контакта с твердой дорогой в функции фазовых переменных и их производных по времени диска колеса; отыскиваются уравнения кинематических связей (голономных или неголономных связей) при качении. К ТК относится также разработка экспериментальных методов определения упомянутых зависимостей, коэффициентов жесткости и кинематических параметров упругой шины. Если колесо и дорога оказываются абсолютно твердыми, то ТК переходит до некоторой степени условно в область механики неголономных систем, расширяя границы последней, включив в ее сферу и упругие тела.

В ТК рассматриваются два вида движений: стационарное качение происходит при равномерном и прямолинейном перемещении центра колеса, положение которого сохраняет постоянную ориентацию в пространстве и неизменную реакцию в области контакта [3]; нестационарное качение — это произвольное движение колеса и изменяющиеся во времени реакции. Примером нестационарного качения является работа [4], описывающая теорию неголономного шимми носового колеса с упругой шиной трехколесного шасси самолета, движущегося по твердой дороге.

В [5] показаны методы понижения порядка системы дифференциальных уравнений шимми шестого порядка при движении колеса с упругой шиной по твердой дороге, приведенной в [4].

Необходимо отметить еще одну теорию шимми — поликомпонентную теорию трения, использующую новые представления о сухом трении [6—8].

Для полного описания и понимания ТК колеса с упругой шиной по твердой поверхности в некоторых местах данной статьи будут использованы отдельные фрагменты, выдержки и некоторые данные экспериментальных работ с авиационной шиной 400×150 модели 5 при боковых и угловых гармонических колебаниях [9].

В последнее время появились работы [10, 11], в которых приведена новая теория качения на примере описания движения ведущего колеса локомотива (автомобиля) и выполнено обобщение ее при описании явления шимми.

Исходя из вышесказанного, сформирована **цель данной работы:** установить, какие механико-математические теории качения колеса с упругой шиной по твердой дороге нужно использовать при проектировании шасси летательных аппаратов и любых колесных транспортных средств, чтобы обеспечить во всем скоростном диапазоне движения область компромиссов при выборе критериев устойчивости и безопасности движения, приемлемой для практики величины шимми колеса носовой опоры шасси, выполнить расчет и анализ напряженно-деформированного состояния носовой опоры шасси самолета.

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

- частотных характеристик (ЧХ) боковой силы при боковых колебаниях колеса с упругой шиной, построенных по ТК [3—5];

- областей применимости ТК [3—5];

- области применимости поликомпонентной теории сухого трения ТК [6—8];

- применения ТК в функции жесткости упругой шины катящегося колеса по твердой дороге;

- новой ТК колеса с упругой шиной по твердой поверхности [10, 11];

- экспериментов, подтверждающих тезис об увеличении крутильной жесткости носовой опоры шасси самолета;

- результатов расчета и анализа напряженно-деформированного состояния носовой опоры шасси самолета Як-40.

I. Частотные характеристики боковой силы при боковых колебаниях колеса с упругой шиной, построенные по ТК [3—5]

1. Теория стационарного качения колеса с упругой шиной по твердой дороге [3]

ТК [3] основывается на предположении о пренебрежимо малом проскальзывании области контакта упругой шины относительно ВПП и имеет вид

$$P = -k\delta = k\left(\frac{dy}{dx} - \theta\right), \qquad (1)$$

где P — боковая сила, действующая в пятне контакта упругой шины с дорогой, направлена перпендикулярно плоскости диска колеса в сторону направления вектора линейной скорости его центра;

k — коэффициент бокового увода;

δ — угол увода между вектором линейной скорости центра колеса и плоскости его диска;

$\frac{dy}{dx}$ — тангенс угла наклона касательной к траектории движения центра колеса в прямоугольной декартовой системе координат xy;

θ — угол наклона плоскости диска колеса к оси x.

ЧХ боковой силы при боковых гармонических колебаниях колеса с амплитудой y, построенные по (1), имеют вид

$$P(\omega_i) = \left|\frac{P(j_1\omega_i)}{y(j_1\omega_i)}\right| = k\omega_i, \ \Phi(P) = \arg\frac{P(j_1\omega_i)}{y(j_1\omega_i)} = -\frac{\pi}{2}, \qquad (2)$$

где $P(\omega_i)$ и $\Phi(P)$ — амплитудные (АЧХ) и фазовые (ФЧХ) частотные характеристики боковой силы при боковых колебаниях колеса в функции дискретных значений путевой частоты $\omega_i = \frac{2\pi}{\upsilon_i T}$, рад/м;

υ_i — скорость центра колеса, м/с;

T — период бокового или углового гармонического воздействия на катящееся колесо с шиной — постоянная величина, с;

j_1 — мнимая единица.

2. Теория неголономного качения колеса с упругой шиной по твердой дороге

В работе академика М. В. Келдыша [4] выведены дифференциальные уравнения шимми шестого порядка в функции шести параметров. Три из них описыва-

ют упругие свойства шины, а остальные характеризуют произвольный вынос колеса, угол наклона стойки и ее упругость.

В случае жесткой вертикальной стойки система дифференциальных уравнений шимми упрощается — имеет четвертый порядок. Эту систему уравнений можно еще больше упростить, если из нее исключить вынос колеса; плоскость обода колеса во время движения вертикальна; момент инерции колеса относительно его вертикальной оси равен нулю (рассматривается невесомое колесо):

$$\left.\begin{aligned} &Q=-C_3\xi,\quad M=C_4\varepsilon;\\ &\dot{y}=\upsilon\theta-\upsilon\varepsilon+\dot{\xi};\\ &\dot{\theta}-\dot{\varepsilon}=C_2\upsilon\varepsilon+C_1\upsilon\xi,\end{aligned}\right\}\qquad(3)$$

где Q, M — боковая сила и стабилизирующий момент, действующие на катящееся колесо;

y — координата бокового движения центра колеса;

ξ, ε — боковая и угловая деформация шины;

θ — угол поворота центральной плоскости колеса относительно вертикальной оси;

υ — скорость центра колеса;

C_1, C_2 — кинематические коэффициенты;

C_3, C_4 — коэффициенты боковой и угловой жесткости шины.

АЧХ и ФЧХ боковой силы, построенные по (3) при боковых гармонических колебаниях с амплитудой y имеют вид:

$$\left.\begin{aligned} &Q_i^T=\frac{C_3\omega_i\sqrt{\omega_i^2+C_2^2}}{\sqrt{\left(C_1-\omega_i^2\right)^2+\omega_i^2C_2^2}},\\ &\Phi_i^T(Q)=arctg\left(-\frac{C_2}{\omega_i}\right)-arctg\frac{\omega_i}{-\omega_i^2},\end{aligned}\right\}\qquad(4)$$

где $Q_i^T=\left|\frac{Q(j_1\omega_i)}{y(j_1\omega_i)}\right|$, $\Phi_i^T(Q)=\arg\frac{Q(j_1\omega_i)}{y(j_1\omega_i)}$ — АЧХ и ФЧХ боковой силы при боковых колебаниях в функции дискретных значений путевой частоты ω_i;

j_1 — мнимая единица.

3. Метод движения колеса с упругой шиной с большой скоростью по твердой дороге

Метод движения колеса с упругой шиной с большой скоростью по твердой дороге (МДБС) [5] основывается на предположении, что скорости движения самолета по ВПП достаточно велики. Введем малый параметр $\mu=1/\upsilon$ и запишем два последних уравнения (3) в виде

$$\mu\frac{d\xi}{dt}=\varepsilon-\theta+\frac{dy}{ds},\quad \mu\frac{d\varepsilon}{dt}=-C_1\xi-C_2\varepsilon+\frac{d\theta}{ds},\qquad(5)$$

где $S=\upsilon t$.

При малом μ фазовое пространство (5) разбивается на области быстрых и медленных движений, где быстрыми переменными являются ξ, ε. Область медленных движений образует гиперповерхность H, определяемую уравнениями

$$\varepsilon-\theta+\frac{dy}{ds}=0,\quad \frac{d\theta}{ds}-C_1\xi-C_2\varepsilon=0.\qquad(6)$$

В [5] показано, что гиперповерхность медленных движений устойчива по отношению к быстрым переменным. Следовательно, при любых начальных условиях изображающая точка в фазовом пространстве скачком приходит на поверхность H, где продолжает движение в соответствии с уравнениями (5).

Исключив из уравнений (6) величину ε, приходим к соотношению

$$\frac{dy}{ds}+\frac{1}{C_2}\frac{d\theta}{ds}=\frac{C_1}{C_2}\xi-\theta.\qquad(7)$$

ЧХ боковой силы при боковых колебаниях, построенные по ТК (7), с учетом зависимости $Q=-C_3\xi$ имеют вид

$$\left.\begin{aligned} &Q(\omega_i)=\left|\frac{Q(j_1\omega_i)}{y(j_1\omega_i)}\right|=\frac{C_2}{C_1}\omega_i,\\ &\Phi(Q)=\arg\frac{Q(j_1\omega_i)}{y(j_1\omega_i)}=-\frac{\pi}{2},\end{aligned}\right\}\qquad(8)$$

где $Q(\omega_i)$ и $\Phi(Q)$ — АЧХ и ФЧХ боковой силы при боковых колебаниях в функции дискретных значений путевой частоты ω_i;

j_1 — мнимая единица.

4. Метод движения колеса с большими величинами кинематических параметров по твердой дороге (МБВКП) [5]

Пусть кинематические коэффициенты C_1, достаточно велики. Введем малый параметр μ так, что: $\mu C_1=C_1^0$, $\mu C_2=C_2^0$.

Запишем последнее уравнение (3) в виде

$$\mu\left(\dot{\theta}-\dot{\varepsilon}\right)=\upsilon C_1^0\xi+\upsilon C_2^0\varepsilon.\qquad(9)$$

В этом случае быстро изменяющейся переменной в фазовом пространстве (9) является сумма $\dot{\theta}-\dot{\varepsilon}$. При $\mu\to 0$ появляется поверхность медленных движений, устойчивая по отношению к быстрым движениям, которая определяется уравнением

$$C_1^0\xi+C_2^0\varepsilon=0.\qquad(10)$$

Воспользовавшись соотношением (10), исключим переменную ε из первого уравнения (3). В результате получим

$$\frac{d\xi}{ds}-\frac{dy}{ds}+\theta+\frac{C_1}{C_2}\xi=0.\qquad(11)$$

5. Объединенный метод (МДБС + МБВКП) [5]

Рассмотрим случай, когда одновременно учитываются два метода МДБС и МБВКП. Тогда уравнение (11) примет вид

$$C_2\theta=-C_1\xi.\qquad(12)$$

II. Области применимости теорий качения [3–5]

Для построения областей применимости ТК сначала приведем экспериментальные АЧХ(1) и ФЧХ(2) боковой силы в функции путевой частоты ω_i авиационной шины 400×150 модели 5, впервые полученные

при ее боковых гармонических колебаниях (рисунок 1). Каждая точка на этих ЧХ получена как средняя величина десяти размахов и сдвигов по фазе боковой силы при нормальной нагрузке на шину $G = 4$ кН, давлении в шине $p = 0{,}3$ МПа и амплитуде боковых гармонических колебаний $y_0 = 2{,}5 \cdot 10^{-2}$ м; заштрихованная область изменения ω_i от 0 до 25 рад/м — область всех режимов качения колеса, включая виляние прицепов и автоколебания — или шимми или самовозбуждающиеся колебания управляемых колес с упругими шинами [9].

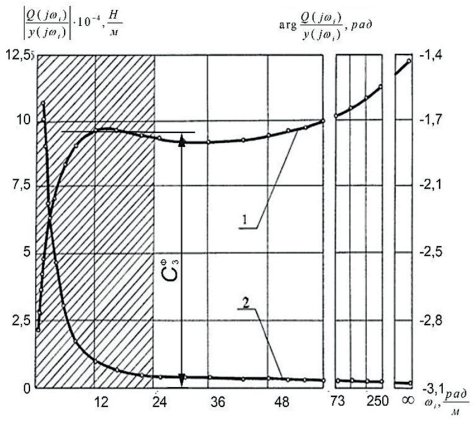


Рисунок 1 — Экспериментальные частотные характеристики боковой силы при боковых колебаниях авиационной шины 400×150 модели 5:
1 — АЧХ(1);
2 — ФЧХ(2);
$C_3^ф$ — динамическая жесткость шины

Области применимости ТК будем определять в широком диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м по степени совпадения расчетных АЧХ и ФЧХ боковой силы с аналогичными экспериментальными АЧХ(Q) = = АЧХ(1) и ФЧХ(Q) = ФЧХ(2) (рисунок 2).

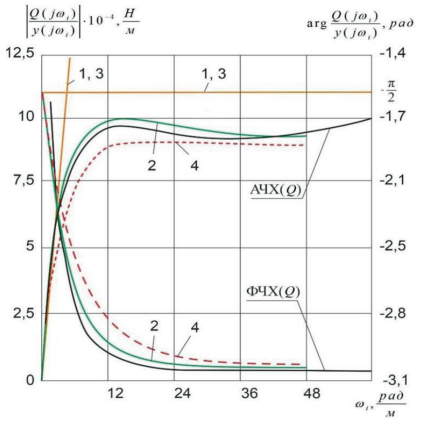


Рисунок 2 — Области применимости ТК

На рисунке 2 цифрами *1* и *3* обозначим АЧХ и ФЧХ боковой силы, построенные по формулам (2) и (8); *2* — АЧХ и ФЧХ боковой силы, построенные по формуле (4); *4* — АЧХ и ФЧХ боковой силы, построенные по формуле (11).

Все АЧХ боковой силы, построенные по ТК [3—5] в диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 0,5 рад/м, совпадают.

С увеличением путевой частоты ω_i АЧХ боковой силы, построенные по ТК [3, 5] неограниченно возрастают (рисунок 2, прямые линии *1* и *3*).

АЧХ и ФЧХ боковой силы, построенные по ТК (рисунок 2, линия *4*) [5] в широком диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м, практически совпадают с аналогичными экспериментальными АЧХ и ФЧХ жестких шин грузовых автомобилей и тракторов (на рисунке 2 ЧХ не показаны). Отметим, что каждая точка на этих ЧХ получена как средняя величина десяти размахов и сдвигов по фазе боковой силы.

Объединенный случай ТК (МДБС + МБВКП) [5] нашел применение в практике автомобилестроения (12).

АЧХ и ФЧХ боковой силы, построенные по ТК [4] полностью совпадают с экспериментальными АЧХ(Q) и ФЧХ(Q).

Анализ областей применимости ТК [3—5] показал, что при проектировании колесных транспортных средств необходимо применять:

- ТК [4] в широком диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м для любых видов шин;
- ТК (МДБС) [5] в узком диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 0,5 рад/м и при больших скоростях движения для шин гоночных автомобилей;
- ТК (МБВКП) [5] в широком диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м для жестких шин грузовых автомобилей и тракторов.

Объединенный метод (МДБС + МБВКП) [5] нашел применение в практике проектирования колесных машин, когда нужно учитывать развал и схождение колес при определении усилия, действующего на подшипник через ступицу колеса.

III. Определение области применимости поликомпонентной теории сухого трения ТК [6—8]

Одна из первых попыток описать взаимосвязь трения скольжения и верчения в случае неточечного контакта движущихся тел была предпринята П. Контенсу [12]. Он предположил, что обе соприкасающиеся поверхности локально сферические, а распределение контактных напряжений внутри пятна контакта определяется законом Герца

$$\sigma(r) = \frac{3N}{2\pi R^2}\sqrt{1-\frac{r^2}{R^2}}, \qquad (13)$$

где r — радиус-вектор элементарной площадки контакта;

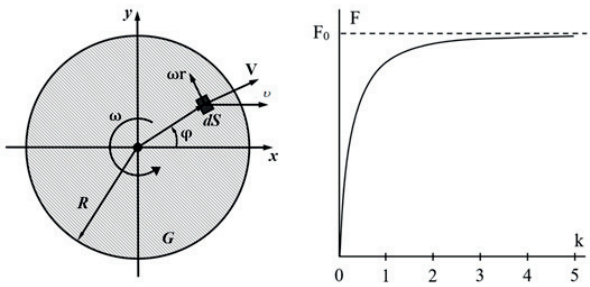
N — сжимающая сила;

R — радиус пятна контакта (рисунок 3, *а*).

Контенсу численно получил зависимость модуля силы сухого трения от отношения $k = \upsilon/(R\omega)$ (где υ — скорость скольжения, $R\omega$ — линейная скорость вращения) (рисунок 3, *б*).

Дальнейшее развитие первоначальных предпосылок теории П. Контенсу [12] получило в новой поликомпонентной теории сухого трения академиков РАН В. Ф. Журавлева и Д. М. Климова [6—8].

Область применимости этой ТК выполним в виде двух частей. Сначала с помощью феноменологического подхода проанализируем выводы работ [6—8], затем опишем причины их противоречивости.



а *б*

Рисунок 3 — Экспериментальные данные по П. Контенсу:
а — схема пятна контакта; *б* — сила трения

1. Анализ выводов

Эти выводы (их будем обозначать целыми числами — $i_0, i = \overline{1,7}$) фактически описывают условия «борьбы» с шимми. Для чего следует:

- увеличивать крутильную жесткость стойки — 1^0;
- уменьшать трение скольжения — 2^0;
- уменьшать трение качения — 3^0;
- положительный эффект дает уменьшение пятна контакта — 4^0 и увеличение массовых характеристик колеса — 5^0;
- никакого влияния на устойчивость скорость относительного проскальзывания не оказывает — 6^0;
- если частота крутильных колебаний меньше или равна частоте изгибных колебаний, то шимми неизбежно — 7^0.

Условие 1^0 и 2^0 полностью совпадает с практикой качения колеса с упругой шиной по твердой поверхности.

Условие 3^0 можно выполнить, уменьшая коэффициент трения качения, например, за счет повышения давления в шине. Шина станет тверже, уменьшится пятно контакта и, соответственно, уменьшится сила сцепления шины с дорогой и, как следствие, увеличится проскальзывание. В итоге вместо «борьбы» с шимми — значительно увеличится вероятность его возникновения. Отметим, что условие 3^0 находится в явном противоречии с условием 2^0. Компромисс между двумя этими условиями невозможен.

Условие 4^0 по мерам «борьбы» с шимми практически совпадает с выводами условия 30.

Условие 5^0. При его выполнении увеличится пятно контакта шины с дорогой, что положительно скажется на борьбе с шимми. Однако возникает вопрос: «До каких пределов можно увеличивать массу колеса с шиной по сравнению с массой шасси и самолета?».

Условие 6^0 противоречит положениям из курса физики и ТК колеса с упругой шиной: коэффициент трения и сила сцепления зависят от относительной скорости.

2. Причины противоречивости выводов работ [6–8]

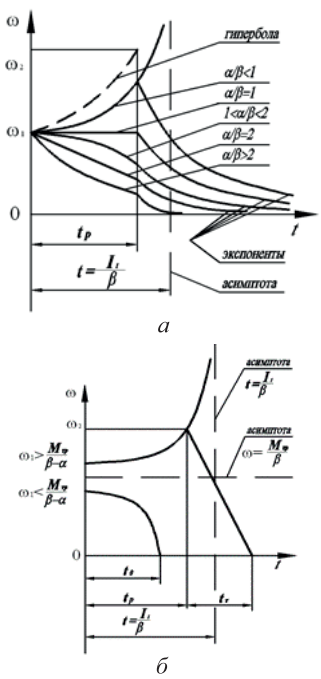
Данная ТК построена на предположении, что зона контакта должна обладать круговой центральной симметрией, в то время как у колеса с упругой шиной область контакта с твердой дорогой больше похожа на эллипс.

При создании ТК были привлечены дополнительные теории, не обладающие абсолютной адекватностью практике: не принимается в расчет трение качения, которое заменяют другой теорией, а ее использование вызывает появление еще и боковой силы; точные выражения для силы и момента, впервые полученные П. Контенсу [12], в приложениях заменяются их разложениями (или аппроксимациями) Паде [13], в которые входят безразмерные коэффициенты, выражающиеся через первые моменты распределения нормальных напряжений в контакте. Например, в случае круговой площадки контакта и распределения по Герцу можно получить значения этих коэффициентов. Если распределение нормальных напряжений неизвестно, то эти безразмерные коэффициенты находятся экспериментально.

Любая аппроксимация, в том числе и аппроксимация Паде, — это приближение к точному результату. Нет ясности в физическом смысле всех констант, входящим в дифференциальные уравнения этой ТК. Непонятно, как получить значения безразмерных коэффициентов экспериментально.

IV. Применение теорий качения в функции жесткости упругой шины катящегося колеса по твердой дороге

1. Рассмотрим движение конька по твердому льду сначала при вязком, а затем и сухом трении (рисунок 4) [1].



а

б

Рисунок 4 — Зависимости угловой скорости вращения конька фигуриста по твердому льду:
а — вязкое трение;
б — сухое трение

Отметим качественное сходство графических зависимостей угловой скорости вращения фигуриста при вязком и сухом трении, что говорит о возможности использования сухого трения при движении твердых тел друг по другу.

2. Рассмотрим неголономное качение колес с упругой шиной по твердой поверхности в сравнении с экспериментальными частотными характеристиками мягких и жестких шин.

Мягкие шины. На рисунке 2 кривые *2*, представляющие теоретические АЧХ и ФЧХ боковой силы при

боковых колебаниях, построенных по теории академика М. В. Келдыша [4], практически совпадают с аналогичными экспериментальными АЧХ(Q) и ФЧХ(Q) мягких шин во всем диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 48 рад/м. Это говорит о правомерности использования теории неголономного качения при движении упругих тел по твердой поверхности.

Жесткие шины. На рисунке 2 кривые *4*, представляющие расчетные АЧХ и ФЧХ боковой силы при боковых колебаниях, построенные по МБВКП, практически совпадают с аналогичными экспериментальными АЧХ и ФЧХ характеристиками жестких шин грузовых автомобилей и тракторов. Все это говорит о правомерности использования теории неголономного качения при движении по твердой поверхности жестких шин.

3. В выводах статьи [14] сказано, что при качении в динамике твердого шара на твердой плоскости аппроксимация реакций неголономных связей силами вязкого или сухого трения приводит к аналогичным результатам. Это подтверждает возможность использования сухого трения при движении твердых тел друг по другу.

4. Для проверки адекватности теоретических моделей в лаборатории механики систем ИПМех РАН в содружестве с кафедрой теоретической механики МФТИ был разработан лабораторный стенд, позволяющий измерять силу сухого трения F при прямолинейном проскальзывании трущихся тел при наличии верчения для различных форм областей контакта. Экспериментальное измерение силы трения проводилось для цилиндрических инденторов радиусов 1, 1,5 и 2 см. В качестве материалов образцов были выбраны твердые тела — сталь, дюраль, латунь, дуб [15].

Значения силы трения при числе оборотов стальной платформы 177,3 об/мин и различных нагрузках на образцы представлены на рисунке 5.

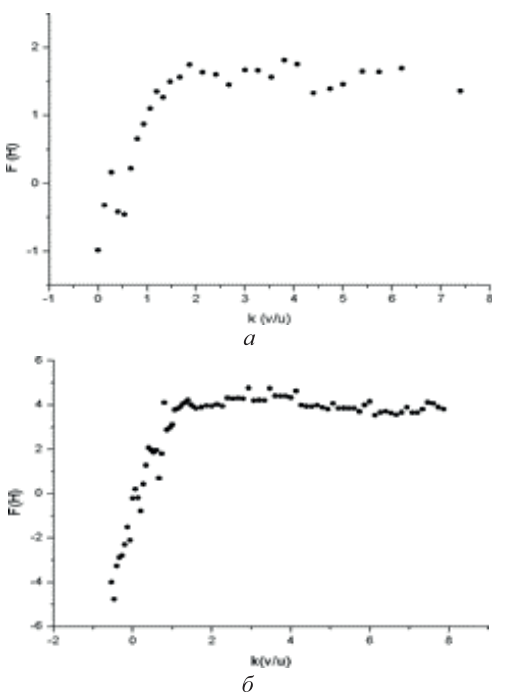


Рисунок 5 — Зависимость силы трения от коэффициента k (см. рисунок 3):
а — стальной диск радиуса 1,5 см при нагрузке 7,12 Н;
б — дюралевый диск радиуса 1,5 см при нагрузке 11,86 Н

В [15] отмечено, что *«представленные экспериментальные данные находятся в хорошем качественном согласовании с силой трения по Контенсу (рисунок 3, б) и, следовательно, подтверждают корректность развиваемой теории поликомпонентного сухого трения»* [6—8].

Данный вывод вызывает некоторые сомнения, потому что:

- сила трения по теории Контенсу получена при допущениях, использование которых в качестве исходных предпосылок при формировании новой теории катящихся друг по другу различных тел является недопустимым;

- представленные экспериментальные данные для твердых тел в [15] находятся в хорошем качественном согласовании с силой трения по теории Контенсу, а не с экспериментальными данными, подтверждающими теорию [6—8].

Из анализа разделов II—IV следует, что чем больше допущений, упрощений, аппроксимаций, привлечений дополнительных неточных теорий, введений круговой симметрии и т. д. при формировании новой ТК, тем она становится более «грубой» (происходит выхолащивание упругих свойств). При этом теряется смысл применения ТК [6—8] при проектировании колесных транспортных средств с мягкими шинами.

5. Представленные экспериментальные данные в [15] находятся в хорошем качественном согласовании с силой трения по методу Ю. И. Неймарка и Н. А. Фуфаева (см. рисунок 2, кривые *4*) [5]. Этот метод отличается от теории [12] и от теории поликомпонентного сухого трения [6—8] тем, что он построен на использовании более высокого уровня первоначальных предпосылок ТК [4] и на экспериментальном подтверждении (см. рисунок 2, кривые *4* и п. 2 «Жесткие шины»).

V. Новая теория качения колеса с упругой шиной по твердой поверхности [10, 11]

Механико-математическое описание этой новой ТК выполнено в сравнении с теорией поликомпонентного сухого трения [6—8].

Аналитические зависимости для силовых компонент сопротивления качению колеса

Аналитические выражения для силовых компонент в зависимости от кинематических величин будут записаны с помощью аппроксимации Паде для одной из моделей [6—8], где колесо радиуса R крепится к самолету при помощи вертикальной стойки длиной l, обладающей одинаковой изгибной упругостью p в направлении ортогональных осей x, y и упругостью на кручение q вокруг вертикальной оси z (рисунок 6).

Скорость самолета при посадке в направлении оси x равна V. Колесо одновременно совершает два движения: катится (угол β) и поворачивается вокруг оси z на угол γ.

Пятно контакта имеет две зоны: сцепления (не заштрихована) и верчения (заштрихована) (рисунок 7). Направление пятна контакта определяется направлением качения колеса (углом γ). Направление скорости проскальзывания ϑ колеса относительно полотна дороги противоположное направлению силы сопротивления качению F_c определяется по формуле $\upsilon = \frac{V}{\cos\gamma} - R\dot{\beta}$, причем $\upsilon_x = V - R\dot{\beta}\cos\gamma$, $\upsilon_y = V\,\mathrm{tg}\,\gamma - R\dot{\beta}\sin\gamma$.

Таким образом, для рассматриваемой модели кинематическими величинами будут являться υ, $\dot{\beta}$, $\dot{\gamma}$ или имеющие одинаковую размерность величины υ, $\varepsilon\cdot\dot{\beta}$, $\varepsilon\cdot\dot{\gamma}$, где ε определяет средний радиус пятна контакта.

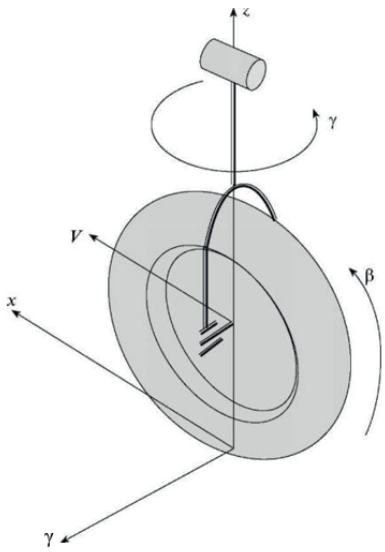


Рисунок 6 — Модель для изучения явления шимми колеса с упругой шиной [6—8]

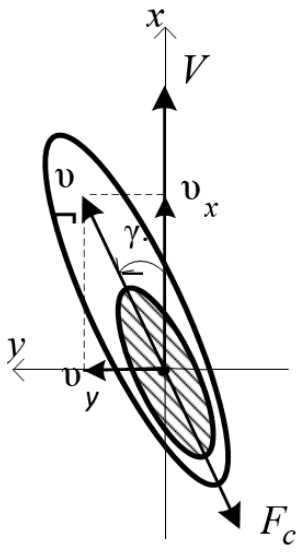


Рисунок 7 — Пятно контакта между колесом и полотном дороги

Силовые компоненты имеют вид

$$F_c = F_0\frac{|\upsilon|+\Delta}{|\upsilon|+\kappa\varepsilon|\dot{\gamma}|+b\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta},\quad F_0 = F_c\,|_{\dot{\beta}=\dot{\gamma}=0} = fN; \qquad (14)$$

$$M_c = M_0\frac{\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta}{\varepsilon|\dot{\beta}|+\kappa\varepsilon|\dot{\gamma}|+a|\upsilon|+\Delta},\quad M_0 = M_c\,|_{\vartheta=\dot{\gamma}=0} = \rho N; \qquad (15)$$

$$M_z = M_{z0}\frac{\varepsilon|\dot{\gamma}|+\Delta}{\varepsilon|\dot{\gamma}|+\hat{a}|\vartheta|+\hat{b}\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta},\quad M_{z0} = M_z\,|_{\vartheta=\dot{\beta}=0} = F_0\frac{3\pi\kappa}{16}, \qquad (16)$$

где a, b, κ, Δ, $\hat{a}$, $\dot{\beta}$ — коэффициенты аппроксимации, определяются экспериментально;

f, ρ — коэффициенты трения скольжения и качения, определяются по закону Кулона:

$$f = f_0 sign\upsilon,\ \text{при}\ \upsilon\neq 0;\ [-f_1, f_1],\ \text{при}\ \upsilon\equiv 0,\ \text{если}\ \dot{\gamma}\equiv\dot{\beta}\equiv 0;$$

$$f = f_0 sign\upsilon,\ \text{при}\ \varepsilon\dot{\gamma}\neq 0;\ [-f_1, f_1],\ \text{при}\ \varepsilon\dot{\gamma}\equiv 0,\ \text{если}\ \upsilon\equiv\dot{\beta}\equiv 0;$$

$$\rho = \rho_0 sign\dot{\beta},\ \text{при}\ \dot{\beta}\neq 0;\ [-\rho_1, \rho_1],\ \text{при}\ \dot{\beta}\equiv 0,\ \text{если}\ \upsilon\equiv\dot{\gamma}\equiv 0.$$

Уравнения движения колеса по модели [6—8] имеет вид

$$\left.\begin{aligned}
&m\ddot{x} + px = -F_0\frac{V-\dot{\beta}R}{|V-\dot{\beta}R|+b\varepsilon|\dot{\gamma}|},\\
&m\ddot{y} + py = -F_0\frac{3\pi h\varepsilon^2\dot{\gamma}}{15\pi|V-\dot{\beta}R|+32\varepsilon|\dot{\gamma}|},\\
&C\ddot{\beta} = -\frac{h\varepsilon^2 N}{5} + RF_0\frac{V-\dot{\beta}R}{|V-\dot{\beta}R|+b\varepsilon|\dot{\gamma}|},\\
&A\ddot{\gamma} + q\gamma = -M_{z0}\frac{\varepsilon\dot{\gamma}}{\varepsilon|\dot{\gamma}|+a|V-\dot{\beta}R|} + F_0\gamma\frac{h\varepsilon^2}{5} + F_0\frac{R}{l}y,
\end{aligned}\right\} \qquad (17)$$

где m — масса колеса;

N — вертикальная реакция;

C — полярный момент инерции колеса;

A — экваториальный момент инерции;

h — коэффициент трения качения с размерностью, обратной размерности длины [6—8].

Вместе с системой уравнений (17) запишем систему уравнений [10, 11]

$$\left.\begin{aligned}
&m\ddot{x} + px = -F_0\frac{|\upsilon|+\Delta}{|\upsilon|+\kappa\varepsilon|\dot{\gamma}|+b\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta}\cos\gamma,\\
&m\ddot{y} + py = -F_0\frac{|\upsilon|+\Delta}{|\upsilon|+\kappa\varepsilon|\dot{\gamma}|+b\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta}\sin\gamma,\\
&C\ddot{\beta} = -M_0\frac{\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta}{\varepsilon|\dot{\beta}|+\kappa\varepsilon|\dot{\gamma}|+a|\upsilon|+\Delta} + RF_0\frac{|\upsilon|+\Delta}{|\upsilon|+\kappa\varepsilon|\dot{\gamma}|+b\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta},\\
&A\ddot{\gamma} + q\gamma = -M_{z0}\frac{\varepsilon|\dot{\gamma}|+\Delta}{\varepsilon|\dot{\gamma}|+\hat{a}|\upsilon|+\hat{b}\varepsilon|\dot{\beta}|+\Delta},
\end{aligned}\right\} \qquad (18)$$

Системы уравнений (17) и (18) отличаются друг от друга:

- отсутствуют слагаемые $F_0\gamma\frac{h\varepsilon^2}{5}$, $F_0\frac{R}{l}y$ в последнем уравнении (18);
- при определении силовых компонент в теории поликомпонентного сухого трения используются стационарные полуэмпирические зависимости Герца, что приводит к неточностям окончательных результатов.

Такие неточности могут носить и качественный характер, когда аналитические выражения для силовых компонент неправильно учитывают вклад отдельных кинематических величин, их взаимосвязь. Это является основной причиной расхождения в соответствующих формулах и уравнениях при описании одной и той же модели с помощью двух сравниваемых ТК. Кроме того, на окончательный вид выражений для силовых компонент влияет и разница в выбранном виде аппроксимации Паде. В новой теории качения используется более общий и удобный в применении вид аппроксимации, позволяющий описывать движение колеса, которое может чередоваться с кратковременными остановками в качении, проскальзывании и верчении — по отдельности или одновременно, в разных

сочетаниях. В теории поликомпонентного сухого трения такие кратковременные остановки исключаются.

VI. Эксперименты, подтверждающие тезис об увеличении крутильной жесткости носовой опоры шасси самолета

Во всех ТК [4–8, 10, 11] сказано, что для борьбы с шимми следует увеличивать крутильную жесткость носовой опоры шасси.

Этот тезис нашел подтверждение в экспериментальных исследованиях, впервые описанных в [9], где установлено влияние амплитуды угловых колебаний шины 400×150 модели 5 вокруг вертикальной оси на АЧХ боковой силы и стабилизирующего момента в функции путевой частоты ω_i (рисунок 8). Каждая точка на экспериментальных АЧХ (1′, 2′, 1, 2) получена как средняя величина десяти размахов боковой силы и стабилизирующего момента при 1, 1′ – θ = 5°; 2, 2′ – θ = 2,5°.

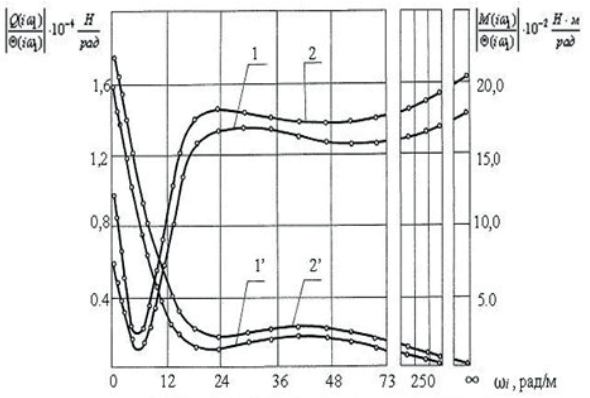


Рисунок 8 — Влияние амплитуды угловых колебаний авиационной шины 400×150 модели 5:
1′, 2′ — АЧХ боковой силы;
1, 2 — АЧХ стабилизирующего момента

При определении угловой жесткости C_4 (3) шины 400×150 модели 5 в динамике с угловыми амплитудами 2,5° и 5,0° кривые АЧХ боковой силы и стабилизирующего момента при наложении друг на друга не совпадают. Это говорит о значительном проскальзывании пятна контакта шины относительно дороги.

Первое *«негативное»* свойство этих графиков заключается в резком уменьшении значений боковой силы и стабилизирующего момента в диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м, при этом линейная скорость центра колеса и его угловая скорость вращения в этом диапазоне, изменяется от больших к меньшим значениям. Для ликвидации этих «негативных» свойств на практике потребуется значительно увеличивать угловую жесткость носовой опоры шасси.

Второе *«позитивное»* свойство этих графиков заключается в том, что с их помощью подтвержден новый закон, который академик РАН В. Ф. Журавлев в своей дискуссии с В. В. Козловым[1] *назвал новым законом природы то, что «сила трения и момент уменьшаются с увеличением угловой скорости качения колеса».*

Экспериментальные значения АЧХ боковой силы и стабилизирующего момента при боковых гармонических колебаниях колеса в диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м в отличие от графических зависимостей, показанных на рисунке 8, **резко возрастают, что положительно сказывается на работе носовой опоры шасси** (рисунок 9). Каждая точка на экспериментальных АЧХ боковой силы (1–4) и стабилизирующего момента (1′–4′) получена как средняя величина десяти размахов боковой силы и стабилизирующего момента: $G = 4$ кН; $p = 0{,}24$ МПа; 1, 1′ – $y_0 = 9{,}9 \cdot 10^{-3}$ м; 2, 2′ – $y_0 = 6{,}5 \cdot 10^{-3}$ м; 3, 3′ – $y_0 = 5{,}0 \cdot 10^{-3}$ м; 4, 4′ – $y_0 = 2{,}5 \cdot 10^{-3}$ м.

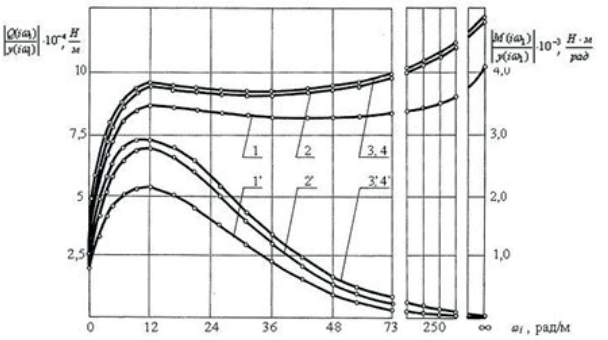
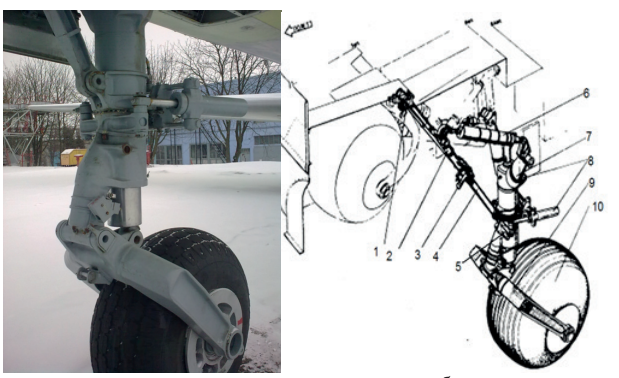


Рисунок 9 — Влияние амплитуды боковых колебаний авиационной шины 400×150 модели 5

VII. Расчет и анализ напряженно-деформированного состояния носовой опоры шасси самолета ЯК-40

Внешний вид и схема носовой опоры шасси самолета Як-40 показаны на рисунке 10.



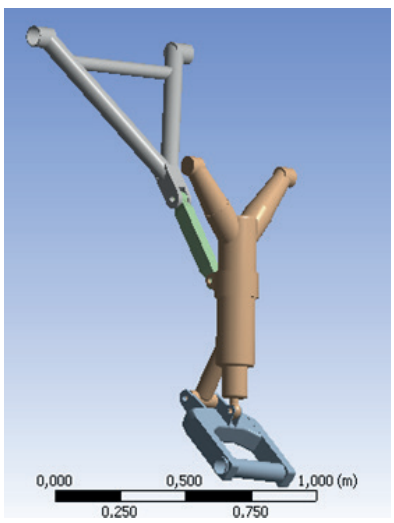
а *б*

Рисунок 10 — Внешний вид (*а*) и схема (*б*) носовой опоры шасси самолета Як-40:
1 — замок верхнего положения;
2 — верхнее звено подкоса;
3 — замок подкоса;
4 — нижнее звено подкоса;
5 — гнездо крепления буксировочного водила;
6 — гидроподъемник;
7 — амортизационная стойка;
8 — цилиндры поворота колеса передней ноги;
9 — вилка;
10 — колесо

3D-модель. Для создания трехмерной модели передней ноги шасси Як-40 (рисунок 11) был использован программный пакет SolidWorks (СД-17-000444).

[1] Журавлев В.Ф. Отклик на работу В. В. Козлова «Лагранжева механика и сухое трение» // Нелинейная динамика. 2011. Т. 7. № 1. С. 147–149.

а



б

Рисунок 11 — Вид спереди (*а*) носовой опоры шасси самолета и ее трехмерная модель (*б*)

Исследование напряженно-деформированного состояния носовой опоры шасси самолета с помощью программных пакетов SolidWorks и ANSYS Workbench

Полученная трехмерная модель передней ноги шасси и ее элементов импортируются в программный пакет ANSYS Workbench (2017-б/140), в котором производится расчет и выявление наиболее нагруженных участков.

С помощью метода конечных элементов (МКЭ) трехмерная модель передней ноги шасси разбивается на конечные элементы (рисунок 12).

Схема нагрузки передней ноги шасси самолета Як-40 представлена на рисунке 13, где фланец фиксируется жесткой заделкой (Fixed Support), а к месту крепления колеса прикладывается сила 15000 Н.

Исходные данные для расчетов в программе ANSYS Workbench:

- материал — сталь 30ХГСА;
- предел прочности — 1100 МПа;
- предел текучести — 850 МПа;
- нагрузка на переднюю ногу — 15000 Н;
- коэффициент Пуассона — 0,3;
- модуль Юнга — 215000 МПа.

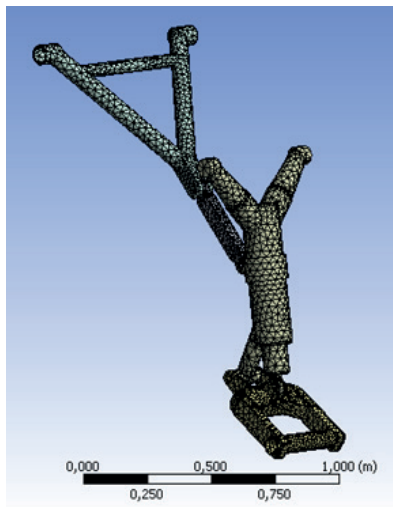


Рисунок 12 — Разбиение носовой опоры шасси самолета на конечные элементы с помощью сетки, построенной МКЭ

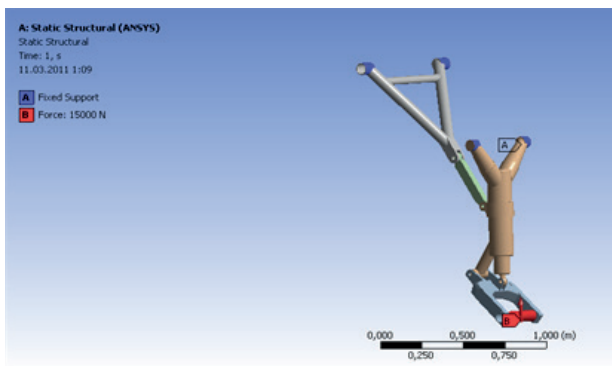


Рисунок 13 — Схема нагрузки носовой опоры шасси самолета

Расчет проводился на определение наиболее нагруженных участков и участков с максимальными деформациями. Результаты расчета представлены на рисунках 14, 15.

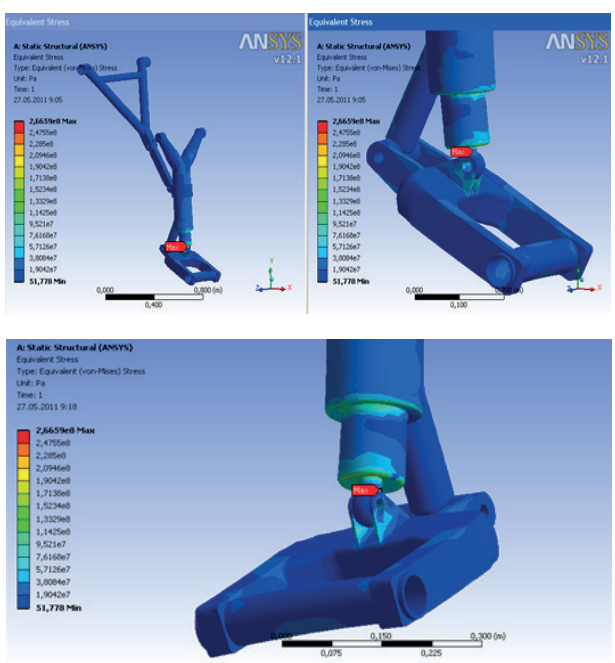


Рисунок 14 — Схема распределения напряжений в носовой опоре шасси самолета

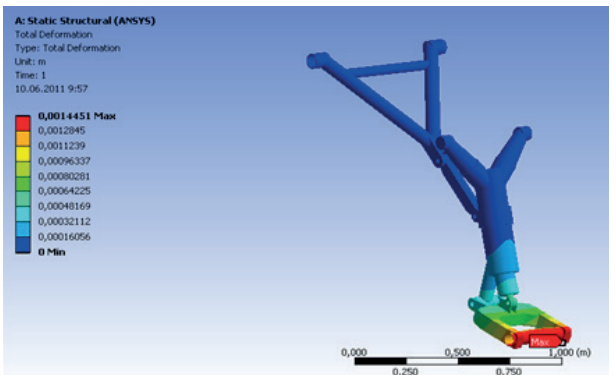


Рисунок 15 — Схема распределения деформаций в носовой опоре шасси самолета

Установлено, что:

- максимальное напряжение при данном виде нагрузки возникает в месте крепления амортизационной стойки к вилке колеса и равно δ_{max} = 267 МПа;
- коэффициент запаса по отношению к пределу прочности равен n_B = 4,1;
- коэффициент запаса по отношению к пределу текучести равен n_T = 3,2.

Заключение

1. Проектирование шасси самолета и других летательных аппаратов, а также любых колесных транспортных средств, необходимо осуществлять с помощью механико-математических ТК колеса с упругой шиной по твердой поверхности:

А. Теория неголономного качения упругой шины по твердой поверхности академика М. В. Келдыша [4] — компактная теория, при создании которой не были привлечены дополнительные теории и упрощения.

Б. Методы Ю. И. Неймарка и Н. А. Фуфаева [5] применяются для понижения порядка системы дифференциальных уравнений неголономного шимми в [4] колесных транспортных средств в следующих случаях:

- *больших скоростей (МДБС)* в узком диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 0,5 рад/м для шин гоночных автомобилей;
- *больших величин кинематических параметров (МБВКП)* в широком диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м для жестких шин грузовых автомобилей и тракторов;
- *объединения (МДБС + МБВКП)*, который применяется в практике проектирования колесных машин, когда нужно учитывать развал и схождение колес при определении усилия, действующего на подшипник через ступицу колеса.

В. Новая ТК железнодорожного (автомобильного) колеса по твердой дороге В. А. Коронатова:

- «принципиальное отличие новой теории заключается в том, что сила сопротивления и моменты сопротивления качению и верчению определяются не через контактные напряжения, а через кинематические величины — скорость проскальзывания, угловые скорости качения и верчения. В новой теории впервые удалось учесть динамику процесса в пятне контакта колеса с дорогой»;
- динамика процессов, происходящих в пятне контакта, определяется через кинематические величины, что позволяет учитывать изменение момента трения качения колеса во время движения;
- аналитические зависимости силы сопротивления и момента трения качения получены с помощью иного, более общего и удобного в применении вида аппроксимации Паде;
- по классической теории сила трения и момент качения определяются в соответствии со скачкообразной характеристикой кулонова трения, что является частным случаем новой теории, ее усредненным вариантом;
- эту ТК можно применять в железнодорожном (для жестких колес) и в автомобильном (для упругих колес) транспорте, для колес которого введен параметр

$$\alpha = R/\varepsilon, \text{ причем } - \varepsilon_{жел} << \varepsilon_{авт},$$

где R — радиус колеса,

ε — средний радиус пятна контакта колеса с дорогой [10, 11].

Вывод. Новая ТК — корректная теория, в которой отсутствуют все неточности и некорректности теории [6—8]. Однако применение новой ТК на практике, по мнению самого автора, пока невозможно, потому что: *«мне как автору этой новой ТК очень хотелось бы надеяться, что приведенные здесь аргументы верны, и ТК является правильной. Очевидно, что эта теория нуждается в дополнительной проверке в сравнении с экспериментальными данными»* [10, 11].

Г. Новая ТК колеса — поликомпонентная теория сухого трения академиков РАН В. Ф. Журавлева и Д. М. Климова [6—8]. О результатах этой работы приведем высказывания некоторых авторов:

- с помощью феноменологического подхода проанализированы выводы этих работ, которые, как оказалось, противоречивы и, как правило, не адекватны практике качения колеса с упругой шиной по твердой поверхности (см. раздел III);
- предложенная поликомпонентная теория сухого трения, основанная на теории Контенсу — Эрисмана, вызывает множество вопросов, и предлагать ее взамен других ТК без экспериментального подтверждения нельзя. Так, в этой модели не известно ни пятно контакта, ни распределение нагрузки; фактически, интегрируется неопределенная функция по неопределенной площади. Законы трения являются приближенными, и, в частности, когда возникает пятно контакта, то появляется множество динамических эффектов, которые сложно отследить. Теоретически можно строить множество моделей, которые приведут к какому-то результату. Однако полученные выводы нуждаются в экспериментальной проверке [16];
- «аналитические зависимости (14)—(16) не вписываются в общепринятые представления о силах сопротивления при качении от угловых скоростей верчения и качения и скорости проскальзывания. Поэтому возникали сомнения в правильности полученных результатов, что существенно ограничивает возможности применения теории поликомпонентного сухого трения для решения прикладных задач» [11];
- «теорию поликомпонентного сухого трения следует считать сильно формализованной, в ней отсутствует ясность понимания физического смысла некоторых кинематических величин; используются полуэмпирические соотношения для контактных напряжений, например, в виде закона Герца, что приводит к неточностям теории» [11];

- «указанные отличия в (17) от (18) подрывают веру в истинность теории поликомпонентного сухого трения, и их авторам следует привести соответствующие аргументы для восстановления ее доверия, эта теория нуждается в экспериментальной проверке» [11].

2. «Негативное» свойство экспериментальных графиков (см. рисунок 8) заключается в резком уменьшении значений боковой силы и стабилизирующего момента в диапазоне путевой частоты $\omega_i = \frac{2\pi}{\upsilon_i T}$ от 0 до 25 рад/м. Для ликвидации этих «негативных» свойств на практике потребуется значительно увеличивать угловую жесткость носовой опоры шасси самолета.

3. Академик РАН В. Ф. Журавлев назвал новым законом природы то, что «сила трения и момент уменьшаются с увеличением угловой скорости качения колеса», который впервые подтвержден экспериментами (рисунок 8).

Этот закон подтвержден также и в новой ТК [10, 11].

4. В отличие от кривых на рисунке 8, экспериментальные значения боковой силы и стабилизирующего момента при боковых колебаниях колеса в диапазоне путевой частоты ω_i от 0 до 25 рад/м, полученных впервые, наоборот, резко возрастают, что положительно сказывается на работе носовой опоры шасси самолета (рисунок 9).

5. Выполнен расчет и анализ напряженно-деформированного состояния носовой опоры шасси самолета ЯК-40 с помощью программных пакетов SolidWorks и ANSYS Workbench. Установлено, что максимальное напряжение при данном виде нагрузки возникает в месте крепления амортизационной стойки к вилке колеса.

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

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Повышение эффективности преподавания теоретической и прикладной механики с помощью новых прогрессивных технологий / Ю. А. Гурвич, К. К. Крамник, А. Ю. Демко [и др.]. // Авиационный вестник. – 2024. – № 10. – С. 77–96.
2. Гурвич, Ю. А. Многокритериальное проектирование управляемых неразрезных осей грузовых автомобилей / Ю. А. Гурвич // Сборник научных статей военной академии Республики Беларусь. – 2018. – № 35. – С. 72–80.
3. Рокар, И. Неустойчивость в механике, автомобили, самолеты, висячие мосты / И. Рокар. – М., 1959. –287 с.
4. Келдыш, М. В. Избранные труды: Механика / М. В. Келдыш. – М. : Наука, 1985. – 568 с.
5. Неймарк, Ю. И. Динамика неголономных систем / Ю. И. Неймарк, Н. А. Фуфаев. – М. : Наука, 1967. – 519 с.
6. Журавлев, В. Ф. О механизме явления шимми / В. Ф. Журавлев, Д. М. Климов // Доклады академии наук. – 2009. – Т. 428, № 6. – С. 761–764.
7. Журавлев, В. Ф. Теория явления шимми / В. Ф. Журавлев, Д. М. Климов // Изв. Рос. акад. наук. Механика твердого тела. – 2010. – № 3. – С. 22–29.
8. Журавлев, В. Ф. Новая модель шимми / В. Ф. Журавлев, Д. М. Климов, П. К. Плотников // Изв. Рос. акад. наук. Механика твердого тела. – 2013. – № 5. – С. 13–23.
9. Гурвич, Ю. А. Экспериментально-аналитический метод параметрической идентификации процесса качения колеса с шиной / Ю. А. Гурвич // Авиационный вестник. – 2021. – № 5. – С. 29–44.
10. Коронатов, В. А. Новая теория качения на примере описания движения ведущего колеса локомотива (автомобиля) / В. А. Коронатов // Системы. Методы. Технологии. Братский гос. университет. – 2017. – № 4 (36). – С. 78–86.
11. Коронатов, В. А. Обобщение качественно новой теории качения колеса при описании явления шимми / В. А. Коронатов // Системы. Методы. Технологии. Братский гос. университет. – 2018. – № 1 (37). – С. 45–55.
12. Контенсу, П. Связь между трением скольжения и трением верчения и ее учет в теории волчка / П. Контенсу // Проблемы гироскопии / П. Контенсу. – М.: Мир, 1967. – С. 70–77.
13. Бейкер, Дж. (мл.). Аппроксимация Паде / Дж. (мл.) Бейкер, П. Грейс-Моррис; пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 502 с.
14. Иванов, А. П. Сравнение моделей трения в динамике шара на плоскости / А. П. Иванов // Нелинейная механика. – 2010. – Т. 6, № 4. – С. 907–912.
15. Кириенков, А. А. Связанные модели трения скольжения и верчения: от теории к эксперименту / А. А. Кириенков, С. В. Семендяев // Аэрокосмические исследования, прикладная механика ТРУДЫ МФТИ. – 2010. – Т. 2, №3. – С. 74–91.
16. Борисов, А. В. Ответ В. Ф. Журавлеву / А. В. Борисов // Нелинейная механика. – 2010. – Т. 6, № 4. – С. 897–901.

REFERENCES

1. Gurvich Y. A., Kramnik K. K., Yu A. Improving the effectiveness of teaching theoretical and applied mechanics with the help of new progressive technologies // Aviatsionnyi vestnik, 2024, № 10, pp. 77–96.
2. Gurvich Ju. A. Mnogokriterial'noe proektirovanie upravljaemyh nerazreznyh osej gruzovyh avtomobilej [Multicriteria design of controlled continuous axles of trucks] Sbornik nauchnyh statej voennoj akademii Respubliki Belarus', 2018, № 35, pp. 72–80.
3. Rokar I. Instability in mechanics, automobiles, aircraft, suspension bridges. Moscow, 1959, 287 p.
4. Keldysh M. V. Izbrannye trudy: Mekhanika [Selected works: Mechanics]. Moscow, Nauka Publ., 1985, – 568 p.
5. Neymark Yu.I., Fufaev N. A. Dinamika negolonomnykh sistem [Dynamics of nonholonomic systems]. Moscow, Nauka Publ., 1967, – 519 p.
6. Zhuravlev V. F., Klimov D. M. Doklady akademii nauk [Reports of the Academy of Sciences]. 2009, T. 428, No 6, pp. 761–764.
7. Zhuravlev V. F., Klimov D. M. Teoriya yavleniya shimmi [Theory of the phenomenon of shimmy] // Grew up. acad. Sciences. Solid Mechanics, 2010, № 3, pp. 22–29.
8. Zhuravlev V. F., Klimov D. M., Plotnikov P. K. Novaya model' shimmy [New model of shimmy] // Grew up. acad. Sciences. Solid Mechanics, 2013, № 5, pp. 13–23.
9. Gurvich, Y. A. Experimental-analytical method of parametric identification of the process of rolling the wheel with a tire // Aviatsionnyi vestnik, 2021, № 5, pp. 29–44.
10. Koronatov V. A. Novaya teoriya kacheniya na primere opisaniya dvizheniya vedushchego kolesa locomotive (avtomobili) [New Rolling Theory on the Example of Describing the Movement of the Leading Wheel of a Locomotive (Automobile)]. Methods. Technology. Bratsk State University, 2017, No 4 (36), pp. 78–86.
11. Koronatov V. A. Generalization of the qualitatively new theory of rolling the wheel in the description of the phenomenon of shimmy / V. A. Koronatov // Systems. Methods. Technology. Bratsk State University, 2018, № 1 (37), pp. 45 – 55.
12. Contensou, P. Couplage entre frottement de glissement et frottement de pivotement dans la th´eorie de la toupie // Kreiselprobleme Gyrodynamics: IUTAM Symp. Celerina, 1962, Berlin etc., Springer, 1963, pp. 201–216.
13. Baker, Dzh. (Jr.). Approximation by Pade. Baker, P. Grace-Morris // transl. from English. Moscow, Mir, 1986, 502 p.
14. Ivanov A. P. Comparison of friction models in the dynamics of a ball on the plane // Nonlinear mechanics, 2010, T. 6, No. 4, pp. 907–912.
15. Kirienkov A. A., Semendyaev S. V. Svyazhenie modeli treniya skolzheniya i vercheniya: ot teorii k eksperimentu [Associated models of sliding friction and spinning: from theory to experiment]. 2010, Vol. 2, No. 3, pp. 74 – 91.
16. Borisov, A. V. Answer V. F. Shhuravlev / A. V. Borisov // Nonlineum Mechanics,2010, V. 6, No. 4, pp. 897 – 901.

Статья поступила в редакцию
31.03.2025

УДК 621.438+666.3-16

Ю. А. ГРИБКОВ, В. П. ГОНЧАРЕНКО, А. В. КОСИЦЫН

Y. GRIBKOV, V. GONCHARENKO, A. KOSITSYN

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОНСТРУКЦИОННОЙ КЕРАМИКИ В ТУРБИНАХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ABOUT THE POSSIBILITY OF USING STRUCTURAL CERAMICS IN TURBINES OF AVIATION GAS TURBINE ENGINES

Грибков Юрий Александрович *– кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры физики и общеинженерных дисциплин учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь», Республика Беларусь*
grb60@mail.ru

Гончаренко Владимир Павлович *– кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры физики и общеинженерных дисциплин учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь», Республика Беларусь*

Косицын Андрей Валерьевич *– кандидат технических наук, доцент, заместитель начальника кафедры авиационной техники и вооружения учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь», Республика Беларусь*
liepa825@gmail.com

Yuri Gribkov *– Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Physics and General Engineering Disciplines of the Military Academy of the Republic of Belarus, Republic of Belarus*
grb60@mail.ru

Vladimir Goncharenko *– Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Physics and General Engineering Disciplines of the Military Academy of the Republic of Belarus, Republic of Belarus*

Andrey Kositsyn *– Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Deputy Head of the Department of Aviation Technology and Armament of the Military Academy of the Republic of Belarus, Republic of Belarus*
liepa825@gmail.com

Аннотация: *применение в газовой турбине двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой сгорания РД-33 составных сопловых лопаток с охлаждаемыми керамическими элементами, способно улучшить эксплуатационные характеристики современных авиационных газотурбинных двигателей. Расчетные исследования дают основание полагать, что ставшее возможным за счет модернизации узла турбины снижение расхода охлаждающего воздуха, повышение коэффициента полезного действия турбины и увеличение коэффициента сохранения полного давления в основной камере сгорания позволят на максимальном режиме работы турбокомпрессора увеличить удельную тягу и снизить удельный расход топлива для различных полетных режимов. Натурный эксперимент подтвердил принципиальную возможность создания работоспособных сопловых лопаток газовых турбин с керамическими носками. Предложено изготовление ремонтного комплекта сопловых аппаратов с керамическим носками с целью замены поврежденных, что даст возможность восстанавливать авиационные газотурбинные двигатели силами инженерно-технического состава в условиях боевых действий благодаря модульной конструкции современных двигателей.*

Ключевые слова: *авиационный газотурбинный двигатель, газовая турбина высокого давления, сопловой аппарат, сопловая лопатка, керамический носок, температура газа перед турбиной, расход охлаждающего воздуха, нестационарные режимы, конструкционная нитридкремниевая керамика, удельная тяга, удельный расход топлива, вероятность быстрого разрушения, модульная конструкция, ремонтопригодность.*

Abstract: *the use of composite nozzle vanes with cooled ceramic elements in the gas turbine of the RD-33 double-circuit turbojet engine with an afterburner combustion chamber can improve the performance characteristics of modern aircraft gas turbine engines. Calculation studies give grounds to believe that the reduction in cooling air consumption, an increase in the turbine efficiency and an increase in the total pressure conservation coefficient in the main combustion chamber, made possible by upgrading the turbine unit, will allow increasing the specific thrust and reducing the specific fuel consumption for various flight modes at the maximum turbocharger operating mode. A full-scale experiment confirmed the fundamental possibility of creating operational nozzle vanes for gas turbines with ceramic noses. It is proposed to manufacture a repair kit of nozzle assemblies with ceramic noses in order to replace damaged ones, which will make it possible to restore aircraft gas turbine engines by engineering and technical personnel in combat conditions due to the modular design of modern engines.*

Keywords: *aviation gas turbine engine, high-pressure gas turbine, nozzle unit, nozzle blade, ceramic sock, gas temperature in front of the turbine, cooling air consumption, non-stationary modes, structural silicon nitride ceramics, specific thrust, specific fuel consumption, probability of rapid destruction, modular design, maintainability.*

Введение

Боевые возможности и эффективность боевого применения состоящих на вооружении и перспективных самолетов во многом определяются тактико-техническими характеристиками применяемых на них двигателей. На современных сверхзвуковых самолетах применяются двухконтурные турбореактивные двигатели со смешением потоков и общей для обеих контуров форсажной камерой сгорания (ТРДДф). Главными показателями совершенства ТРДДф истребителей являются его эксплуатационные характеристики — удельная тяга $P_{уд}$ и удельный расход топлива $C_{уд}$ [1]. Работы по улучшению данных удельных параметров ведутся в следующих направлениях: разработка новых металлических сплавов, обладающих повышенными свойствами жаропрочности и жаростойкости; применение теплозащитных покрытий; совершенствование существующих систем воздушного охлаждения деталей горячей части двигателя; разработка и применение в двигателестроении керамических материалов [2].

Объектом исследования для данной публикации является сопловой аппарат (СА) газовой турбины высокого давления (ТВД) авиационного газотурбинного двигателя (ГТД). Цель работы — рассмотреть возможность применения в конструкции СА ТРДДф РД-33 для истребителя МиГ-29 элементов из конструкционной керамики, а также оценить влияние данной модернизации на удельные параметры и ремонтопригодность данного двигателя.

В ходе проведенных исследований произведена оценка влияния неустановившихся режимов на конструкционную прочность элементов газовых турбин; проведен анализ современного состояния применения конструкционной керамики в турбинах авиационных ГТД; разработана конструкция составной сопловой лопатки ТВД РД-33 и проведен анализ надежности ее керамического элемента; проведена оценка эффективности применения составных СА с охлаждаемыми керамическими элементами по удельной тяге и удельному расходу топлива; предложена схема создания ремкомплекта СА для замены поврежденных сопловых лопаток.

Основная часть

Анализ эксплуатации боевых летательных аппаратов военного назначения показывает, что режимы работы их ГТД в основном являются неустановившимися. Основные параметры рабочего процесса при этом меняются с достаточно большой скоростью. Рост тяговооруженности приводит к возрастанию доли таких режимов в общем времени полета и, следовательно, к изменению характера нагружения элементов ГТД, что влияет на природу отказов элементов высокотемпературных газовых турбин [1, 3].

Конструкционная прочность элементов газовых турбин связана со статическими нагрузками и воздействиями, определяющими длительную прочность и ползучесть их материала, окислением и эрозией их поверхностей, циклическими нагрузками, вызывающими явления малоцикловой усталости, усугубляющимися при взаимодействии усталости и ползучести [3, 4]. В лопатках турбин ГТД существенно увеличились температурные градиенты. Повышение локальных температур отдельных участков поверхностей охлаждаемых лопаток и преимущественно циклический характер их нагружения приводят к повышению повреждаемости их материала от термической усталости, которая определяет их ресурс и, очевидно, будет ограничивать его в будущем.

Наличие термоусталостных трещин на профильной части сопловых лопаток является основным дефектом, который, как правило, распространяется на входных кромках, примерно в средней по высоте части лопаток (рисунок 1).

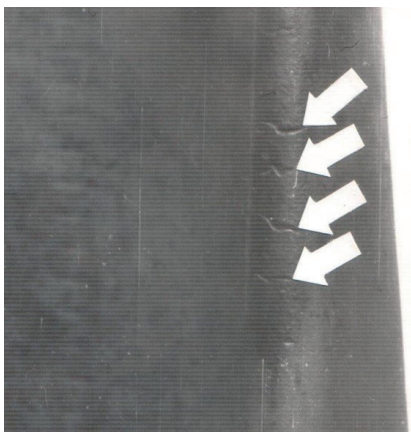


Рисунок 1 — Термоусталостные трещины на входной кромке соплового аппарата ТВД ТРДДф

Поэтому исследование путей по проектированию и созданию конструкций лопаток высокотемпературных газовых турбин, устойчивых к разрушению от малоцикловой термической усталости, в настоящее время является актуальным. Большой интерес представляет разработка конструктивных и технологических мероприятий, направленных на снижение размаха температурных напряжений и деформаций в лопатках турбин на неустановившихся режимах работы авиационных ГТД, в том числе и с использованием конструкционной керамики.

Исследования по технологии изготовления и проектам использования конструкционной керамики для деталей горячей части ГТД наиболее активно проводятся в США, Японии, ФРГ, Великобритании, Франции и России [5].

Из конструкционных керамических материалов наиболее перспективным является материал на основе нитрида кремния Si_3N_4, основные характеристики которого приведены в таблице 1.

Таблица 1 — Физико-механические и теплофизические характеристики Si_3N_4

Характеристика	Значение
Модуль упругости, ГПа	290
Предел прочности на изгиб, МПа	650
Коэффициент интенсивности напряжений, МПа·м$^{1/2}$	5,0
Плотность, кг/м^3	3210
Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)	32
Теплоемкость, Дж/(кг·К)	0,7
Коэффициент теплового расширения, К$^{-1}$	3,4·10^{-6}

Основными достоинствами керамических материалов являются:

- высокая жаропрочность, позволяющая им сохранять свою прочность до температур 1700 — 1800 К. При температурах более 1300 К их прочность выше, чем у современных хромоникелевых сплавов, используемых для изготовления лопаток турбин (рисунок 2);
- устойчивость к окислению и другим видам химических воздействий, что очень важно для деталей горячей части ГТД, работающих в условиях агрессивной среды;
- исключительно высокая твердость и устойчивость к эрозии;
- низкая плотность, обеспечивающая облегчение конструкции до 40 % от веса такой же металлической;
- низкие модуль упругости и коэффициент теплового расширения. При одинаковых температурных неравномерностях это способствует возникновению меньших температурных напряжений, чем в сплавах;
- использование доступного и дешевого сырья.

Применение керамических материалов в двигателестроении рассматривается специалистами, прежде всего, как направление работ по увеличению температуры газа перед турбиной $T_г^*$ и улучшению на этой основе тактико-технических характеристик перспективных ГТД [5, 6].

Однако обеспечить необходимую эффективность охлаждения металлических элементов турбин в условиях сверхзвукового полета, когда хладоресурс охлаждающего воздуха будет резко снижен, очень сложно, и решение этой проблемы без применения керамики может стать невозможным.

С другой стороны, применение керамики для отдельных элементов конструкции турбины при освоенных уровнях $T_г^*$ способно улучшить $P_{уд}$ и $C_{уд}$.

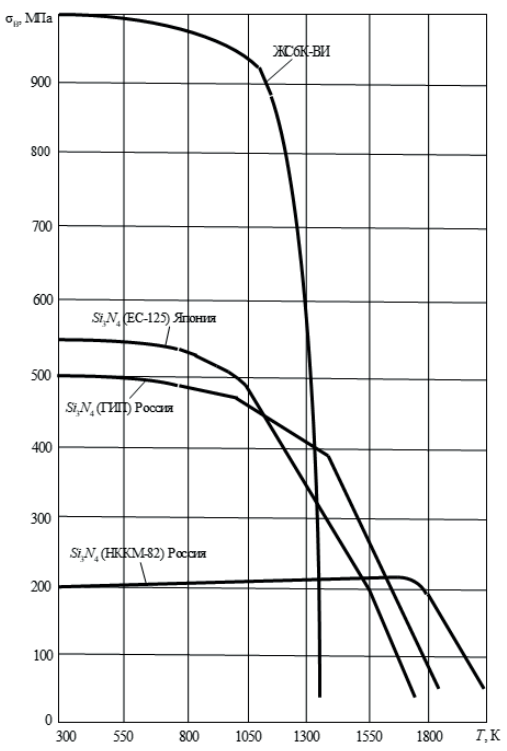


Рисунок 2 — Зависимости пределов прочности $\sigma_в$ металлического сплава ЖС6К-ВИ и нитридкремниевой керамики Si_3N_4 от температуры

Известны конструкции газовых турбин, в которых предложено применять сопловые лопатки составными, изготовляя носок из керамики (рисунок 3).

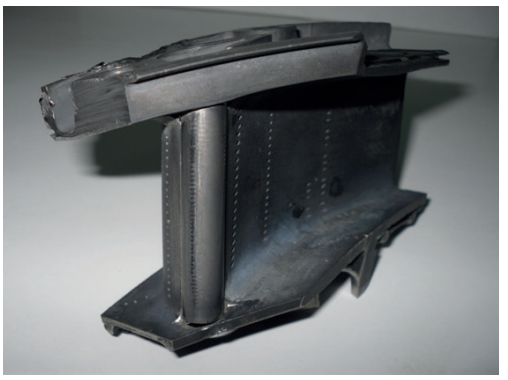


Рисунок 3 — Сопловая лопатка с керамической входной кромкой как демонстратор технологии диффузионной сварки жаропрочного никелевого сплава с керамическим материалом

Применив составную сопловую лопатку ТВД с керамическим носком в ТРДДф РД-33, появилась возможность снизить расход воздуха на охлаждение $G_{в\ охл}$ и потери в основной камере сгорания. Снижение расхода воздуха связано с заменой конвективно-пленочного охлаждения керамического элемента на внутреннее конвективное. Этим можно объяснить актуальность данного исследования.

Однако промышленно освоенных ГТД с керамическими элементами всей горячей части турбины пока нет. Это обусловлено тем, что наряду с уникальными свойствами жаропрочности и жаростойкости конструкционные керамические материалы имеют ряд специфических свойств:

- хрупкость, низкая трещиностойкость и сопротивляемость механическим ударам;
- керамика чувствительна к концентрации напряжений в таких местах как проточки, надрезы, острые кромки, резкие изменения толщины;
- керамика значительно лучше работает на сжатие, чем на растяжение и сдвиг;
- в структуре керамики, несмотря на отработанность технологии и тщательную обработку изделия, присутствует случайное распределение дефектов (включений, пор, микротрещин и т. п.) различных типов, размеров и местоположений. В результате механические свойства керамики зависят от дефектов микроструктуры в большей степени, чем свойства конструкционных сталей и сплавов, и, соответственно, показатели этих свойств имеют более существенный статистический разброс. Например, значения предела прочности $\sigma_в$, полученные при испытаниях образцов керамики, служат лишь показателями характеристик данной партии образцов и условий производства, и их нельзя использовать в качестве истинных значений предельных напряжений, выдерживаемых изделием [5].

На данном этапе большинство разработок находятся в стадии лабораторных и промышленных испытаний. Однако прогресс в этом направлении есть. В частности, в Российской Федерации в плане импортозамещения интенсивно идет разработка отечественных ГТД ПД-8 (для самолетов SJ-100, Бе-200), ПД-14 (для МС-21) и ПД-35 (для широкофюзеляжных дальнемагистральных лайнеров), в конструкции которых уже

предусмотрены отдельные элементы из керамических материалов. На сопловые и рабочие лопатки газовых турбин наносится керамическое покрытие на основе диоксида циркония, на внутренней поверхности жаровых труб камер сгорания также предусмотрено теплозащитное покрытие.

Для широкого использования керамических материалов в ГТД необходимо усовершенствовать керамику как материал, отвечающий требованиям воспроизводимости стабильных механических свойств на уровне, обеспечивающем надежную работу высокотемпературных газовых турбин. Поэтому и задача прогнозирования разрушения для конструкций из керамики имеет свои особенности по сравнению с аналогичной задачей для металлических конструкций.

На основе опыта, накопленного специалистами, сформулированы принципы проектирования деталей из керамики, которым необходимо следовать для получения надежных конструкций:

- исключение или сведение к минимуму концентраторов напряжений, избегая острых кромок и применяя плавные переходы;
- соединения керамических деталей между собой и с деталями из других материалов должны обеспечивать свободу температурных деформаций;
- исключение действия на керамические детали изгибающих моментов за счет свободы взаимных перемещений;
- исключение нагружения керамических деталей сосредоточенными нагрузками;
- обеспечение зон с повышенными градиентами температур, используя расчленение проектируемой детали или узла на простые составные части [5—7].

Рассмотрим сечение штатной сопловой лопатки ТВД ТРДДф РД-33, в которой передняя кромка охлаждается конвективно-пленочным способом (рисунок 4).

Воздух, подаваемый на охлаждение двух полостей лопатки *I* и *II*, отбирается из диффузора камеры сгорания. Это требует принятия соответствующих мер, обеспечивающих избыток давления охлаждающего воздуха с целью его выдува через перфорации на передней кромке. Выдув осуществляется навстречу газовому потоку и создание избытка давления, позволяющего обеспечить необходимый на всех режимах работы ТРДДф расход $G_{в\ охл}$, представляет определенные трудности.

Поэтому представляется целесообразным выполнить сопловую лопатку составной и заменить часть ее пера керамическим элементом. Это позволит исключить необходимость выдува охлаждающего воздуха навстречу газовому потоку и уменьшить $G_{в\ охл}$, сохранив при этом надежность конструкции.

Предлагаемая составная сопловая лопатка состоит из керамической вставки *1* и охлаждаемого хвостовика *2* с дефлектором *3* (рисунок 5). Хвостовик лопатки выполнен из жаропрочного сплава штатной лопатки.

Во внутренней полости носка установлен дефлектор *4* с отверстиями *5* для внутреннего конвективного охлаждения керамического элемента. Керамический носок устанавливается на прокладках из металлического войлока типа сойферит. Такая заделка керамического элемента обеспечивает свободу его температурных деформаций и исключает его из силовой схемы двигателя. Опорный стержень *6* с воздушным каналом *7* прикрепляется болтовыми соединениями к бандажным полкам СА.

Охлаждающий воздух из носка выводится в проточный канал в верхней и нижней части, охлаждая при этом бандажные полки. В хвостовике лопатки воздух из дефлектора выводится, как и у штатной сопловой лопатки.

Таким образом, предложена конструкция составной сопловой лопатки турбины высокого давления, в которой реализовано внутреннее конвективное охлаждение носка взамен конвективно-пленочного охлаждения штатной лопатки ТРДДф РД-33.

Экспериментальное исследование особенностей динамики нагрева лопаток газовых турбин на режимах теплового нагружения, соответствующих приемистости ГТД, представляет определенный интерес.

Испытания натурных сопловых лопаток в условиях высокотемпературного газового потока при нестационарном тепловом воздействии проводились в конце прошлого столетия на газодинамическом стенде кафедры конструкции авиационных двигателей Киевского института ВВС [8]. Стенд был оборудован соответствующей измерительной и управляющей аппаратурой, а также продувочным устройством, позволяющим проводить исследования в потоке газа, образующегося в камере сгорания, до температуры 1600 К. В продувочном устройстве стенда монтировались исследуемые СА.

В качестве объекта исследования был принят сектор СА ТВД ТРДДф РД-33 со специально изготовленными для этой цели керамическими нитридкремниевыми вставками (рисунок 6).

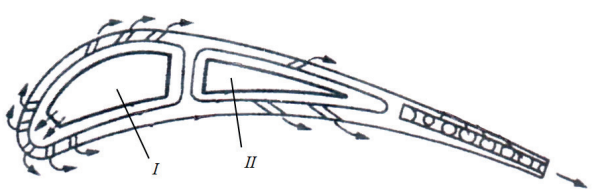


Рисунок 4 — Сечение штатной сопловой лопатки и схема подачи охлаждающего воздуха конвективно-пленочным способом

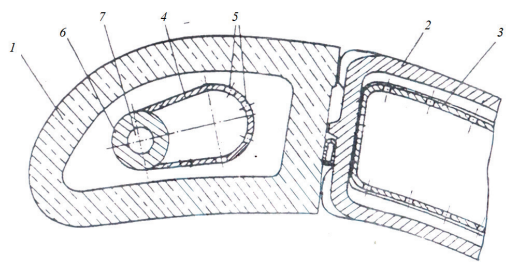


Рисунок 5 — Конструкция составной сопловой лопатки с керамическим элементом

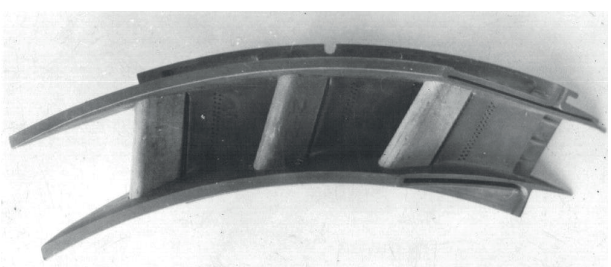


Рисунок 6 — Сектор соплового аппарата ТВД РД-33 с керамическими вставками

Исследование нестационарного теплового состояния осуществлялось на режимах наброса/сброса тепловой нагрузки. Минимальной температурой цикла теплового нагружения являлась температура газа равная 700 К. Температура охлаждающего воздуха составляла 400 К.

Резкое повышение $T_г^*$ за 1,5 – 2 секунды осуществлялось увеличением подачи топлива в камеру сгорания газогенератора стенда. Максимальная $T_г^*$ в цикле нагружения составляла 1570 К. Время выдержки температуры на верхней площадке цикла составляло 27 – 29 секунд. При этом достигалось тепловое состояние лопаток, близкое к стационарному.

Параметры, форма и длительность этапов цикла теплового нагружения выбирались из условия достижения максимально возможных температур, температурных неравномерностей в сечении лопаток и керамических вставок, а следовательно, и максимальных температурных напряжений и моделировали наиболее неблагоприятный с точки зрения накопления повреждений режим работы ГТД – приемистость. В процессе натурного эксперимента проведено 60 циклов температурного нагружения объекта исследования.

После демонтажа керамических носков из СА был проведен анализ их технического состояния. Разрушений керамических элементов не обнаружено.

Таким образом, проведенные экспериментальные натурные исследования на газодинамическом стенде, реализующим современный уровень температурного нагружения турбин авиационных ГТД, показали принципиальную возможность создания работоспособных сопловых лопаток газовых турбин с охлаждаемыми керамическими носками.

Оценка снижения $G_{в\ охл}$ составного СА за счет замены конвективно-пленочного охлаждения керамического носка на конвективное по методике [9] показала, что данный расход оказывается сниженным на 1,69 %. При этом расход на охлаждение лопаток штатных СА ТВД составляет 3,15 % от общего расхода воздуха, проходящего через двигатель, что соответствует техническому описанию ТРДДф РД-33 [10].

Для оценки работоспособности керамического носка необходимо определиться с критерием надежности (качества) этого элемента, его численной величиной, и на этой основе произвести расчет теплового и термонапряженного состояния носка в наиболее повреждающем цикле нагружения ТРДДф РД-33.

В работе [7] предложено использовать в виде критерия качества керамической конструкции оценку ее предельного напряженного состояния – расчетную вероятность быстрого разрушения P, основанную на статической теории прочности Вейбулла. Данный критерий является комплексным, так как позволяет оценивать влияние ряда важнейших факторов. Его величина зависит от теплофизических характеристик керамического материала, его прочностных свойств и стабильности этих свойств, а также от объема и формы детали, что позволяет учитывать масштабный фактор.

Критерий P связан с долговечностью керамических конструкций. За допустимое значение критерия надежности «вероятность быстрого разрушения» принята величина $[P] = 1{\cdot}10^{-4}$ [11]. Примем при расчетах, что вероятность разрушения в наиболее жестком в эксплуатации цикле нагружения РД-33 $P < 1{\cdot}10^{-4}$, то есть вероятность выхода из строя керамического носка не превышает одного случая на десять тысяч циклов нагружения.

Для определения критерия P охлаждаемого керамического носка необходимо рассчитать температурные поля и поля напряжений в них на неустановившихся режимах работы ГТД, которые оказывают определяющее влияние на исчерпание ресурса лопаток турбин. В этих условиях изменяются во времени расходы газа и охлаждающего воздуха, их давления и температуры, другие газодинамические, термодинамические и кинетические параметры потоков, что обусловливает тепловое и силовое воздействие конструкции лопатки как с газом, так и с охлаждающим воздухом.

Ввиду малой величины теплового потока по высоте лопатки, тепловую задачу можно свести к двухмерной, применительно к наиболее нагретому, чаще всего подверженному разрушению среднему сечению лопатки керамического носка [9]. Универсальным численным методом решения тепловой задачи является метод конечных разностей [11], позволяющий получить соотношение для расчета температурного поля тела со сложными краевыми условиями и зависящими от температуры теплофизическими свойствами материалов.

Наибольшее распространение в определении напряжений в лопатках турбин при нестационарном тепловом воздействии получили методы, разработанные для расчета напряжений в стержнях произвольного поперечного сечения. На основании анализа результатов сравнительных отчетов напряжений в пространственной и линейной постановках показано, что стержневая теория адекватно описывает распределение нормальных напряжений в среднем по высоте поперечном сечении неравномерно нагретой лопатки [12].

После определения полей температур и напряжений в поперечном сечении керамического носка появляется возможность вычислить вероятность быстрого разрушения P, зависящую от растягивающих напряжений.

Расчетные исследования проводились для наиболее повреждающего цикла нагружения ТРДДф РД-33. Это выход с режима «Малый газ» на режим «Максимал» при $T_г^* = 1750$ К установившегося режима [13] (рисунок 7). Граничные условия теплообмена принимались с учетом их неоднородности по профилю носка. Теплофизические и физико-механические характеристики керамики НККМ-82 задавались с учетом их изменения по температуре. Расчет полей температур и напряжений производился на ЭВМ с учетом снижения $G_{в\ охл}$ через СА [14].

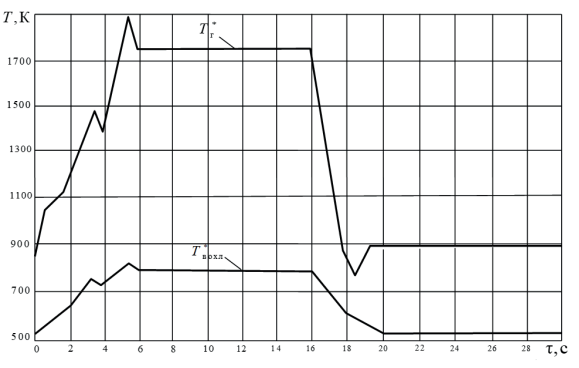


Рисунок 7 – Изменение параметров в цикле нагружения РД-33

Из анализа кинетики теплового нагружения можно сделать вывод, что наибольшие напряжения растяжения возникают на 6—7-й секундах цикла в районе минимальных температур внутренней поверхности спинки керамического носка и достигают величины $\sigma = 84$ МПа (рисунок 8). На большей части площади поперечного сечения действуют сжимающие напряжения, к которым керамический материал более устойчив.

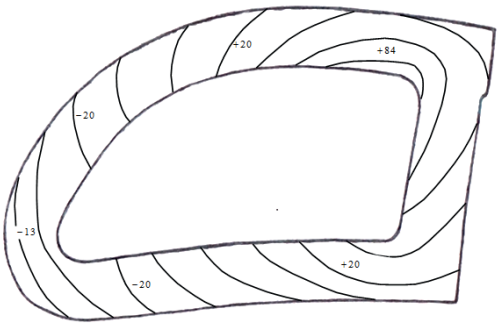


Рисунок 8 — Термонапряженное состояние керамического носка в наиболее повреждающий момент времени ($\tau = 6-7$ с) цикла нагружения РД-33

Значения вероятности быстрого разрушения не превысили $[P] = 1 \cdot 10^{-4}$. Максимальная величина критерия надежности имела место на 6-й секунде и составила $P = 0{,}4 \cdot 10^{-4}$ (рисунок 9).

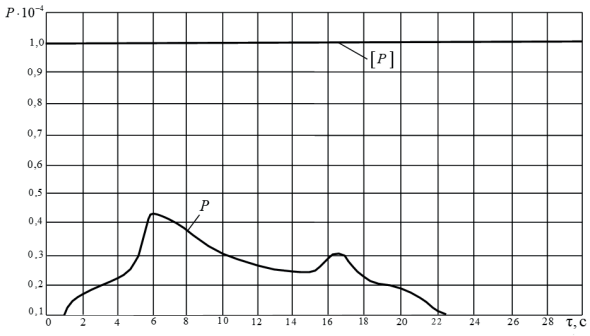


Рисунок 9 — Изменение вероятности быстрого разрушения P в цикле нагружения РД-33

Таким образом, результаты расчетных исследований подтвердили возможность использования составных конструкций в высоконагруженных элементах газовых турбин ТРДДф РД-33.

Составные сопловые лопатки помимо снижения $G_{\text{в охл}}$ позволят повысить коэффициент полезного действия турбины и снизить потери полного давления в основной камере сгорания. Все это благоприятно скажется на эксплуатационных характеристиках двигателя.

Произведена расчетная оценка тягово-экономических характеристик ТРДДф РД-33 по методике [15] с использованием [10] для максимального режима работы турбокомпрессора: для стендового (высота $H = 0$; число Маха $M = 0$) и полетного ($H = 11$ км; $M = 2{,}0$) режимов. Цель расчета — определение удельных параметров ТРДДф.

Результаты расчета показали, что $P_{\text{уд}}$ на стендовом режиме возрастает на 4,7 %, а в полетном режиме на 7,0 %. $C_{\text{уд}}$ снижается соответственно на 3,4 % и 5,5 %.

Помимо улучшения ряда эксплуатационных параметров авиационных ГТД, о которых сказано выше, необходимо остановиться на ремонтно-восстановительной стороне предлагаемой модернизации элементов газовых турбин, потому что одной из основных причин выхода из строя авиационной техники, аварий и катастроф являются разрушения газовых турбин, полученные вследствие разрушения их сопловых лопаток из-за повреждений их кромок. Ремонт лопаток при этом сводится к восстановлению поврежденных участков кромок с большими трудозатратами или к установке нового блока СА из дорогостоящих материалов.

Особую актуальность эта проблема приобретает в условиях боевых действий, когда авиационная техника интенсивно используется для выполнения задач по предназначению, так как возрастает вероятность попадания посторонних предметов в тракт авиационного двигателя из-за повреждений взлетно-посадочных полос при их обстрелах и бомбардировках.

По оценкам ряда специалистов в условиях интенсивных боевых действий с применением современных систем ПВО «жизненный» цикл истребителя колеблется от 10 до 20 боевых вылетов. Проведенные нами расчеты составных конструкций СА с элементами конструкционной керамики дают основание предполагать об их возможной работоспособности на данный период.

Создав ремонтный комплект модернизированных СА для замены поврежденных, в рамках Союзного государства появится возможность восстанавливать авиационные ГТД от термоциклических, боевых и прочих повреждений в кратчайшие сроки и с минимальными затратами. Модульная конструкция большинства авиационных ГТД это позволяет. Данную работу могут выполнять специально созданные ремонтные бригады, а также специалисты технико-эксплуатационных частей авиационных баз.

Заключение

Применение в авиационных ГТД составных конструкций с элементами конструкционной керамики в носках СА с заменой конвективно-пленочного охлаждения на конвективное положительно скажется на эксплуатационных параметрах двигателя, таких как удельная тяга и удельный расход топлива. Кроме того, позволит в кратчайшие сроки восстанавливать авиационные двигатели от термоциклических и боевых повреждений газовых турбин.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Нечаев, Ю. И., Корольков В. Н., Полев А. С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов / Ю. И. Нечаев, В. Н. Корольков, А. С. Полев. – М. : Машиностроение, 1988. – 176 с.
2. Клерк, Д. Новые материалы и экономика / Д. Клерк, М. Флемингс // В мире науки. – 1986. – № 12. – С. 7–14.
3. Третьяченко, Г. Н. Термическая усталость материалов в условиях неоднородного термонапряженного состояния / Г. Н. Третьяченко, Л. В. Кравчук, Р. И. Куриат. – Киев : Наукова думка, 1985. – 278 с.
4. Биргер, И. А. Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей / И. А. Биргер, Б. Ф. Балашов, Р. А. Дульнев. – М. : Машиностроение, 1981. – 222 с.

5. Никитский, А. А. Применение керамических материалов в горячих узлах ГТД. Анализ работ зарубежных фирм / А. А. Никитский // Труды ЦИАМ. – 1980. – № 923. – С. 44–57.
6. Применение керамических и композиционных материалов в газотурбостроении: тезисы докладов Всесоюзной научно-технической конференции. – Киев : ИСТМ, 1988. – 44 с.
7. Декворс, А. Проектирование конструкций из керамических материалов / А. Декворс // Труды американского общества инженеров-механиков. Сер. А. – 1978. – Т. 100, № 2. – С. 72–81.
8. Грибков, Ю. А. Газодинамический стенд для исследования теплового состояния лопаток высокотемпературных газовых турбин / Ю. А. Грибков, В. В. Самулеев, В. В. Коврыжко // Летательные аппараты и авиационные двигатели. – 1992, – № 13. – С. 65–67.
9. Локай, В. И. Теплоотдача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов / В. И. Локай, М. Н. Бодунов. – М. : Машиностроение, 1985. – 216 с.
10. Кулешов, В. В. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания РД-33 / В. В. Кулешов. – М. : ВВИА, 1986. – 328 с.
11. Коваленко, Н. Д. Нестационарные тепловые процессы в энергетических установках летательных аппаратов / Н. Д. Коваленко. – Киев : Наукова думка, 1988. – 223 с.
12. Третьяченко, Г. Н. Несущая способность лопаток газовых турбин при нестационарном тепловом и силовом воздействии / Г. Н. Третьяченко, Л. В. Кравчук, Р. И. Куриат. – Киев : Наукова думка, 1975. – 295 с.
13. Определение эквивалента по циклической повреждаемости лопаток турбины высокого давления между слабо повреждающими и наиболее тяжелыми циклами изделия 88 за ресурс 1000 %: техническая справка № 20.86.22.027. – М. : ТМКБ «Союз», 1986. – 7 с.
14. Михайлюк, С. И. Методика расчета надежности керамических деталей / С. И. Михайлюк, А. В. Братко // Летательные аппараты и авиационные двигатели. – 1989, № 7. – С. 28–33.
15. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушных реактивных двигателей / С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1987. – 568 с.

REFERENCES

1. Nechaev Yu. I. Korolkov V. N., Polev A. S. *Aviasionnie turboreaktivnie dvigateli s izmenyaemim rabochim prosessom dlya mnogorejimnix samoletov* [Aviasionnie turboreaktivnie dvigateli s izmenyaemim rabochim prosessom dlya mnogorejimnix samoletov]. Moscow, Mashinostroenie, 1988, 176 p.
2. Klerk D., Flemins M. *Novie materiali i ekonomika* [New materials and Economics] // V mire nauki, 1986, no. 12, pp. 7-14.
3. Tretyachenko G. N., Kravchuk L. V., Kuriat R. I. *Termicheskaya ustalost materialov v usloviyax neodnorodnogo termonapryajennogo sostoyaniya* [Thermal fatigue of materials in a nonuniform thermally stressed state]. Kiev, Naukova dumka, 1985, 278 p.
4. Birger I. A., Balashov B. F., Dulnev R. A. *Konstruksionnaya prochnost materialov i detaley gazoturbinnix dvigateley* [Structural strength of materials and parts of gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1981, 222 p.
5. Nikitskiy A. A. *Primenenie keramicheskix materialov v goryachix uzlax GTD. Analiz rabot zarubejnix firm* [The use of ceramic materials in hot gas turbine units. Analysis of the work of foreign companies]. Moscow, Trudi SIAM, 1980, no 923, pp. 44-57.
6. *Tezisi dokladov Vsesoyuznoy nauchno-texnicheskoy konferensii «Primenenie keramicheskix i kompozisionnix materialov v gazoturbostroenii»* [Abstracts of the All-Union Scientific and Technical Conference «Application of ceramic and composite materials in gas turbine engineering»]. Kiev, ISTM, 1988, 44 p.
7. Dekvors A. *Proektirovanie konstruksiy iz keramicheskix materialov* [Design of structures made of ceramic materials]. // Trudi amerikanskogo obshestva injenerov-mexanikov. Ser. A., 1978, vol. 100. no 2, pp. 72-81.
8. Gribkov Yu. A., Samuleev V. V., Kovrijko V. V. *Gazodinamicheskiy stend dlya issledovaniya teplovogo sostoyaniya lopatok visokotemperaturnix gazovix turbin* [A gas-dynamic stand for studying the thermal state of the blades of high-temperature gas turbines]. Letatelnie apparati i aviasionnie dvigateli. Kiev, KI VVS, 1992, no 13, pp. 65-67.
9. Lokay V. I., Bodunov M. N. *Teplootdacha v oxlajdaemix detalyax gazoturbinnix dvigateley letatelnix apparatov* [Heat transfer in cooled parts of aircraft gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1985, 216 p.
10. Kuleshov V. V. *Turboreaktivniy dvuxkonturniy dvigatel s forsajnoy kameroy sgoraniya RD-33* [Turbojet dual-circuit engine with afterburner combustion chamber RD-33]. Moscow, VVIA, 1986, 328 p.
11. Kovalenko N. D. *Nestasionarnie teplovie prosessi v energeticheskix ustanovkax letatelnix apparatov* [Non-stationary thermal processes in aircraft power plants]. Kiev, Naukova dumka, 1988, 223 p.
12. Tretyachenko G. N., Kravchuk L. V., Kuriat R. I. *Nesushaya sposobnost lopatok gazovix turbin pri nestasionarnom teplovom i silovom vozdeystvii* [Bearing capacity of gas turbine blades under non-stationary thermal and force effects]. Kiev, Haykova dumka, 1975, 295 p.
13. Texnicheskaya spravka № 20.86.22.027. *Opredelenie ekvivalenta po siklicheskoy povrejdaemosti lopatok turbini visokogo davleniya mejdu slabo povrejdayushimi i naibolee tyajelimi siklami izdeliya 88 za resurs 1000 %* [Determination of the equivalent in terms of cyclic damage of high-pressure turbine blades between mildly damaging and the most severe cycles of the product 88 per 1000 life %]. Moscow, TMKB «Soyuz», 1986, 7 p.
14. Mixaylyuk S. I., Bratko A. V. *Metodika rascheta nadejnosti keramicheskix detaley* [The method of calculating the reliability of ceramic parts]. Letatelnie apparati i aviasionnie dvigateli. Kiev, KVVAIU, 1992, no 7, pp. 28-33.
15. Shlyaxtenko S. M. *Teoriya i raschet vozdushnix reaktivnix dvigateley* [Theory and calculation of air jet engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1987, 568 p.

Статья поступила в редакцию
12.12.2024

УДК 629.735.55

Е. С. АЛПАЦКИЙ, Д. В. ИВАНОВ, Д. А. ПОПОВ, Д. А. ЧИНАХОВ

E. ALPATSKY, D. IVANOV, D. POPOV, D. CHINAKHOV

ПРОЕКТИРОВАНИЕ БПЛА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С НЕПОДВИЖНЫМ КРЫЛОМ

DESIGN OF VERTICAL TAKEOFF AND LANDING UAV WITH FIXED WING

Алпацкий Егор Сергеевич *– лаборант федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Новосибирский государственный технический университет», Российская Федерация*
alubka324jkl@yandex.ru

Egor Alpatsky *– Laboratory Assistant, Novosibirsk State Technical University, Russian Federation*
alubka324jkl@yandex.ru

Иванов Денис Витальевич *– лаборант федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Новосибирский государственный технический университет», Российская Федерация*
Denisivanov2512@yandex.ru

Denis Ivanov *– Laboratory Assistant, Novosibirsk State Technical University, Russian Federation*
Denisivanov2512@yandex.ru

Попов Данил Андреевич *– лаборант федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Новосибирский государственный технический университет», Российская Федерация*
poudy0poem@gmail.com

Danil Popov *– Laboratory Assistant, Novosibirsk State Technical University, Russian Federation*
poudy0poem@gmail.com

Чинахов Дмитрий Анатольевич *– доктор технических наук, декан факультета летательных аппаратов федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Новосибирский государственный технический университет», Российская Федерация*
chinakhov@corp.nstu.ru

Dmitry Chinakhov *– Doctor of Technical Sciences, Dean, Faculty of Aircraft, Novosibirsk State Technical University, Russian Federation*
chinakhov@corp.nstu.ru

Аннотация: *в данной работе представлена методика проектирования беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки с неподвижным крылом, охватывающая все базовые аспекты разработки. Методика включает в себя последовательный расчет геометрических параметров аппарата, включая определение оптимальных размеров крыла, фюзеляжа и оперения с учетом аэродинамических требований. Особое внимание уделяется точному определению положения центра масс.*
Важной частью методики является расчет потребной тяги силовой установки для различных режимов эксплуатации: вертикального взлета и посадки, режима набора высоты и крейсерского полета. Это позволяет оптимально подобрать двигатели и винтомоторную группу, обеспечивая необходимые летные характеристики при минимальном энергопотреблении. Отдельно рассматриваются вопросы определения скорости сваливания и расчет разрушающих перегрузок, что обеспечивает безопасность эксплуатации беспилотного летательного аппарата в различных условиях.
Особенностью рассматриваемого подхода является комплексный анализ всех параметров в их взаимосвязи, что позволяет оптимизировать конструкцию по критериям эффективности, надежности и экономичности. Представленная методика может быть использована как основа для разработки беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки различного назначения, обеспечивая высокую точность расчетов и сокращение времени проектирования
Ключевые слова: *БПЛА, аэродинамика, тензор инерции, силовая установка, бортовое оборудование, методика.*

Abstract: *this paper presents a design methodology for a fixed-wing vertical takeoff and landing unmanned aerial vehicle covering all basic aspects of the design. The methodology includes the sequential calculation of the geometric parameters of the vehicle, including the determination of the optimum dimensions of the wing, fuselage and plumage, taking into account aerodynamic requirements. Particular attention is paid to the accurate determination of the center of mass position.*
An important part of the methodology is the calculation of the required thrust of the propulsion system for different operating modes: vertical takeoff and landing, climb and cruise flight. This allows for optimal selection of engines and propeller-motor group, providing the required flight characteristics with minimum power consumption. The issues of

stall speed determination and calculation of destructive overloads are considered separately, which ensures the safety of unmanned aerial vehicle operation in various conditions.
The peculiarity of the considered approach is the complex consideration of all parameters in their interrelation, which allows to optimize the design according to the criteria of efficiency, reliability and economy. The presented methodology can be used as a basis for the development of unmanned aerial vehicle of different purposes, providing high accuracy of calculations and reducing the design time.
Keywords: *UAV, aerodynamics, inertia tensor, propulsion system, onboard equipment, methodology.*

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) в последние годы стали неотъемлемой частью человеческой жизни, охватывая широкий спектр сфер применения: от военных операций и мониторинга экологической ситуации до доставки продуктов и медицинских товаров [1, 2]. С каждым годом использование БПЛА становится все более актуальным, особенно в контексте современных мировых вызовов.

Однако, несмотря на такое широкое применение беспилотников, не существует единой методики расчета для БПЛА, в том числе для аппаратов вертикального взлета и посадки (СВВП). Даже нормы летной годности (НЛГ) для БПЛА лишь регламентируют то, чему должен соответствовать БПЛА, в то время как в авиационных правилах (АП) для самолетов приводятся конкретные формулы и расчетные случаи, применив которые, можно сказать, соответствует ли самолет необходимым требованиям. Самолетные методы расчета могут быть применены при проектировании БПЛА СВВП. Все методы расчета для самолетов являются общеизвестными и описанными в трудах М. Н. Шульженко, М. А. Погосяна и С. М. Егера [3–5] и других. Данные методики применяются повсеместно. Например, Деррик Ньямухунгу из Китайского университета электронных наук и технологий разработал БПЛА СВВП при помощи самолетных методов, смоделировал и следующим этапом планирует собрать его и провести испытания. В. Н. Биш в своей работе [6] также приводит методику приближенного расчета для БПЛА самолетного типа, которая заключается в определении взлетной массы летательного аппарата (ЛА), его центра тяжести и фокуса.

Однако БПЛА обладают отличиями, которые существенно влияют на процесс проектирования. Так, например, силовая установка (СУ) для вертикального взлета при горизонтальном полете (ГП) создает дополнительное сопротивление, что необходимо учитывать при расчетах. Вертикальный взлет также несет в себе особенности центровки ЛА. Вдобавок ко всему, двигатели вертикального взлета создают дополнительные вибрации, что также необходимо учитывать при проектировании. Отличительными могут быть и условия эксплуатации ЛА, такие как температура и плотность воздуха. В связи с особенностями конструкции стандартные самолетные методики не могут быть полностью применены при проектировании БПЛА.

Предлагается методика проектирования БПЛА СВВП на примере разработки конкретного ЛА, которая включает в себя расчет геометрических размеров, определение профиля крыла, оценку центра тяжести, потребной тяги, взлетной массы, скорости сваливания, разрушающей и эксплуатационной перегрузок. Расчеты имеют характер первого приближения и являются первым этапом проектирования беспилотника.

Формирование технического задания

Проектирование БПЛА начинается с разработки технического задания (ТЗ). Оно может формироваться на основании требований заказчика, анализа прототипов или других решающих факторов. В рассматриваемом случае требования определяются исходя из условий конкурса, для которого проектируется БПЛА (таблица 1).

Таблица 1 — Технические требования

Параметр	Значение
Взлетная масса с полезной нагрузкой, кг	≤3
Способ взлета	С рук или VTOL
Полетное время, мин	>20
Минимальная длина маршрута, м	5000
Масса полезной нагрузки, кг	≥0,5
Крейсерская высота полета, м	120
Крейсерская скорость, км/ч	72

Также БПЛА должен иметь возможность выполнять автономный полет по точкам, с возвратом на точку старта, и сбрасывать полезную нагрузку (ПН) в установленном месте. Остальные требования формируются исходя из анализа прототипов. Прототипы подбираются по схожим назначению, размерам и удельным характеристикам, а именно удельной полезной нагрузке, удельной нагрузке на крыло и удлинению крыла [3]. Из удельной нагрузки на крыло вычисляется площадь крыла ($S = 0{,}5$ м^2), а из удлинения — его размах ($l = 2000$ мм).

Аэродинамическая компоновка

Следующим этапом является формирование аэродинамической компоновки, то есть выбор аэродинамической схемы ЛА, его размеров и их увязка между собой. На этом этапе необходимо проанализировать существующие аэродинамические схемы и выбрать более подходящую под выполняемые задачи. В рассматриваемом примере была выбрана нормальная аэродинамическая схема с двухбалочным фюзеляжем и двухкилевым оперением. Крыло неподвижное прямое и имеет верхнее расположение. Такая схема позволит установить двигатели для вертикального взлета на балках фюзеляжа, а верхнее расположение крыла минимизирует вероятность касания винтами травы.

Зная площадь и размах крыла, определяется его средняя аэродинамическая хорда (САХ). В данном случае крыло прямоугольное, поэтому САХ является результатом деления площади на размах: САХ = 250 мм.

Следующим шагом в соответствии с параметрическими коэффициентами [3] определяются площади оперения, элеронов, рулей высоты и направления, рас-

считываемые по формулам подобия. Площади элеронов, горизонтального оперения (ГО) и вертикального оперения (ВО) рассчитываются относительно площади крыла, в то время как площади руля высоты (РВ) и руля направления (РН) рассчитываются относительно ГО и ВО соответственно [3]. Результаты расчета приведены в таблице 2.

Таблица 2 — Расчет площадей

Рассчитываемая поверхность	Коэффициент k	Площадь $k \cdot S$, м^2
ГО ($S_{го}$)	0,20	0,100
ВО ($S_{во}$)	0,12	0,060
Элероны	0,10	0,040
РВ	0,55	0,040
РН	0,60	0,024

Линейные размеры ГО и ВО рассчитываются по формулам площади прямоугольника и трапеции соответственно, с учетом рекомендуемых значений удлинения и сужения [4].

Из величины коэффициентов статических моментов, которые для самолетов с прямым крылом составляют $A_{го}$ = 0,5...0,55 и $A_{во}$ = 0,04...0,055 [5], можно уточнить плечи горизонтального и вертикального оперений. Это расстояния от центра тяжести самолета до центра давления оперения. Рассчитываются по следующим формулам:

$$L_{пго} = A_{го} \cdot \frac{S \cdot b}{S_{го}}; \quad (1)$$

$$L_{пво} = A_{во} \cdot \frac{S \cdot l}{S_{во}}, \quad (2)$$

где $L_{пго}$ — плечо ГО, м;

b — САХ, м;

$L_{пво}$ — плечо ВО, м.

По результатам расчетов $L_{пго}$ = 0,625 м, $L_{пво}$ = 0,660 м.

Зная размеры, формируется эскиз проектируемого БПЛА, на котором, помимо аэродинамической компоновки, наносится примерное расположение бортового оборудования (БО) и полезной нагрузки (рисунок 1).

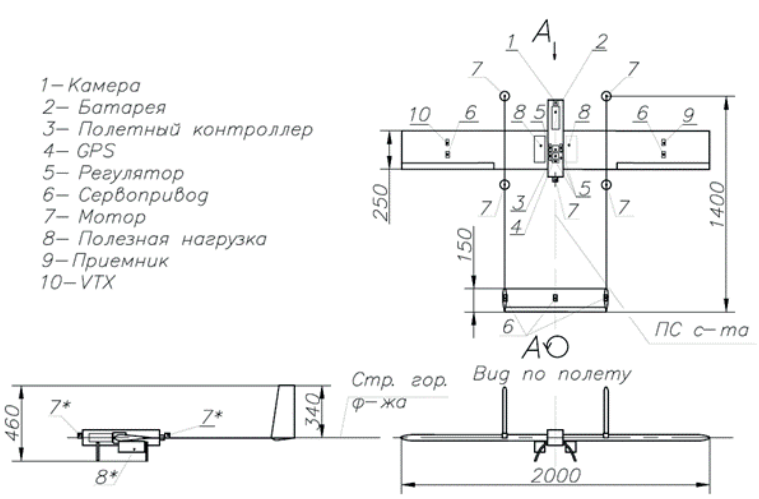


Рисунок 1 — Эскиз БПЛА

Следующий шаг — это подбор аэродинамических профилей для крыла и оперения. Чтобы подобрать профиль крыла необходимо вычислить минимальный необходимый коэффициент подъемной силы. Он рассчитывается по формуле коэффициента подъемной силы [7] при заданных параметрах скорости, площади крыла и плотности воздуха.

В рассматриваемом случае плотность воздуха равна 1,225 кг/м^3 [7], так как полет проходит на высоте 120 м. Полученное значение коэффициента подъемной силы составляет 0,24. Также необходимо вычислить число Рейнольдса, которое характеризует поведение аэродинамических поверхностей при заданной крейсерской скорости. Число Рейнольдса в данном случае равно 345000 [7]. При рассматриваемых скоростях предпочтение отдается профилям с большой относительной толщиной, которые являются более стабильными на малых скоростях. Путем анализа существующих профилей, для крыла выбирается профиль NACA 2414 (рисунок 2) [8], поляры которого изображены на рисунке 3. Данный профиль обеспечивает необходимый коэффициент подъемной силы при установочном угле атаки в 0,5°.

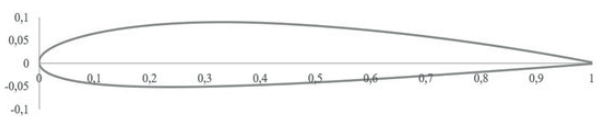


Рисунок 2 — Профиль NACA 2414

Для оперения следует выбирать симметричные профили со средним значением относительной толщины. Для оперения принимается симметричный профиль NASA-0009 (рисунок 4) [9].

Оценка потребной тяги

Следующим важным этапом при проектировании БПЛА является оценка требуемой тяги и выбор способа размещения СУ. Оценка потребной тяги для рассматриваемого БПЛА производится на трех режимах: ГП, набор высоты и вертикальный взлет. Тягу при ГП и наборе высоты обеспечивает маршевый двигатель. Необходимая тяга для ГП [3] вычисляется по формуле

$$F_{кр} = X = \frac{Y}{K}, \quad (3)$$

где $F_{кр}$ — тяга винта на крейсерском режиме полета, Н;

X — сила лобового сопротивления, Н;

Y — подъемная сила, Н;

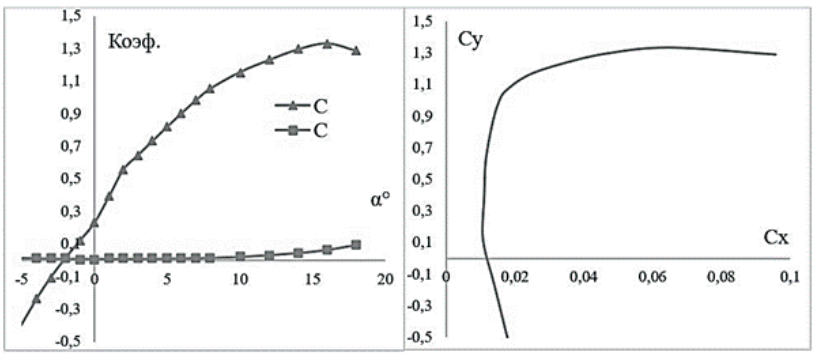
K — аэродинамическое качество, предварительно равное 10 [5].

Для режима набора высоты тяга вычисляется как

$$F_{НВ} = \frac{Y}{K_{НВ}} + M_{взл} \cdot g \cdot \sin\alpha, \quad (4)$$

где $Y = M_{взл} \cdot g \cdot \cos\alpha$ — проекция веса ЛА, Н;

$M_{взл}$ — взлетная масса, кг;



а *б*

Рисунок 3 — Поляры профиля NACA 2414:
а — C_y и C_x от α; *б* — C_y от C_x

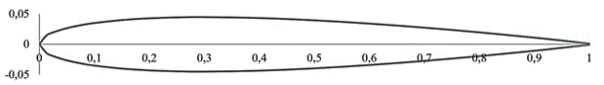


Рисунок 4 — Профиль NASA-0009

$K_{НВ}$ — наивыгоднейшее аэродинамическое качество, предварительно равное 20 [5];

g — ускорение свободного падения;

α — угол атаки при наборе высоты, °.

$$\alpha = \sin^{-1}\frac{v_{наб}}{v_{НВ}}, \quad (5)$$

где $v_{наб}$ — скорость набора высоты, м/с (для аппаратов данного типа она предварительно принимается равной 2) [3];

$v_{НВ}$ — наивыгоднейшая скорость полета [3], м/с.

$$v_{НВ} = \sqrt{\frac{2 \cdot M_{взл} \cdot g}{C_{унв} \cdot \rho \cdot S}}, \quad (6)$$

где $C_{унв}$ — наивыгоднейший коэффициент подъемной силы, принимается в соответствии со справочными данными [3];

ρ — плотность воздуха, кг/м^3;

S — площадь крыла, м^2.

По результатам расчетов для ГП потребная тяга составляет 2,94 Н, а для режима набора высоты — 7,13 Н. Выбирается наибольшее из них с целью обеспечения двух режимов полета.

При взлете четыре двигателя, обладая равными усилиями, должны обеспечить достаточную тягу для равномерного движения. Поэтому сила на каждый из них будет рассчитываться как:

$$F_{вв} = \frac{Y}{4}, \quad (7)$$

где $F_{вв}$ — потребная тяга двигателя вертикального взлета, Н.

По результатам расчетов полученное значение на один двигатель — 7,35 Н. Для расчета массы на этом этапе необходимо провести анализ существующих двигателей, способных обеспечить заданное значение тяги и принять их массу.

В рассматриваемом случае масса маршевого двигателя принимается равной 150 г, а масса одного двигателя вертикального взлета — 30 г. При выборе способа размещения СУ необходимо определить какой тип тяги применять. В рассматриваемом случае принимается толкающий винт, так как при условии жесткой посадки на нос толкающий винт остается целый. Толкающий винт позволяет установить FPV-камеру, не загораживая ей обзор.

Оценка положения центра тяжести

После формирования облика ЛА и получения потребных тяг производится оценка его центра тяжести. Перед оценкой центра тяжести необходимо выяснить массу каждого отдельного элемента конструкции. В соответствии с коэффициентами, приведенными в таблице 3 [3], вычисляются искомые массы от массы самолета без полезной нагрузки бортового оборудования.

Таблица 3 — Коэффициенты массы

	Фюзеляж	Крыло	Шасси	ГО	ВО
Коэффициент	0,20	0,40	0,04	0,06	0,04
Масса, кг	260	520	52	78	52

Обычно центр тяжести расположен в 0,23...0,26 САХ. Для данного БПЛА принимается центровка в 0,25 САХ, что равно 62,5 мм. Для обеспечения такой центровки момент, создаваемый агрегатами, относительно центра тяжести должен быть равен 0. На рисунке 5 показаны главные оси ЛА

Для оценки момента в первом приближения можно принять, что каждый элемент конструкции представляет собой сосредоточенную массу этого элемента с уникальными координатами центра тяжести. Значения масс, координат и моментов приведены в таблице 4. Двигатели для вертикального взлета считаем сосредоточенной массой, расположенной в 0,25 САХ. Полезная нагрузка располагается в центре масс, чтобы во время ее сброса не сместить центровку.

Суммарный момент равен 0, следовательно, при таком расположении агрегатов, центровка будет обеспечена.

Оценка эксплуатационной и разрушающей перегрузки

Для выполнения дальнейших прочностных расчетов и конкретных перегрузок необходимо определить эксплуатационную и разрушающую перегрузки.

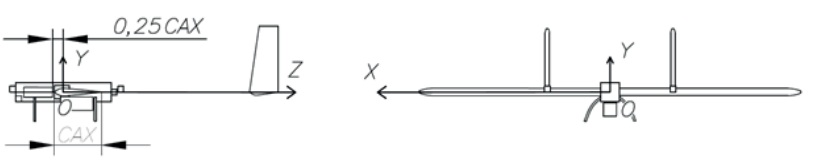


Рисунок 5 — Главные оси ЛА

Таблица 4 — Моментные характеристики ЛА

	Марше-вый двига-тель	Двигатели вертика-льного взлета	Крыло	Фюзеляж	Шасси	ГО	ВО	БО	ПН
Масса, г	160	120	520	260	52	78	52	1200	500
Z, мм	250	0	0	50	15	625	625	−114	0
M, кг·мм	40000	0	0	13000	780	48750	34320	1368800	0

Максимальная эксплуатационная перегрузка вычисляется по формуле

$$n^{э}_{\max} = \frac{C_{y\max}}{C_{угп}}, \quad (8)$$

где $n^{э}_{\max}$ — эксплуатационная перегрузка [4].

Разрушающая перегрузка вычисляется по формуле

$$n_{р} = f n_{э}, \quad (9)$$

где $n_{р}$ — разрушающая перегрузка;

$f = 1{,}5$ — коэффициент безопасности.

По результатам расчетов эксплуатационная перегрузка равна 6, а разрушающая — 9.

Оценка скорости сваливания при разной загрузке

Скорость сваливания определяет момент, когда ЛА теряет подъемную силу и начинает непредсказуемое поведение, что может привести к аварийным ситуациям. Оценка скорости сваливания производится по следующей формуле:

$$V_{с} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot n_{y}}{C_{y\max} \cdot \rho \cdot S}}, \quad (10)$$

где $V_{с}$ — скорость сваливания, м/с;

$C_{y\max}$ — максимальный коэффициент подъемной силы;

n_{y} — перегрузка [10].

Результаты расчета для перегрузки в диапазоне от 1 до эксплуатационной, равной 6, приведены в таблице 5.

Таблица 5 — Скорость сваливания

n_{y}	1	2	3	4	5	6
$V_{с}$, м/с	8,09	11,43	14,01	16,17	18,08	19,81

Заключение

В условиях стремительно развивающихся технологий и растущего спроса на беспилотные системы разработка методики проектирования становится критически важной задачей. Предложенная методика позволяет эффективно рассчитывать ключевые параметры, такие как геометрия аппарата, положение центра масс, тяга и перегрузки для различных режимов полета, что обеспечивает создание БПЛА СВВП для любых задач и условий эксплуатации. Дальнейшее развитие методики должно быть направлено на оптимизацию аэродинамики, прочности, технологичности, а также на выбор бортового оборудования и оценку его энергопотребления.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Федосеева Н. А., Загвоздкин М. В. Перспективные области применения беспилотных летательных аппаратов // Научный журнал. – 2017. – № 2. – С. 26–29.
2. Калинин Г. Б. Классификация типов беспилотных воздушных судов в нормативно-правовом регулировании российской федерации // Вестник науки. – 2024. – № 11 (80). – С. 1235–1241.
3. Шульженко М. Н. Конструкция самолетов / Шульженко М. Н. – 3-изд. прераб. и доп. – Москва : Машиностроение, 1971. – 416 с.
4. Проектирование самолетов / М. А. Погосян, Н. К. Лисейцев, Д. Ю. Стрелец [и др.] – М. : Инновационное машиностроение, 2001. – 864 с.
5. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисийцев [и др.] – М. : Машиностроение, 1983. – 596 с.
6. Биш, В. Н. Методика приближенного расчета аэродинамических и летных характеристик малоразмерного беспилотного летательного аппарата. Расчет взлетной массы, положения центра масс, фокуса и оценка запаса продольной статической устойчивости по перегрузке / В. Н. Биш, Р. Я. Синдаров, В. И. Сяхович // Инженер-механик. – 2012. – № 4. – С. 27–32.
7. Диманика полета. Практикум : учебное пособие / С. Д. Саленко, А. Д. Обуховский, Ю. В. Телкова [и др.]. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2020. – 108 с.
8. NACA 2114 // Airfoil Tools. – URL: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2414-il (дата обращения: 06.04.2024).
9. NASA-0009 // Airfoil Tools. – URL: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il (дата обращения: 06.04.2024).
10. Гулевич, С. П. Обоснование основных требований к характеристикам движения беспилотных летательных аппаратов двойного назначения / С. П. Гулевич, Б. В. Александровский, Ю. Г. Веселов // Проблемы безопасности полетов. – 2008. – № 8. – С. 25–39.

REFERENCES

1. Fedoseeva N.A., Zagvozdkin M.V. Perspektivnyye oblasti primeneniya bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Perspective areas of application of unmanned aerial vehicles]. // Scientific Journal, 2017, pp. 26-29 (in Russian).
2. Kalinin G.B. Klassifikatsiya tipov bespilotnykh vozdushnykh sudov v normativno-pravovom regulirovanii Rossiyskoy Federatsii [Classification of the types of unmanned aircraft in the normative-legal regulation of the Russian Federation] // Vestnik nauki, 2024, №11 (80), pp. 1235-1241 (in Russian).
3. Shulzhenko M.N. Konstruktsiya samoletov [Design of airplanes]. Moscow. Mashinostroenie, 1971, 416 p. (in Russian).
4. Pogosyan M.A. Proyektirovaniye samoletov [Design of airplanes]. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 864 p. (in Russian).
5. Yeger S.M. Proyektirovaniye samoletov: Uchebnik dlya vuzov [Design of airplanes: Textbook for universities]. Moscow, Mashinostroenie, 1983, 596 p.
6. Bish, V.N. Metodika priblizhennogo rascheta aerodinamicheskikh i letnykh kharakteristik malorazmernogo bespilotnogo letatel'nogo apparata. Raschet vzletnoy massy, polozheniya tsentra massy, fokusa i zapasa legkoy staticheskoy ustoychivosti dlya peregruzki [Methodology of approximate calculation of aerodynamic and flight characteristics of a small-size unmanned aircraft. Calculation of the takeoff mass, the position of the center of mass, the focus and the estimation of the longitudinal static stability reserve on overload] // Mechanical Engineer, 2012, № 4, pp. 27-32 (in Russian).
7. Salenko S.D., Obukhovsky A.D., Telkova Y.V., Petoshin V.I. Dimanika poleta. Praktikum: uchebnoye posobiye [Flight Dynamics. Practicum: textbook]. Novosibirsk, NSTU Publishing House, 2020, 108 p.
8. NACA 2114: Airfoil Tools. Available at: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2414-il (Accessed 06 April 2024).
9. NASA-0009: Airfoil Tools. Available at: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il (Accessed 06 April 2024).
10. Gulevich S. P., Aleksandrovskiy B. V., Veselov Yu. G. Obosnovaniye osnovnykh trebovaniy k kharakteristikam dvizheniya bespilotnykh letatel'nykh apparatov dvoynogo naznacheniya. [Justification of the basic requirements to the motion characteristics of the dual-purpose unmanned aerial vehicles]. // Problems of flight safety, 2008, № 8, pp. 25-39 (in Russian).

Статья поступила в редакцию 01.04.2025

УДК 621.391:621.396

Е. В. КУРИЛЕНКО, О. Н. СКРЫПНИК

E. KURYLENKO, O. SKRYPNIK

СИНТЕЗ АЛГОРИТМА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ 4D-ТРАЕКТОРИЕЙ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

SYNTHESIS OF AN OPTIMAL CONTROL ALGORITHM FOR A 4D FLIGHT TRAJECTORY OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

Куриленко Екатерина Викторовна *– аспирант, старший преподаватель кафедры естественнонаучных и общепрофессиональных дисциплин учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь*
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

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

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: *система управления полетом беспилотного летательного аппарата должна обеспечивать выдерживание 4D-траекторий, что должно быть выполнено эффективными с вычислительной точки зрения способами из-за ограниченных доступных вычислительных ресурсов. В данной статье 4D-траектория рассматривается как совокупность конечных 3D-точек маршрута, каждая из которых удовлетворяет заданному времени прибытия. Таким образом, эти точки маршрута становятся 4D-точками маршрута, в то время как 3D-точки других маршрутов не имеют связанного с ними времени прибытия. Также в работе представлена методика синтеза и алгоритм оптимального управления 4D-траекторий полета беспилотного летательного аппарата самолетного типа, обеспечивающий прибытие в конечную точку маршрута в заданное время. Предложен критерий оптимальности, представлен алгоритм решения оптимальности первого порядка и определены необходимые условия оптимальности, при которых возможно построение оптимальной траектории. Эти траектории дополнительно укрепляются через схему управления с обратной связью, связанную с соответствующей линейной задачей. Методами математического моделирования проведена оценка работоспособности и эффективности синтезированного алгоритма на примере управления набором высоты беспилотного летательного аппарата в условиях случайных порывов ветра. Выбранная модель ветра представляет собой полиномиальную аппроксимацию выборок данных о ветре, полученных из метеоданных, также представленные данные были обработаны для получения статистики первого и второго порядка как для направления, так и для силы ветра.*
Ключевые слова: *беспилотный летательный аппарат, оптимальное управление полетом, критерий качества.*

Abstract: *the flight control system of an unmanned aerial vehicle must ensure the maintenance of 4D trajectories, which must be accomplished in a computationally efficient manner due to the limited available computing resources. In this paper, a 4D trajectory is considered as a set of final 3D waypoints, each of which satisfies a given arrival time, thus these waypoints become 4D waypoints, while 3D waypoints of other routes do not have an associated arrival time. The paper also presents a methodology for synthesizing and an algorithm for optimally controlling 4D flight trajectories of an airplane-type unmanned aerial vehicle that ensures arrival at the final waypoint at a given time. An optimality criterion is proposed, an algorithm for solving first-order optimality is presented, and necessary optimality conditions are determined under which an optimal trajectory can be constructed. These trajectories are further strengthened through a feedback control scheme associated with the corresponding linear problem. The performance and efficiency of the synthesized algorithm were assessed using mathematical modeling methods using the example of controlling the altitude gain of an unmanned aerial vehicle under random gusts of wind. The selected wind model is a polynomial approximation of wind data samples obtained from meteorological data, and the presented data were also processed to obtain first- and second-order statistics for both wind direction and wind strength.*
Keywords: *unmanned aerial vehicle, optimal flight control, quality criterion.*

Введение

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БЛА) различных типов и конструктивных исполнений стали неотъемлемой частью авиационной транспортной системы, находя применение в различных сферах, таких как сельское хозяйство, охрана окружающей среды, мониторинг и разведка. Несмотря на значительные достижения в области разработки и эксплуатации БЛА, остается актуальным вопрос безопасного и эффективного использования ими воздушного пространства с учетом наличия времен-

ных и пространственных ограничений на навигационные характеристики [1].

Необходимо, чтобы системы управления полетом БЛА могли обеспечивать выдерживание 4D-траекторий, что должно быть выполнено эффективными с вычислительной точки зрения способами из-за ограниченных доступных вычислительных ресурсов. При этом следует отметить, что принципы управления полетом БЛА самолетного типа и коптера существенно отличаются. В данной работе в качестве объекта исследования выберем БЛА самолетного типа.

Актуальность темы обусловлена растущими требованиями к надежности и эффективности применения БЛА, особенно в условиях, когда они подвержены влиянию различных случайных факторов, таких как порывы ветра, изменения атмосферных условий и другие внешние воздействия. Кроме того, реализация топливно-эффективных траекторий системой управления также желательна по экономическим или экологическим соображениям.

Проблема получения оптимальных по расходу топлива 4D-траекторий БЛА с соблюдением требуемого времени прибытия рассматривалась в работе Парк и Кларк [1], где задача оптимального управления решается с помощью определенного алгоритма нелинейного программирования (NLP). Однако из-за значительной вычислительной мощности, требуемой решателю NLP, были предложены субоптимальные траектории (построенные с помощью функций вертикальной навигации системы управления полетом), которые имеют близкие к оптимальным по расходу топлива решения и обеспечивают соответствие времени прибытия.

В данной статье 4D-траектория рассматривается как совокупность конечных 3D-точек маршрута, каждая из которых удовлетворяет заданному времени прибытия. Таким образом, эти точки маршрута становятся 4D-точками маршрута, в то время как 3D-точки других маршрутов не имеют связанного с ними времени прибытия.

Оптимальная 4D-траектория образуется путем соединения последовательных 4D-точек маршрута линейными сегментами. В процессе полета система управления БЛА должна обеспечить выдерживание заданной траектории в соответствии со спецификациями, устанавливаемыми концепцией навигации, основанной на характеристиках (PBN — Performance Based Navigation) [2] с определенным уровнем статистической достоверности. При этом необходимо, чтобы БЛА проходил через 4D-точки маршрута, в пределах разрешенного окна требуемого времени прибытия и выполнения требуемых навигационных характеристик в 3D-пространстве (в горизонтальной и вертикальной плоскостях). Время, в которое БЛА проходит через все остальные 3D-точки траектории, не имеет большого значения. По сути, в этом случае траектория задана непрерывной в пространстве, но ее временной профиль — только в отдельных 4D-точках.

Путем линеаризации по номинальным траекториям данную NLP-задачу можно переформулировать как линейно-квадратичную (LQ) задачу. LQ-подход к проблеме отслеживания траектории предлагает оптимальные решения, когда задана траектория, которую нужно отслеживать, как функция времени [3]. Это подразумевает, что вместе с траекторией уже задан временной профиль желаемой траектории в виде переменных состояния.

Важно отметить, что рассматриваемое приложение не требует, чтобы БЛА отслеживал траекторию по точкам в каждый момент времени.

С этой целью предлагается введение контролируемой временной переменной [3], которая будет служить в качестве заменителя временной переменной, требуемой формулировкой в LQ-задаче отслеживания. Эта временная переменная служит для установления связи между существующими подходами LQ, требующими задания определенного момента времени, который необходимо отслеживать, и решаемой задачей, где нет определенного момента времени, который необходимо отслеживать (за исключением конечного числа точек с требуемым временим прибытия). Эта переменная «виртуального времени» контролируется таким образом, что путем отслеживания точки на опорной траектории в это «виртуальное время» с положением БЛА в реальном времени достигаются требуемое соответствие 4D-траектории. Сигнал управления БЛА можно получить аналитически, что позволяет быстро вычислить предлагаемое решение, не расходуя вычислительные ресурсы бортового компьютера системы управления полетом.

Модель траекторного движения БЛА

Постановка и решение задачи оптимального управления основывается на разработке модели траекторного движения БЛА, что позволит из всех возможных траекторий выбрать те, которые являются не только оптимальными, но и физически возможными.

В общем виде уравнения движения [4] БЛА имеют вид

$$\left.\begin{aligned} \dot{x}_i &= f_i(\overline{x}, \overline{z}, \overline{u}), \quad i = 1, 2, ..., n; \\ \dot{z}_j &= \varphi_j(\overline{x}, \overline{z}), \quad j = 1, 2, ..., n, \end{aligned}\right\} \tag{1}$$

где $\overline{x} = (x_1, x_2, ..., x_n)^{\mathrm{T}}$ — вектор линейных и (или) угловых скоростей;

$f_i(\cdot)$ — проекции сил и моментов;

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

$\overline{u} = (u_1, u_2, ..., u_n)^{\mathrm{T}}$ — вектор управления;

$\varphi_j(\cdot)$ — кинематические соотношения.

В данной работе при исследовании используется динамическая модель жесткого тела с тремя степенями свободы, в которой рассматриваются только уравнения сил. Моментная динамика не рассматривается, так как предполагается, что положение БЛА контролируется автопилотом. Тогда при отсутствии возмущающих воздействий математическая модель траекторного движения БЛА будет иметь следующий вид:

$$\dot{\overline{x}} = \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{H} \\ \dot{L} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{cases} \dfrac{1}{m}(P - X) - g\sin\theta - \cos\theta(\dot{U}_{\mathrm{w}}\cos\psi + \dot{V}_{\mathrm{w}}\sin\psi); \\ \dfrac{Y\cos\alpha}{mV} - \dfrac{g\cos\theta + \sin\theta(\dot{U}_{\mathrm{w}}\cos\psi + \dot{V}_{\mathrm{w}}\sin\psi)}{V}; \\ \dfrac{1}{mV\cos\theta}Y\sin\alpha + \dfrac{\dot{U}_{\mathrm{w}}\sin\psi - \dot{V}_{\mathrm{w}}\cos\psi}{V\cos\theta}; \\ V\sin\theta; \\ V\cos\theta\cos\psi + U_{\mathrm{w}}; \\ V\cos\theta\sin\psi + V_{\mathrm{w}}. \end{cases} \tag{2}$$

где $\bar{x}^{\mathrm{T}} = [V, \theta, \psi, H, L, Z]$ – фазовый вектор переменных состояния, включающий соответственно истинную воздушную скорость, м/с; угол наклона траектории полета, град; путевой угол, град; координаты центра масс БЛА (высота, пройденный путь вдоль траектории, боковое смещение) в нормальной земной системе координат, м;

m – масса БЛА, кг;

P – тяга двигателя, Н;

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

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

C_{xa}, C_{ya} – коэффициенты аэродинамических сил;

ρ – плотность среды, в которой осуществляется полет;

S – площадь крыла, м^2;

α – угол атаки, град;

g – ускорение свободного падения, м/с^2;

U_w и V_w – составляющие скорости ветра в восточном и северном направлениях соответственно, м/с.

В качестве переменных вектора управления $\bar{u}^{\mathrm{T}} = [P, Y, \gamma]$ в (1) принимаются сила тяги P, подъемная сила Y и угол крена γ.

Постановка задачи оптимального управления траекторией полета БЛА

Для модели (2) траектории полета БЛА задача оптимального управления может быть сформулирована в виде

$$\min_u J(u) = \int_0^T L(x(t), u(t))dt + \Phi(x(T)), \qquad (3)$$

при условии

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x,u); \\ x(t_0) = x_0, \end{cases}$$

для $L : R^n \times R^m \to R \geq 0$ и $\Phi : R^n \to R \geq 0$,

где $R \geq 0$ – множество неотрицательных действительных чисел;

J – функционал критерия оптимальности;

$L(x(t), u(t))$ – функция, описывающая текущую функцию стоимости (например, отклонение от траектории, расход топлива);

$\Phi(x(T))$ – функция, описывающая конечную функцию стоимости (например, отклонение БЛА от конечной точки);

T – время окончания полета, с.

Необходимо найти управляющий вход $u(t)$, который минимизирует критерий оптимальности $J(u)$ в соответствии с математической моделью (2) траектории полета БЛА.

В рассматриваемой задаче необходимо минимизировать следующий интегральный функционал:

$$\min_u J(u) = \frac{1}{2}\int_0^T \left(u^{\mathrm{T}} R u (y-r)^{\mathrm{T}} Q (y-r)\right) dt + \\ + \frac{1}{2}(x(T) - x_d)^{\mathrm{T}} F (x(T) - x_d), \qquad (4)$$

при условии

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x,u); \\ x(t_0) = x_0; \\ \left\| y(t) - r(\tau) \right\| < d, \ t \in [0,T] \ \text{и} \ \tau \in [0,T] \end{cases}$$

для положительно определенной матрицы $R = R^{\mathrm{T}}$, для положительно полуопределенных матриц $Q = Q^{\mathrm{T}}$ и $F = F^{\mathrm{T}}$, для отслеживаемой опорной траектории $r \in R^p$ и желаемых конечных состояний $x_d \in R^n$.

Выбор квадратичного функционала качества (4) при генерации оптимальной траектории выгоден по нескольким причинам. Первый член гарантирует, что результирующая траектория является оптимальной с точки зрения расхода топлива за счет применения ограничений на наличие больших управляющих сигналов. Настраивая R, можно уменьшить расход топлива. Настраивая Q, можно гарантировать, что траектория полета БЛА соответствует заданной. Второй член гарантирует, что БЛА достигнет следующей точки маршрута в пределах заданного временного окна. Настраивая F, можно гарантировать, что БЛА достигнет конечной точки маршрута в требуемое время.

Однако, желательно, чтобы расстояние от опорного пути всегда было меньше некоторого предписанного расстояния d, которое определяется требуемым временем прибытия. То есть для любого времени $t \in [0,T]$ существует время $\tau \in [0,T]$ такое, что $\|y(t) - r(\tau)\| < d$, то есть БЛА всегда находится внутри заданного отрезка, являющегося частью траектории. Поскольку существуют только временные ограничения на начальные и конечные условия, целесообразно изменить временной профиль траектории. Для этого вводится новая переменная $s(t) \in R$, и задача изменяется следующим образом:

$$\min_{u(t)} J(u(t)) = \int_0^T L(x(t), u(t), y(t), r(s(t)), \nu(t))dt + \Phi(x(T)), \qquad (5)$$

где представляет интерес минимизация функционала по отношению к $u(t)$ и нового управляющего сигнала $v(t) \in R$ при соблюдении ограничений

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x,u); \\ x(t_0) = x_0; \\ y = h(x); \\ \dot{s} = \nu; \\ s(0) = 0. \end{cases}$$

Новая переменная $s(t)$, скорость изменения которой контролируется напрямую, служит в качестве заместителя для τ. Ее управляющий сигнал также вводится в функционал критерия качества для последующей минимизации функции.

Решение оптимальности первого порядка

Для того, чтобы определить условия оптимальности первого порядка для представленной задачи, необходимо определить функции множителя Лагранжа [5] для каждой из динамик системы $p_x(t) \in R^n$ и $p_s(t) \in R$, связанной с дифференциальными уравнениями состояния.

Рассмотрим пример решения данной задачи для функционала

$$J_0(u, \nu) = \int_0^T \Big[L(x, u, y, r(s), \nu) + p_x^{\mathrm{T}}(f(x,u) - \dot{x}) + \\ + p_s^{\mathrm{T}}(\nu - \dot{s}) \Big] dt + \Phi(x(T)). \qquad (6)$$

Вариационное исчисление предполагает, что необходимым условием для нахождения оптимальных сигналов управления является то, что для любых допустимых вариаций, то есть вариаций сигналов управления, которые все еще соответствуют граничным условиям, результирующий функционал меньше функционала с небольшими вариациями сигналов управления, то есть

$$J_0(u(t),\nu(t)) \le J_0(u(t)+\varepsilon\beta(t),\nu(t)+\varepsilon\alpha(t)) \qquad (7)$$

для всех $\varepsilon > 0$ и для всех допустимых $\alpha(t)$ и $\beta(t)$, $t \in [0, T]$. Необходимым условием для этого является нахождение точки, где функциональная производная обращается в нуль, то есть подстановка допустимых вариаций в J_0 и нахождение δJ, где

$$\delta J(u,\nu) = \lim_{\varepsilon\to 0}\frac{1}{\varepsilon}(J_0(u+\varepsilon\beta,\nu+\varepsilon\alpha) - J_0(u,\nu). \qquad (8)$$

После выполнения разложений функции в ряд Тейлора и группирования однотипных вариаций возникают следующие условия оптимальности:

$$\begin{cases} \dot{p}_x(t) = -\dfrac{df^{\mathrm{T}}}{dx}p_x(t) - \dfrac{dL^{\mathrm{T}}}{dx}; \\ p_x(T) = \dfrac{d\Phi^{\mathrm{T}}}{dx}(x(T)). \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{p}_S(t) = -\dfrac{dr^{\mathrm{T}}}{dt}(s)\dfrac{dL^{\mathrm{T}}}{dr}; \\ p_S(T) = 0. \end{cases} \qquad (9)$$

$$\begin{cases} \dfrac{df^{\mathrm{T}}}{du}p_x(t) + \dfrac{dL^{\mathrm{T}}}{du} = 0; \\ p_x(t) + \dfrac{dL^{\mathrm{T}}}{dv} = 0, \end{cases}$$

где $p_x(t)$ и $p_S(t)$ являются сопутствующими состояниями для $x(t)$ и $s(t)$ соответственно. Эти условия оптимальности вместе с ограничениями

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x(t),u(t)); \\ x(t_0) = x_0; \\ y = h(x(t)); \\ \dot{s} = \nu(t); \\ s(0) = 0 \end{cases}$$

достаточны для поиска оптимальных сигналов управления $u(t)$ и $v(t)$.

Таким образом, были получены условия оптимальности, которые можно использовать для получения номинальных оптимальных траекторий для заданного начального состояния и желаемого конечного состояния, которые представляют текущую и следующую точки маршрута с необходимым временем прибытия. Однако это приводит к схеме управления с разомкнутым контуром, где номинальный управляющий сигнал может быть вычислен автономно и сохранен для последующего использования.

Такая стратегия уязвима к возмущениям, которые потенциально могут привести к тому, что система не будет соответствовать всем необходимым навигационным характеристикам. Поэтому для компенсации неопределенностей и других видов возмущений целесообразно перейти от стратегии с разомкнутым контуром к стратегии с замкнутым контуром, где управляющий сигнал становится функцией состояний.

Повышение надежности конструкции

Чтобы обеспечить определенный уровень надежности конструкции, можно использовать гибридную стратегию прямой связи — обратной связи. Первый шаг, который необходимо предпринять для нахождения сигнала прямой связи — обратной связи, — это получить номинальную пару траекторий $(x_n(t), u_n(t))$, затем модель траекторного движения БЛА можно линеаризовать в окрестности этой номинальной траектории, то есть удобно рассмотреть

$$\delta x(t) = x(t) - x_n(t) \text{ и } \delta u(t) = u(t) - u_n(t), \qquad (10)$$

а производную этих дифференциальных состояний можно затем вычислить как

$$\dot{\delta x} = \dot{x} - \dot{x}_n = f(x,u) - f(x_n,u_n) = f(\delta x + x_n, \delta u + u_n) - f(x_n,u_n).$$

Разложение в ряд Тейлора может быть выполнено для первого члена, чтобы найти

$$f(\delta x + x_n, \delta u + u_n) - f(x_n,u_n) = f(x_n,u_n) + \frac{df}{dx}(x_n,u_n)\delta x + \\ + \frac{df}{du}(x_n,u_n)\delta u - f(x_n,u_n) + H.O.T(\delta x,\delta u), \qquad (11)$$

где *H.O.T.* обозначает высшие порядковые члены в вариациях δx и δu.

Учитывая только линейные члены в дифференциальном состоянии и управлении, это приводит к следующему выражению:

$$\delta\dot{x}(t) = \frac{df}{dx}(x_n(t),u_n(t))\delta x(t) + \frac{df}{du}(x_n(t),u_n(t))\delta u(t) = \\ = A(t)(\delta x(t) + B(t)\delta u(t). \qquad (12)$$

Необходимо найти управление δu, которое минимизирует затраты. Для этого получим выражение

$$\frac{1}{2}\int_0^T\left[\delta u^{\mathrm{T}}\hat{R}\delta u + \delta x^{\mathrm{T}}\hat{Q}\delta x\right]dt + \frac{1}{2}\delta x(T)^{\mathrm{T}}\hat{S}\delta x(T) \qquad (13)$$

при условии

$$\begin{cases} \delta\dot{x}(t) = A(t)\delta x(t) + B(t)\delta u(t); \\ \delta x(0) = 0, \end{cases}$$

где, как и прежде, выбрав положительно определенную матрицу $\hat{R} = \hat{R}^{\mathrm{T}}$ и положительные полуопределенные матрицы $\hat{Q} = \hat{Q}^{\mathrm{T}}$ и $\hat{S} = \hat{S}^{\mathrm{T}}$ можно настроить усиление сигнала управления, состояния между текущей точкой пути и следующей точкой пути, а также состояние в точке пути с необходимым временем прибытия, соответственно. В итоге получаем линейный квадратичный регулятор с конечным горизонтом, который, как известно, имеет решение

$$\delta u(t) = -\hat{R}^{-1}B(t)^{\mathrm{T}}S(t)\delta x(t), \qquad (14)$$

где $S(t) = S(t)^{\mathrm{T}}$ — решение дифференциального уравнения Риккати $\dot{S}(t) = -A(t)^{\mathrm{T}}S(t) - S(t)A(t) + S(t)B(t)\hat{R}^{-1}B(t)^{\mathrm{T}}S(t) - \hat{Q}, S(T) = \hat{S}$. [4].

Запишем управляющий сигнал в выражении фактического состояния

$$u(t) = u_n(t) - \hat{R}^{-1}B(t)^{\mathrm{T}}S(t)(x(t) - x_n(t)), \qquad (15)$$

где, как и требуется, управляющий сигнал обладает членом прямой связи $u_n(t) + \hat{R}^{-1}B(t)^{\mathrm{T}}S(t)x_n(t)$ и членом обратной связи $-\hat{R}^{-1}B(t)^{\mathrm{T}}S(t)x(t)$.

Получается, что всякий раз, когда текущее состояние $x(t) = x_n(t)$, член обратной связи отменяется, и управляющий сигнал становится номинальным управляющим сигналом. Однако, когда БЛА отклоняется от своей номинальной траектории, например, из-за помех или других возмущающих воздействий, усиление обратной связи изменяет усиливающий сигнал управления, чтобы обеспечить возвращение БЛА на свою номинальную траекторию.

Результаты моделирования

Полученный алгоритм смоделирован в среде MatLab примере управления набором высоты БЛА в условиях случайных порывов ветра. Выбранная модель ветра представляет собой полиномиальную аппроксимацию выборок данных о ветре, полученных из метеоданных. Метеоданные были обработаны для получения статистики первого и второго порядка как для направления, так и для силы ветра. Эти результаты были использованы для случайной генерации точек данных, к которым была аппроксимирована полиномиальная функция *n*-го порядка, представляющая скорость восточного и северного ветра. На рисунке 1 показаны данные параметров с учетом возмущений, то есть отклонения от исходных данных номинальной траектории.

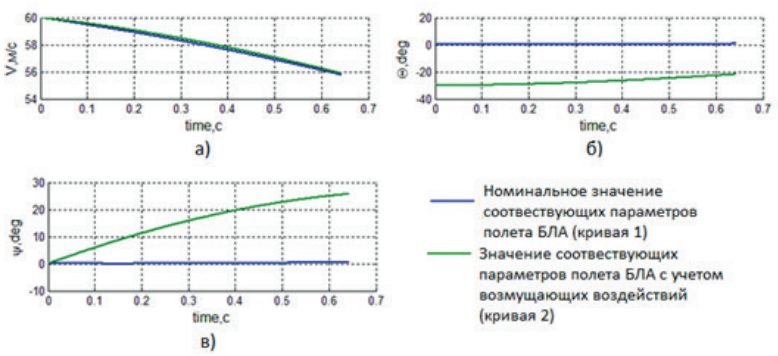


Рисунок 1 — Кривые зависимости соответствующих параметров полета БЛА от времени:
а) V — истинная воздушная скорость, м/с;
б) θ — угол наклона траектории полета, град;
в) ψ — путевой угол, град

На рисунке 2 показаны номинальная входная траектория полета и траектории, полученные с использованием управляющего сигнала обратной связи. На графике видно, что траектория без обратной связи начинает отклоняться от номинальной траектории из-за возмущающихся воздействий. Однако, траектория с обратной связью способна демпфировать возмущения и оставаться близкой к номинальной траектории.

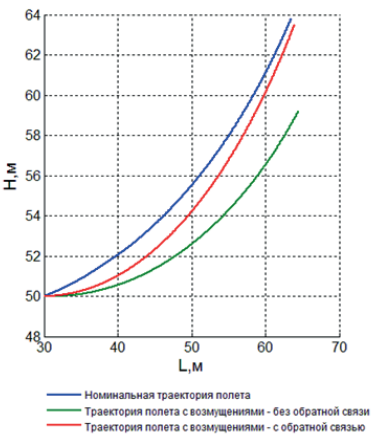


Рисунок 2 — Траектории полета БЛА

Выводы

В данной работе представлен подход оптимального управления для генерации траекторий полета, соответствующих требованиям заданного времени прибытия в рамках 4D-траектории полета. В частности, определены необходимые условия оптимальности для полной нелинейной модели БЛА в качестве генератора номинальных траекторий. Эти траектории дополнительно укрепляются через схему управления с обратной связью, связанную с соответствующей линейной задачей.

Предложенный подход является вычислительно эффективным, и расчеты могут выполняться на борту БЛА. Устойчивость к возмущениям и, косвенно, соответствие навигационным параметрам достигается с помощью контроллера с обратной связью по состоянию. Результаты симуляции подчеркивают эффективность и вычислительную осуществимость предложенного подхода.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Горбатенко, С. А. Расчет и анализ движения летательных аппаратов. Инженерный справочник / С. А. Горбатенко, Э. М. Макашов, Ю. Ф. Полушкин, Л. В. Шефтель // М. : Машиностроение, 1971. 352 с.
2. Doc 9613. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). – Монреаль: ИКАО, 2013. – 444 с.
3. S. G. Park and J.-P. B. Clarke, "Fixed rta fuel optimal profile descent based on analysis of trajectory performance bound," in Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2012 IEEE/AIAA 31st. IEEE, 2012, pp. 3D3–1.
4. Куриленко, Е. В. Методика синтеза оптимальной по времени траектории полета беспилотного воздушного судна / О. Н. Скрыпник, Е. В. Куриленко // Международный информационно-аналитический журнал «Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык». № 2 (41). Иркутский филиал ФГБОУ ВО «МГТУ ГА», Июнь 2024.
5. Канатников, А. Н. Задача терминального управления движением летательного аппарата. Нелинейная динамика и управление. / А. Н. Канатников, Е. А. Шмагина // М. : Физматлит, 2010. - С.79 - 94.
6. Моисеев, В. С. Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами: монография / В. С. Моисеев // Казань: ГБУ Республиканский центр мониторинга качества образования. Серия «Современная прикладная математика и информатика», 2023. 768 с.
7. Фетисов, Д. А. Решение терминальных задач для многомерных аффинных систем на основе преобразования к квазиканоническому виду / Д. А. Фетисов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Естественные науки, 2014. № 5. - С.16 - 31.

REFERENCES

1. Gorbatenko, S. A. Calculation and analysis of aircraft motion. Engineering handbook / S. A. Gorbatenko, E. M. Makashov, Yu. F. Polushkin, L. V. Sheftel // Moscow, Mashinostroenie, 1971, 352 p.
2. ICAO Doc 9613. Performance-based Navigation (PBN) Manual.
3. S. G. Park and J-P. B. Clarke, "Fixed rta fuel optimal profile descent based on analysis of trajectory performance bound," in Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2012 IEEE/AIAA 31st. IEEE, 2012, pp. 3D3–1.
4. Kurilenko, E. V. Methodology for synthesizing an optimal flight trajectory for an unmanned aerial vehicle / O. N. Skrypnik, E. V. Kurilenko // International information and analytical journal "Crede Experto: transport, society, education, language". № 2 (41). Irkutsk branch of the Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "MSTU of Civil Aviation", June 2024.
5. Kanatnikov, A. N. The problem of terminal control of the aircraft motion. Nonlinear dynamics and control. / A. N. Kanatnikov, E. A. Shmagina. Moscow, Fizmatlit, 2010, pp. 79-94.
6. Moiseev, V. S. Applied theory of unmanned aerial vehicle control: monograph / V. S. Moiseev. Kazan, State Budgetary Institution Republican Center for Monitoring the Quality of Education., 2023, 768 p.
7. Fetisov, D. A. Solution of terminal problems for multidimensional affine systems based on transformation to a quasi-canonical form / D. A. Fetisov // Bulletin of Bauman Moscow State Technical University. N. E. Bauman. Natural sciences, 2014, No. 5, pp. 16-31.

Статья поступила в редакцию
06.06.2025

УДК 629.7.054

А. А. ЩАВЛЕВ, И. П. АНИСЬКОВ, Ю. И. СЕМАК, И. С. МАРКОВА

A. SHCHAVLEV, I. ANISKOV, YU. SEMAK, I. MARKOVA

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ В ПЛАНЕТАРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БЕСПИЛОТНОЙ ВОЗДУШНОЙ ПЛАТФОРМЫ

METHODOLOGY FOR ESTIMATING ATMOSPHERIC PARAMETERS IN THE PLANETARY BOUNDARY LAYER USING AN UNMANNED AERIAL PLATFORM

Щавлев Александр Алексеевич *– кандидат технических наук, заместитель директора по научной работе Республиканского унитарного предприятия «Научно-производственный центр многофункциональных беспилотных комплексов» Национальной академии наук Беларуси, Республика Беларусь*
s-alexandr2007@yandex.by

Аниськов Игорь Петрович *– кандидат экономических наук, доцент, ведущий научный сотрудник Республиканского унитарного предприятия «Научно-производственный центр многофункциональных беспилотных комплексов» Национальной академии наук Беларуси, Республика Беларусь*
anisavia@gmail.com

Семак Юрий Иванович *– кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник Республиканского унитарного предприятия «Научно-производственный центр многофункциональных беспилотных комплексов» Национальной академии наук Беларуси, Республика Беларусь*
semak.yury@mail.ru

Маркова Инна Сергеевна *– магистр, младший научный сотрудник Республиканского унитарного предприятия «Научно-производственный центр многофункциональных беспилотных комплексов» Национальной академии наук Беларуси, Республика Беларусь*
innamarkova1800@gmail.com

Alexander Shchavlev *– Candidate of Technical Sciences, Deputy Director for Scientific Work of the Republican Unitary Enterprise "Scientific and Production Center for Multifunctional Unmanned Complexes" of the National Academy of Sciences of Belarus, Republic of Belarus*
s-alexandr2007@yandex.by

Igor Aniskov *– Candidate of Economical Sciences, Associate Professor, Leading Researcher at the Republican Unitary Enterprise "Scientific and Production Center for Multifunctional Unmanned Complexes" of the National Academy of Sciences of Belarus, Republic of Belarus*
anisavia@gmail.com

Yuri Semak *– Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Leading Researcher at the Republican Unitary Enterprise "Scientific and Production Center for Multifunctional Unmanned Complexes" of the National Academy of Sciences of Belarus, Republic of Belarus*
semak.yury@mail.ru

Inna Markova *– Master of Engineering, Junior Researcher at the Republican Unitary Enterprise "Scientific and Production Center for Multifunctional Unmanned Complexes" of the National Academy of Sciences of Belarus, Republic of Belarus*
innamarkova1800@gmail.com

Аннотация: *в данной статье рассматривается методика представления первичной информации о параметрах атмосферы в планетарном пограничном слое с использованием малоразмерной беспилотной воздушной платформы самолетного типа. Описываются основные принципы работы такой платформы, ее возможности и преимущества перед другими способами получения первичной информации. Рассматривается процесс сбора и передачи параметров атмосферы. Результаты исследования могут быть полезны для улучшения прогнозирования погоды, анализа климатических изменений и других областей науки и техники, связанных с изучением атмосферы.*
Ключевые слова: *методика представления первичной информации, беспилотная воздушная платформа, измеритель параметров атмосферы.*

Abstract: *this article discusses the methodology for presenting primary information on atmospheric parameters in the planetary boundary layer using a small-sized unmanned aerial platform of the aircraft type. The main operating principles of such a platform, its capabilities and advantages over other methods of obtaining primary information are described. The process of collecting and transmitting atmospheric parameters is considered. The results of the study can be useful for improving weather forecasting, climate change analysis and other areas of science and technology related to the study of the atmosphere.*
Keywords: *methodology for presenting primary information, unmanned aerial platform, atmospheric parameter meter.*

Работа выполнена при финансовой поддержке Национальной академии наук Беларуси, Белорусского республиканского фонда фундаментальных исследований (договор № Т23ВА-005) и Вьетнамской академии наук и технологий.

Введение

Метеорологические данные о состоянии атмосферы имеют большое значение для прогнозирования погоды, обеспечения безопасности полетов и многих других областей. Для сбора первичной информации о параметрах атмосферы можно использовать малоразмерные беспилотные воздушные платформы (БВП) самолетного типа.

Развитие технологий БВП и возрастающая потребность в мониторинге атмосферы в планетарном пограничном слое ставят перед научными исследователями и инженерами новые задачи.

Эффективность применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) для метеообеспечения базируется на их высокой мобильности, относительно низкой стоимости, широком диапазоне применения, простоте конструкции, экономии топливных ресурсов, снижении габаритных характеристик по сравнению с традиционными воздушными судами, исключении «человеческого фактора» и экологичности.

Методика представления первичной информации (параметров атмосферы) в планетарном пограничном слое (далее — Методика) предназначена для информационного обеспечения:

1. Измерений с помощью малоразмерной БВП самолетного типа с целевой нагрузкой — измерителем параметров атмосферы (ЦН):

- текущих географических координат и параметров движения (скорость, курс и высота) БВП;
- метеорологических параметров атмосферы в планетарном пограничном слое: давления, температуры, относительной влажности воздуха, характеристик (скорости и направления) ветра, концентрации аэрозолей (PM2.5), концентрации озона (далее — первичной информации).

2. Обработки первичной информации и ее отображения для решения специальных задач.

Методика используется при решении задач метеорологического наблюдения. Метеорологическое наблюдение включает измерение (получение и регистрация оценок) параметров атмосферы с помощью измерителя ЦН, обработку и представление первичной информации при фиксировании текущих моментов времени, координат барицентра и параметров движения БЛА по спиралевидной траектории полета в пределах пространства оценки планетарного пограничного слоя.

Измерение сводится к выработке штатным оборудованием БЛА количественных оценок координат барицентра и параметров движения воздушной платформы, а также регистрации параметров атмосферы с минимальными погрешностями. В качестве основных параметров движения воздушной платформы рассматриваются географические координаты положения (барицентра), путевая и воздушная скорость, барометрическая и абсолютная высота, курс летательного аппарата.

Для решения задач прогнозирования метеорологических явлений, обеспечения безопасности полетов воздушных судов, выполнения расчетов, связанных с конструированием, испытанием и эксплуатацией летательных аппаратов и приборов, а также при создании теорий физики атмосферного планетарного пограничного слоя необходима информация о вертикальной структуре тропосферы (профиле) и ее динамике в зависимости от высоты.

Общеизвестно, что вертикальные профили метеорологических величин сильно изменчивы. Путем проведения большого количества исследований [1] получены обобщенные вертикальные профили подобия для метеорологических параметров в атмосферном планетарном пограничном слое, а также аппроксимирующих их функций. Это позволило продвинуться в понимании явлений в планетарном пограничном слое атмосферы. Однако вопрос о структуре и динамике атмосферного планетарного пограничного слоя в условиях существенно устойчивой и неустойчивой стратификаций при наличии атмосферных температурных инверсий в условиях неоднородной поверхности остается недостаточно изученным. Информация о профилях температуры, влажности и скорости ветра является важным фактором полевых исследований состава (газового и аэрозольного) атмосферы, а также составной частью подспутниковых экспериментов. Данные сведения необходимы для верификации и совершенствования численных моделей погоды и климата.

Обычный способ измерения профилей метеопараметров в атмосфере — радиозондирование с применением воздушных шаров. Однако данный способ дорогой, основан на одноразовом использовании средств наблюдения и обременен разреженностью сети аэрологических наблюдений и низким временным разрешением, так как на большинстве аэрологических станций зондирование производится в лучшем случае два раза в сутки [1].

Для мониторинга состояния атмосферы используются многоуровневые контактные измерения на метеорологических мачтах различной высоты. Но эти измерения имеют дискретный характер и охватывают лишь приземный слой высотой до несколько сотен метров. При этом требуется соблюдение точности взаимной калибровки метеорологических датчиков.

Перспективным способом мониторинга вертикальной структуры атмосферы с высоким пространственно-временным разрешением является дистанционное зондирование с помощью радаров, лидаров, содаров, а также профилемеров температуры и влажности. Однако данное оборудование сложное и относительно дорогое.

Наиболее полную информацию о строении пограничного слоя атмосферы возможно получать с помощью воздушных платформ, например, самолетов-лабораторий, но это дорого и зависит от исследуемых условий. Новые возможности для наблюдений за атмосферой в планетарном пограничном слое предоставляют беспилотные воздушные платформы — БЛА различного типа. С помощью измерителя параметров атмосферы, который исполнен в виде штатной ЦН для БЛА, происходит регистрация первичной информации, в том числе параметров атмосферы на всем маршруте полета летательного аппарата.

Маршрут полета БЛА охватывает пространство оценки планетарного пограничного слоя. При снятии первичной информации БЛА движется по профилю маршрута полета БВП в пространстве оценки планетарного пограничного слоя (рисунок 1).

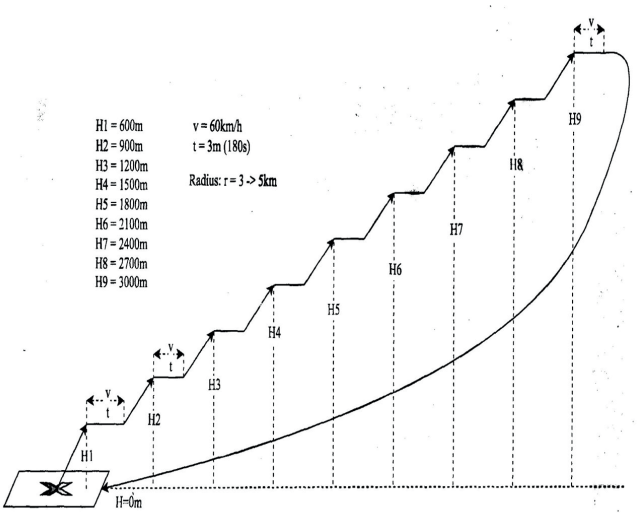


Рисунок 1 — Профиль маршрута полета БВП в пространстве оценки планетарного пограничного слоя

Порядок представления первичной информации

Первичная информация — это «сырые» потоки данных, полученные непосредственно от источника информации (измерителей) путем измерения характеристик атмосферы, а также координаты и параметры движения барицентра БВП в пространстве оценки планетарного пограничного слоя. *Вторичная информация* — это обработанная или интерпретированная первичная информация. Для использования первичной информации потребителем требуется привести ее к целевому виду.

Упрощенный вид процесса передачи первичной информации приведен на рисунке 2. Смысл представления первичной информации заключается в приведении ее к виду, пригодному для хранения, использования, передачи и обработки конечным пользователем, т. е. потребителем.

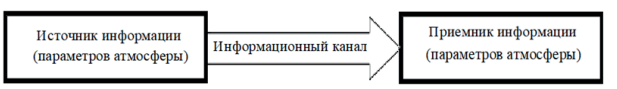


Рисунок 2 — Упрощенный вид процесса передачи первичной информации

Первичная информация регистрируется в виде потока данных от измерителя параметров атмосферы. Поток данных содержит следующие сведения и оценки параметров: время регистрации, географическое положение (координаты) и высоту барицентра БВП, ее путевую скорость, воздушную скорость, направление ветра, давление, температуру, относительную влажность, концентрацию аэрозолей (PM2.5), концентрацию озона (O_3) и формальдегида (CH_2O). Совокупность регистрируемых данных, организованных по определенным правилам, предусматривающим общие принципы описания, хранения и манипулирования, представляется в виде базы данных, которая не зависит от прикладных программ. База данных служит объектом управления данными [2].

Таким образом, целью представления первичной информации является преобразование сообщений, организованных в базе данных на физическом уровне (ХН2.54-4Р), в сообщения, организованные на логическом уровне, т. е. в вид, удобный для восприятия человеком и использования в работе. В таблице 1 показан пример заполнения электронной таблицы в программе Excel первичной информацией.

Электронная таблица формируется в формате .xls, согласуемом с программой Excel, что позволяет использовать статистические методы обработки данных для получения вторичной информации.

При проведении исследований оценивается среднее значение показателя (параметра) по трем независимым прямым измерениям.

Среднее значение показателя (параметра) оценивается по формуле

$$\overline{m} = \frac{\sum_{i=1}^{3} m_i}{3}, \qquad (1)$$

где $\overline{m}$ — среднее значение показателя (параметра);

m_i — значение показателя (параметра) в i-м наблюдении, $i = (1; 3)$.

Минимальная дискретность временного интервала представления первичной информации определяется техническими характеристиками измерителя параметров атмосферы в планетарном пограничном слое.

Измеритель параметров атмосферы в планетарном пограничном слое

Для получения первичной информации предлагается использовать измеритель параметров атмосферы в планетарном пограничном слое. Внешний вид измерителя представлен на рисунке 3.

Таблица 1 — Параметры атмосферы в планетарном пограничном слое

Время, чч,мм,сс	Координаты		Высота, м	Скорость, м/с		Напр. ветра, °	Давление, гПа	Температура, °С	Относит. влажность, %	PM2.5, мкг/м³	O_3, млн⁻¹	CO_2, млн⁻¹	CH_2O, мг/м³
	с.ш.	в.д.		пут	возд.								
12:11:00	54,1939	28,3514	1,1	12	10	110	1019,17	10,3	62,37	13,00	0,02	404	0,010
12:12:01	54,1939	28,3514	3,0	12	10	110	1019,14	10,1	62,58	17,00	0,02	401	0,011
....	....	....	....	....	....	....	....	....	....	....	....	....	....

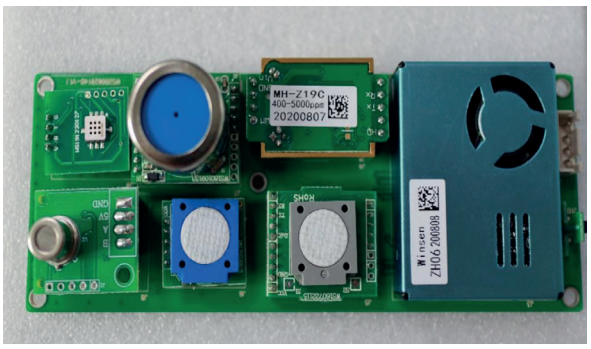


Рисунок 3 — Измеритель параметров воздуха в атмосфере планетарного пограничного слоя ZPHS01B [4]

Измеритель параметров воздуха в атмосфере в планетарном пограничном слое ZPHS01B (измеритель) [3, 4] представляет собой многофункциональный модуль контроля параметров воздуха, объединяющий лазерный датчик пыли, датчик давления, датчик температуры, датчик относительной влажности воздуха, инфракрасный датчик содержания углекислого газа (CO_2), электрохимический датчик содержания озона (O_3), электрохимический датчик содержания формальдегида (CH_2O), электрохимический датчик содержания монооксида углерода (CO, угарный газ), датчик содержания в атмосфере микрочастиц PM2.5. Он может измерять концентрацию газов в воздухе и передавать данные по интерфейсу UART (уровень TTL). Характеристики измерителя приведены в таблице 2.

Таблица 2 — Характеристики измерителя параметров атмосферы в планетарном пограничном слое ZPHS01B* [4]

Характеристика	Значение
Модель	ZPHS01B
Тип газа, измеряемый параметр	CO_2, PM2.5, CH_2O, O_3, CO, температура, влажность
Рабочее напряжение	5 В постоянного тока
Средний ток	≈ 300 мА
Максимальный ток	≈ 500 мА
Физический интерфейс	XH2.54-4P
Уровень интерфейса	3 В (совместим с 3,3 В)
Выходной сигнал	диапазон UART (TTL)
CO_2 диапазон измерения Время прогрева Время отклика Способ отбора проб Ресурс	 0~5000 млн$^{-1}$ 3 мин не более 120 с рассеяние > 5 лет
CH_2O диапазон измерения точность: Время прогрева Время отклика Метод отбора проб Ресурс	 0~6,250 мг/м^3 ±0,03 мг/м^3 (при концентрации ≤0 ,2 мг/м^3); ±20 % от значения показаний (при концентрации > 0,2 мг/м^3) 3 мин не более 60 с диффузный > 5 лет
O_3 диапазон измерения разрешение точность: Время прогрева Время отклика Метод отбора проб Ресурс	 0~10 млн$^{-1}$ 0,01 млн$^{-1}$ ±0,1 млн$^{-1}$, при концентрации ≤ 1 млн$^{-1}$; ±20 % от общего диапазона, при концентрации более 1 млн$^{-1}$ 3 мин не более 60 с диффузный > 2 лет
CO диапазон измерения разрешение точность: Время прогрева Время отклика Метод отбора проб Ресурс	 0~500 млн$^{-1}$ 0,1 млн$^{-1}$ ±10 % от значения считывания 30 с 30 с диффузный 3 года
Температура диапазон измерения точность	 от −20 °C до +65 °C ±0,5 °C (от 0 °C до +65 °C)
Относительная влажность диапазон измерения точность	 0~100 % RH ±3 % RH
PM2.5** диапазон измерения Диапазон размеров частиц Точность Время отклика, с Способ отбора проб	 от 0 до 1000 мкг/м^3 от 0,3 до 10 мкм (PM1.0, PM2.5, PM10) ±15 мкг/м^3 (при концентрации ≤ 100 мкг/м^3); ±15 % (при концентрации > 100 мкг/м^3) < 45 вентиляторная вытяжка
Параметр сообщения Скорость передачи данных Количество битов данных Стоп-бит Контрольная цифра	9 битный байт 9600 бит/с 8 1 отсутствует
Сообщение в сервисе формата «клиент-сервер»	связь между «сервером» и модулем осуществляется в режиме вопросов и ответов
Формат команды для считывания данных модуля	по байт0 по байт1 по байт2 по байт3 по байт4 по байт5 по байт6 по байт7 по байт8 OxFF 0x01 0x86 0x00 0x00 0x00 0x00 0x00 0x79
Формат команды Команда запуска бита PM2.5 CO_2	байт0 байт1 байт2 байт3 байт4 байт5 байт6 байт7 байт8 OxFF 0x86 0x00 0x65 0x00 0x36 0x00 0x96 0x01
байт9, байт10, байт11, байт12, байт13	содержание CO_2, температура, влажность, CH_2O, CO
Средняя наработка до отказа, ч	не менее 10 000 в непрерывном режиме
Размеры модуля	135×50×26,2 мм (Д×Ш×В)

**1. Входное отверстие датчика PM2.5 — внутренний воздухозаборник. При установке датчика необходимо, чтобы направление внешнего воздушного потока было перпендикулярно направлению внутреннего воздушного потока датчика.*

2. Модуль нельзя использовать в среде, содержащей агрессивный газ, так как можно повредить датчик.

3. При первом включении модуль необходимо прогреть более 3 минут.

4. Не устанавливать модуль в среде с сильной конвекцией воздуха.

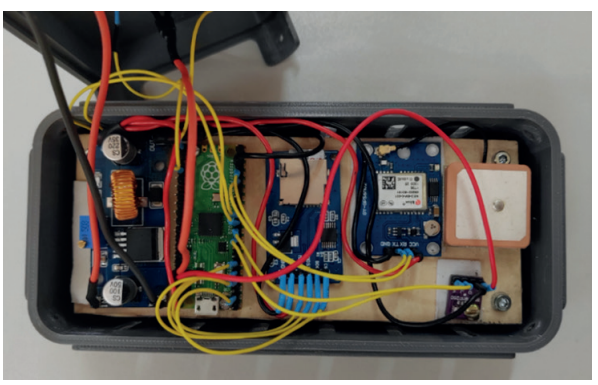
5. Не помещать модуль на длительное время в среду с высокой концентрацией органического газа. Длительное размещение приведет к смещению нулевой точки датчика и медленному восстановлению.

6. Запрещается использовать термоклей или герметик-расплав для герметизации модуля при температуре отверждения выше 80 °С.

7. Датчик должен находиться вдали от источника тепла и избегать попадания прямых солнечных лучей или другого теплового излучения.

***Источники PM2.5: центры промышленного производства, индустриального сельского хозяйства, строительства, различные природные факторы и другие, и чем они ближе, тем выше количество PM2.5. Находиться во взвешенном состоянии данные частицы могут до нескольких недель.*

Модуль контроля параметров воздуха корпусирован в ЦН БЛА (рисунок 4).



а

б

в

Рисунок 4 — Внешний вид корпусированного измерителя параметров воздуха в атмосфере планетарного пограничного слоя ZPHS01B и целевой нагрузки БЛА [3]:
а — внешний вид корпусированного измерителя;
б — вид ЦН спереди;
в — вид ЦН сзади

Вид электрического разъема модуля и назначение контактов приведены на рисунке 5.

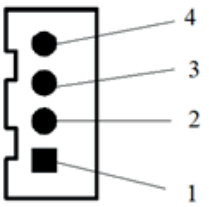


Рисунок 5 — Электрический разъем модуля измерителя параметров воздуха в атмосфере планетарного пограничного слоя ZPHS01B:
1 — «земля»; *2* — +5 В; *3* — вход UART; *4* — выход UART

Разработанный программный модуль приведения первичной информации к целевому виду реализует комплексный и эффективный процесс преобразования данных (первичной информации) к целевому виду, необходимому потребителю для получения вторичной информации:

- преобразует данные в формат .xls, совместимый с программой Excel;
- минимизирует потерю данных во время приведения;
- поддерживает качество, читаемость и целостность данных;
- обеспечивает согласованность на программном уровне в общедоступных системах.

Методика представления первичной информации реализуется на программно-аппаратной платформе со следующими характеристиками:

Процессор: Intel i5 6600k с тактовой частотой не менее 3,5 ГГц;

ОС: Windows (Linux);

Приложение: Excel;

Оперативная память: не менее 16 ГБ;

Видеокарта: не менее 6 ГБ отдельной видеопамяти.

Метрологическое обеспечение организуется с целью калибровки измерителей температуры, влажности, PM2.5, CO_2, CH_2O, O_3, координат географического положения, давления, высоты, скорости, направления ветра. Точности измерения параметров атмосферы приведены в таблице 2.

Алгоритм представления первичной информации

Алгоритм представления первичной информации (параметров атмосферы) в планетарном пограничном слое приведен на рисунке 6.

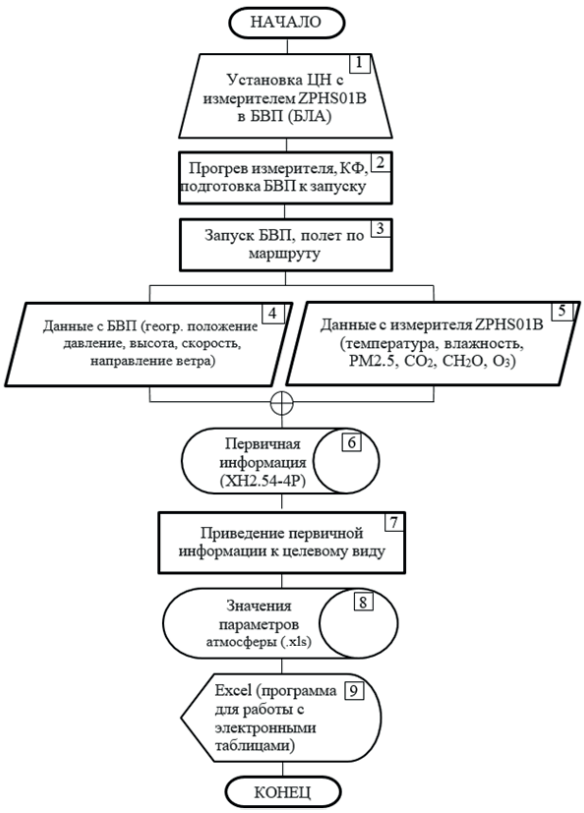


Рисунок 6 — Алгоритм представления первичной информации (параметров атмосферы) в планетарном пограничном слое

Беспилотная воздушная платформа с целевой нагрузкой

В качестве носителя используется БВП на базе серийно выпускаемого БЛА самолетного типа «Бусел М40» с целевой нагрузкой — измерителем параметров атмосферы (рисунок 7).

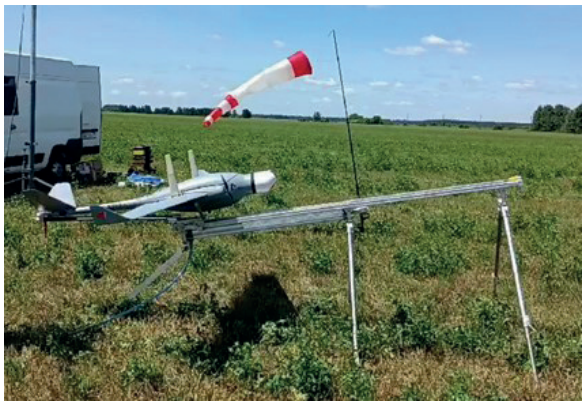


Рисунок 7 — Внешний вид БЛА «Бусел М40» с ЦН — измерителем параметров атмосферы

Заключение

Методика представления первичной информации (параметров атмосферы) с использованием малоразмерной БВП самолетного типа позволяет верифицировать гипотезу о возможности применения подсистемы наблюдения атмосферы в планетарном пограничном слое на основе такой платформы с целевой нагрузкой — измерителем параметров атмосферы.

Итогом реализации методики является летный эксперимент, как исследовательская стратегия, при которой осуществляется целенаправленное отслеживание процесса получения первичной информации состояния атмосферы в планетарном пограничном слое в ситуации регламентированного изменения ее отдельных характеристик и условий протекания внутренних процессов. Таким способом производится проверка гипотезы исследования.

Использование БВП самолетного типа в качестве носителя оборудования, позволит исследовать параметры атмосферы до достижения максимальной высоты пограничного слоя, а также минимизировать влияние воздушных потоков. Измерительное оборудование для анализа состава и свойств атмосферы позволяет осуществлять передачу данных по каналу связи в режиме реального времени, что особенно важно для описания текущей погоды и прогноза метеорологических параметров на срок от 0 до 2 часов, т. е. составления прогноза текущей погоды [5].

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Использование беспилотных летательных аппаратов для исследования атмосферного пограничного слоя: сб. науч. трудов Федерального государственного бюджетного научного учреждения «Научно-исследовательский институт – Республиканский исследовательский научно-консультационный центр экспертизы» / И. А. Репина [и др.] // Инноватика и экспертиза. – 2020. – Вып. 2(30). – С. 20–39.
2. ГОСТ 20886-85. Организация данных в системе обработки данных. Термины и определения. – Введ. 01.07.1986. – М. : Изд-во стандартов, 1985. – 8 с.
3. Разработка малогабаритной беспилотной воздушной платформы самолетного типа с целевой нагрузкой для наблюдения за атмосферой в планетарном пограничном слое: акт изготовления макета целевой нагрузки для измерения параметров атмосферы по НИР. – Минск, НПЦ МБК, 2024. – 80 с.
4. Руководство по эксплуатации измерителя параметров воздуха в атмосфере в планетарном пограничном слое ZPHS01B / ManualVersion:1.2ValidFrom: 2020.01.14 Zhengzhou WinsenElectronicsTechnologyCo.,Ltd. – URL: https://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/1303697/WINSEN/ZPHS01B.html. (дата обращения: 19.11.2024).
5. Классификация метеорологических прогнозов. – URL: https://www.yacgms.ru/eto-interesno/klassifikaciya-meteorologicheskih-prognozov/ (дата обращения: 19.11.2024).

REFERENCES

1. Repina I.A. *Ispol'zovanie bespilotnyh letatel'nyh apparatov dlya issledovaniya atmosfernogo pogranichnogo sloya* [The use of unmanned aerial vehicles for the study of the atmospheric boundary layer] // Innovatika i ekspertiza = Innovatika i expertize 2020, issue 2(30) // Scientific works of the Federal State Budgetary Scientific Institution "Scientific Research Institute - Republican Research Scientific and Consulting Center of Expertise"– M., FGBNU NII RINKCE, 2020, pp. 20-39 (in Russian).
2. GOST (state standard) 20886-85. Data organization in the data processing system. Terms and definitions. – Introduction. 07/01/1986. – M.: Publishing House of Standards, 1985, 8 p.
3. The act of manufacturing a target load layout for measuring atmospheric parameters according to research and development of a small-sized unmanned aerial platform of an airplane type with a target load for observing the atmosphere in the planetary boundary layer (agreement with the BRFFI dated 05/22/2023 No. T23VA-005) / Approved by the director of the Republican Unitary Enterprise "Scientific and Production Center for Multifunctional Unmanned Complexes" of the National Academy of Sciences of Belarus (NPC MBK) 2024. Minsk, NPC MBK, 2024, 1 p.+ appendix.
4. Operating instructions for the atmospheric air parameters meter in the planetary boundary layer ZPHS01B / ManualVersion1.2validFrom: 2020.01.14 ZhengzhouWinsenElectronicsTechnologyCo., Ltd. Available at: https://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/1303697/WINSEN/ZPHS01B.html . (Accessed 19.11.2024).
5. Classification of meteorological forecasts. Available at: https://www.yacgms.ru/eto-interesno/klassifikaciya-meteorologicheskih-prognozov / (Accessed 19.11.2024).

Статья поступила в редакцию 11.02.2025

УДК 004.5:004.8

П. И. БАЛТРУКОВИЧ, А. А. ЛАПЦЕВИЧ

P. BALTRUKOVICH, A. LAPTSEVICH

ЧЕЛОВЕКО-МАШИННЫЕ СИСТЕМЫ ПРЕДИКТИВНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ ОБЪЯСНИМОГО ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

HUMAN-MACHINE SYSTEMS FOR PREDICTIVE MAINTENANCE OF AIRCRAFT ENGINES BASED ON EXPLAINABLE ARTIFICIAL INTELLIGENCE

Балтрукович Петр Иванович *– кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры инженерной психологии и эргономики учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь*
p.baltrukovich@bsuir.by

Лапцевич Александр Анатольевич *– кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры информационных радиотехнологий учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь*
a.laptsevich@bsuir.by

Petr Baltrukovich *– Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Engineering Psychology and Ergonomics of the educational institution "Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics", Republic of Belarus*
p.baltrukovich@bsuir.by

Alexander Laptsevich *– Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Information Radio Technologies of the educational institution "Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics", Republic of Belarus*
a.laptsevich@bsuir.by

Аннотация: *в статье исследуются перспективы развития человеко-машинных систем для предиктивного технического обслуживания авиационных двигателей с применением объяснимого искусственного интеллекта. Основное внимание уделяется перспективным методикам создания интеллектуальных систем поддержки принятия решений, обеспечивающим эффективное взаимодействие между специалистами и алгоритмами машинного обучения. Человеко-машинные системы предиктивного обслуживания позволяют оптимально распределить функции между автоматикой и специалистами. Одним из перспективных направлений является разработка цифровых двойников авиадвигателей, интегрированных в человеко-машинные системы предиктивного технического обслуживания на основе объяснимого искусственного интеллекта. Получаемые результаты могут интегрироваться в систему предиктивного обслуживания, формируя рекомендации по оптимальным межремонтным интервалам и необходимым конструктивным доработкам. В целом такие системы позволяют эффективно сочетать когнитивные способности человека-оператора с аналитическими возможностями искусственного интеллекта. Практика визуализации значимых параметров и логики принятия решений повышает готовность технического персонала следовать рекомендациям системы. Результаты исследования подтверждают возможность практической реализации таких систем в авиационной отрасли для повышения качества и надежности технического обслуживания.*
Ключевые слова: *эчеловеко-машинные системы, предиктивное техническое обслуживание, авиационные двигатели, объяснимый искусственный интеллект.*

Abstract: *the article examines the prospects for the development of human-machine systems for predictive maintenance of aircraft engines using explainable artificial intelligence. The main focus is on promising methods for creating intelligent decision support systems that ensure effective interaction between specialists and machine learning algorithms. Human-machine predictive maintenance systems allow for the optimal distribution of functions between automation and specialists. One promising area is the development of digital twins of aircraft engines integrated into human-machine predictive maintenance systems based on explainable artificial intelligence. The results obtained can be integrated into a predictive maintenance system, generating recommendations for optimal repair intervals and necessary design modifications. General, such systems make it possible to effectively combine the cognitive abilities of a human operator with the analytical capabilities of artificial intelligence. The practice of visualizing significant parameters and decision-making logic increases the readiness of technical personnel to follow the system's recommendations. The results of the study confirm the possibility of practical implementation of such systems in the aviation industry to improve the quality and reliability of maintenance.*
Keywords: *: human-machine systems, predictive maintenance, aircraft engines, explainable artificial intelligence.*

Введение

Актуальность темы обусловлена важностью обеспечения безотказности авиационных двигателей при одновременном росте сложности их конструкции.

Современные двигатели генерируют огромные массивы телеметрических данных, которые человеку становится невозможно анализировать вручную без интеллектуальных систем поддержки. Однако в настоящее время технологии искусственного интеллекта (ИИ) вызывают некоторое недоверие у технического персонала, что ограничивает их внедрение. Решение этой проблемы через объяснимый ИИ (XAI, eXplainable AI) позволяет сохранить контроль специалистов над критически важными решениями, повысить точность диагностики за счет синергии человеческого опыта и возможностей машинного обучения, а также обеспечить плавную цифровую трансформацию организаций, обслуживающих авиадвигатели. Особую значимость это приобретает в свете ужесточения экологических норм и требований к ресурсу авиадвигателей.

Проблемные вопросы, связанные с авиадвигателями, возникающие на современном этапе

Авиационный двигатель является ключевым элементом летательного аппарата (ЛА), в значительной мере определяющим его надежность, эффективность и безопасность, в связи с чем к нему предъявляются жесткие, порой противоречивые комплексные требования, охватывающие технические, экологические и экономические аспекты [1—3].

Современные двигатели представляют собой сложные инженерные системы, объединяющие передовые технологии в области материаловедения, аэродинамики и цифрового управления. Их работа происходит в экстремальных условиях — при высоких температурах, давлениях и механических нагрузках, что предъявляет серьезные требования на безотказную работу каждой составляющей двигателя.

Несмотря на пристальное внимание конструкторов и обслуживающего персонала, направленное на обеспечение надежной работы авиадвигателей, статистика показывает, что значительная часть авиационных происшествий связана именно с отказами силовой установки [4].

Согласно анализу отчетов Межгосударственного авиационного комитета (МАК), в гражданской авиации государств — участников Соглашения о гражданской авиации в период с 2007 по 2020 г. произошло 473 авиационных происшествия, из них 73 — из-за отказа или повреждения двигателя, в том числе 28 катастроф с гибелью 257 человек [5, 6].

По данным Европейского агентства безопасности полетов (EASA, European Union Aviation Safety Agency) за период 2019—2023 года почти 10 % серьезных инцидентов, произошедших с коммерческими воздушными судами, выполняющими пассажирские и грузовые перевозки на самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой, превышающей 5700 кг или оснащенных турбовентиляторным двигателем(ями) или более чем одним турбовинтовым двигателем, вызваны проблемами в работе двигателей. Общее число летных происшествий, произошедших с за указанный период составляет 334 случая [7]. При этом количественно происшествия, явившиеся результатом отказов (неисправностей) по отдельным категориям причин в порядке убывания представлены в таблице 1, где мы видим, что происшествия по причинам, связанным с двигателем, входят в число первых трех.

Практика показывает, что к основным причинам, приводящим к отказам двигателей, можно отнести

Таблица 1 — Количество происшествий, явившихся результатом отказов (неисправностей) по отдельным категориям причин

№	Причина происшествия	Число происшествий	Процентное соотношение от общего количества
1.	Системы / компоненты (не силовой установки)	61	18,2
2.	Потеря эшелонирования/ столкновения воздушных судов в воздухе	43	12,8
3.	Силовая установка и ее компоненты	33	9,9
4.	Столкновение при рулении	24	7,2
5.	Происшествия во время (в результате) наземного обслуживания	24	7,2
6.	Выезд за пределы взлетно-посадочной полосы (ВПП)	23	6,9
7.	Возгорание, не являющееся результатом воздействия	22	6,6
8.	Несанкционированный выезд / выход на ВПП другого ЛА (транспортного средства, человека)	17	5,1
9.	Другое	17	5,1
10.	Управление воздушным движением	16	4,8
11.	Ненормальный контакт с ВПП	15	4,5
12.	Ошибки навигации	15	4,5
13.	Влияние турбулентности в полете	14	4,2
14.	Медицинские показатели	10	3,0

конструкционные недоработки, производственные дефекты и ошибки эксплуатации. Это подчеркивает необходимость дальнейшего совершенствования конструкций авиационных двигателей, технологии их производства и методов технического обслуживания.

Кроме того, важной проблемой является растущий объем данных, генерируемых системами мониторинга двигателя. Так, двигатель фирмы Pratt & Whitney PW1000G имеет около 5000 датчиков, способных генерировать до 10 ГБ данных в секунду. Один двухдвигательный самолет со средним временем полета 12 часов может выдавать до 844 ТБ данных, которые можно использовать для обнаружения неисправностей, как только они появляются [8]. При этом такие системы диагностики часто выдают результаты без объяснения логики принятия решений, что снижает доверие технического персонала.

Особую сложность представляет диагностика скрытых дефектов. Как показывает практика, значительная часть отказов двигателей связана с постепенным развитием микротрещин, которые трудно обнаружить стандартными методами. Более того, вопрос диагностирования повреждений лопаток турбин в режиме полета малоизучен, а мониторинг трещин в турбинных лопатках, как правило, проводится при условии неработающего двигателя [9].

Еще одной значимой проблемой является человеческий фактор. При этом современные системы поддержки принятия решений нередко игнорируют необходимость адаптации интерфейсов под психофизиологические особенности операторов.

Оценка возможностей применения систем предиктивного технического обслуживания авиадвигателей на основе объяснимого искусственного интеллекта

В последние 10—15 лет, благодаря росту скорости работы компьютеров, объема вычислений и доступной информации, технологии ИИ развиваются с беспрецедентной скоростью. Перспективным направлением в авиационной индустрии является применение систем предиктивного технического обслуживания. В качестве примера в таблице 2 представлены результаты, касающиеся вопроса повышения безопасности полетов, полученные авиакомпанией при внедрении такой системы [10].

Данные, приведенные в таблице, свидетельствуют о высоком потенциале применения систем предиктивного технического обслуживания в авиации.

Таблица 2 — Результаты повышения безопасности полетов после предиктивного технического обслуживания

Показатель	До предиктивного обслуживания	После предиктивного обслуживания
Инциденты, связанные с безопасностью (случаев в год)	50	10
Задержки, связанные с техническим обслуживанием (в %)	20	5

В этой связи обоснованным является исследование путей решения указанных и других проблемных вопросов, связанных с надежностью авиадвигателей, через внедрение человеко-машинных систем предиктивного технического обслуживания (Predictive Maintenance, PdM) [11]. Практика эксплуатации сложных систем, в том числе авиационных двигателей, демонстрирует, что современные методы предиктивного мониторинга технического состояния позволяют осуществить переход от существующих стратегий обслуживания к принципиально новому подходу [12, 13].

Традиционная схема, основанная на реактивном обслуживании (когда ремонт выполняется после возникновения неисправности или отказа), а также жестко регламентированное профилактическое обслуживание (плановые работы по установленному графику независимо от фактического состояния агрегатов) могут быть заменены интеллектуальными системами прогнозного технического обслуживания. Однако технические специалисты могут не доверять результатам, если они не в полной мере понимают, на основе каких критериев были сделаны выводы. Это поднимает вопрос о необходимости разработки объяснимых моделей ИИ (XAI), которые могут предоставлять понятные объяснения своих решений и позволяет преодолеть существующие барьеры в принятии решений техническим персоналом в системе человек — машина.

Технологии SHAP (Shapley Additive Explanations) и LIME (Local Interpretable Model-agnostic Explanations) в дополнение позволяют создавать прозрачные модели, объясняющие логику диагностики на понятном техническому персоналу языке. Это может быть полезно при прогнозировании отказов двигателей, анализе данных сенсоров и оптимизации производственных процессов, что особенно важно для гибридных систем, где окончательное решение остается за специалистом.

Основные возможности таких комплексных систем наиболее проявляются в трех аспектах:

1. Анализ данных в реальном времени с использованием алгоритмов машинного обучения позволяет выявлять скрытые закономерности в работе двигателей.

2. Технологии объяснимого ИИ, такие как SHAP и LIME, решают проблему доверия к автоматизированным системам. Практика визуализации значимых параметров и логики принятия решений повышает готовность технического персонала следовать рекомендациям системы. Это особенно важно для критически важных решений, где окончательное слово должно оставаться за человеком.

3. Человеко-машинные системы предиктивного обслуживания позволяют оптимально распределить функции между автоматикой и специалистами.

Исходя из изложенного, одним из перспективных направлений является разработка цифровых двойников авиадвигателей, интегрированных в человеко-машинные системы предиктивного технического обслуживания на основе объяснимого искусственного интеллекта. Так, в Центральном институте авиационного моторостроения им. П. И. Баранова совместно с разработчиком и производителем авиационных двигателей АО «ОДК-Климов» разработан цифровой двойник установки для испытаний центробежного компрессора малоразмерного газотурбинного двигателя для определения изменения величины зазоров в газодинамическом тракте компрессора по расчетному полетному циклу [14]. Цифровой двойник создает ус-

ловия для комплексного анализа и прогнозирования изменения величины зазоров в газодинамическом тракте компрессора на протяжении всего расчетного полетного цикла, обеспечивая тем самым новый уровень контроля и оптимизации рабочих характеристик двигателя.

Технология цифровых двойников также применяется для создания силовой установки ТВ7-117СТ-01 самолета Ил-114-300 [15] и двигателя АИ 222-25 для учебных самолетов Як-130 [16]. А специалисты Центрального института авиационного моторостроения имени П. И. Баранова уже разработали предварительный национальный стандарт по цифровым двойникам авиационных газотурбинных двигателей. Предварительный национальный стандарт «Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники авиационных газотурбинных двигателей. Общие положения» введен в действие приказом Росстандарта с 1 января 2025 г. [17].

В целом такие системы позволяют эффективно сочетать когнитивные способности человека-оператора с аналитическими возможностями искусственного интеллекта, создавая симбиотическую среду для принятия оптимальных решений. Получаемые результаты могут интегрироваться в систему предиктивного обслуживания, формируя рекомендации по оптимальным межремонтным интервалам и необходимым конструктивным доработкам.

Подобные системы не ограничиваются прогнозированием возможных отказов. Они, как правило, предусматривают активное взаимодействие с техническим персоналом. В этом случае, алгоритм предлагает несколько вариантов действий с подробным объяснением каждого, а специалист выбирает оптимальное решение, исходя из своего опыта и текущей ситуации.

Одной из наиболее перспективных является методика многоуровневой интерпретации решений с использованием SHAP-анализа, которая нашла применение в диагностике подшипников турбореактивных двигателей. Подход, описанный в работе [18], позволяет визуализировать вклад вибрационных сигналов в прогноз износа подшипников и включить его в итоговый прогноз модели.

Технологии предиктивного обслуживания в авиационной отрасли нередко включают в себя использование визуализации данных для улучшения процессов диагностики и обслуживания авиационных двигателей. Особенностью таких систем является визуальная информация, позволяющая специалистам принять корректное и своевременное решение. Такой интерактивный подход не только повышает доверие к системе, но и способствует более глубокому пониманию работы авиадвигателей.

Однако внедрение указанных технологий сталкивается с рядом вызовов. Основные проблемы включают необходимость интеграции с устаревшими системами. Кроме того, возникают новые требования к качеству и объему обучающих данных. Возникает также необходимость преодоления нормативных барьеров, поскольку существующие стандарты в большинстве своем не учитывают специфику решений на основе ИИ. Кроме того, требует внимания экономический аспект. Практика показывает необходимость проведения первоначальных инвестиций в инфраструктуру и обучение персонала, что особенно актуально для региональных перевозчиков.

Вместе с тем имеющийся опыт демонстрирует, что поэтапное внедрение с фокусом на объяснимость решений и обучение персонала дает наилучшие результаты.

Заключение

Таким образом, применение человеко-машинных систем предиктивного технического обслуживания авиадвигателей на основе объяснимого ИИ открывает значительные перспективы для авиационной отрасли в целом и производства и технического обслуживания двигателей в частности.

Дальнейшее развитие методик предиктивного технического обслуживания авиадвигателей на основе объяснимого искусственного интеллекта потребует решения ряда задач, включая обучение персонала работе с новыми инструментами, адаптацию нормативной базы и разработку адаптированных интерфейсов, но их потенциал для повышения надежности и эффективности технического обслуживания авиадвигателей не вызывает сомнений.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Палкин, В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под общей ред. В. А. Скибина и В. И. Солонина. – М. : ЦИАМ, 2010. – 678 с.
2. Пучко, Н. И. Теория авиационных двигателей. Входные устройства и компрессоры турбовальных ГТД / Н. И. Пучко, Э. К. Бересневич, И. М. Гончаров. – Минск : БГАА, 2022. – 104 с.
3. Гордин, М. В. Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов / М. В. Гордин, В. А. Палкин // Авиационные двигатели. – 2019. – № 3 (4). – С. 7–16.
4. Дьячков, Д. В. Анализ статистики авиакатастроф на основе исследования множества факторов / Д. В. Дьячков, О. В. Золотарев // Физико-техническая информатика (СРТ2020): 8 Международная конференция, Пущино, 9–13 ноября 2020 г. / ИТЭБ РАН. – Пущино, 2020. – Ч. 2. – С. 289–320.
5. Мецкер, А. А. Применение интеллектуальных материалов для диагностики авиационных двигателей с учетом современных тенденций / А. А. Мецкер, О. Ф. Машошин // Наука. Техника. Человек: исторические, мировоззренческие и методологические проблемы: сборник материалов конференции, Москва, 23 ноября 2023 г. / МГТУ ГА ; редкол.: Б. П. Елисеев (гл. ред.) [и др.]. – Москва, 2023 – Т. 1, № 13. – С. 360–364.
6. Дмитриев, С. А. Анализ отказов и повреждений авиационных двигателей за период 2007–2020 гг. / С. А. Дмитриев, Е. С. Симонова // Надежность и качество сложных систем. – 2023. – № 1. – 81–90.
7. Annual Safety Review 2024 / EASA. – Cologne, 2024. – 142 p.
8. Никитенко, А. А. Влияние процессов цифровизации на развитие мирового рынка услуг по обеспечению летной годности гражданских самолетов / А. А. Никитенко // Российский внешнеэкономический вестник. – 2020. – № 5. – С. 53–59.
9. Андрианов, И. К. Разработка подхода к обнаружению трещин в лопатках авиационных газотурбинных двигателей на рабочих режимах / И. К. Андрианов, М. С. Гринкруг, М. Кара Балли // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2024. – № 1. – С. 4–20.
10. Smooth Sailing in the Sky: The Role of Predictive Maintenance in Aviation / Praxie: One Enterprise AI Platform. – URL: https://praxie.com/predictive-maintenance-in-aviation/ (date of access: 05.04.2025).
11. Кулида, Е. Л. Проблемы при применении методов машинного обучения в авиации / Е. Л. Кулида, В. Г. Лебедев // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2023): 16 международная конференция, Москва, 26–28 сентября 2023 г. / ИПУ РАН. – Москва, 2023. – С. 1315–1320.
12. Соколович, М. Г. Information Technologies and Systems 2024 (ITS 2024) / М. Г. Соколович, М. А. Аксёненко, В. А. Захарьев // Материалы междунар. науч. конф., Минск, 20 ноября 2024 г. / редкол. : Л. Ю. Шилин [и др.]. – Минск : БГУИР, 2024. – С. 32–33.
13. Сагдиев, Т. А. Анализ отказов авиационных двигателей / Т. А. Сагдиев, И. С. Матуразов, Н. А. Исаков // Вестник Академии гражданской авиации. – 2025. – № 1 (36). С. 10–18.
14. Цифровой двойник установки для испытаний центробежного компрессора малоразмерного ГТД / Ю. М. Темис [и др.] // Авиационные двигатели. – 2021. – № 1 (10). – С. 5–16.

15. Ростех поделился опытом внедрения отечественных цифровых решений в авиаотрасли / Ростех. – URL: https://rostec.ru/media/pressrelease/rostekh-podelilsya-opytom-vnedreniya-otechestvennykh-tsifrovykh-resheniy-v-aviaotrasli/ (дата обращения: 06.04.2025).
16. Ростех завершил разработку цифрового двойника авиационного двигателя АИ 222-25 / Ростех. – URL: https://rostec.ru/upload/iblock/976/bilz7ea1i0i0qyj1cwjwqwf73d308qm5.pdf (дата обращения: 06.04.2025).
17. ОДК внедряет новый отечественный стандарт по разработке цифровых двойников авиадвигателей / АО «Объединённая двигателестроительная корпорация». – URL: https://www.uecrus.com/press/odk-vnedryaet-novyy-otechestvennyy-standart-po-razrabotke-tsifrovykh-dvoynikov-aviadvigateley/ (дата обращения: 06.04.2025).
18. Santos, M. R. SHapley Additive exPlanations (SHAP) for Efficient Feature Selection in Rolling Bearing Fault Diagnosis / M. R Santos, A. Guedes, I. Sanchez-Gendriz // Machine Learning and Knowledge Extraction. – 2024. – V. 6, № 1. – P. 316–341.

REFERENCES

1. Palkin V. A. Works of leading aircraft engine manufacturing companies to ensure the creation of advanced aircraft engines (analytical review) / Under the general editorship of V. A. Skibin and V. I. Solonin. – M., CIAM, 2010, 678 p.
2. Puchko, N. I. Theory of aircraft engines. Inlet devices and compressors of turboshaft gas turbine engines / N. I. Puchko, E. K. Beresnevich, I. M. Goncharov. Minsk, BGAA, 2022, 104 p.
3. Gordin, M. V. Concepts of aircraft engines for advanced passenger aircraft / M. V. Gordin, V. A. Palkin // Aircraft engines, 2019, No. 3 (4), pp. 7–16.
4. Dyachkov, D. V. Analysis of air crash statistics based on a study of multiple factors / D. V. Dyachkov, O. V. Zolotarev // Eighth International Conference "Physical and Technical Informatics (CPT2020)", Pushchino, November 9-13, 2020 / ITEB RAS, Pushchino, 2020, Part 2, pp. 289–320.
5. Metzker, A. A. Application of intelligent materials for diagnostics of aircraft engines taking into account modern trends / A. A. Metzker, O. F. Mashoshin // Collection of materials of the conference "Science. Technology. Man: historical, ideological and methodological problems.", Moscow, November 23, 2023 / MSTU GA: editorial board: B. P. Eliseev (editor-in-chief) [et al.]. Moscow, 2023, Vol. 1, No. 13, pp. 360–364.
6. Dmitriev, S. A. Analysis of aircraft engine failures and damage for the period 2007–2020 / S. A. Dmitriev, E. S. Simonova // Reliability and quality of complex systems, 2023, No. 1, pp. 81–90.
7. Annual Safety Review 2024 / EASA, Cologne, 2024, 142 p.
8. Nikitenko, A. A. The impact of digitalization processes on the development of the global market for airworthiness services for civil aircraft // Russian Foreign Economic Bulletin, 2020, No. 5, pp. 53–59.
9. Andrianov, I.K. Development of an approach to detecting cracks in the blades of aircraft gas turbine engines under operating conditions // Bulletin of Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering, 2024, No. 1, pp. 4–20.
10. Smooth Sailing in the Sky: The Role of Predictive Maintenance in Aviation / Praxie: One Enterprise AI Platform. Available at: https://praxie.com/predictive-maintenance-in-aviation/ (Accessed 05.04.2025).
11. Kulida, E. L. Problems in Applying Machine Learning Methods in Aviation / E. L. Kulida, V. G. Lebedev // Sixteenth International Conference "Management of Large-Scale Systems Development" (MLSD'2023), Moscow, September 26-28, 2023 / IPU RAS, Moscow, 2023, pp.1315–1320.
12. Sokolovich, M. G. Information Technologies and Systems 2024 (ITS 2024) / M. G. Sokolovich, M. A. Aksenenko, V. A. Zakharyev // Proceedings of the international. scientific conf., Minsk, November 20, 2024 / editorial board: L. Yu. Shilin [et al.]. Minsk, BSUIR, 2024, pp. 32–33.
13. Sagdiev, T. A. Analysis of aircraft engine failures / T. A. Sagdiev, I. S. Maturazov, N. A. Isakov // Bulletin of the Civil Aviation Academy, 2025, No. 1 (36), pp. 10–18.
14. Digital twin of a small-sized gas turbine engine centrifugal compressor test rig / Yu. M. Temis [et al.] // Aircraft engines, 2021, No. 1 (10), pp. 5–16.
15. Rostec shared its experience in implementing domestic digital solutions in the aviation industry / Rostec. Available at: https://rostec.ru/media/pressrelease/rostekh-podelilsya-opytom-vnedreniya-otechestvennykh-tsifrovykh-resheniy-v-aviaotrasli/ (Accessed 05.04.2025).
16. Rostec has completed the development of a digital twin of the AI 222-25 aircraft engine / Rostec. Available at: https://rostec.ru/upload/iblock/976/bilz7ea1i0i0qyj1cwjwqwf73d308qm5.pdf (Accessed 05.04.2025).
17. UEC is introducing a new domestic standard for the development of digital twins of aircraft engines / United Engine Corporation JSC. Available at: https://www.uecrus.com/press/odk-vnedryaet-novyy-otechestvennyy-standart-po-razrabotke-tsifrovykh-dvoynikov-aviadvigateley/ (Accessed 05.04.2025).
18. Santos, M. R. SHapley Additive exPlanations (SHAP) for Efficient Feature Selection in Rolling Bearing Fault Diagnosis / M. R Santos, A. Guedes, I. Sanchez-Gendriz // Machine Learning and Knowledge Extraction, 2024, V. 6, No. 1, pp. 316–341.

Статья поступила в редакцию
07.04.2025

Учреждение образования
«Белорусская государственная
академия авиации»

Специальность
05.22.14
Эксплуатация
воздушного транспорта

Аспирантура

Эксплуатация воздушного транспорта

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

Научная квалификация «Исследователь»

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

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

Преимущества получения образования

- √ 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.

Период обучения

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

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, кабинет 1105,
тел.: +375 17 249-97-65**

ЮРИДИЧЕСКИЕ НАУКИ

SL

УДК 656.71(476)

З. В. МАШАРСКИЙ, И. Г. ЯЦКЕВИЧ

Z. MASHARSKY, I. YATSKEVICH

КЛЮЧЕВЫЕ ВЕКТОРЫ РАЗВИТИЯ РЕГИОНАЛЬНЫХ АЭРОПОРТОВ В РЕСПУБЛИКЕ БЕЛАРУСЬ

KEY VECTORS OF DEVELOPMENT OF REGIONAL AIRPORTS IN THE REPUBLIC OF BELARUS

Машарский Захар Владимирович *– кандидат психологических наук, декан факультета гражданской авиации учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь*
distm@mail.ru

Яцкевич Игорь Георгиевич *– кандидат исторических наук, доцент, ректор учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», Республика Беларусь*
academy@bsaa.by

Zakhar Masharsky *– Candidate of Psychological Sciences, Dean of the Faculty of Civil Aviation of the Educational Institution «Belarusian State Academy of Aviation», Republic of Belarus*
distm@mail.ru

Igor Yatskevich *– Candidate of Historical Sciences, Associate Professor, Rector of the Educational Institution «Belarusian State Academy of Aviation», Republic of Belarus*
academy@bsaa.by

Аннотация: *данная работа посвящена анализу текущего состояния региональных аэропортов в Республике Беларусь и определению ключевых векторов их развития. Рассматриваются факторы, влияющие на востребованность и конкурентоспособность региональных аэропортов, включая географическое положение, инфраструктуру, тарифную политику, развитие туризма и бизнес-среды. Анализируются сильные и слабые стороны каждого регионального аэропорта, определяются перспективные направления развития, такие как развитие грузовых перевозок, привлечение лоукостеров, модернизация инфраструктуры, расширение маршрутной сети и оптимизация операционной деятельности. Особое внимание уделяется вопросам государственной поддержки и привлечению инвестиций для реализации перспективных проектов развития региональных аэропортов и интеграции их в единую транспортную систему страны. Также предлагаются рекомендации по повышению эффективности их функционирования и вклада в социально-экономическое развитие регионов Республики Беларусь.*
Ключевые слова: *аэропорт, авиационные услуги, конкурентоспособность, инфраструктура, тарифная политика, аэродромная деятельность.*

Abstract: *this paper analyzes the current state and identifies key vectors for the development of regional airports in the Republic of Belarus. The paper examines factors that influence the demand and competitiveness of regional airports, including geographic location, infrastructure, tariff policy, tourism development and business environment. The paper analyzes the strengths and weaknesses of each regional airport, identifies promising areas of development, such as the development of cargo transportation, attracting low-cost airlines, upgrading infrastructure, expanding the route network and optimizing operational activities. Particular attention is paid to issues of state support and attracting investment for the implementation of promising projects for the development of regional airports, as well as their integration into the country's unified transport system. It also offers recommendations for improving the efficiency of regional airports and their contribution to the socio-economic development of the regions of the Republic of Belarus.*
Keywords: *airport, aviation services, competitiveness, infrastructure, tariff policy, airfield activities.*

Введение

Состояние и развитие аэродромной и аэропортовой сети, объемы государственного контроля за работой аэропортов, а также деятельность авиакомпаний и организаций, обеспечивающих управление воздушным движением, во многих странах направлены на создание интегрированной и социально значимой инфраструктуры национальной экономики [1].

Развитие региональных аэродромов рассматривается как эффективная мера для преодоления угрожающего дефицита пропускной способности, способная как минимум временно смягчить сложившуюся напряженность. «Региональные аэропорты располагают свободной площадью для обслуживания различных типов перевозчиков, включая бюджетные, чартерные и региональные авиакомпании. Но сегодня лишь немногие из них в состоянии существовать без государственной поддержки или высоких сборов. Одно из возможных решений — развитие региональных деловых центров, способных выживать благодаря совокупному доходу от различных авиационных и неавиационных услуг» [2].

Республика Беларусь, расположенная в узле восточно-европейских транспортных маршрутов, сегодня играет ключевую роль на европейской карте. «Многие международные маршруты по направлениям север-юг, запад-восток проходят через территорию и воздушное пространство республики, что имеет экономические предпосылки для наращивания объемов авиаперевозок. В Беларуси функционируют шесть региональных аэропортов, которые являются важным звеном в экономическом развитии областей страны» [3]. Развитие областных аэропортов проис-

ходит по нескольким векторам, являющимися отражением основных видов их деятельности.

Основная часть

Освоение новых производственных систем

В связи с ростом нагрузки на областные аэропорты Республики Беларусь актуальной задачей является повышение уровня и скорости обслуживания воздушных судов, грузов и пассажиров.

Одним из новых технологических решений является автоматизация обработки багажа пассажиров.

Внедрение передовых высокопроизводительных систем транспортировки (BHS — Baggage Handling System) и сортировки багажа (BRS — Baggage Reconciliation System) позволит значительно увеличить пропускную способность аэропортов.

Система обработки багажа BHS является комплексной и отвечает за следующие ключевые функции:

- учет пассажиров и их багажа;
- перемещение чемоданов по территории аэровокзала;
- визуальный контроль багажных единиц;
- выявление потенциально опасных предметов в багаже;
- обработка и последующая выдача вещей пассажирам.

Системы обработки багажа BHS легко проектируются под нужды конкретного аэропорта и легко интегрируются с любым типом досмотрового оборудования. Возможность дальнейшей модернизации и расширения делает систему привлекательной для быстроразвивающихся аэропортов.

Одним из необходимых производственных решений для повышения эффективности работы аэропорта является система сортировки и контроля загрузки багажа IS-BRS.

«Система сортировки и контроля загрузки багажа IS-BRS предназначена для отслеживания каждой единицы багажа на всех этапах технологической обработки и обеспечивает гарантированную погрузку багажа только вместе с пассажиром. Благодаря этому система позволяет минимизировать и даже исключить засылки багажа.

Система IS-BRS решает следующие основные задачи:

- отслеживание багажа на всех этапах технологической обработки;
- своевременная погрузка багажа трансферных пассажиров;
- информирование пассажира при выдаче багажа;
- информирование служб аэропорта о снятии багажа с рейса;
- подведение итогов загрузки и формирование багажной ведомости» [4].

Развитие IT-инфраструктуры

Аналитики компании SITA, международного поставщика услуг по IT и телекоммуникациям, отмечают, что на первый план развития аэропортов мира выходит использование решений, предназначенных для обслуживания пассажиров. Среди приоритетов — предоставление услуг по социальным сетям и разработка мобильных приложений, которые сообщают пассажирам о предстоящих рейсах и помогают ориентироваться на территории аэропорта.

Также большую роль в планировании развития аэропортов и оптимизации их операционной деятельности в последнее время играет имитационное моделирование в ускоренном режиме и автоматическое распределение ресурсов аэропорта. Проигрывая различные сценарии, планировщики и руководство аэропортов имеют возможность оценить разные варианты планировок и способы улучшения операционной деятельности до их реализации в реальности. Возможность заглянуть в будущее позволяет избежать множества ошибок и принимать обоснованные решения [5].

Для этих целей с учетом запросов авиаотрасли специалистами немецкой компании Airport Research Center GmbH был разработан CAST — модульный комплекс IT-решений для аэропортов, позволяющий моделировать практически любые потоки и процессы в аэропорту — от обслуживания в пассажирском терминале до воздушного трафика и наземного обслуживания воздушных судов.

Одна из сфер применения CAST — планирование стоянок воздушных судов, которое может быть проверено и оптимизировано с помощью имитационной модели аэродрома, учитывающей не только число и размеры стоянок, но и соответствующие транспортные потоки. Аэропорты также регулярно испытывают потребность в оптимизации имеющихся стояночных ресурсов. При этом и средние и небольшие аэропорты нуждаются в недорогом экономичном IT-решении, которое может быть адаптировано к их требованиям и возможностям. Так родился инструмент CAST Stand Allocation, разработанный как автономное приложение для решения целого ряда задач. В процессе разработки проводился обширный анализ спроса с участием потенциальных пользователей. В результате были сформулированы задачи, которые можно условно разделить на долгосрочные, среднесрочные и краткосрочные (оперативные):

- мастер-планирование инфраструктуры;
- проверка сценариев типа «Что, если?»;
- сезонное планирование (сезонное расписание полетов);
- планирование на следующий год, месяц, день;
- оперативное распределение и перераспределение стоянок (по мере необходимости).

«Уведомление о статусе рейса уже является стандартной функцией мобильных приложений аэропортов. Также в течение времени количество предоставляемых услуг, реализуемых при помощи приложений, расширится. В частности, целесообразным внедрением станет услуга навигации по уведомлениям о времени в очереди в пунктах контроля, предполетном досмотре или наличии парковки в зоне аэропортов» [6].

Создание терминала для поиска недорогих отелей по всему миру может привлечь пассажиров, которые пользуются лоукостами или участвуют в программе «Белавиа Лидер» по аналогу «Skyscanner Отели». Есть возможность фильтровать результаты по цене, количеству звезд или близости к туристической достопримечательности. Также можно сравнивать номера между собой и добавлять понравившиеся варианты в избранное. Программное обеспечение осуществляет поиск и сравнительный анализ цен среди различных систем бронирования, сохраняя свою актуальность даже в случаях, когда отель для размещения уже определен.

Это обусловлено тем, что стоимость идентичного номера может варьироваться вплоть до двукратного различия в зависимости от платформы бронирования.

Развитие авиационных услуг в областных аэропортах Республики Беларусь

Ускоренное развитие авиаперевозок связано с возрастающей популярностью воздушного транспорта по всему миру. Авиация относится к числу самых быстрорастущих и динамичных отраслей на международном уровне и последовательно наращивает свое значение в общей транспортной системе планеты.

В числе основных факторов, способствующих развитию авиационных услуг, можно выделить следующие:

- воздушное сообщение остается самым быстрым и удобным видом транспорта при перемещении на значительные расстояния;
- высокий уровень сервиса в салоне воздушного судна привлекает большое число пассажиров;
- авиакомпании напрямую, а также через глобальные системы бронирования обеспечивают легкий и доступный способ оформления перевозочных документов;
- развитие аэропортовой инфраструктуры по всему миру и расширение перечня предоставляемых авиационных услуг.

«С учетом предоставления услуг потребителям целесообразно улучшить направления услуг, которые включают в себя услуги, оказываемые перед полетом и после осуществления перелета (услуги бронирования и информирования пассажиров; услуги для пассажиров при ожидании рейса в аэропорту; услуги для пассажиров в аэропорту после перелета; услуги для потенциальных пассажиров)» [8].

Одним из основных направлений работы областных аэропортов может стать развитие деятельности малой авиации и авиакомпаний-лоукостеров.

Главный столичный аэропорт на сегодняшний день развивается в качестве хабового аэропорта. Достаточно плотный график не станет поводом для Национального аэропорта Минск снижать стоимость сборов для стремящихся сократить расходы лоукостеров. Поэтому, областные аэродромы — это хороший вариант как для авиакомпаний, так и для самого аэропорта. Привлечение пассажиров в областные города станет стимулом к развитию других услуг, в том числе неавиационных, что позволит более рентабельно использовать и возможности, и площадь, которые в настоящее время используются недостаточно рентабельно.

Одним из новшеств может стать расчет центровки воздушных судов в системе SITA DCS.

Данный комплекс услуг включает в себя:

- ведение и актуализацию базы данных по эксплуатируемым воздушным судам;
- подготовку авиарейсов в системе SITA DCS;
- автоматический расчет центровки воздушного судна;
- оперативное обновление информации в системе при замене воздушного судна или изменении его внутренней конфигурации;
- удаленный расчет центровки для воздушных судов авиакомпаний, выполняющих вылеты из аэропортов, где используется система SITA DCS;
- поддержку и обслуживание рейсов в случае вынужденной посадки в запасном аэропорту.

Развитие неавиационных услуг областных аэропортов Республики Беларусь

Под термином «неавиационная деятельность» понимается организация на аэропортовых территориях дополнительных направлений бизнеса, не связанных напрямую с выполнением основных задач — приемом и обслуживанием воздушных судов, пассажиров и грузов. Неавиационная коммерческая деятельность отличается большим разнообразием. Среди наиболее распространенных форм аренды (концессий) в аэропортах можно выделить:

- точки общественного питания — рестораны, кафе, торговые автоматы и аналогичные объекты;
- различные магазины, реализующие товары с уплатой таможенных пошлин;
- банковские учреждения и пункты обмена валют;
- предприятия по обеспечению авиакомпаний бортовым питанием;
- службы такси;
- компании по прокату автомобилей;
- автостоянки различного типа;
- рекламные конструкции и баннерное пространство внутри аэровокзала;
- наземный транспорт, осуществляющий перевозку между аэропортом и населенными пунктами;
- магазины беспошлинной торговли (duty free);
- автомобильные заправки и станции технического обслуживания;
- парикмахерские и салоны красоты;
- автоматизированные торговые устройства;
- отели и мотели краткосрочного проживания;
- экспедиторские, логистические и грузовые агентства;
- торговые точки, предлагающие сувенирную продукцию.

Крупные аэропорты Запада, а также ряд аэровокзалов Востока (в Южной Корее, Гонконге и других регионах) получают от 40 % до 60 % своего совокупного дохода именно за счет неавиационных направлений деятельности. По оценкам специалистов, такое положение обусловлено тем, что в отечественных аэропортах ранее мало внимания уделялось развитию розничной торговли, поэтому текущие показатели заметно уступают зарубежным аналогам. Вместе с тем сегодня наблюдается тенденция к приближению к мировым стандартам в этой сфере, однако для полного соответствия пока не созданы все необходимые условия.

Резкое увеличение числа пользователей глобальной сети и рост онлайн-продаж товаров различных категорий побудили создание веб-ресурсов, с помощью которых отдельные аэропорты смогли повысить доходы от неавиационных направлений своей деятельности. На сайтах таких зарубежных аэровокзалов пассажиры имеют возможность заранее выбрать, оплатить и забронировать товары из магазинов беспошлинной и обычной торговли, чтобы получить их непосредственно во время вылета.

Первоначально большинство концессионных торговых объектов было ориентировано в первую очередь на обслуживание пассажиров и сопровождающих их лиц, находящихся на территории аэропорта. Вместе с тем, все больше аэровокзалов начинает учитывать потребности других категорий посетителей — в частности, сотрудников аэропорта и жителей прилегающих

районов, для которых создаются супермаркеты, кинотеатры, кафе и рестораны.

Неавиационная деятельность аэропортового комплекса может быть организована двумя способами: посредством использования внутренних ресурсов аэропорта либо путем привлечения внешних субъектов хозяйствования, то есть реализации услуг в рамках аутсорсинговой модели.

В случае передачи неавиационных коммерческих функций специализированным организациям аэропорт сохраняет за собой координационные и контрольные полномочия на основании заключенных договорных обязательств. Дополнительно оператор аэропорта вправе делегировать арендаторам и концессионерам ответственность за проведение отделочных работ и оснащение предоставленных площадей в соответствии с установленными нормативами.

Однако в некоторых случаях аэропортам целесообразно не передавать определенные виды услуг на аутсорсинг, а осуществлять их самостоятельно, особенно если реализация этих услуг не требует значительных финансовых вложений, специализированных знаний или формирования товарных запасов. Даже при отсутствии предварительного опыта в сфере розничной торговли управляющие компании аэропортов все чаще получают данные о предпочтениях пассажиров и посетителей, основываясь на проведении углубленных исследований и анкетирования. Такие опросы позволяют выявлять перспективные направления развития коммерческой деятельности. Результаты подобных исследований способствуют более обоснованному планированию как торговой стратегии, так и общей стратегии развития аэропорта, с учетом разнообразия потребностей и уровня платежеспособности пассажиров, выявленных посредством детальной сегментации рынка.

В современной практике управления аэропортами все большее распространение получает концепция «город-аэропорт». В рамках данной модели на территориях воздушных гаваней активно развиваются неавиационные направления деятельности, которые не связаны напрямую с авиатранспортными операциями. Помимо своей ключевой функции — обеспечения перевозок пассажиров и грузов — аэропорты выступают драйверами занятости населения и экономического роста регионов, привлекая разнообразные коммерческие структуры и трансформируясь в многофункциональные деловые центры. Например, отдельные современные аэровокзалы успешно используются как площадки для проведения деловых встреч и конференций, а гостиницы, расположенные на их территории, зачастую являются наиболее доходными объектами в своих сетях не только благодаря высокому спросу на номера, но и вследствие дополнительных поступлений от организации мероприятий. Термин «город-аэропорт» может охватывать как непосредственно приаэропортовую зону, так и смежные территории, находящиеся вне ее административных границ.

К числу примеров коммерческой деятельности, реализуемой в непосредственной близости от аэропортов и выходящей за рамки размещения гостиниц и организации конференционных мероприятий, относятся: предприятия общественного питания, торгово-развлекательные комплексы, логистические компании, складские комплексы, оптовые площадки для интернет-торговли, центры распространения печатной продукции, а также объекты легкой промышленности. Вместе с тем, если говорить о поступлениях в бюджет эксплуатанта аэропорта от подобных направлений деятельности, то здесь наблюдается неоднозначная ситуация, отличающаяся от аналогичных показателей по активностям, осуществляемым на внутренней территории аэровокзала. Указанная неопределенность обусловлена в значительной степени особенностями и ограничениями действующего местного законодательства.

«По мере расширения неавиационной деятельности администрация аэропорта может принять решение о целесообразности создания самостоятельного административного органа по руководству этой деятельностью. В задачи такого органа, как правило, входит выбор ассортимента услуг, оказываемых потребителям, выбор концессионеров и арендаторов, а также заключение соглашений и договоров о найме, включая выбор соответствующей структуры концессионных платежей и последующий контроль за уровнем цен, качеством обслуживания и соблюдением других условий, предусмотренных в договорных соглашениях» [9].

На ранних стадиях развития неавиационной деятельности аэропорта деловые круги зачастую не в полной мере осознают коммерческие возможности, которые предоставляет оператор. В подобных условиях управление аэропортом должно инициировать самостоятельное продвижение своих предложений, используя такие инструменты, как разработка и распространение рекламных материалов, содержащих информацию о потенциальном рынке, включая его объем и уровень рентабельности. Также целесообразно задействовать средства массовой информации для представления аэропорта как перспективной площадки для ведения бизнеса. Не менее важным является установление контактов с ключевыми заинтересованными организациями, такими как местные торговые палаты и иные деловые структуры. Разнообразные меры по стимулированию и расширению неавиационной деятельности наглядно демонстрируют необходимость разработки комплексного маркетингового плана аэропорта, ориентированного на долгосрочное развитие.

Следует учитывать, что соотношение доходов от авиационной и неавиационной деятельности выступает важнейшим индикатором эффективности управления аэропортовым комплексом. Рост доли поступлений от неавиационных услуг, обеспечиваемый расширением спектра предоставляемых сервисов, способствует формированию положительного имиджа аэропорта в глазах потребителей. Данный фактор играет ключевую роль в процессе развития воздушных гаваней, создании транзитных узлов (хабов) и модернизации всей системы гражданской авиации Республики Беларусь. Стоит отметить, что развитие неавиационной деятельности будет эффективным при наличии загрузки областных аэропортов Республики Беларусь необходимыми объемами пассажиро- и грузопотока.

Увеличение грузопотока через областные аэропорты Республики Беларусь

Внутренние авиационные перевозки в Республике Беларусь в настоящее время не пользуются значительным спросом. На внутригосударственных маршрутах предпочтение отдается автомобильному и железнодо-

рожному транспорту. Сложившаяся ситуация, вероятно, сохранится в ближайшей перспективе, поскольку географические особенности страны — ее относительно небольшая территория — делают использование наземных видов транспорта более рациональным и экономически целесообразным при осуществлении грузоперевозок.

Одной из стратегических целей работы областных аэропортов Республики Беларусь может стать привлечение международных грузовых авиакомпаний для выполнения технических посадок. Выгодное географическое положение позволяет аэропортам быть привлекательным транзитным пунктом для авиакомпаний, выполняющих рейсы между Европой и Азией.

У крупных международных логистических компаний, таких как DHL, FedEx и других, уже сформированы собственные стратегии распределения грузопотоков, в которые Республика Беларусь может успешно интегрироваться. Существует возможность принимать на обработку транзитные грузы, следующие из стран Азии в государства Европы, а также перераспределять те потоки, которые в настоящее время направляются через перегруженный аэропорт имени Ататюрка в Стамбуле. Это позволяет рассматривать Беларусь как потенциального партнера в системе международной авиалогистики. Для реализации данной возможности необходимо вести переговоры по увеличению количества выполняемых рейсов существующими грузовыми авиакомпаниями, в том числе Cargolux, Air China Cargo, AirBridgeCargo, Nordic Global Airlines, Turkish Cargo, AirBridgeCargo, Emirates SkyCargo и другими.

Заключение

В заключение можно выделить следующие ключевые моменты:

- областные аэропорты играют важную роль в развитии регионов, повышении их инвестиционной привлекательности, обеспечении транспортной доступности и развитии туризма. Их модернизация и развитие является важной задачей для Республики Беларусь;

- развитие областных аэропортов должно включать в себя модернизацию инфраструктуры (взлетно-посадочные полосы, терминалы, навигационное оборудование), расширение спектра предоставляемых услуг, привлечение новых авиакомпаний и развитие грузовых перевозок;

- успешное развитие областных аэропортов требует комплексного подхода, включающего государственную поддержку, привлечение частных инвестиций, развитие партнерских отношений с авиакомпаниями и туроператорами, а также эффективное управление и маркетинг;

- при правильном подходе, областные аэропорты Республики Беларусь могут стать важными узлами региональной транспортной сети, способствуя экономическому росту и повышению качества жизни населения.

Таким образом, развитие областных аэропортов является стратегически важной задачей, требующей внимания и скоординированных усилий со стороны государства и бизнеса.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Авиационный транспорт: состояние, проблемы и перспективы развития в Республике Беларусь / Н. С. Савельева, И. А. Ковалёв // Экономика транспорта. – 2021. – № 3. – С. 45–52.
2. Александрович А. П. Развитие региональной аэроинфраструктуры как фактор экономического роста страны // Вестник Полоцкого государственного университета. Серия D. – 2020. – № 8. – С. 112–117.
3. Власов, А. В. Проблемы и перспективы развития региональных аэропортов в условиях модернизации воздушного транспорта / А. В. Власов // Транспортное дело. – 2019. – № 2. – С. 89–96.
4. Зеневич, А. А. Анализ текущего состояния и предложений по развитию аэропортовой инфраструктуры регионов РБ / А. А. Зеневич, В. С. Петров // Проблемы социально-экономического развития регионов. – 2022. – № 1. – С. 44–50.
5. Казакова, О. В. Современные вызовы в управлении региональными аэропортами / О. В. Казакова // Управление инновациями. – 2021. – № 5. – С. 123–129.
6. Михайлов, В. С. Экономическая эффективность инвестиций в модернизацию региональных аэропортов / В. С. Михайлов // Финансы и экономика. – 2022. – № 7. – С. 66–72.
7. Ширяев, М. В. Государственное регулирование развития авиационного транспорта в Беларуси / М. В. Ширяев // Вестник Министерства транспорта РБ. – 2023. – № 1. – С. 22–28.
8. Policy Brief: Airport networks and the sustainability of small airports. – URL: http://www.aci.aero/Publications/New-Releases/Policy-Brief-Airport-networks-and-the-sustainability-of-small-airports.
9. Market Segments in European Air Traffic – 2015. – URL: http://www.eurocontrol.int/sites/default/files/content/documents/ official-documents/facts-and-figures/statfor/doc581-market-segments-2015-v1.0.pdf.
10. Proceedings of the EUROCONTROL Workshop on Implementation of the European Air Traffic Controllers' Licensing Scheme - 16-18 May 2000. – URL: http://www.eurocontrol.int/sites/default/files/content/documents/nm/safety/proceedings-of-the-eurocontrol-workshop-on-implementation-of-the-european-air-traffic-controllers-licensing-scheme_-16-18-may-2000.pdf.

REFERENCES

1. Savelyeva N. S., Kovalev I. A. Air transport: state, problems and development prospects in the Republic of Belarus // Transport Economics, 2021, No. 3, pp. 45-52.
2. Aleksandrovich A. P. Development of regional air infrastructure as a factor in the country's economic growth // Bulletin of Polotsk State University. Series D, 2020, No. 8, pp. 112-117.
3. Vlasov, A. V. Problems and prospects for the development of regional airports in the context of air transport modernization // Transport Business, 2019, No. 2, pp. 89-96.
4. Zenevich, A. A., Petrov V. S. Analysis of the current state and proposals for the development of airport infrastructure in the regions of the Republic of Belarus // Problems of socio-economic development of regions, 2022, No. 1, pp. 44-50.
5. Kazakova, O. V. Modern challenges in the management of regional airports // Innovation Management, 2021, No. 5, pp. 123-129.
6. Mikhailov, V. S. Economic efficiency of investments in the modernization of regional airports // Finance and Economics, 2022, No. 7, pp. 66-72.
7. Shiryaev M. V. State regulation of the development of air transport in Belarus // Bulletin of the Ministry of Transport of the Republic of Belarus, 2023, No. 1, pp. 22–28.
8. Policy Brief: Airport networks and the sustainability of small airports. Available at: http://www.aci.aero/Publications/New-Releases/Policy-Brief-Airport-networks-and-the-sustainability-of-small-airports.
9. Market Segments in European Air Traffic – 2015. Available at: http://www.eurocontrol.int/sites/default/files/content/documents/official documents/facts-and-figures/statfor/doc581-market-segments-2015-v1.0.pdf.
10. Proceedings of the EUROCONTROL Workshop on Implementation of the European Air Traffic Controllers' Licensing Scheme - 16-18 May 2000, Available at : http://www.eurocontrol.int/sites/default/files/content/documents/nm/safety/proceedings-of-the-eurocontrol-workshop-on-implementation-of-the-european-air-traffic-controllers-licensing-scheme-16-18-may-2000.pdf.

Статья поступила в редакцию
23.05.2025

ПСИХОЛОГИЧЕ-СКИЕ НАУКИ

УДК 339.13

Т. В. КАЗАК, Т. А. ПАРАФИЯНОВИЧ, М. Н. КУРЛОВИЧ

T. KAZAK, T. PARAFIANOVICH, M. KURLOVICH

КОГНИТИВНАЯ ПСИХОЛОГИЯ КАК ИНСТРУМЕНТ ИНТЕРНЕТ-МАРКЕТИНГА В ВОПРОСЕ ВЫБОРА АВИАПЕРЕВОЗЧИКА

COGNITIVE PSYCHOLOGY AS A TOOL INTERNET MARKETING IN THE MATTER OF CHOOSING AN AIRLINE

Казак Тамара Владимировна *– профессор, доктор психологических наук Республики Беларусь, доктор психологических наук Российской Федерации, член-корреспондент Международной академии психологических наук, заведующий кафедрой инженерной психологии и эргономики учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь*
kazak@bsuir.by

Парафиянович Тамара Антоновна *– доцент, кандидат педагогических наук, доцент кафедры инженерной психологии и эргономики учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь*
pta@bsuir.by

Курлович Майя Николаевна *– магистрант кафедры инженерной психологии и эргономики учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Республика Беларусь*
maya.los2001@gmail.com

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, Head of the Department of Engineering Psychology and Ergonomics of the Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Republic of Belarus*
kazak@bsuir.by

Tamara Parafyanovich *– Candidate of Pedagogical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Engineering Psychology and Ergonomics of the Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Republic of Belarus*
pta@bsuir.by

Maya Kurlovich *– Master's Student at the Department of Engineering Psychology and Ergonomics of the Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Republic of Belarus*
maya.los2001@gmail.com

Аннотация: *в условиях динамичного развития рынка авиаперевозок и постоянной конкуренции, важность эффективных маркетинговых стратегий становится как никогда актуальной. В работе исследуется возможность использования когнитивной психологии как инструмента интернет-маркетинга в вопросе выбора авиаперевозчика. Особое внимание уделяется факторам, которые влияют на выбор пользователем определенной авиакомпании: стоимость услуг, репутация бренда, личный опыт, советы значимых близких и лидеров мнений. Анализируется влияние когнитивных процессов на поведение потребителей, что позволяет глубже понять, как они принимают решения о покупке. Представлены возможности инструментов интернет-маркетинга, таких как: веб-сайт, поисковая оптимизация, контекстная реклама, позволяющие авиакомпаниям эффективно доносить информацию до целевой аудитории. Определены преимущества и недостатки интернет-маркетинга. Раскрыта сущностная характеристика, причины и пути преодоления феномена «баннерной слепоты», что подчеркивает важность адаптации рекламных стратегий к современным условиям. Акцентируется внимание на необходимости интеграции когнитивной психологии в маркетинговые стратегии, что может значительно повысить конкурентоспособность авиакомпаний в условиях цифровой экономики. Таким образом, работа подчеркивает важность ориентации и использования когнитивных принципов для улучшения взаимодействия с клиентами и формирования их лояльности к бренду.*
Ключевые слова: *когнитивная психология, когнитивный маркетинг, интернет-маркетинг, продвижения, маркетинговая стратегия, поисковая оптимизация, веб-сайт, контекстная реклама.*

Abstract: *with the dynamic development of the air transportation market and constant competition, the importance of effective marketing strategies is becoming more relevant than ever. The paper explores the possibility of using cognitive psychology as an online marketing tool in choosing an airline. Special attention is paid to the factors that influence the user's choice of a particular airline: the cost of services, brand reputation, personal experience, advice from significant relatives and opinion leaders. The influence of cognitive processes on consumer behavior is analyzed, which allows for a deeper understanding of how they make purchasing decisions. The possibilities of Internet marketing tools such as a website, search engine optimization, and contextual advertising are presented, allowing airlines to effectively convey information to their target audience. The advantages and disadvantages of Internet marketing are identified. The essential characteristics, causes and ways of overcoming the phenomenon of "banner blindness" are revealed, which emphasizes the importance of adapting advertising strategies to modern conditions. Attention is focused on the need to integrate cognitive psychology into marketing strategies, which can significantly increase the competitiveness of airlines in the digital economy. Thus, the work highlights the importance of targeting and using cognitive principles to improve customer engagement and build their brand loyalty.*
Keywords: *cognitive psychology, cognitive marketing, Internet marketing, promotions, marketing strategy, search engine optimization, website, contextual advertising.*

Введение

В современном мире авиаперевозки играют важную роль, обеспечивая комфорт, безопасность и высокую скорость перемещения пассажиров и грузов. Мировой рынок авиаперевозок активно развивается, почти у каждого государства есть свой авиаперевозчик, зачастую даже не один. Также существуют частные авиакомпании [1]. На сегодняшний день из «Национального аэропорта Минск» летают самолеты пассажирских и грузовых авиакомпаний: «Белавиа», «Аэрофлот», «Победа», «Air China», «AZAL», «Flydubai», «Uzbekistan Airways», «Северсталь Авиа», «Red Wings», «Икар», «Nordwind Airlines», «Азимут», «Turkish Airlines», «Авиакомпания Трансавиаэкспорт», «Рубистар», «Genex», «Рада» [2].

Основным критерием выбора авиаперевозчика является наличие рейсов в необходимом направлении. Кроме того, существует ряд факторов, влияющих на выбор определенной авиакомпании из числа тех, что подошли по направлению полетов, — положительный или отрицательный личный опыт, советы близких людей, стоимость билетов, время вылета и посадки, наличие пересадок, репутация компании [1]. Для формирования имиджа, авиакомпании используют различные инструменты интернет-маркетинга, в том числе основанные на когнитивной психологии.

Основная часть

Сеть Интернет объединила множество компьютерных сетей, персональных компьютеров и мобильных устройств по всему миру, что позволило пользователям обмениваться информацией и коммуницировать друг с другом. Всемирная паутина развивается стремительными темпами, привлекая все больше и больше пользователей, которые ищут новые возможности для удовлетворения своих потребностей, в том числе и в поиске авиабилетов. Появление и развитие новых технологий существенно повлияло на трансформацию маркетинговых инструментов продвижения в сфере авиаперевозок.

Понятие «продвижение» в данном контексте рассматривается как комплекс маркетинговых мероприятий, главной целью которых является увеличение прибыли авиакомпании. На пути к цели может выполняться ряд задач, таких как: создание и позиционирование бренда, увеличение его доли на рынке авиаперевозок, стимулирование интереса к определенному направлению полетов, повышение узнаваемости бренда и привлечение новых пассажиров, повышение эффективности продаж [3].

Главная цель маркетинга в сфере авиаперевозок — преподнести услуги авиакомпании таким образом, чтобы у потенциальных клиентов возникло желание забронировать и купить билеты на заинтересовавший их маршрут. В повседневной жизни в основе всех принимаемых решений, в том числе и в выборе авиаперевозчика, лежат эмоциональные процессы клиента, включающие внутренние механизмы психоэмоциональных динамик. Рационализация и аргументация поступков появляются позже, как ответ на обстоятельства. Кроме того, мозг человека склонен экономить энергию во время своей работы и не рассматривает одну и ту же задачу, если она уже была когда-то решена, тем самым формируя определенную стереотипную модель поведения каждого индивидуума. Выйти за границы шаблона возможно только при появлении новых условий и обстоятельств. Знания об инстинктивной природе человеческого поведения применяются и для изучения потребительского поведения с целью выделения механизмов влияния на потенциальных пассажиров [4].

Маркетологи в своей работе могут использовать знания из области когнитивной психологии, которая помогает понять психологические установки людей, их эмоциональное состояние, триггеры, стимулирующие принятие решения о покупке. Данное прикладное направление психологии основано на исследовании познавательных (когнитивных) процессов, таких как концентрация, запоминание, осознание, уровень интеллекта, использование языка и принятие решений, причем вся эта деятельность напрямую связана с получением, применением и воспроизводством информации. Главный акцент работы идет на изучение особенностей восприятия человеком внешних раздражителей, таких как свет, звук, запах, температура и другие, и последующую их переработку сознанием в шаблоны поведения и стереотипы принятия решений. Понимание основ когнитивной психологии поможет ответить на вопросы: «Как пассажиры выбирают услугу?», «Что ожидают от услуги?», «Какова их мотивация к покупке?», «Ключевые факторы, оказывающие влияние на выбор?», «Какова предполагаемая реакция на рекламные материалы?» [4].

Применение знаний из области когнитивной психологии в маркетинге выделяется в отдельное практико-ориентированное направление «когнитивный маркетинг». Когнитивный маркетинг использует психологические и когнитивные принципы воздействия на целевую аудиторию с целью установления с ней эмоционального контакта и повышения результативности маркетинговой деятельности. Во время применения данного инструмента маркетолог пытается понять роль, которую играют определенные мысли относительно стимулов в опосредовании влияния этих стимулов на поведенческий выбор, понять ход мыслей потенциального пассажира от знакомства с услугой до итоговой покупки авиабилета [5]. Полученная информация используется для построения гипотез и настройки персонифицированных рекламных компаний.

Для продвижения своих услуг авиакомпании активно используют цифровые каналы охвата потребителей и инструменты интернет-маркетинга. Благодаря этому потенциальные пассажиры экономят время на поиске нужных авиабилетов, а авиакомпании сокращают рекламные расходы, показывая свои сообщения преимущественно заинтересованной аудитории. Применение инструментов интернет-маркетинга в связке с когнитивной психологией становится важной составляющей успеха любой авиакомпании. Поскольку на сегодняшний день новостные ленты в социальных сетях, баннерная реклама, размещенная на веб-сайтах, выдача в поисковых системах строго персонифицирована и подбирается с помощью анализа Big Data (больших данных) [6].

Инструменты интернет-маркетинга, такие как: веб-сайты, веб-аналитика, поисковая оптимизация, продвижение в социальных сетях, контекстная и таргетированная реклама, имейл-маркетинг, контент-маркетинг, маркетинг влияния, чат-бот-маркетинг, представляют собой различные методы, техно-

логии и подходы продвижения услуг в сети Интернет, позволяющие как стимулировать сбыт, так и формировать спрос на авиабилеты [7]. Преимущества интернет-маркетинга привлекают все больше и больше авиакомпаний продвигать свои услуги в сети Интернет, что стимулирует развитие мирового рынка авиаперевозок в условиях цифровой экономики. К основным преимуществам интернет-маркетинга относятся:

- передача рекламного сообщения целевой аудитории на любое расстояние вне зависимости от географических границ;
- получение информации о предпочтениях потребителя с помощью инструментов веб-аналитики и подготовка правильного объявления с помощью подходящего инструмента;
- возможность узнать дополнительную информацию о портрете целевой аудитории с помощью данных из социальных сетей, истории посещений и поисковых запросах;
- показ платных рекламных сообщений только пользователям, подходящим под определенные критерии целевой аудитории, необходимые авиакомпании-заказчику;
- демонстрация покупателям информации об авиакомпании, стоимости авиабилетов, расписании перелетов в любое удобное время без посещения кассы;
- сравнительно невысокие затраты;
- получение точной статистики для отслеживания эффективности различных каналов продвижения (количество показов, кликов, конверсий, завершенных покупок, а также количество вернувшихся пассажиров) и проведения маркетинговых исследований;
- размещение скрытой рекламы — рекламные статьи в блогах, нативная реклама в социальных сетях, комментарии и отзывы на специализированных площадках (Яндекс Карты, Google Карты, 2GIS);
- возможность более простого установления контакта с потенциальными пассажирами.

Вместе с тем необходимо отметить и недостатки интернет-маркетинга:

- отсутствие физического контакта с клиентом с невозможностью отслеживать переключение его внимания и изменение реакции;
- отслеживание заинтересованности рекламным сообщением возможно только по времени проведенному на сайте, глубине просмотра, совершенным покупкам;
- риск сформировать отрицательное отношение к авиакомпании в случае, если рекламное сообщение воспримется как спам, нежелательная или навязчивая реклама [8].

Для продвижения авиакомпании в сети Интернет, необходимо разработать стратегию — план, включающий определение целевой аудитории, анализ рынка и конкурентов, выбор каналов привлечения пассажиров и подходящих инструментов. Стратегия должна быть индивидуальной, учитывающей особенности конкретной услуги и целевой аудитории. Продуманная стратегия поможет повысить узнаваемость и конкурентоспособность бренда на рынке авиаперевозок, расширить аудиторию потенциальных пассажиров, увеличить уровень продаж, наладить долгосрочные отношения с клиентами [9]. Для реализации стратегии может использоваться множество инструментов. Важный момент в достижении цели — постоянный мониторинг и анализ полученных результатов для оптимизации плана.

Одним из инструментов стратегии продвижения авиабизнеса является использование концепции когнитивного маркетинга, включающей следующие этапы:

- сбор статистических данных и аналитика: изучение технологии потребления услуги и причин возникновения спроса на него, диагностика положения бренда на рынке;
- определение ценности услуги для потенциального пассажира: сбор данных о типичных ситуациях совершения покупки и потребностях, которые закрывает данная услуга, анализ рациональных и иррациональных причин, приводящих к совершению покупки авиабилетов;
- выявление стандартов потребления на трех основных уровнях: потребители, производители (деловые покупатели), государство;
- разработка потребительского пути на основе информации, собранной на предыдущих этапах: виртуализация процесса взаимодействия с продуктом от знакомства до итоговой покупки для каждого потребительского уровня, выявление наиболее значимых точек для коммуникации;
- оптимизация потребительского пути: анализ качественных и количественных показателей эффективности продвижения, разработка новых и сопутствующих товаров, оптимизация технологии потребления [10].

Основным каналом продвижения и визитной карточкой любой авиакомпании является веб-сайт. Качественно наполненный сайт может выполнять следующие функции: привлечение новых пассажиров, формирование имиджа авиакомпании, коммуникация с пользователями, продажа авиабилетов [11]. Повышение узнаваемости бренда достигается за счет профессионального дизайна и качества размещенного контента. Данные аспекты позволяют повысить репутацию бренда и выгодно выделиться среди конкурентов. Расширение коммуникации с пользователями осуществляется через добавление форм обратной связи, электронной почты и номера телефона. Размещенные контактные данные помогают клиенту связаться с менеджерами авиакомпании без необходимости посещать авиакассы. На сайте нужно разместить подробные и грамотно оформленные ответы на возможные вопросы, что избавит от множества рутинных задач. Также следует обращать внимание на скорость загрузки сайта — от качества Интернет-соединения зависит корректность отображения информации и рекламных сообщений. По этой причине «тяжелые» и неоптимизированные сайты с большим количеством картинок, видео и анимации могут не загружаться в полном объеме у пользователей с лимитированным Интернетом [8].

Сайт — удобный инструмент привлечения новых клиентов. Попадая на страницу через поисковые и рекламные системы, потенциальные покупатели могут получить подробную информацию об авиакомпании, ознакомиться с расписанием полетов, доступными билетами и ценами на них, а также прямо на сайте забронировать и купить билеты. При разработке сайта важно учитывать психологические особенности восприятия информации: сайт для пользователей — это витрина, на которой размещены услуги, поэтому их нужно подсвечивать цветом и светом с правильной стороны, кроме того, на сайте люди должны чувство-

вать себя комфортно, спокойно и безопасно, так клиентам легче принять решение о покупке [4]. Привлечь заинтересованных людей на сайт помогут различные инструменты интернет-маркетинга.

Учитывая роль веб-сайта в привлечении новых пользователей, важным инструментом продвижения авиакомпании является поисковая оптимизация. Как комплекс мероприятий по улучшению позиций сайта в поисковых системах рассматривается SEO (Search Engine Optimization). Главная задача поискового продвижения — поднять продвигаемый сайт как можно выше в поисковой выдаче по необходимым (целевым) поисковым запросам. Данные поисковые запросы называются семантическим ядром сайта [12]. SEO-оптимизация помогает привлечь на веб-сайт актуальный целевой трафик, конвертировать данный трафик в продажи, стимулировать повторные продажи и создание лояльной клиентской базы.

Необходимо выделить преимущества данного канала продвижения:

1. Условно бесплатный. Поисковые системы не берут оплату за клики из поисковой выдачи в отличие от других каналов. Необходимо платить лишь заработную плату специалисту по поисковому продвижению веб-сайта.

2. Улучшение технического состояния и юзабилити веб-сайта. При SEO-оптимизации перерабатывается структура сайта, улучшаются посадочные страницы, дорабатывается интерфейс и удобство использования.

3. Горячий трафик. Покупатели сами ищут в поисковой системе необходимые им авиабилеты в реальном времени.

4. Гибкий выбор поисковых запросов. Авиакомпания самостоятельно составляет целевое семантическое ядро и продвигает под него посадочные страницы сайта. Можно разработать широкий перечень запросов для каждого этапа воронки продаж — построения знания о бренде, охват горячего спроса, принятие решения о покупке, работа со сформированной базой клиентов.

Эффективным, но платным инструментом продвижения веб-сайтов, приложений, страниц в социальных сетях в поисковых системах является контекстная реклама. Данная реклама выглядит как текстовые, графические и видеообъявления, показывающиеся пользователям при вводе определенного запроса или тематики. Отображается в поисковиках, мобильных приложениях, на сайтах. Контекстная реклама работает с «горячим» сформировавшимся спросом на определенные авиабилеты. Основные преимущества инструмента: привлечение целевого трафика и увеличение продаж, тестирование различных гипотез, повышение узнаваемости бренда, увеличение охватов, возвращение знакомых пользователей. При этом контекстная реклама имеет определенные недостатки: высокая стоимость, особенно для конкурентных направлений, сложная настройка, необходимость постоянного контроля и анализа [13].

Выделяются следующие виды контекстной рекламы:

1. Поисковая реклама для показа в поисковой выдаче Яндекс и Google. Элементы объявления: заголовки, текст объявления, ссылки на сайт, контакты, промоакции. Данная реклама отвечает на конкретный запрос пользователя, введенный в поисковую строку в режиме реального времени. Оплачивается за клики или конверсии.

2. Реклама в сетях сайтов-партнеров и мобильных приложениях: для Яндекса — Рекламная сеть Яндекса, для Google — Контекстно-медийная сеть. Объявления показываются пользователям, которые недавно вводили необходимый поисковой запрос или интересуются определенной тематикой. Форматы объявлений: графические и текстово-графические баннеры.

Наибольшая эффективность рекламных объявлений достигается только при системном подходе к разработке рекламных кампаний. Однако, многие бизнесы относятся к анализу поверхностно. Вследствие чего информационное пространство «засоряется» различной неперсонализированной рекламой с низкими показателями эффективности. Большое количество нерелевантных объявлений привело к появлению такого феномена как «баннерная слепота» — вид восприятия информации, характеризующийся игнорированием всех элементов веб-интерфейса, похожих на рекламные сообщения [14]. Специалисты по интернет-маркетингу должны учитывать данный феномен для того, чтобы правильно расположить функциональные элементы интерфейса на странице и не вызвать у пользователей отторжение к рекламируемой услуге. Одним из лучших способов преодоления «баннерной слепоты» является применение принципов когнитивной психологии и науки о поведении потребителей для более эффективного взаимодействия с ними, выстраивания эмоционального контакта между авиаперевозчиками и их целевой аудиторией [10].

Заключение

В условиях быстрой трансформации рекламных инструментов, переход от традиционных методов продвижения к интернет-маркетингу становится не только актуальным, но и необходимым для достижения успеха на рынке авиаперевозчиков. Развитие виртуального пространства и рост числа пользователей Интернета открывают новые горизонты для авиакомпаний, стремящихся повысить свою конкурентоспособность и укрепить связи с клиентами. Использование принципов когнитивной психологии поможет комплексно объяснить рациональное и иррациональное поведение потребителей, определить возможные цели покупки и предполагаемые ценности услуги. Интеграция когнитивной психологии и инструментов интернет-маркетинга в маркетинговую стратегию позволит авиакомпаниям эффективно и долгосрочно взаимодействовать с целевой аудиторией, адаптироваться к меняющимся условиям рынка авиаперевозок и регулировать спрос на нем, оптимизировать продвижение потенциальных пассажиров по всем этапам воронки продаж.

Ключевыми аспектами успешной стратегии интернет-продвижения являются глубокий анализ целевой аудитории и конкурентной среды, а также выбор оптимальных инструментов, таких как SEO, контекстная реклама и социальные медиа. Эти методы не только способствуют увеличению узнаваемости авиаперевозчика и повышению продаж, но и помогают формировать долгосрочные отношения с пассажирами. Важным элементом является также постоянный мониторинг и анализ результатов, что позволяет оптимизировать маркетинговые стратегии и повышать их эффективность.

Таким образом, интернет-маркетинг представляет собой мощный инструмент, способный значительно

изменить подходы к продвижению авиаперевозчиков в условиях цифровой экономики. Авиакомпании, осознающие важность этого инструмента и активно внедряющие его в свою деятельность, имеют все шансы на успешное развитие и устойчивое положение на рынке.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Куприна, А. В. Некоторые проблемы рынка авиаперевозок в России / А. В. Куприна // Экономика сферы сервиса: проблемы и перспективы. – Омск, 2018. – С. 136–139.
2. Авиакомпании // Сайт «Национального аэропорта Минск». – URL: https://airport.by/aeroport/aviakompanii (дата обращения: 28.03.2025).
3. Маркетинг: вопросы и ответы / под ред. Н. П. Кетовой. — Ростов н/Д. : Феникс, 2009. – 478 с.
4. Психология маркетинга // Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики». – URL: https://marketing.hse.ru/blog/psihologija-marketinga/. (дата обращения: 28.03.2025).Что побуждает нас делать покупки? Мотивационные стратегии в маркетинге // Интернет-площадка о бизнесе «VC.RU». – URL: https://vc.ru/marketing/1151869-chto-pobuzhdaet-nas-delat-pokupki-motivacionnye-strategii-v-marketinge (дата обращения: 28.03.2025).
5. Казак, Т. В. Большие данные: как технологии BIG DATA меняют нашу жизнь / Т. В. Казак, Д. В. Лихачевский, В. В. Шаталова // BIG DATA and Advanced Analytics. BIG DATA и анализ высокого уровня: 7 Международная научно-практическая конференция. – Минск, 19–20 мая 2021. – С. 188–192.
6. Интернет-маркетинг: определение, цели, задачи и основные инструменты // Webcom Performance. – URL: https://www.promowebcom.by/analytics/articles/digital-marketing/internet-marketing/. (дата обращения: 28.03.2025).
7. Зимина, С. С. Сравнительная характеристика традиционного маркетинга и Интернет-маркетинга / С. С. Зимина // Научная электронная библиотека «КиберЛенинка». – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/sravnitelnaya-harakteristika-traditsionnogo-marketinga-i-internet-marketinga (дата обращения: 28.03.2025).
8. Гусаров, А. Что такое интернет-маркетинг / А. Гусаров // EduGusarov. – URL: https://edugusarov.by/chto-takoe-internet-marketing-i-zachem-on-nuzhen-sovremennomu-biznesu/ (дата обращения: 28.03.2025).
9. Соловьева, Д. В. Когнитивный маркетинг как концепция управления опытом потребителей: предпосылки, применение, перспективы развития / Д. В. Соловьева, В. С. Петров // Практический маркетинг. – 2022. – № 8 (305). – С. 32–38.
10. Одинцов, А. Сайт как инструмент продвижения компании / А. Одинцов // ХардКод. – URL: https://www.hardkod.ru/blog/sajt-kak-instrument-prodvizheniya-kompanii (дата обращения: 28.03.2025).
11. Что такое SEO продвижение сайта // I-media. – URL: https://www.i-media.ru/seo/searchengineoptimization/ (дата обращения: 28.03.2025).
12. Контекстная реклама: что это и какой она бывает – большой гайд // Elama. – URL: https://elama.ru/blog/kontekstnaya-reklama-osnovy/ (дата обращения: 28.03.2025).
13. Алфимцев, А. Н. Пути преодоления баннерной слепоты в веб-интерфейсах / А. Н. Алфимцев, Ф. И. Хает // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». – 2014. – № 4. – С. 70–79.

REFERENCES

1. Kuprina A. *Nekotorye problemy rynka aviaperevozok v Rossii* [Some Problems of the Air Transport Market in Russia] *Ekonomika sfery servisa: problemy i perspektivy* [Economics of the Service Sector: Problems and Prospects]. Omsk, 2018, pp. 136-139.
2. *Aviakompanii* [Airlines] *Sait "Natsional'nogo aeroport Minsk"* [Website of the National Airport Minsk]. Available at: https://airport.by/aeroport/aviakompanii (accessed 28.03.2025).
3. *Marketing: voprosy i otvety* / ed. N.P. Ketovoy [Marketing: Questions and Answers]. Rostov n/D.: Feniks, 2009, 478 p.
4. *Psikhologiya marketinga* [Psychology of Marketing] *Natsional'nyy issledovatelskiy universitet "Vysshaya shkola ekonomiki"* [National Research University "Higher School of Economics"]. Available at: https://marketing.hse.ru/blog/psihologija-marketinga/ (accessed 20.04.2025).
5. Kazak T., Likhachevskiy D., Shatalova V. *Bol'shie dannye: kak tekhnologii BIG DATA menyayut nashu zhizn'* [Big Data: How BIG DATA Technologies Change Our Lives] *Sed'maya Mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya "BIG DATA and Advanced Analytics. BIG DATA i analiz vysokogo urovnya"* [Seventh International Scientific and Practical Conference "BIG DATA and Advanced Analytics"]. Minsk, May 19-20, 2021, pp. 188-192.
6. *Internet-marketing: opredelenie, tseli, zadachi i osnovnye instrumenty* [Internet Marketing: Definition, Objectives, Tasks, and Main Tools] Webcom Performance. Available at: https://www.promowebcom.by/analytics/articles/digital-marketing/internet-marketing/ (accessed 03.12.2024).
7. Zimina S. *Sravnitelnaya kharakteristika traditsionnogo marketinga i Internet-marketinga* [Comparative Characteristics of Traditional Marketing and Internet Marketing] *Nauchnaya elektronaya biblioteka "KiberLeninka"* [Scientific Electronic Library "CyberLeninka"]. Available at: https://cyberleninka.ru/article/n/sravnitelnaya-harakteristika-traditsionnogo-marketinga-i-internet-marketinga (accessed 23.02.2025).
8. Gusarov A. *Chto takoe internet-marketing* [What is Internet Marketing] EduGusarov. Available at: https://edugusarov.by/chto-takoe-internet-marketing-i-zachem-on-nuzhen-sovremennomu-biznesu/ (accessed 03.12.2024).
9. Solov'eva D., Petrov V. *Kognitivnyy marketing kak kontseptsiya upravleniya opytom potrebitelya: predposylki, primenenie, perspektivy razvitiya* [Cognitive Marketing as a Concept of Consumer Experience Management: Preconditions, Application, Development Prospects] *Prakticheskiy marketing* [Practical Marketing]. 2022, No. 8 (305), pp. 32-38.
10. Odintsov A. *Sayt kak instrument prodvizheniya kompanii* [The Website as a Tool for Promoting the Company] KhardKod. Available at: https://www.hardkod.ru/blog/sajt-kak-instrument-prodvizheniya-kompanii (accessed 03.01.2025).
11. *Chto takoe SEO prodvizhenie sayta* [What is SEO Promotion of a Website] // I-media. Available at: https://www.i-media.ru/seo/searchengineoptimization/ (accessed 05.02.2025).
12. *Kontekstnaya reklama: chto eto i kakoy ona byvayet – bol'shoy gaid* [Contextual Advertising: What It Is and What Types Exist – A Comprehensive Guide] Elama. Available at: https://elama.ru/blog/kontekstnaya-reklama-osnovy/ (accessed 03.04.2024).
13. Alfimtsev A., Khayet F. *Put'i preodoleniya bannernoi slepoty v web-interfeysakh* [Ways to Overcome Banner Blindness in Web Interfaces] Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. "Priborostroenie" [Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Series "Instrument Engineering"], 2014, No. 4, pp. 70-79.

Статья поступила в редакцию
03.05.2025

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 указанием 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 новый 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. Использованные 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 (кегль — 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 подрисуночных 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 соответствии 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. Цитированная 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 английский 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 bgaa.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

Журнал основан в 2019 г. Выходит два раза в год.
Подписано в печать 08.09.2025. Формат 60x90/8. Бумага офсетная. Печать цифровая.
Усл. печ. л. 4,65. Тираж 120 экз. Заказ №3328.

Отпечатано: ООО «НАВИТЕХ».
ЛП №38200000018525 от 21.02.2017
Ул. Асаналиева, д. 84/2, каб. 5, 220024, г. Минск, Республика Беларусь