

*На правах рукописи*



Чэнь Болунь

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ШУМОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ  
НА ОКРУЖАЮЩУЮ СРЕДУ ВИНТОВ ЛЕГКОМОТОРНОЙ АВИАЦИИ  
С РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ ГИБРИДНЫМИ  
И ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ  
С УЧЕТОМ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Специальность 2.5.12.

«Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов»

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва — 2026

Работа выполнена в Федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» МАИ (НИУ)

**Научный руководитель:** **Тимушев Сергей Федорович**

доктор технических наук

**Официальные оппоненты:** **Исаев Сергей Александрович**

доктор физико-математических наук, профессор, профессор кафедры механики Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова», г. Санкт-Петербург

**Бобков Владимир Георгиевич**

кандидат физико-математических наук, ведущий разработчик Федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук», г. Москва

**Ведущая организация:** Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Пермский национальный исследовательский политехнический университет» (ПНИПУ), г. Пермь

Защита диссертации состоится «30» июня 2026 года в 12 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=187982](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=187982)

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2026 года.

Отзыв на автореферат, заверенный печатью учреждения, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4. Ученый совет МАИ.

Учёный секретарь  
диссертационного совета  
24.2.327.09, к.т.н., доцент



Д.Ю. Стрелец

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы исследования.** Авиационный транспорт находит все более широкое применение. Растет объем перевозок, увеличиваются грузоподъемность и скорости полета, повышается интенсивность эксплуатации. В настоящее время одними из наиболее значимых целей в авиации являются сокращение энергопотребления и снижение воздействия на окружающую среду.

Для самолетов и беспилотных летательных аппаратов значительно ужесточаются требования по уменьшению шума и воздействию эмиссии вредных выбросов, для обеспечения выполнения требований, установленных различными организациями, включая ИКАО (ICAO), ACARE и NASA. Распределенные электрическая и гибридная силовые установки (DEP/DHEP) станут одним из наиболее удобных и распространенных вариантов силовой установки перспективных самолетов и летательных аппаратов беспилотного типа, — беспилотных авиационных систем (БАС).

DEP предполагает распределение тяги между несколькими двигателями, которые приводятся в действие электрически, а не механически. Двигатели размещают в различных точках летательного аппарата, не только рядом с источником энергии, обеспечивая авиаконструкторов новыми возможностями в области аэродинамики, управления и акустики.

Шум самолета с распределенной электрической силовой установкой существенно отличается от шума самолетов с обычными силовыми установками. Когерентные источники, - воздушные винты, работающие с одинаковой частотой вращения, генерируют комплексные диаграммы направленности шума, которые сложно спрогнозировать. Взаимодействие между крыльями, фюзеляжем и воздушными винтами значительно меняет аэродинамические и аэроакустические характеристики летательных аппаратов.

Исследование аэроакустических характеристик самолета с распределенными силовыми установками (PCU) и влияния компоновки силовых установок на шум с учетом акустических характеристик представляется актуальным для проектирования перспективных летательных аппаратов и решения проблем обеспечения экологических требований в гражданской авиации.

**Степень разработанности темы.** Концепция распределенной электрической или гибридной силовой установки (DEP/DHEP) изменяет аэродинамические и аэроакустические характеристики летательных аппаратов (ЛА) по сравнению с характеристиками традиционных самолетов, что открывает новые возможности для авиационных конструкторов и новые направления исследований.

Внимание уделяется проблеме шума распределенной силовой установки для современных региональных самолетов с коротким взлетом и посадкой. Экономические и экологические аспекты применения таких силовых установок в гражданской авиации рассматриваются в публикациях. С одной стороны, конструкция ЛА с PCU обеспечивает значительную экономию топлива и позволяет улучшить взлетно-посадочные характеристики, с другой, винтомоторные самолеты имеют повышенный уровень шума

по сравнению с реактивными самолетами с турбовентиляторными двигателями при тех же взлетных массах.

Шум воздушного винта, являющийся основным источником шума при использовании распределенной электрической силовой установки, хорошо изучен. Среди публикаций, посвященных аналитическим, численным и экспериментальным исследованиям шума воздушного винта, выделяются работы: Л.Я. Гутина, Е.А. Непомнящего, Гаррика и Уоткинса, Е.Я. Юдина, Деминга, Лоусона, Хаббарда, Хеллера, Фарассата, Хансона, Парри, В.И. Ганабова и А.Г. Мунина, В.Ф. Самохина, В.Ф. Копьева, В.А. Титарева, И.В. Абалакина и Т.К. Козубской. В аналитических работах рассматриваются отдельные составляющие шума вращения: либо периодическая составляющая, гармоники шума вращения, либо вихревая составляющая с непрерывным по частоте спектром.

По сравнению с традиционными винтовыми самолетами самолеты с распределенной электрической или гибридно-электрической силовыми установками (DEP/DNEP) имеют более сложную конфигурацию – компоновку - винтов и механизмы генерации шума в аэродинамических взаимодействиях. Исследования показали, что тяга уменьшается в результате взаимодействия между воздушными винтами, когда расстояние между лопастями воздушных винтов невелико, что приводит к усилению нестационарности и шумоизлучения. В литературе аэроакустическая характеристика системы с несколькими винтами определяется усиленным взаимодействием потоков из-за малого расстояния между соседними воздушными винтами. Когда расстояние между винтами в системе уменьшается, уровень тонального шума и широкополосная компонента спектра повышаются. Увеличение уровня тонального шума объясняется нестационарной нагрузкой лопастей из-за колебаний тяги, возникающих на небольших расстояниях между винтами. Увеличение тонального шума в случае квадрокоптера составляет 3–8 дБ практически на всех гармониках. Увеличение широкополосного шума связано с турбулентными взаимодействиями, то есть смещением концевых вихрей и диссипацией вихрей в области между винтами.

Известно, что проблеме прогнозирования уровня шума самолетов DEP начали уделять внимание в 2010-х годах после появления концепции DEP. С помощью программы ANOPP исследователи из NASA прогнозировали уровень шума нескольких прототипов DEP. В работах NASA показано, что направление вращения воздушного винта, относительные фазы между винтами и погрешности частоты вращения винтов значительно изменяют направленность излучения шума летательных аппаратов. Однако, большинство исследований сосредоточено на анализе временных сигналов шума одиночного воздушного винта, которые игнорируют эффекты компоновки, такие как взаимодействие винт-винт, винт-гондола и винт-крыло, а также другие источники шума, включая шум электродвигателя, планера и крыла.

В работе Koutsoukos представлен эффект аэродинамического и аэроакустического взаимодействия в DEP расчетным методом. Основное различие в уровне шума между одиночным воздушным винтом и несколькими винтами заключается в наличии нестационарной нагрузки, вызванной вихрем на конце каждой лопасти, который

увеличивает уровень шума и спереди и сзади винта. В геометрической модели отсутствует крыло, гондола или фюзеляж, что не позволяет оценить эффект установки. В DLR (German Aerospace Center) исследованы акустические характеристики воздушного винта, установленного на крыле, и показано, что нестационарная нагрузка на крыло, вызванная следом от винта, также является важным источником излучения шума.

**Объектом исследования являются:**

варианты компоновки ЛА, полученные методом подобия на базе легкомоторного самолета Ан-2 с максимальной взлетной массой 5500 кг;

**Предметом исследования являются:**

- пространственные и спектральные характеристики акустических полей летательного аппарата с разными компоновками одиночного воздушного винта.
- пространственные и спектральные характеристики акустических полей летательного аппарата с разными компоновками нескольких винтов меньшего диаметра. Общая тяга и требуемая мощность нескольких винтов меньшего диаметра аналогичны параметрам одиночного винта большего диаметра.

**Цель диссертационной работы:**

– создание методики оценки шумового воздействия на окружающую среду винтов легкомоторных самолетов с распределенными гибридными и электрическими силовыми установками с учетом аэроакустических характеристик, изучение влияния компоновки силовых установок на направленность и уровень шума, разработка рекомендаций по снижению уровня шумового воздействия распределённых винтов в компоновке с крылом.

**Задачи диссертационной работы:**

- изучение основных источников шума самолетов и БАС с РСУ (DEP);
- разработка математической модели быстрого прогнозирования аэроакустических характеристик одиночного винта и набора винтов с крылом при полете с углом атаки на базе теории аэродинамики, аэроакустики воздушных винтов и анализа взаимодействия винтов с соседними винтами и с крылом;
- анализ и выбор методов аэроакустических расчетов для верификации и валидации разработанной методики;
- численное исследование аэроакустических характеристик самолетов с одиночным и распределенными воздушными винтами и изучение влияния компоновки силовых установок на уровень и направленность излучения шума.

**Научная новизна работы:**

- в диссертации разработана новая математическая модель дополнительного источника шума на крыльях, вызванного следом воздушного винта, в отличие от известных математических моделей в опубликованных работах, авторы которых сосредоточены на влиянии взаимодействия винтов или суперпозиции шума винтов;
- выполнена разработка новой методики, алгоритма и программы аналитического определения аэроакустических характеристик винтового летательного аппарата с распределенной силовой установкой;
- выполнены численные расчеты для различных типов компоновок винтов и крыла при различных углах установки. На основе численного моделирования впервые

определены основные закономерности генерации шума и роль различных источников излучения в шуме винтомоторных самолетов с РСУ (DEP);

– получены обобщенные акустические характеристики различных компоновок летательного аппарата с РСУ (DEP), сравнение уровня шума большого винта и набора малых винтов, которое показывает различную долю индуцированного шума в общем уровне шума.

**Теоретическая значимость работы состоит:**

– в разработке математической модели быстрого прогнозирования акустических характеристик для винтов легкомоторных самолетов с распределенными гибридными и электрическими силовыми установками (DEP/DNEP);

— в изучении влияния компоновки распределенных силовых установок на направленность и уровень шума.

**Практическая значимость работы** заключается в возможности использования разработанной методики в расчётной практике конструкторских и проектных организаций для минимизации уровня шума самолета с распределенной силовой установкой в ходе концептуального проектирования и оптимизации вариантов компоновки, а также во внедрении указанных разработок для развития программного пакета FlowVision. Получен акт внедрения.

**Методология и методы исследования.** В работе использованы:

– математическая модель для быстрого прогнозирования аэроакустических характеристик воздушных винтов с крылом в соответствии с теорией Гутина и нестационарной двумерной теорией тонких профилей крыла;

– методы численного решения аэроакустических задач – метод Ffowcs Williams-Hawkings с использованием программного комплекса Ansys Fluent 2019 R1 и метод Лайтхилла с использованием программного комплекса Atran 2020. Для дополнительной верификации использован метод акустико-вихревой декомпозиции с программным пакетом FlowVision;

– метод быстрого прогнозирования и анализа данных реализован с помощью пакета прикладных программ Matlab R2019;

– валидация на экспериментальных данных МАИ (НИУ) по измерению аэроакустических характеристик винта самолета АН-2 и сравнение с опубликованными экспериментальными и расчётными результатами.

**Положения, выносимые на защиту:**

– математическая модель и программа для быстрого прогнозирования аэроакустических характеристик одиночного винта и винтов с крылом при полете с углом атаки;

– построенные на основе комплекса «Ansys Fluent» расчётные КЭ модели для решения задач о прогнозировании уровня звукового давления в дальнем поле воздушного винта с крылом;

– выявленные аэродинамические и аэроакустические эффекты взаимодействия винта с крылом.

**Степень достоверности результатов** диссертационной работы обеспечена применением классической теории на базе аэроакустической аналогии Лайтхилла, верификацией полученных результатов с использованием стандартных пакетов вычислительной аэроакустики, валидацией предложенной методики на базе экспериментальных измерений аэроакустических характеристик винта, отсутствием противоречий полученных в диссертации результатов с известными опубликованными данными.

**Личный вклад соискателя.** Все исследования, результаты которых изложены в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности.

**Апробация работы.** Основные результаты проведённых исследований доложены и обсуждены на всероссийских и международных научных конференциях:

– Десятая юбилейная российская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике» СЕАА 2024, г. Светлогорск, 16-21 сентября 2024 года;

– Международная научно-техническая конференция «Динамика и виброакустика машин» DVM 2024, г. Самара, 4-6 сентября 2024 года;

– 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 20-24 ноября 2023 года;

– 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика 2021», Москва, 22-26 ноября 2021 года;

– XLVII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения», Москва, 20-23 апреля 2021 года;

– 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 25-26 ноября 2020 года;

– XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения», Москва, 14-17 апреля 2020 года;

– 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 18-22 ноября 2019 года;

**Публикации.** Содержание диссертации изложено в тринадцати публикациях, в том числе – в двух изданиях Перечня ВАК по специальности 2.5.12., две публикации проиндексированы в международных базах данных SCOPUS, одна статья в материалах и трудах конференций, индексируемых в базе данных SCOPUS, а также сборниках тезисов докладов конференций. В представленной ниже библиографии приведены ссылки на соответствующие публикации: [1-13].

**Структура и объем диссертации.** Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы и приложения. Работа изложена на 121 странице, содержит 86 рисунков, 10 таблиц, приложение. Список литературы включает в себя 133 наименования.

## **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность исследования, представлена степень разработанности темы исследования, сформулированы цель и задачи работы, определены объект и предмет исследования, изложены научная новизна, теоретическая и

практическая значимость работы, методология и методы исследования, представлены положения, выносимые на защиту, степень достоверности результатов, личный вклад соискателя, апробация работы, структура и объём диссертации.

**Первая глава** посвящена обсуждению концепции аэродинамических и аэроакустических характеристик распределенных силовых установок.

Распределенные силовые установки – двигатели не имеют общего механического приводного вала или механического источника энергии с энергопроизводящими компонентами системы. Источники энергии представляют собой любую комбинацию устройств, вырабатывающих электроэнергию - электрогенератор, топливный элемент, и устройств накопления энергии - аккумулятор, конденсатор, двигатели представляют собой любую комбинацию устройств создания тяги, таких как воздушные винты с электрическим приводом или вентиляторы.

Благодаря применению электромотора гибридная силовая установка имеет некоторые преимущества по сравнению с традиционными авиационными двигателями: высокая энерговооружённость; высокая эффективность (95–97%); широкий рабочий режим (высокая эффективность от 30 до 100% мощности); быстрой отклик (до 100% мощности в течение 30–120 секунд); высокая надёжность; отсутствие падения мощности из-за высоты или повышения температуры воздуха; возможность обеспечения низкого уровня шума;

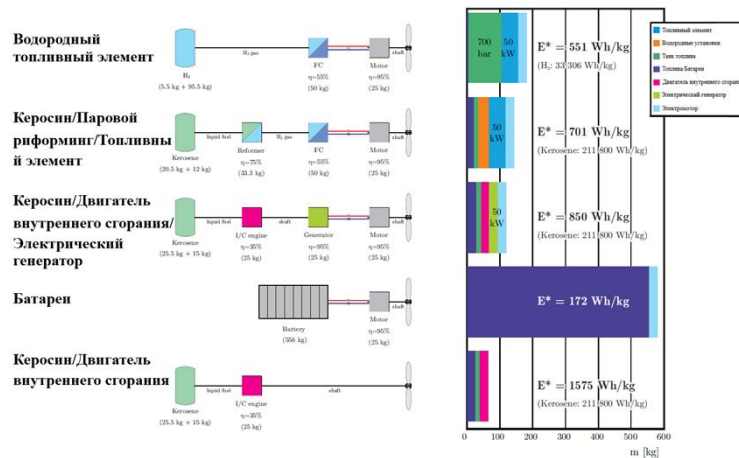


Рисунок 1 – Удельная мощность силовых установок, обеспечивающих мощность на валу 50 кВт в течение 2 часов

Существенным препятствием для применения распределенной электрической силовой установки является большая масса. Рисунок 1 показывает, что традиционный двигатель внутреннего сгорания обладает наименьшей массой и, следовательно, удельной мощностью - отношением мощности к массе - порядка 1600 Вт·ч/кг. В гибридной электрической системе добавляются генератор и электродвигатель. Полностью электрическая силовая установка имеет самое низкое значение удельной мощности из-за большой массы батареи.

Вследствие низкой тяговооруженности электрические силовые установки применяются только на легких низкоскоростных самолетах, где воздушный винт является наиболее эффективным двигателем.

Отличие традиционного двигателя ЛА и распределенной силовой установки заключается в тесной взаимосвязи РСУ с аэродинамическими характеристиками самолета. В анализе данной взаимосвязи следует учитывать влияние компоновки винтов с крылом на аэродинамические характеристики ЛА.

Тянувший винт увеличивает подъемную силу крыла, особенно в распределенных силовых установках. Толкающий винт всасыванием пограничного слоя крыла уменьшает лобовое сопротивление крыла. Что касается компоновки "над крылом", то аэродинамическое преимущество конструкции зависит от положения воздушного винта над крылом. В обоих случаях создается меньшая тяга, чем для изолированного воздушного винта, из-за увеличения скоростей над крылом. Неравномерные условия притока воздуха над крылом приводят к изменениям азимутальной нагрузки, которые также вызывают нестационарную нагрузку на лопасти воздушного винта, при этом КПД винта снижается по сравнению с КПД изолированного воздушного винта. Когда осевое положение воздушного винта находится в пределах 80% хорды крыла от передней кромки, лобовое сопротивление уменьшается и достигает минимума при максимальной толщине профиля, который находится на 30% хорды от передней кромки. Когда воздушный винт расположен вблизи задней кромки крыла, примерно на 80% хорды от передней кромки, увеличение подъемной силы является наибольшим.

Аэродинамическое взаимодействие между воздушными винтами и крыльями влияет на аэроакустические характеристики самолета с распределенной силовой установкой. Когда расстояние между воздушными винтами мало или вихревой след от крыла проходит близко от воздушного винта, взаимодействие вызывает нестационарную нагрузку на лопастях воздушного винта, что увеличивает уровень шума воздушного винта. Взаимодействие вихрей от лопастей винта с элементами планера приводит к дополнительному шуму. Когда указанные вихри периодически встречаются с геометрией, например, с крылом или пилоном, нестационарная сила на планере периодически изменяется с частотой следования лопастей (ЧСЛ), вызывая генерацию звука.

Во **второй главе** представлен анализ трех методов расчета уровня звукового давления и аэроакустических характеристик самолётов с воздушными винтами: 1) акустико-вихревое волновое уравнение в программном пакете FlowVision, 2) метод Лайтхилла в программном пакете Actran и уравнение Flowcs Williams-Hawkings (FW-H) в программном пакете Ansys Fluent 3) модель быстрого прогнозирования шума на базе теории Гутина, разработанная в диссертации и реализованная на языке Matlab.

Акустико-вихревое волновое уравнение приведено в работах Блохинцева-Хоу:

$$\left\{ \frac{D}{Dt} \left( \frac{1}{c^2} \frac{D}{Dt} \right) + \frac{1}{c^2} \frac{D\vec{v}}{Dt} \nabla - \nabla^2 \right\} H = \nabla \cdot \left\{ [\vec{\omega} \times \vec{v}] - T \nabla s \right\} - \frac{1}{c^2} \frac{D\vec{v}}{Dt} \left\{ [\vec{\omega} \times \vec{v}] - T \nabla s \right\} + \frac{1}{C_p} \left\{ \frac{\partial}{\partial t} \frac{Ds}{Dt} + \frac{1}{\kappa - 1} \frac{D^2 s}{Dt^2} \right\}, \quad (1)$$

где  $c$  - скорости звука,  $H$  - энтальпия торможения,  $H = i + \frac{v^2}{2}$ ,  $s$  - энтропия,  $\omega$  - завихренность,  $\omega = \nabla \times \vec{v}$ ,  $C_p$  - теплоемкость при постоянном давлении,  $\kappa$  - показатель адиабаты.

Согласно уравнению Блохинцева-Хоу всякое нестационарное движение газа есть суперпозиция и взаимодействие акустической, вихревой и энтропийной мод. Вследствие нелинейного характера движения и взаимодействия происходит взаимопревращение мод, чем объясняется большое число нелинейных эффектов, исследование которых составляет предмет различных разделов механики сплошных сред, в том числе и аэроакустики.

Введены следующие допущения: 1) дозвуковой поток; 2) изоэнтропийный поток; 3) вязкой диффузией пренебрегаем; 4) скорости акустического движения, обусловленные сжимаемостью жидкости малы по сравнению с вихревыми возмущениями – скоростями вихревого и поступательного бездивергентного движения.

С учетом допущений акустико-вихревое волновое уравнение формулируется в виде

$$\left( \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) H = \nabla \cdot (\vec{\omega} \times \vec{v}) \quad (2)$$

В терминах колебаний статической энтальпии уравнение (2) преобразовано следующим образом:

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 i'}{\partial t^2} - \nabla^2 i' = \nabla \cdot \left[ (\vec{\omega} \times \vec{v}) + \nabla \left( \frac{v^2}{2} \right) \right] \quad (3)$$

Метод Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) является обобщенной формой акустической аналогии Лайтхила, включающей генерацию звука потоком среды и эффекты ограничивающих поверхностей. Аэроакустика занимается вопросами распространения звука через такие среды, которые обладают весьма малой вязкостью и теплопроводностью; поэтому рассматриваются возмущения, которые настолько слабы, что пространственные градиенты возмущений не превышают самих возмущений, что, например, характерно для ударных волн. Акустическое уравнение Лайтхилла выведено из уравнений сохранения количества движения и уравнения неразрывности в виде:

$$\rho \left( \frac{\partial v_i}{\partial \tau} + v_j \frac{\partial}{\partial y_j} v_i \right) = - \frac{\partial p}{\partial y_i} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial y_j} \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial y_j} \rho v_j = 0, \quad (5)$$

где  $v$  - скорость жидкости;  $\rho_0, p_0$ , и,  $c_0$  соответственно, плотность, давление и скорость звука невозмущенной среды;  $p$  - локальное давление жидкости,  $\rho$  - локальная плотность жидкости,  $p'$  - акустическое давление;  $\tau$  - время;  $\delta_{ij}$  - дельта Кронекера; и  $\sigma_{ij}$  - тензор вязких напряжений.

Умножая уравнение неразрывности (5) на  $v_i$ , складывая результат с уравнением движения и объединяя подобные члены, получаем:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i = - \frac{\partial}{\partial y_i} (\rho v_i v_j + \delta_{ij} p - \sigma_{ij}) \quad (6)$$

Добавление и вычитание величины  $c_0^2 \partial \rho / \partial y_i$  приводит к уравнению

$$\frac{\partial \rho v_i}{\partial \tau} + c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} = - \frac{\partial}{\partial y_i} (\rho v_i v_j + \delta_{ij} p - c_0^2 \rho - \sigma_{ij}) \quad (7)$$

Продифференцировав уравнение (5) по  $\tau$ , применив операцию дивергенции к уравнению (7) и вычитая из одного соотношения другое, получаем уравнение Лайтхилла

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial \tau^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial y_i \partial y_j}, \quad (8)$$

где  $T_{ij} = \rho v_i v_j + \delta_{ij} [(p - p_0) - c_0^2 (\rho - \rho_0)] - \sigma_{ij}$  - тензор напряжений Лайтхилла.

Предполагая, что проницаемая поверхность, окружающая движущийся акустический источник, определена, и среда движется равномерно с постоянной скоростью  $U_\infty$  в произвольном направлении, учитывая уравнение (8), преобразуем уравнение FW–Н следующим образом:

$$\left( \frac{1}{c_0^2} \frac{D^2}{Dt^2} - \nabla^2 \right) p'(\vec{x}, t) = \frac{D}{Dt} [Q \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [L_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (9)$$

$$Q = \rho_0 (v_n - U_{\infty n}) + \rho (u_n - (v_n - U_{\infty n})) \quad (10)$$

$$L_i = ((p - p_0) \delta_{ij} - \sigma_{ij}) n_j + \rho u_i (u_n - (v_n - U_{\infty n})) \quad (11)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij} - \sigma_{ij}, \quad (12)$$

где  $\delta(\cdot)$  и  $H(\cdot)$  - функции Дирака и Хэвисайда, определяющие распределение источников;  $\delta_{ij}$  - оператор Кронекера;  $\rho_0, p_0$  и  $c_0$  - соответственно плотность, давление и скорость звука невозмущенной среды;  $p$  - локальное давление жидкости,  $\rho$  - локальная плотность жидкости,  $p'$  - акустическое давление; локальные нормальные компоненты к

поверхности  $f = 0$  скоростей жидкости и тела равны  $u_n$  и  $v_n$ ;  $T_{ij}$  - тензор напряжений Лайтхила; и  $\sigma_{ij}$  - тензор вязких напряжений.

Решение уравнения (9)-(12) построено с использованием функции Грина в свободном пространстве ( $\delta(\mathbf{g})/4\pi r$ ). Полное решение состоит из поверхностных интегралов и интегралов по объему. Поверхностные интегралы представляют вклады от монопольных и дипольных акустических источников, тогда как объемные интегралы представляют квадрупольные источники в области, ограниченной поверхностью источника. Когда поток дозвуковой, вклад интегралов по объему является незначительным. Уравнение FW-Н выражено в виде (Farassat Formulation 1A):

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t), \quad (13)$$

где

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0(\dot{U}_n + U\dot{n})}{r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 U_n \{ r\dot{M}_r + c_0(M_r - M^2) \}}{r^2(1-M_r)^3} \right] ds \quad (14)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{L}_r}{c_0 r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{L_r \{ r\dot{M}_r + c_0(M_r - M^2) \}}{c_0 r^2(1-M_r)^3} \right] ds \quad (15)$$

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0} (u_i - v_i) \quad (16)$$

В уравнениях (14),(15) интегралы вычисляются в соответствии запаздывания по времени  $\tau = t - \frac{r}{c_0}$ ,  $t$  - время приемника и  $r$  - расстояние до приемника.  $L_r = \vec{L} \cdot \vec{r} = L_i r_i$  и  $U_n = \vec{U} \cdot \vec{n} = U_i n_i$ , где  $\vec{r}$  и  $\vec{n}$  обозначают единичные векторы в направлениях излучения и нормали к поверхности соответственно. Вектор числа Маха  $M_i$  относится к движению поверхности интегрирования:  $M_i = v_i / c_0$ . Величина  $L_M$  представляет собой скалярное произведение  $L_i M_i$ . Точка над переменной обозначает дифференцирование переменной по времени источника.



Рисунок 2 – Схема влияния конвекции на расчет времени запаздывания

С учетом конвективных эффектов вычисление времени запаздывания становится более сложным. Как показано на Рисунке 2, где  $\theta$  - угол направления к приемнику, отсчитываемый от направления вверх по потоку, время запаздывания с учетом конвективного эффекта рассчитано как

$$\tau = t - r / c_{\theta} \quad (17)$$

$$c_{\theta} = \sqrt{c_0^2 - V_{\infty}^2 \sin^2 \theta} - V_{\infty} \cos \theta$$

Впервые практический метод расчёта периодического шума воздушного винта по суммарным характеристикам был предложен Л.Я. Гутиным. В работе Гутина Л.Я. волновое уравнение задается в движущейся среде так, что наблюдатель и осевое положение винта фиксируются относительно системы координат, а воздух движется с числом Маха полета  $M_{\infty}$  в направлении оси  $x$ . Когда ось винта находится под углом  $\alpha$  к направлению полета, а скорость его вращения  $\Omega$  (Рисунок 3), возмущение давления в точке наблюдателя является периодическим с гармоническими частотами  $f_m = mB\Omega$  ( $m$ -гармоника ЧСЛ). С учетом заданной системы координат, функция Грина волнового уравнения для свободного пространства в частотной области равна:  $G_m = \frac{e^{jmB\Omega\sigma/c_0}}{4\pi S}$ ,

где  $\beta^2 = 1 - M_{\infty}^2$ ,  $S = \sqrt{(x - x_0)^2 + \beta^2 [(y - y_0)^2 + (z - z_0)^2]}$ ,  $\sigma = \frac{M_{\infty}(x - x_0) + S}{\beta^2}$

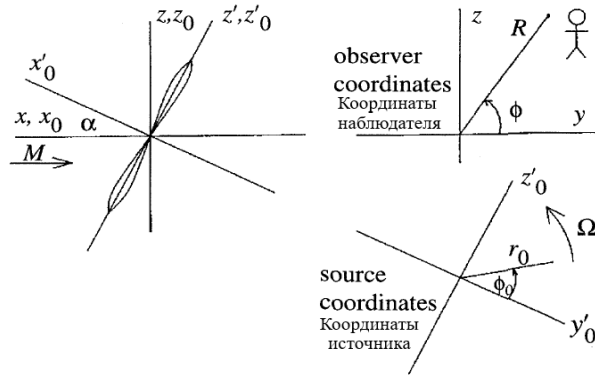


Рисунок 3 – Координаты источника  $y = (x', y', z')$ , наблюдателя  $x = (x, y, z)$  и горизонтальная координата на центре вращения  $y = (x_0, y_0, z_0)$

Преобразование исходных координат в систему осей винта задается следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} x_0 &= x'_0 \cos \alpha - z'_0 \sin \alpha = x'_0 \cos \alpha - r_0 \sin \Phi_0 \sin \alpha \\ y_0 &= y'_0 = r_0 \cos \Phi_0 \\ z_0 &= x'_0 \sin \alpha + z'_0 \cos \alpha = x'_0 \sin \alpha + r_0 \sin(\Phi_0) \cos \alpha \end{aligned} \quad (18)$$

Гармонической шум винта, в свою очередь, разделен на две основные составляющие - шум нагрузки и шум вытеснения (объемный шум). Первая составляющая, которую называют шумом нагрузки, обусловлена воздействием на среду стационарных относительно лопастей аэродинамических нагрузок – силы тяги и момента на валу винта. Шум нагрузки эквивалентен простому акустическому источнику – диполю. Вторая составляющая шума вращения, которую называют объемным шумом или шумом вытеснения, связана с конечной толщиной лопасти. Лопасть при вращении периодически вытесняет из окружающей среды объем, равный объему лопасти, происходит периодическое изменение объема в точках пространства, находящихся в области диска, образованного вращающимися лопастями винта. Элементарные объемы в каждой точке пространства в области диска винта пульсируют с частотой, равной частоте шума нагрузки. Объемный шум эквивалентен элементарному акустическому источнику – монополю. В дальнейшем рассматриваются только вклады в излучение шума от шума нагрузки и объемного шума.

Формулы для шума нагрузки и объемного шума в частотной области представлены следующим образом:

$$P_{Lm} = \frac{B}{2\pi} \iint_0^{2\pi} f_i \frac{\partial G_m}{\partial y_i} e^{imB\Phi_0} d\Phi_0 dA \quad (19)$$

$$P_{Tm} = \frac{\rho_0 B}{2\pi} \iint_0^{2\pi} v_n \left( U_\infty \frac{\partial G_m}{\partial x_0} - imB\Omega G_m \right) e^{-imB\Phi_0} d\Phi_0 dA \quad (20)$$

При изменении угла наблюдения в системе координат траектории полета на координаты винта (Рисунок 4) выражение в дальнем поле упрощено:

$$S = S_0 - \frac{1}{S_0} \left( x \cos \alpha + \beta^2 R \sin \Phi \sin \alpha \right) x'_0 + \frac{1}{S_0} \left( x \sin \alpha - \beta^2 R \sin \Phi \cos \alpha \right) r_0 \sin \Phi_0 - \beta^2 \frac{R}{S_0} \cos \Phi r_0 \cos \Phi_0 \quad (21)$$

$$\approx S_0 = r(1 - M \cos \theta)$$

$$\sigma \approx r - \frac{\cos \theta'}{1 - M \cos \theta} x'_0 - \frac{\sin \theta'}{1 - M \cos \theta} r_0 \cos(\Phi' - \Phi_0), \quad (22)$$

где

$$\begin{aligned} \cos \theta' &= \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \Phi \sin \alpha \\ \sin \theta' \cos \Phi' &= \sin \theta \cos \Phi \\ \sin \theta' \sin \Phi' &= -\cos \theta \sin \alpha + \sin \theta \sin \Phi \cos \alpha \end{aligned} \quad (23)$$

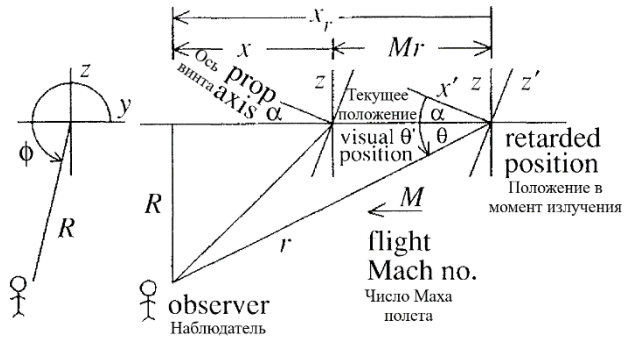


Рисунок 4 – Координаты наблюдателя и схема излучения звука, распространяющегося от источника

С целью упрощения применена точечная модель, которая представляет акустический вклад отдельных лопастей винта в качестве движущихся точечных источников, расположенных на определенном радиусе от оси вращения. После преобразований формулы дальнего поля для шума вытеснения и нагрузки:

$$P_{Lm} = \frac{iB e^{i(k_m r + (\pm m B \mp k)(\Phi' - \pi/2))}}{4\pi S_0} \times \sum_k \left[ \pm \frac{m B \Omega F_{xk} \cos \theta'}{c_0 (1 - M \cos \theta)} \mp \frac{(m B - k) F_{\Phi k}}{R_{eff}} \right] J_{\pm m B \mp k} \left( \frac{m B \Omega \sin \theta' R_{eff}}{c_0 (1 - M \cos \theta)} \right) \quad (24)$$

$$P_{Tm} = \frac{-i\rho_0 B c_0^2 k_m e^{i\left(k_m r \pm mB\left(\Phi' - \frac{\pi}{2}\right)\right)}}{4\pi S_0 (1 - M_\infty \cos\theta)}$$

$$\times \left\{ \begin{array}{l} V_0 J_{mB} \left( \frac{mB\Omega \sin\theta' R_{eff}}{1 - M \cos\theta} \right) + \\ \frac{1}{2} V_c e^{i\left(\Phi' - \frac{\pi}{2}\right)} \left[ J_{mB+1} \left( \frac{mB\Omega \sin\theta' R_{eff}}{c_0(1 - M \cos\theta)} \right) + J_{mB-1} \left( \frac{mB\Omega \sin\theta' R_{eff}}{c_0(1 - M \cos\theta)} \right) \right] \end{array} \right\}, \quad (25)$$

где  $V_0 = (R_{eff} M_t \cos\theta_c + M_\infty \cos\alpha \sin\theta_c) V$ ,  $V_c = M_\infty V \sin\alpha \cos\theta_c$ ,  $V$  - объем лопасти;  $\theta_c$  - угол наклона лопасти;  $R_{eff}$  - эффективный радиус лопасти, равный 0,75 геометрического радиуса лопасти;  $F_{xk}, F_{\Phi k}$  - гармоника силы на лопасти,  $J_n(\omega)$  - Функция Бесселя первого рода.

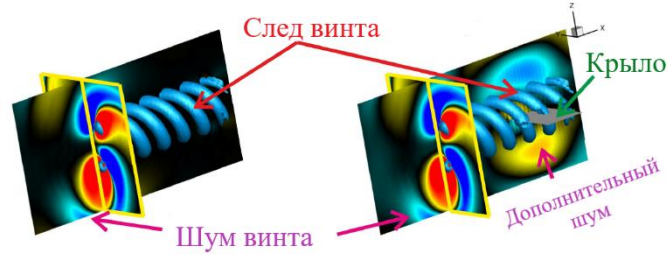


Рисунок 5 – Излучение шума от изолированного винта и винта в компоновке с крылом

В разработанной модели шума воздушного винта учитывается генерация шума крылом ЛА. Данный шум генерируется следами от воздушного винта (Рисунок 5) и вызван нестационарной нагрузкой, действующей на крыло.

Без учета вязкого трения линейное волновое уравнение для возмущений давления в однородной жидкости с источником нагрузки:

$$\left( \frac{1}{c_0^2} \frac{D^2}{Dt^2} - \nabla^2 \right) p' = \nabla \cdot F, \quad (26)$$

где  $F$  – нестационарная сила нагрузки на крыло, действующая на единицу объема воздуха и представляющая источник звука. Формулы для дальнего звукового поля имеют вид:

$$p' = - \int \frac{-x_i}{4\pi c_0 S^2} \frac{\partial F_i}{\partial \tau} dy, \quad (27)$$

где  $\tau = t - \sigma / c_0$  - время запаздывания.

Если изменение вертикальной компоненты скорости определяется выражением

$w(x,t) = AU_\infty e^{iv\left(t - \frac{x}{U_\infty}\right)}$ , нестационарная нагрузка на крыло вычисляется с помощью функции Сизерса

$$L = \pi\rho_0 c A U_\infty^2 e^{ivt} \frac{J_0(\omega)K_1(i\omega) + iJ_1(\omega)K_0(i\omega)}{K_1(\omega) + K_0(\omega)} \quad (28)$$

где  $c$  - хорда крыла,  $\rho_0$  - плотность воздуха,  $U_\infty$  - скорость набегающего потока,  $J_n(\omega)$  - функция Бесселя первого рода,  $K_n(\omega)$  - модифицированная функция Бесселя,  $\omega = vc / 2U_\infty$  - нормализованная частота.

Поскольку винт вращается с постоянной скоростью  $\Omega$ , скорость следа является периодической и выражена в виде гармонического ряда  $f_m$ :

$$w = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} A_m U_\infty e^{imB\Omega\left(t - \frac{x}{U_\infty}\right)} \quad (29)$$

Пульсация подъемной силы, вызванная скоростью в следе:

$$L = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} L_m e^{imB\Omega\left(t - \frac{x}{U_\infty}\right)} \quad (30)$$

$$L_m = \pi\rho_0 c A_m U_\infty^2 \frac{J_0(mB\omega)K_1(imB\omega) + iJ_1(mB\omega)K_0(imB\omega)}{K_1(mB\omega) + K_0(mB\omega)}, \quad (31)$$

где  $L_m$  -  $m$ -я гармоника пульсаций подъемной силы на крыле.

На Рисунке 6 показаны координаты крыла  $(x'_0, y'_0, z'_0)$ , координаты траектории полета  $(x_0, y_0, z_0)$  и координаты наблюдателя  $(x, y, z)$ .

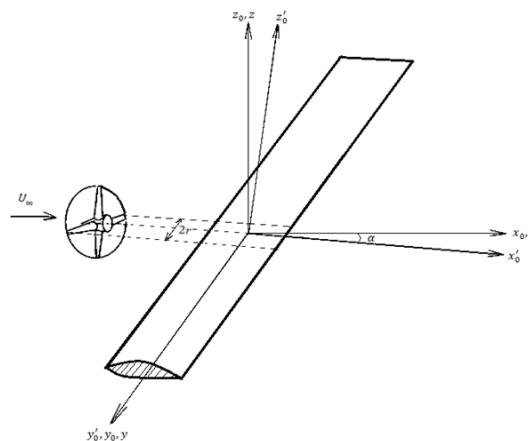


Рисунок 6 – Координата крыла  $(x'_0, y'_0, z'_0)$  и координаты траектории полета  $(x_0, y_0, z_0)$

Тангенциальная скорость следов одиночной лопасти с одной стороны (линия +у) имеет запаздывание по фазе  $\pi$  по отношению к другой стороне (линия -у), при небольшом угле атаки интегрирование проведено в форме:

$$\begin{aligned}
 P'_{крыло} &= -\frac{1}{4\pi c_0 S^2} \int z \frac{\partial L \cos \alpha}{\partial \tau} dy'_0 \\
 &= -\frac{1}{4\pi c_0 S^2} \left( \int_0^r z \frac{\partial L(t - \sigma / c_0) \cos \alpha}{\partial t} + \int_{-r}^0 z \frac{\partial L(t - \sigma / c_0) \cos \alpha}{\partial t} e^{i\pi} \right) dy'_0 \\
 &= -\frac{z \cos \alpha}{4\pi c_0 S^2} \sum_m \int_0^r L_m \frac{\partial e^{-imB\Omega \left( t - \frac{\sigma}{c_0} \right)}}{\partial t} dy'_0 + \int_{-r}^0 L_m \frac{\partial e^{-imB\Omega \left( t - \frac{\sigma}{c_0} - \frac{\pi}{\Omega} \right)}}{\partial t} dy'_0 \\
 &= \sum_m P_{крыло\_m} e^{-imB\Omega t}
 \end{aligned} \tag{32}$$

При наличии N-воздушных винтов в распределенной силовой установке все колебания давления выражены следующим образом:

$$p'_{DEP}(t) = \sum_{n=1}^N \sum_{m=1}^{\infty} \left( P_{Lm} + P_{\Gamma m} + P_{крыло\_m} \right) e^{imB(\phi_n - \Omega t)}, \tag{33}$$

где  $\phi_n$  — относительный фазовый угол каждого воздушного винта

В **третьей** главе приведены прогнозирование и анализ аэроакустических характеристик легкомоторных самолетов с распределенными силовыми установками. Сравнение экспериментальных результатов и альтернативных численных методов, включая классический метод FW-Н, подтверждает правильность метода быстрого прогнозирования.

Объектами исследования являются большой одиночный воздушный винт и 3 воздушных винта меньшего размера, которые приводятся в действие под разными углами установки с 4 различными компоновками (Рисунки 7, 8). Общая тяга и крутящий момент трех винтов меньшего диаметра аналогичны параметрам одиночного винта.

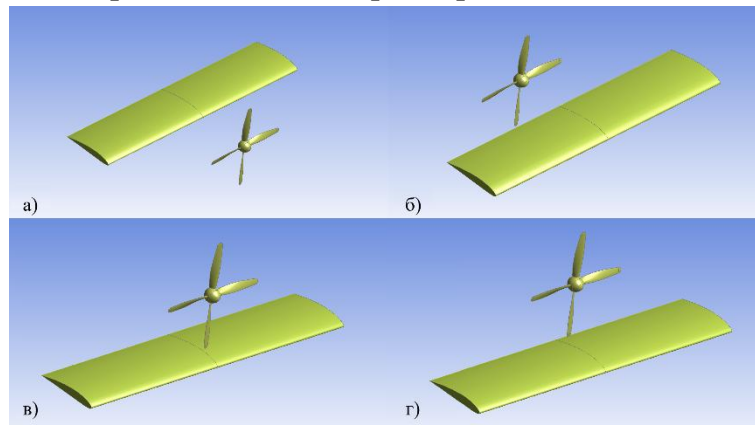


Рисунок 7 – Четыре различные компоновки воздушного винта а) "тянущий винт" б) "толкающий винт" в) "над крылом на 30% хорды" г) "над крылом на 80% хорды"

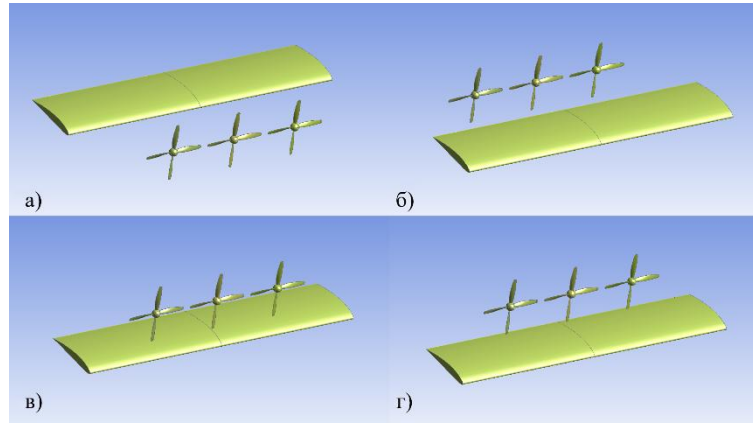


Рисунок 8 – Четыре различные компоновки распределённых винтов  
 а) "тянущий винт" б) "толкающий винт" в) "над крылом на 30% хорды"  
 г) "над крылом на 80% хорды"

Чтобы оценить акустическую сигнатуру, использован набор из 13 микрофонов, расположенных на дуге окружности вертикально. Центр дуги микрофонов находится в центре масс воздушного винта, для трех малых винтов центр дуги находится в центре масс среднего винта. Радиус дуги микрофонов составляет 30 метров с шагом между микрофонами  $15^\circ$ . Аналогичная антенна из 13 микрофонов расположена на дуге окружности в горизонтальной плоскости, как показано на Рисунке 9.

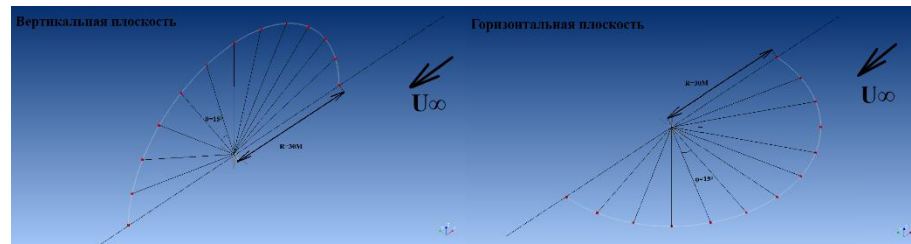


Рисунок 9 – Положения микрофона

Приведены аэроакустические характеристики трех малых винтов без крыла (Рисунок 10). В отличие от одиночного большого винта уровень шума не показывает симметричности вдоль оси среднего винта, 1-ого винта. Во всех случаях уровень шума в вертикальной плоскости выше, чем в горизонтальной. Поскольку уровень шума в вертикальной плоскости у трех винтов выше, чем в горизонтальной плоскости, выбрана вертикальная плоскость для сравнения одного большого винта с тремя малыми винтами. Согласно Рисунку 11 независимо от режима высокой или низкой загрузки уровень шума трех малых винтов всегда немного выше, чем уровень шума одного большого винта.

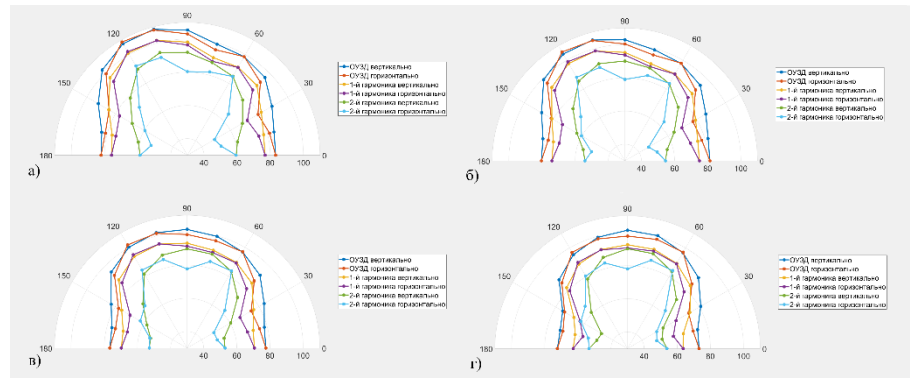


Рисунок 10 – ОУЗД, уровень звука 1-й гармоника и уровень звука 2-й гармоника трех малых винтов при угле установки а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$

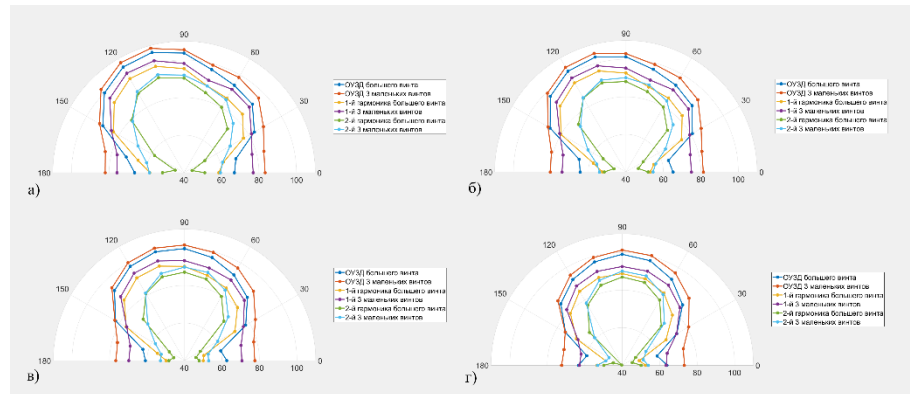


Рисунок 11 – Сравнение результата УЗД трех малых винтов с УЗД большого винта при угле установки а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$

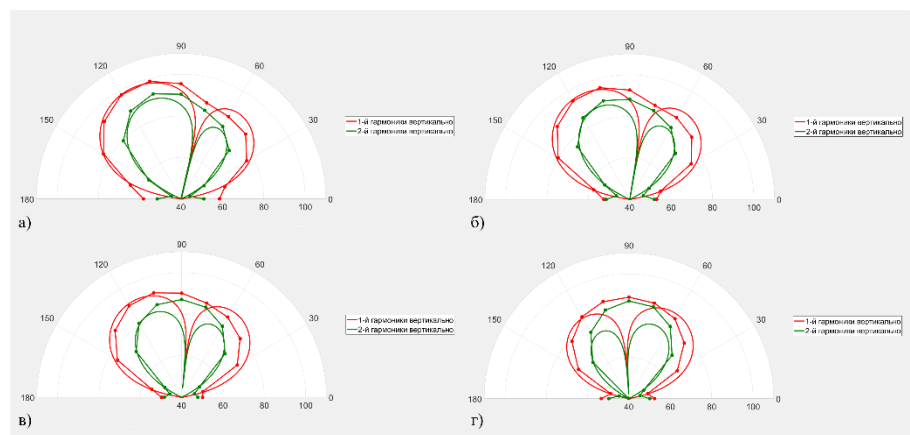


Рисунок 12 – Сопоставление результата численного метода с результатом метода быстрого прогнозирования шума одиночного большого воздушного винта при угле установки а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$ . Линия с точечными маркерами - результат численного метода

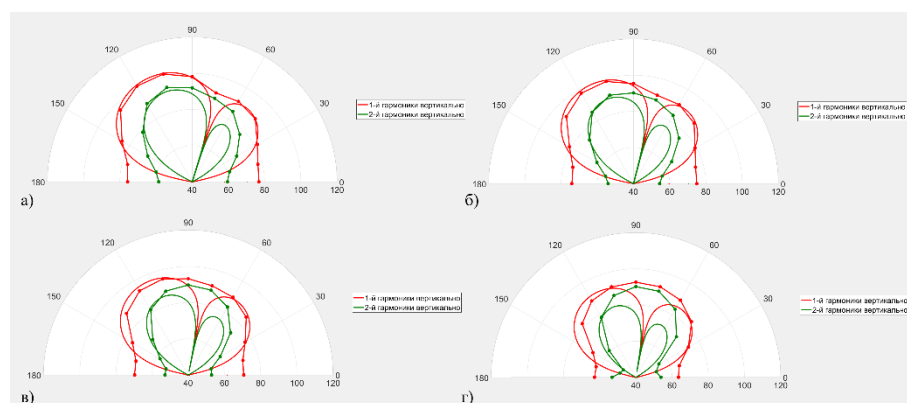


Рисунок 13 – Сравнение результата численного метода с результатом метода быстрого прогнозирования шума для трех малых воздушных винтов в вертикальной плоскости при угле установки  
а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$

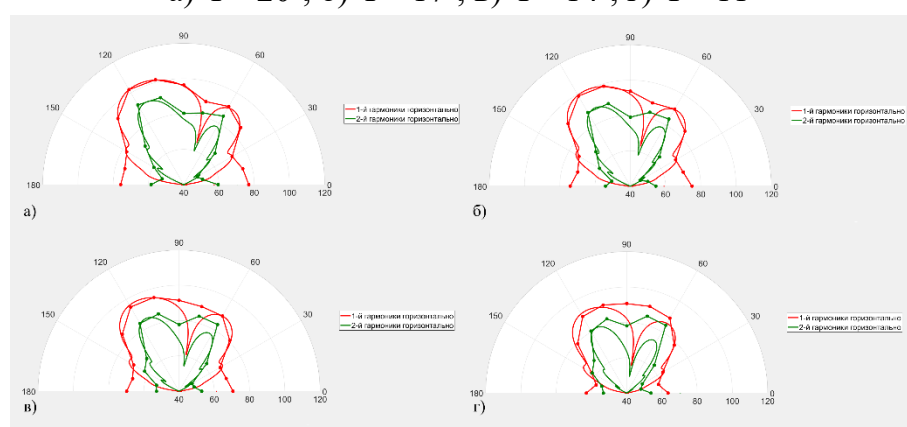


Рисунок 14 – Сравнение результата численного метода с результатом метода быстрого прогнозирования шума трех малых воздушных винтов в горизонтальной плоскости при угле установки  
а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$

Согласно Рисункам 12-14 быстрый метод успешно предсказывает уровень гармонического звукового давления. Результаты расчетов удовлетворительно согласуются с результатами численного моделирования, особенно в задней части воздушного винта. Сравнение также показывает, что, когда винт работает при низком угле установки, то есть при малой нагрузке, быстрый метод снижает точность, особенно в отношении второй гармоники. Для этапа концептуального проектирования летательного аппарата быстрый метод прогнозирования достаточно точен, чтобы оценить аэроакустические характеристики. Процессорное время значительно сокращается (5-20 секунд) по сравнению с моделированием в Ansys Fluent (20 часов для 6 миллионов тетраэдрических элементов за 2000 временных шагов) при использовании процессора AMD 3900X.

На Рисунках 15-16 представлен уровень звукового давления большого воздушного винта в сравнении с четырьмя компоновками. При работе воздушного винта на низкой скорости полета крыло практически не влияет на уровень звукового давления при всех азимутальных углах. Для компоновки "толкающий винт" и "над крылом на 80%"

хорды" в передней и задней азимутальной плоскости незначительно повышаются уровни шума на второй гармонике. Нестационарная нагрузка на лопасть воздушного винта приводит к усилению высших гармоник.

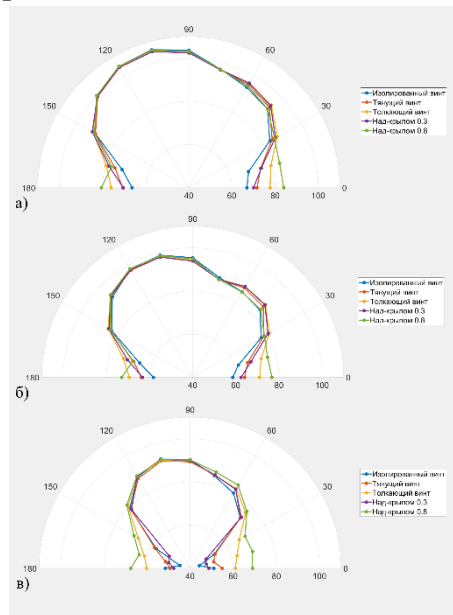


Рисунок 15 – а) ОУЗД большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники большого винта при разных компоновках, в) уровень звука 2-й гармоники большого винта при разных компоновках

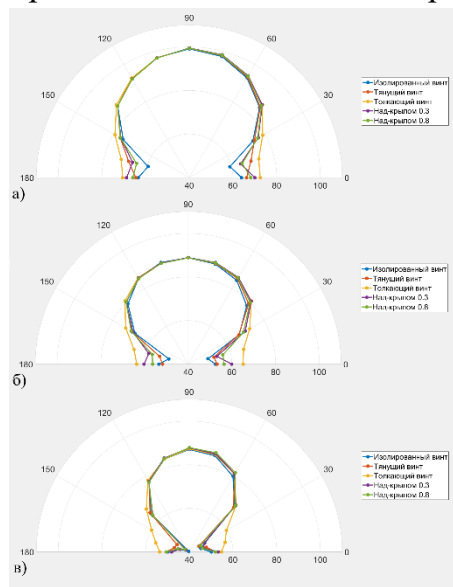


Рисунок 16 – а) ОУЗД большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники большого винта при разных компоновках, в) уровень звука 2-й гармоники большого винта при разных компоновках

На Рисунках 17-18 представлен уровень звукового давления для трех малых воздушных винтов в сравнении с четырьмя компоновками. Как и в случае с одним большим воздушным винтом, крыло незначительно влияет на уровень звукового давления и направленность. В горизонтальной плоскости вторая гармоника для

компоновки "над крылом на 80% хорды" увеличена в передней и задней азимутальной области.

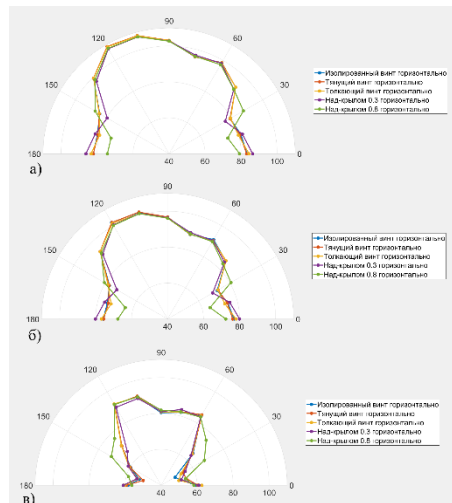


Рисунок 17 – а) ОУЗД трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках, в) уровень звука 2-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках

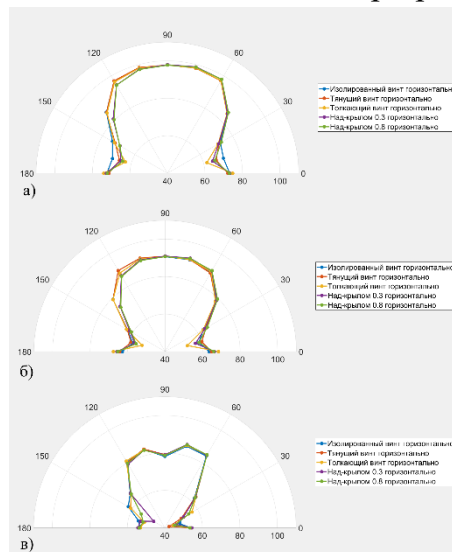


Рисунок 18 – а) ОУЗД трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках, в) уровень звука 2-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика оценки шумового воздействия на окружающую среду винтов легкомоторной авиации с распределенными гибридными и электрическими силовыми установками с учетом компоновки летательных аппаратов и аэроакустических характеристик, которая основана на решении уравнения Flowcs Williams-Hawkings (FW-H) в формулировке Farassat.

### **Новые научные результаты, полученные в диссертационной работе:**

1. Разработана новая математическая модель прогнозирования аэроакустических характеристик набора винтов и дополнительного источника шума на крыле, вызванного следом воздушного винта, которая применяется совместно с моделью быстрого прогнозирования аэроакустических характеристик одиночного винта и набора винтов с крылом при полете с углом атаки и анализе взаимодействия винтов с соседними винтами и с крылом;

2. Выбраны три вычислительных метода (акустико-вихревое волновое уравнение в Flowvision, уравнение Lighthill в Actran и уравнение FW-H в Ansys-Fluent) и экспериментальные результаты для верификации разработанной методики и программного обеспечения (ПО). ПО позволяет существенно сократить время аэроакустического расчета по сравнению с использованием стандартных программных пакетов Ansys-Fluent, Actran или FlowVision, обеспечивая возможное применение ПО в оптимизационных расчетах на начальной стадии проектирования ЛА;

3. Проведено численное исследование аэроакустических характеристик одиночного воздушного винта и распределенных винтов при дозвуковой скорости полета. Получены обобщенные характеристики распределенной силовой установки и результаты сравнения аэроакустических характеристик для разных компоновок и режимов полета: 1) при применении распределенных силовых установок (винтов) уровень звукового давления на 2-5 дБ выше, чем у одновинтового самолета такой же тяги и мощности; 2) для компоновки "толкающий винт" и "над-крылом на 0,8 хорды" уровень звукового давления возрастает на 5-8 дБ в передней и задней плоскости винта (при азимутальных углах 0-30° и 150-180°), 3) крыло в компоновке с распределенными воздушными винтами слабо влияет на направленность и уровень звукового давления.

**Перспективы дальнейшей разработки темы** связаны с применением разработанной методики и ПО для оптимизации перспективных летательных аппаратов, в частности, при использовании распределенных винтов для решения проблемы вихревого флаттера в конвертопланах.

**Основные научные результаты диссертации изложены в работах, опубликованных соискателем ученой степени:**

*Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации:*

1. Чэнь Болунь, Тимушев С.Ф. Численное исследование аэроакустического взаимодействия компоновки воздушного винта // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. - 2024. - № 78. - С. 5–20.

2. Чэнь Болунь, Тимушев С.Ф. Исследование аэроакустических характеристик распределенной силовой установки легкого самолета с коротким взлетом // Вестник Московского авиационного института. - 2024. - № 2(31). - С. 7–15.

*Научные статьи в ведущих научных журналах, включенных в международные системы цитирования:*

3. Chen B., Yakovlev A.A., Moshkov P.A. Prediction noise of propeller on wing for distributed electric propulsion configuration // Aerospace Systems. - 2023. - № 6. - P. 501–507.

4. Moshkov P.A., Samokhin V.F., Yakovlev A.A. Chen B., The problems of selecting the power plant for light propeller-driven aircraft and unmanned aerial vehicle taking into account the requirements for community noise // *Akustika*. - 2021. - № 39. -P. 162–167.

***Статьи в материалах международных научных конференциях - в изданиях, включенных в международные системы цитирования:***

5. Chen B., Yakovlev A.A., Moshkov P.A. Fast prediction method of aircraft noise with distributed propulsion in the far field // *Journal of Physics Conference*. - 2021. - № 1925(2021).

***Материалы международных и всероссийских научных конференций:***

6. Чень Болунь, Мошков П.А., Тимушев С.Ф. Численное исследование аэроакустического взаимодействия компоновки воздушного винта. Валидация методики расчета // Сборник трудов молодежного симпозиума «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике», Светлогорск, 16-21 сентября 2024 г. - Москва: Изд-во «ИПМ им. М.В. Келдыша РАН», 2024. - С. 268.

7. Чэнь Болунь, Мошков П.А., Тимушев С.Ф. Численный анализ аэроакустических характеристик воздушных винтов распределенной силовой установки // Сборник докладов седьмой международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин DVM 2024», Самара, 04-06 сентября 2024 г. - Самара: Изд-во «Самарского университета», 2024. - С. 119.

8. Чэнь Болунь. Численный анализ шума воздушного винта на местности при угле атаки // Тезисы 22-й международной конференции «Авиация и Космонавтика», Москва, 20-24 ноября 2023 г. - Москва: Изд-во «Перо», 2023. - С. 110.

9. Чэнь Болунь. Математическая модель прогнозирования шума воздушного винта, устанавливаемого на крыле поле // Тезисы 20-й международной конференции «Авиация и Космонавтика», Москва, 22-26 ноября 2021 г. - Москва: Изд-во «Перо», 2021. - С. 154.

10. Чэнь Болунь. Математическая модель прогнозирования индуцированного шума крыла при использовании воздушного винта // Сборник тезисов докладов XLVII международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения», Москва, 20-23 апреля 2021. - Москва: Изд-во «МАИ», 2021 г. - С. 194.

11. Чэнь Болунь. Метод быстрого прогноза шума летательного аппарата с распределенной силовой установкой в дальнем поле // Тезисы 19-й международной конференции «Авиация и Космонавтика», Москва, 23-27 ноября 2020 г. - Москва: Изд-во «Перо», 2020. - С. 201.

12. Чэнь Болунь. Анализ состояния вопроса исследования возможности использования гибридных и электрических силовых установок для магистральных самолётов // Сборник тезисов докладов XLVI международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения», Москва, 14-17 апреля 2020 г. - Москва: Изд-во «МАИ», 2020. - С. 189.

13. Чэнь Болунь. Метод быстрого прогнозирования шума летательного аппарата с распределенными движителями // Тезисы 18-й международной конференции «Авиация и Космонавтика», Москва, 18-22 ноября 2019 г. - Москва: Изд-во «Перо», 2019. - С. 390.