

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ  
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ)»

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»

**ДИССЕРТАЦИЯ**

на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель  
доктор технических наук,  
Тимушев Сергей Федорович

Москва — 2026

## Оглавление

Введение.....	4
ГЛАВА 1 Теоретические основы и обзор литературы.....	10
1.1 Распределённые силовые установки самолетов и безбилетных авиационных систем.....	10
1.1.1 Определение распределённых силовых установках.....	10
1.1.2 Типы силовых установок.....	12
1.1.3 Преимущество распределённых электрических силовых установок.....	14
1.1.4 Недостатки распределённых электрических силовых установок.....	16
1.2 Аэродинамическая характеристика распределённых гибридных и электрических силовых установок.....	21
1.2.1 Аэродинамика воздушного винта.....	21
1.2.2 Аэродинамика распределённых воздушных винтов.....	27
1.2.3 Аэродинамика винт – крыло.....	29
1.3 Источники шума самолета с распределёнными силовыми установками.....	34
1.4 Аэроакустическая характеристика самолета с распределёнными силовыми установками ...	42
1.4.1 Расстояние между винтами.....	42
1.4.2 Неравномерный поток, вызванный турбулентностью или наличием крыла.....	45
1.4.3 Направление вращения воздушного винта, относительные фазы между винтами.....	47
1.4.4 Дополнительный шум крыла из-за следа от винта.....	49
ГЛАВА 2 Математические модели расчета шума.....	50
2.1 Акустико-вихревое волновое уравнение.....	50
2.2 Уравнение Ffowcs Williams-Hawkings.....	51
2.3 Модель быстрого прогнозирования шума.....	54
ГЛАВА 3 Прогнозирование и анализ аэроакустической характеристики легкомоторных самолетов с распределёнными силовыми установками.....	71
3.1 Верификация аналитического и численного метода.....	71
3.1.1 Верификация аналитического метода.....	71
3.1.2 Верификация вычислительного метода.....	75
3.2 Расчет уровня шума распределённых силовых установок.....	80
3.2.1 Объект исследования.....	80
3.2.2 Процесс вычисления.....	82
3.2.3 Расчетная область и сетка.....	84
3.2.4 Аэродинамический расчет.....	85
3.2.5 Аэроакустический расчет.....	93
Заключение.....	109

Список литературы .....	110
Основные условные обозначения и сокращения .....	120
Приложение. АКТ внедрения результатов диссертационной работы .....	121

## Введение

### **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/DNEP) 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 (PCY) 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 исследования**

Концепция распределенной электрической или гибридной силовой установки (DEP/DNEP) 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 [1,2,3] 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 [4,5,6]. С одной стороны, конструкция ЛА с РСУ обеспечивает значительную экономию топлива и 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, можно выделить работы: Л.Я. Гутина [7,8], Е.А. Непомнящего [9,10,11], Гаррика и Уоткинса [12], Е.Я. Юдина [13,14], Деминга [15], Лоусона [16], Хаббарда [17,18,19,20], Хеллера [21,22], Фарассата [23,24], Хансона [25,26,27,28], Парри [29,30], В.И. Ганабова и А.Г. Мунина [31,32], В.Ф. Самохина [34,35,36], В.Ф. Копьева [37,38,39], В.А. Титарева [40], И.В. Абалакина и Т.К. Козубской [41,42]. В аналитических работах рассматриваются отдельные составляющие шума вращения: либо периодическая составляющая, гармоники шума вращения, либо вихревая составляющая с непрерывным по частоте спектром.

Некоторые вопросы снижения шума силовой установки с винтами обсуждались в работах Мошкова [43,44,45]. Методы снижения шума одиночных воздушных винтов и полуэмпирический метод расчета шума рассмотрены в [46,47,48]. Экспериментальные исследования шума воздушных винтов представлены в [49,50], а численное моделирование шума одиночного воздушного винта приведено в работах Абалакина [51,52]. Проблеме шума воздушных винтов в условиях реальной конфигурации силовых установок на летательных аппаратах посвящены исследования [53,54,55], шуму планера – [49], аэроакустическим эффектам в реальных конфигурациях из-за рассеяния шума силовой установки на элементах планера – [56,56,58].

По сравнению с традиционными винтовыми самолетами самолеты с распределенной электрической или гибридно-электрической силовыми установками (DEP/DNEP) могут иметь 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 [59,60,61]. 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 [62]. 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 [63]. Увеличение широкополосного шума связано с турбулентными взаимодействиями, то есть смещением концевых вихрей и диссипацией вихрей в области между винтами [59].

Известно, что проблеме прогнозирования уровня шума самолетов DEP, начали уделять внимание в 2010-х годах сразу после появления концепции DEP. С помощью программы ANOPP [64,65] исследователи из NASA прогнозировали уровень шума нескольких прототипов DEP. В работах NASA [66,67] 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 [68] 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 [69,70]. 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, является важным источником излучения шума [71,72].

**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 только 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/DHEP);
- 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;
- ставшие индустриальным стандартом методы численного решения аэроакустических задач – метод Ffowcs Williams-Hawkings с использованием программного комплекса Ansys Fluent 2019 R1 и метод Лайтхилла с использованием программного комплекса Actran 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: [73-85].

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

## ГЛАВА 1 Теоретические основы и обзор литературы

### 1.1 Распределённые силовые установки самолетов и безбилетных авиационных систем

В разделе дается определение концепции распределенной силовой установки, различные виды распределенной гибридной и электрической силовой установок, их преимущества и недостатки.

#### 1.1.1 Определение распределённых силовых установках

От "Флайер-1" до британо-французского сверхзвукового "Конкорда", гражданская авиация XX века редко выделялась коренным изменением в технологиях двигателей (силовых установок). Одним из исключений является разработка реактивного двигателя и его производных, таких как турбовентиляторные или турбовальные двигатели. Постепенный рост производительности высокоэффективных газотурбинных двигателей за последние восемьдесят лет позволил пассажирам путешествовать не только на большие расстояния, но и на высоких скоростях. Современные коммерческие перевозки на реактивных самолетах сегодня настолько распространены, что большинство пассажиров, путешествующих по воздуху, теперь воспринимают эту технологию как нечто само собой разумеющееся. Однако постоянно растущий спрос на полеты на самолетах в XXI веке привел к усилению озабоченности энергетическими и экологическими проблемами. Из-за истощения традиционных ископаемых источников энергии, таких как нефть, и воздействия авиации на климат, связанного с выбросами, производимыми традиционными двигательными установками самолетов, потребность в экологически ответственных решениях в авиационной технике в настоящее время стала глобальным вызовом. Сталкиваясь с данными проблемами, правительства, компании и академические организации инициировали ряд проектов, включая исследования передовых концепций дозвуковых самолетов, направленных на резкое сокращение потребления энергии или топлива, уровня шума на местности и выбросов, связанных с пассажирскими самолетами. Одна из перспективных концепций двигательной установки, отвечающая радикальным требованиям, называется распределенной электрической/гибридной силовой установкой (DEP/DNEP).

Для полного понимания концепции распределенной электрической силовой установки (DEP) целесообразно начать с рассмотрения более общей категории – распределенной силовой установки (DP). DEP/DNEP представляет собой конкретную реализацию принципа привода летательных аппаратов, где движительные устройства получают энергию через систему электрической передачи. Распределенная силовая установка (DP) определена как тип летной

силовой установки, характеризующийся использованием множества двигателей, интегрированных в конструкцию воздушного судна, для генерации тяги. Основные цели внедрения DP направлены на повышение эффективности, что выражается в снижении расхода топлива, минимизации вредных выбросов и уровня шума, а также в сокращении посадочной дистанции и улучшении маневренных характеристик. Несмотря на отсутствие общепринятого формального определения, предполагается, что распределенная тяга, присущая системам DP, будет играть существенную роль в оптимизации эффективности, расширении возможностей и улучшении эксплуатационных характеристик воздушных судов на системном уровне. В противном случае любую конфигурацию самолета с несколькими двигателями можно ошибочно отнести к данной категории. Концепция распределенной тяги применяется в авиации в форме трех основных технологий [1]:

#### ***Обдуваемые закрылки (Jet-Flap / Distributed Jet)***

В данной конфигурации высокоскоростной поток воздуха направляется на заднюю кромку крыла. Это позволяет увеличить подъемную силу на низких скоростях (как в случае с обдуваемыми закрылками) или улучшить характеристики на крейсерском режиме (подобно Lockheed F-117 Nighthawk). Как правило, этот поток воздуха отбирается от основного реактивного двигателя самолета и распределяется по нескольким выходным отверстиям, расположенным вдоль крыла (например, в Hunting H.126).

#### ***Распределение независимых двигателей***

В данной системе используются независимые двигатели, т.е. каждый двигатель управляется независимо от других, а его двигатель напрямую снабжается топливом без посредников (генератора, турбины).

#### ***Распределение независимых двигателей***

В данной системе используются взаимозависимые двигатели. Каждый двигатель подключен к центральному двигателю, который получает управление дроссельной заслонкой и обеспечивает механическую энергию, необходимую для двигателей, обслуживая как минимум двух из них.

Примером такой системы является самолет братьев Райт, Wright Flyer, где цепи передавали мощность от двигателя внутреннего сгорания к двум гребным винтам. Более современным примером является самолет SAX-40, в котором используются независимые двигатели. В SAX-40 три отдельных вентилятора приводятся в движение одним двигателем.

Представляется целесообразным дать более точное определение **распределённой электрической силовой установки (РЭСУ/DEP)**. В контексте летательных аппаратов (ЛА) с РЭСУ, двигатели характеризуются отсутствием общего механического приводного вала или единого механического источника энергии, связывающего их с энергопроизводящими

компонентами системы. Энергетическая составляющая РЭСУ формируется из комбинации электрогенерирующих устройств (включая электрогенераторы и топливные элементы) и устройств накопления энергии (таких как аккумуляторы и конденсаторы). Двигатели, в свою очередь, представлены любыми тягообразующими устройствами, например, электрическими винтами или вентиляторами.

Способность РЭСУ к распределению двигателей по различным зонам летательного аппарата, в отличие от их локализации в непосредственной близости от источника энергии, предоставляет авиаконструкторам расширенные возможности для оптимизации аэродинамических, управляющих и акустических характеристик ЛА.

### 1.1.2 Типы силовых установок

Существует несколько веских причин для изучения альтернативных силовых установок, особенно электрических. Электрические двигатели привлекательны благодаря своей высокой эффективности в преобразовании энергии и существенному снижению выбросов углекислого газа (CO<sub>2</sub>) и оксидов азота (NO<sub>x</sub>). Исследования НАСА показывают, что они способны снизить затраты на топливо на 70-90% и сократить выбросы NO<sub>x</sub> более чем на 75% [88].

Для представления гибридной электрической и полностью электрической силовой установок используется упрощенная модель, основанная на шести типах компоновок (Рисунок 1 [90]), предложенных Фелдером [89] и позже принятых Национальной академией наук США [91]:

- последовательная гибридная;
- параллельная гибридная;
- последовательно/параллельная частично гибридная;
- полностью электрическая;
- турбоэлектрическая;
- частично турбоэлектрическая.

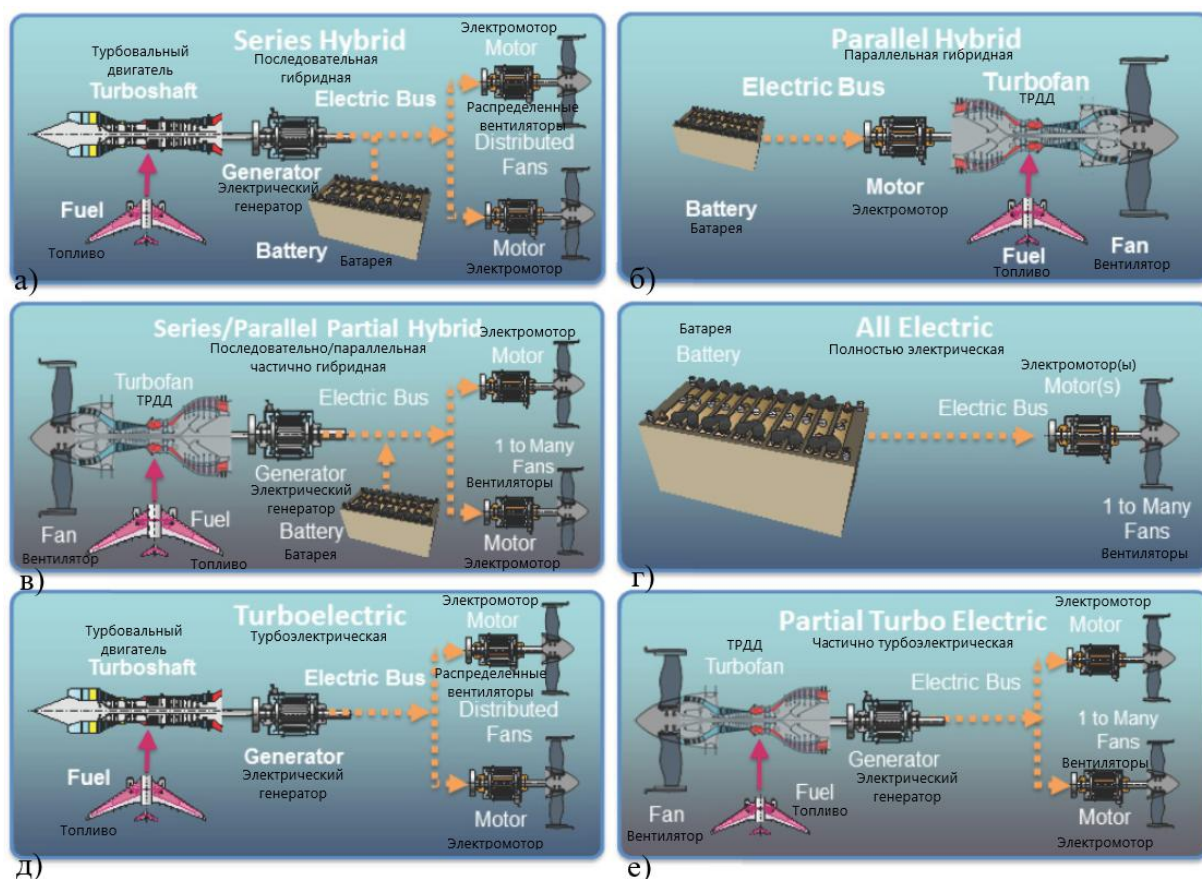


Рисунок 1 – Гибридная электрическая и полностью электрическая силовая установка

**Полностью электрические системы** (Рисунок 1(г)) используют батареи в качестве единственного источника энергии для двигателей самолета.

**Гибридные системы** сочетают газотурбинные двигатели и батареи. Газотурбинные двигатели приводят в движение движители и одновременно заряжают батареи. Батареи, в свою очередь, обеспечивают энергией движители во время определенных фаз полета. Существует несколько типов гибридных систем:

**Параллельная гибридная система** (Рисунок 1(б)): Двигатель, работающий от батареи, и турбинный двигатель установлены на одном валу, приводящем в движение вентилятор. В любой момент времени движение обеспечивается одним из двигателей или их комбинацией.

**Последовательная гибридная система** (Рисунок 1(а)): Только электродвигатели механически соединены с вентиляторами. Газовая турбина используется для привода электрического генератора, который питает электродвигатели и/или заряжает батареи. Последовательные гибридные системы хорошо сочетаются с концепцией распределенных движителей, использующих несколько относительно небольших воздушных винтов или вентиляторов.

**Последовательно-параллельная частичная гибридная система** (Рисунок 1(в)):

Некоторые вентиляторы приводятся в движение непосредственно газовой турбиной, а другие – исключительно электродвигателями. Электродвигатели запитываются от батареи или от турбогенератора.

**Турбоэлектрические системы** (полные и частичные) не используют батареи для питания двигателей ни на одной из фаз полета.

**Частичная турбоэлектрическая система** (Рисунок 1(е)) является вариантом полной турбоэлектрической системы. Она использует электрический движитель для обеспечения части тяги, а остальная тяга обеспечивается турбовентилятором, приводимым в действие газовой турбиной. Это позволяет снизить требования к электрическим компонентам по сравнению с полной турбоэлектрической системой.

Турбоэлектрические и другие концепции электрических двигателей, благодаря относительной простоте передачи электроэнергии на удаленно расположенные двигатели, хорошо подходят для распределенных движителей с высокой степенью двухконтурности. Они также предоставляют конструкторам самолетов возможности для максимизации преимуществ сдува пограничного слоя (BLI) с помощью вентиляторов или винтов."

### 1.1.3 Преимущество распределённых электрических силовых установок

Благодаря применению электромотора, гибридная силовая установка имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционными авиационными двигателями:

- Высокая энерговооружённость;
- Высокая эффективность (95-97%);
- Широкий рабочий диапазон (высокая эффективность от 30 до 100% мощности);
- Быстрой отклик (до 100% мощности в течение 30-120 секунд);
- Высокая надежность;
- Отсутствие падения мощности из-за высоты или повышения температуры воздуха;
- Низкий уровень шума;

Применение концепции DEP к системам летательных аппаратов предоставляет дополнительное преимущество в виде снижения общего шума при взлете и посадке. В современных турбовентиляторных двигателях магистральных самолетов степень двухконтурности является критическим параметром для шумоподавления. Концепция DEP обеспечивает существенное увеличение эффективной степени двухконтурности. Эта величина определяется как отношение суммарного массового расхода воздуха, поступающего в вентиляторы DEP, к массовому расходу, поступающему во внутренний контур двигателя.

Увеличение достигается за счет интеграции большего числа вентиляторов с электрическим приводом (Рисунок 2 и Таблица 1) [92].

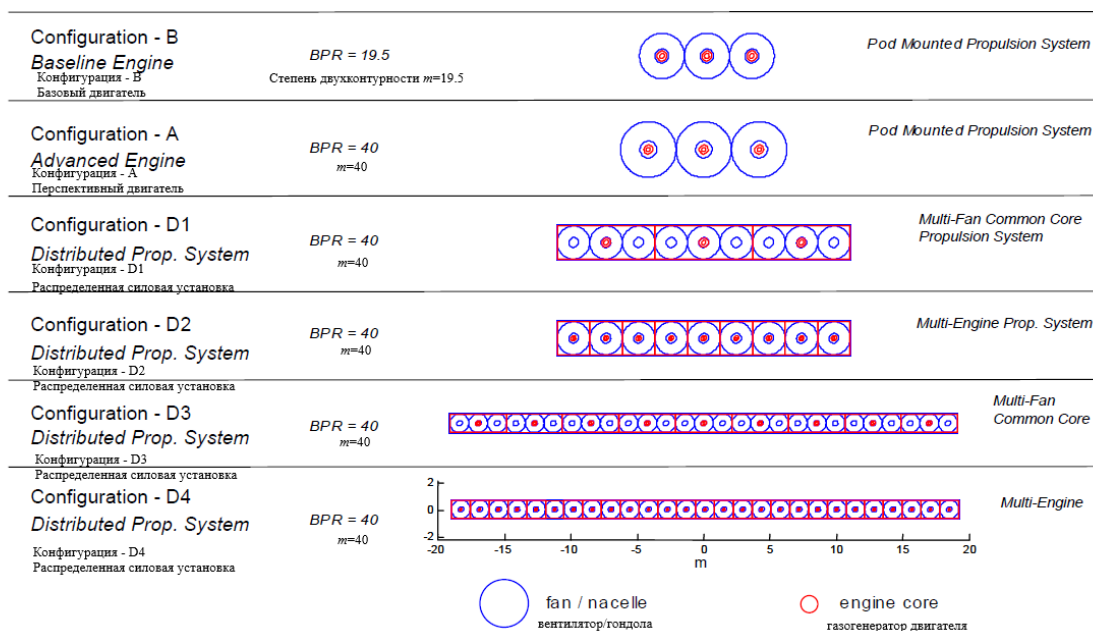


Рисунок 2 – Конфигурации двигательной установки со сверхвысокой степенью двухконтурности для малолетного самолета

Таблица 1 – Предварительная оценка конфигураций двигательной установки со сверхвысокой степенью двухконтурности

Конфигурация силовой установки	Количество двигателей	Количество вентиляторов в каждом двигателе	Диаметр вентилятора [м]	Расход воздуха газогенератор [кг/с]	Δ Шума струи [EPNdB]	Коэффициент тяги сопла	Мощность редуктора вентилятора [MW]
<i>Propulsion System Configuration</i>	<i>No. of Engines</i>	<i>No. of Fans per Engine</i>	<i>Fan Dia. [m]</i>	<i>Core Mass Flow [kg/s]</i>	<i>Δ Jet Noise [EPNdB]</i>	<i>Nozzle Thrust Coefficient</i>	<i>Fan Gearbox Power [MW]</i>
<i>B - Baseline Pod</i>	3	1	3.3	68.0	-5	1.0	48.7
<i>A - Advanced Pod</i>	3	1	4.3	56.4	-30	1.0	38.8
<i>D1 - Distributed</i>	3	3	2.5	56.4	-30	0.98	38.8
<i>D2 - Distributed</i>	9	1	2.5	18.8	-30	0.98	12.9
<i>D3 - Distributed</i>	9	3	1.4	18.8	-32	0.95	12.9
<i>D4 - Distributed</i>	27	1	1.4	6.3	-32	0.95	4.3

Еще одним очевидным преимуществом DEP для снижения шума является меньшее акустическое излучение электрических машин по сравнению с турбинами. Недавние исследования систем больших электродвигателей показали, что уровень шума, создаваемого

двигателями с электрическим приводом, существенно ниже, чем шум, создаваемый компонентами компрессора, камеры сгорания и турбины. Кроме того, обнаружено, что шум, создаваемый только системой электродвигателей, на 8-20 дБ ниже, чем шум вентилятора для регионального самолета, и на 17-29 дБ ниже, чем шум вентилятора для коммерческого узкофюзеляжного самолёта [93].

Принципиальные отличия электрических силовых установок, в частности, незначительная зависимость производительности электродвигателей от их габаритов, обеспечивают высокоэффективными для реализации распределенных конфигураций. Это позволяет применять новые стратегии интеграции и открывает беспрецедентные возможности в области проектирования летательных аппаратов (Рисунок 3) [94].

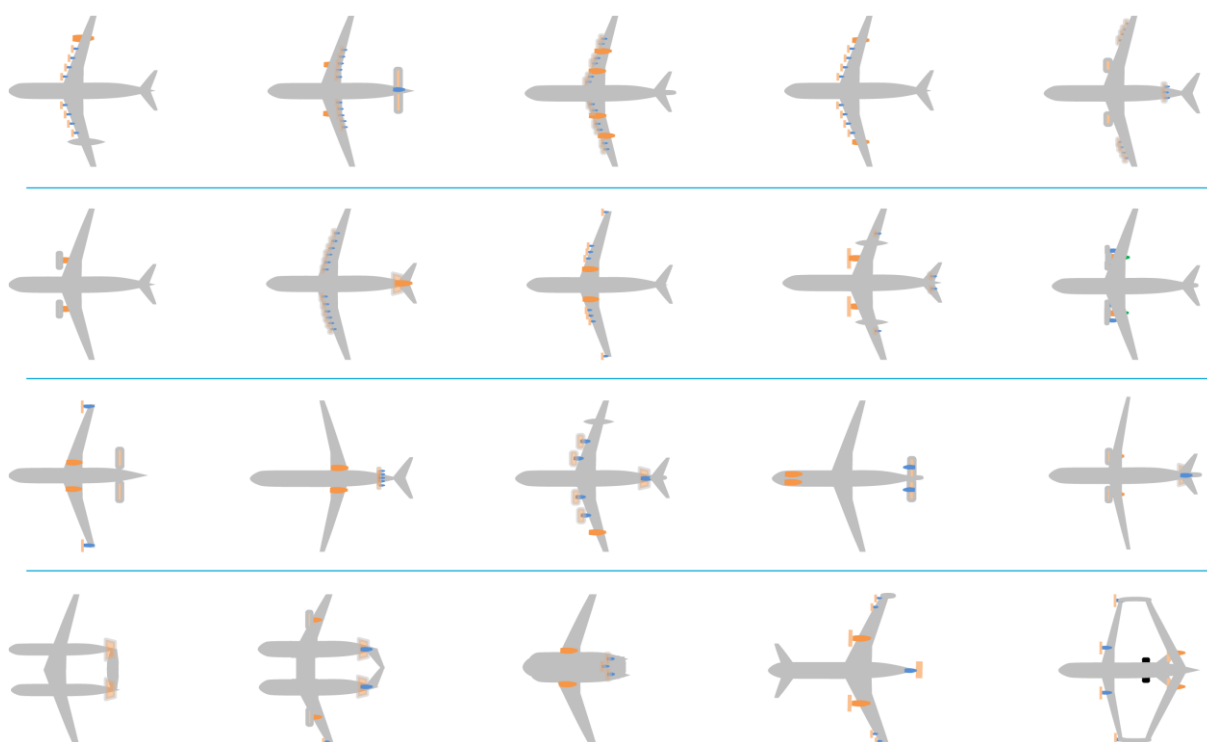


Рисунок 3 – Варианты компоновки с электрическими двигателями

Одной из основных характеристик DEP летательного аппарата является тесная интеграция двигателя в поверхности крыла и фюзеляжа. С увеличением количества двигателей вблизи аэродинамических поверхностей летательного аппарата будет присутствовать тягово-аэродинамическая связь. Подробности будут представлены в **разделе 1.2**.

#### 1.1.4 Недостатки распределённых электрических силовых установок

Хотя транспортные средства, использующие DEP, предоставляют беспрецедентные возможности для совершенствования конструкции и эксплуатационных качеств летательных

аппаратов, их повсеместное внедрение в производственные процессы требует решения ряда технологических и эксплуатационных вызовов.

Первостепенной и наиболее критичной проблемой является вес энергетической системы. Этот фактор способен полностью нивелировать все преимущества, предоставляемые DER.

Для адекватного сопоставления различных источников электроэнергии с аккумуляторными системами, их характеристики трансформированы в показатель удельной мощности всей силовой установки (Рисунок 4) [95].

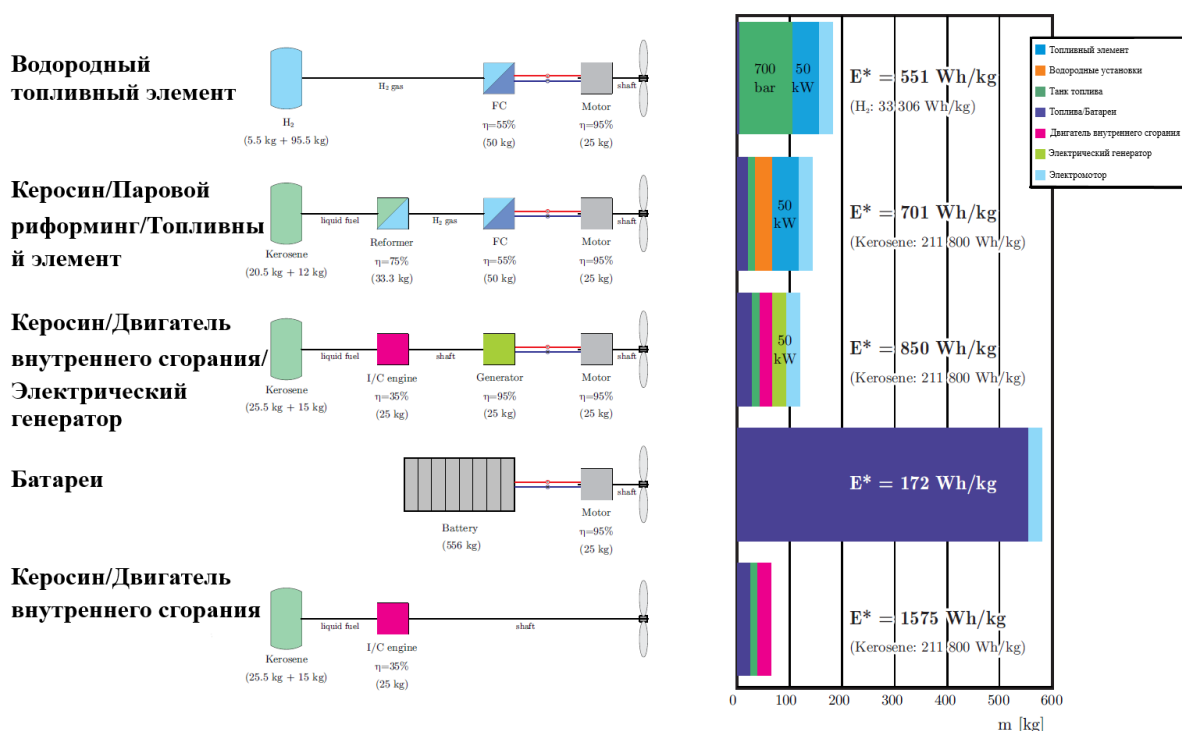


Рисунок 4 – Удельная мощность силовых установок, обеспечивающих мощностью на валу 50 кВт в течение 2 часов

Анализ результатов выявил, что традиционный двигатель внутреннего сгорания обладает самой низкой массой и, как следствие, самой высокой эффективной плотностью энергии – около 1600 Вт·ч/кг. Гибридная электрическая система, оснащенная генератором и электродвигателем, занимает второе место. Наименьшая плотность энергии характерна для полностью электрической силовой установки, что объясняется существенной массой ее аккумуляторной батареи [95].

Современные аккумуляторные технологии демонстрируют удельную энергоёмкость до 200 Втч/кг. Прогнозируемое увеличение данного показателя до 250 Втч/кг не обеспечивает требуемых характеристик для применения в магистральных самолётах. Это обуславливает необходимость разработки альтернативных аккумуляторных систем, выходящих за рамки литий-ионных технологий. Основные направления научно-исследовательских работ сосредоточены на

литий-серных и литий-кислородных системах. Литий-серные системы, после более чем пятидесяти лет исследований, достигли стадии практических прототипов. Литий-кислородные же системы находятся на ранних стадиях разработки. Таблица 2 представляет собой обзор текущего состояния и ожидаемого развития указанных систем. Применительно к авиационной отрасли, вопросы, связанные с использованием кислородных батарей, остаются во многом нерешенными и вряд ли будут устранены в течение ближайших десяти лет. Более реалистичной перспективой является внедрение литий-серных систем в беспилотных и малогабаритных летательных аппаратах на горизонте ближайших двадцати лет.

В исследовании Дельфтского технического университета [94], авторы оценили 35 компоновок гибридных электрических силовых установок, основанных на базовом прототипе A320 и крейсерской скорости с числом Маха 0,78. На Рисунке 3 представлена выборка некоторых из рассмотренных компоновок. Типичные технологии конструкций включают распределенную силовую установку (DEP), кольцевое хвостовое оперение, а также турбореактивные двигатели с электрическим приводом.

Подробно проанализированы три компоновки с применением DNEP, показанные на Рисунке 5 [94]:

1)Компоновка HS1: усиленный турбовентилятор (а).

Ключевое отличие усиленного турбовентиляторного двигателя от традиционного заключается в интеграции аккумуляторной батареи и электродвигателя в силовую установку. Гибридная система обеспечивает кратковременное увеличение мощности, необходимое в специфических условиях полета, таких как взлет. Конфигурация трансмиссии основана на параллельной гибридной компоновке.

2)Компоновка HS2: Распределенная силовая установка в носке крыла (б).

Самолет HS2 использует уникальную компоновку с распределенной силовой установкой. Винты, интегрированные в носок крыла, в сочетании с двумя газовыми генераторами под крылом, обеспечивают ряд преимуществ. Система способствует увеличению подъемной силы и снижению изгибающих нагрузок на основное крыло. Дополнительно, распределенные винты повышают эффективную степень двухконтурности силовой установки.

3)Компоновка HS3: Распределенная силовая установка над крылом и кольцевым хвостовым оперением (в).

Радикальная конструкция с распределенными винтами над крылом на задней кромке. Мощность подаётся только от двух газовых генераторов, установленных под крылом, которые не создают собственной тяги. Кольцевое хвостовое оперение играет роль вертикальных и горизонтальных стабилизаторов. В конфигурации трансмиссии используется последовательная

гибридная компоновка. Несмотря на больший вес по сравнению с традиционным, кольцевое хвостовое оперение отличается повышенной эффективностью и сниженным уровнем шума.

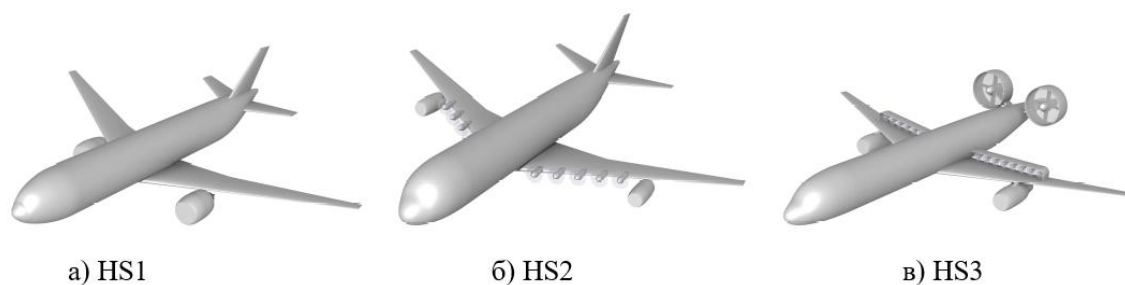


Рисунок 5 – Простые конструкции трех типов гибридно-электрических самолетов

В Таблице 2 представлены результаты исследований конструкции, выполненных для трех компоновок.

Компоновка HS1 демонстрирует положительные результаты, что обусловлено повышением теплового КПД до 0,42. Данное улучшение достигнуто за счет оптимизации рабочей точки на крейсерском режиме, приблизив ее к проектным параметрам. Благодаря более высокой степени электрификации самолета (реализованной посредством гибридной системы) достигается снижение массы системы управления авиационным вооружением (CAU) на 20% и электрической системы на 80%.

В отношении компоновок HS2 и HS3 отмечается существенное превышение массы силовой установки над традиционными аналогами. Это обстоятельство приведет к значительному увеличению максимальной взлетной массы воздушного судна.

Несмотря на наличие ряда преимуществ распределенной силовой установки, таких как увеличение подъемной силы и снижение площади и массы крыла, в текущих условиях избыточная масса силовой установки нивелирует указанные положительные эффекты.

Таблица 2 – Параметры Airbus A320, концепции HS1, HS2, HS3

<i>Параметры</i>	<i>Единицы</i>	<i>A320</i>	<i>HS1</i>	<i>HS2</i>	<i>HS3</i>
<i>Удельная нагрузка на крыло</i>	<i>н/м2</i>	5555	5555	7622	6195
<i>Полная мощности</i>	<i>мВт</i>	39,4	39,8	28,3	46,0
<i>Максимальная взлётная масса</i>	<i>тонна</i>	59,8	57,9	86,4	93,9

<i>Масса пустого снаряжённого</i>	<i>тонна</i>	<i>32,8</i>	<i>30,7</i>	<i>54,5</i>	<i>63,1</i>
<i>Затраты энергии</i>	<i>ГДж</i>	<i>299</i>	<i>265</i>	<i>453</i>	<i>402</i>
<i>Удельный расход топлива(крейсерский)</i>	<i>г/(кн ·с)</i>	<i>15,6</i>	<i>15,1</i>	<i>16,7</i>	<i>16,8</i>
<i>Запас топлива</i>	<i>тонна</i>	<i>7,0</i>	<i>6,1</i>	<i>10,5</i>	<i>9,3</i>
<i>Масс батареи</i>	<i>тонна</i>	<i>-</i>	<i>1,0</i>	<i>1,4</i>	<i>1,4</i>
<i>Масс силовой установки</i>	<i>тонна</i>	<i>3,9</i>	<i>4,6</i>	<i>23,4</i>	<i>28,4</i>
<i>Масс крыла</i>	<i>тонна</i>	<i>6,1</i>	<i>5,9</i>	<i>7,7</i>	<i>9,5</i>
<i>Мощность газогенератора</i>	<i>мВт</i>	<i>39,4</i>	<i>34,2</i>	<i>82,2</i>	<i>69,1</i>
<i>Мощность электромотора</i>	<i>мВт</i>	<i>-</i>	<i>5,6</i>	<i>28,3</i>	<i>46,0</i>

Использование мощных электрических систем в авиации сопряжено с серьезными проблемами безопасности. Неправильное проектирование или конфигурация таких систем представляет угрозу не только для других подсистем самолета, но и для пассажиров. Особую сложность представляют интегрированные двигательные установки, где электрические системы тесно связаны с конструкцией планера самолетов DEP, что порождает дополнительные риски [94]. Если для эксплуатации на низких скоростях требуется управление потоком воздуха, создаваемым вентиляторами, отказ одного или нескольких двигателей поставит под угрозу безопасность взлета или посадки.

В настоящее время системы с распределенным электрическим силовыми установками (DEP) успешно применяются на небольших беспилотных и пассажирских воздушных судах. Однако для их внедрения в крупномасштабных авиационных системах необходима дальнейшая разработка компонентов. Активно ведутся исследования, направленные на повышение максимальной и удельной мощности электрических машин и силовой электроники. Также изучаются оптимальные стратегии распределения электроэнергии и защиты цепей. Несмотря на сложность, системы распределения электроэнергии для самолетов с DEP предлагают беспрецедентную гибкость и адаптивность на системном уровне. Тем не менее, для широкого внедрения необходимо решить ряд ключевых проблем, которые являются предметом текущих исследований. К ним относятся: влияние искажений на входе на эффективность вентилятора и

надежность конструкции, разработка стратегий снижения шума, а также повышение удельной энергии современных аккумуляторных технологий.

## **1.2 Аэродинамическая характеристика распределенных гибридных и электрических силовых установок**

Как упоминалось выше, из-за низкой тяговооруженности электрические силовые установки пока применяются только на легких низкоскоростных самолетах. В этом случае воздушный винт является наиболее популярным двигателем, поэтому в данном разделе будет представлена аэродинамика воздушных винтов и взаимодействие между несколькими воздушными винтами и крылом.

### **1.2.1 Аэродинамика воздушного винта**

В разделе кратко представлена базовая теория воздушного винта. Описаны аэродинамические характеристики одиночного воздушного винта с помощью дисковой теории винта, вихревой теории винта Н.Е. Жуковского и теории элемента лопасти. Эта теория необходима для понимания того, что происходит в зоне потока от воздушного винта.

#### **Дисковая теория винта**

Воздушный винт – лопастной движитель, приводимый во вращение двигателем и предназначенный для получения тяги  $P$ . Главными элементами конструкции воздушных винтов являются лопасти и втулка.

В рамках теории [96] воздушный винт представлен в виде тонкого круглого диска, ориентированного перпендикулярно вектору движения. Предполагается, что поток является несжимаемым и невязким, а его характеристики остаются постоянными по всей площади диска, игнорируя при этом эффекты вязкости и вращения скользящего потока. Трубка тока определяет область, в которой движется жидкость до и после диска винта (Рисунок 6). Диск, создавая перепад давлений между своими сторонами, увеличивает импульс проходящей через него жидкости. Сила тяги и мощность определяются путем применения теоремы сохранения импульса к данной трубке тока, как показано в уравнении (1). В результате ускорения потока происходит его сжатие, что проявляется в уменьшении площади поперечного сечения трубки тока.

$$\begin{aligned}
 P &= mV_2 - mV_0 = m\Delta V \\
 N &= m \frac{V_2^2 - V_0^2}{2},
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

где  $P$  – тяга,  $N$  – мощность,  $m$  – секундная масса воздуха, протекающего через сечение трубки,  $\Delta V$  – приращение осевой скорости в струе, называемое также скоростью отбрасывания.

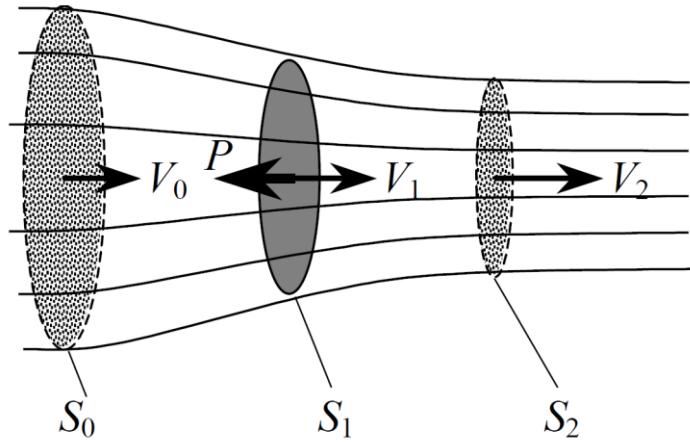


Рисунок 6 – Параметры в струе (трубке тока) от идеального воздушного винта

### Вихревая теория винта Н.Е. Жуковского

Дисковая теория винта имеет существенный недостаток: она не учитывает эффекты вязкости и вращения в обтекающем потоке.

В основе вихревой теории винта лежит представление о том, что каждый конечный элемент лопасти моделируется вихревым жгутом (см. Рисунок 7). Подъемная сила, генерируемая элементом лопасти, обусловлена ограниченной циркуляцией (согласно теореме Кутты–Жуковского), что приводит к определенному распределению циркуляции по всей длине лопасти. Изменение циркуляции вдоль лопасти порождает вихрь на задней кромке каждого элемента. Циркуляция скорости вдоль присоединенного вихревого жгута уменьшается, поскольку отходящие от него свободные вихревые нити уносят часть циркуляции скорости (обозначаемую как  $\Delta\Gamma$ ).

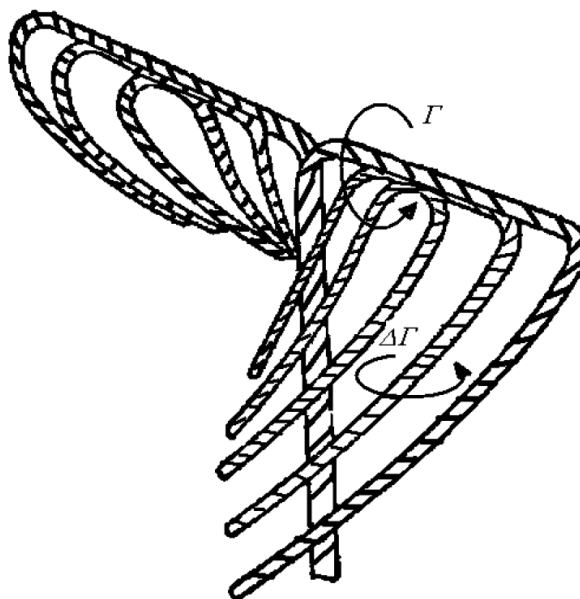


Рисунок 7 – Вихревая система винта

Поскольку точный расчет поля скоростей, создаваемого такими вихревыми жгутами, является весьма сложным, для анализа индуцированных составляющих скорости применяется упрощенная модель. Н.Е. Жуковский предложил заменять воздействие вращающегося винта на поток эквивалентным воздействием вихревой системы. Система состоит из вихревого доньшка и набора замкнутых цилиндрических вихревых слоев. Такой упрощенный винт, в отличие от реального, называют дисковым. В рамках теории рассматриваются скорости в абсолютном движении, которые усредняются по окружности и остаются функциями радиальной координаты.

Н.Е. Жуковский наиболее полно исследовал вихревую систему винта с постоянной по радиусу циркуляцией скорости. Система включает вихревое доньшко, одну цилиндрическую вихревую поверхность и центральный вихревой жгут (см. Рисунок 8). Винт, представленный данной вихревой схемой, получил название "винт НЕ" (по инициалам Н.Е. Жуковского). Хотя модель не учитывает сжатие струи, она достаточно точно представляет работу слабонагруженных винтов [97].

Рассмотренные вихревые системы индуцируют дополнительные скорости. Поэтому задача теории – выразить их через циркуляцию скорости, связать циркуляцию скорости с конструктивными параметрами лопасти, а также тягой и мощностью винта.

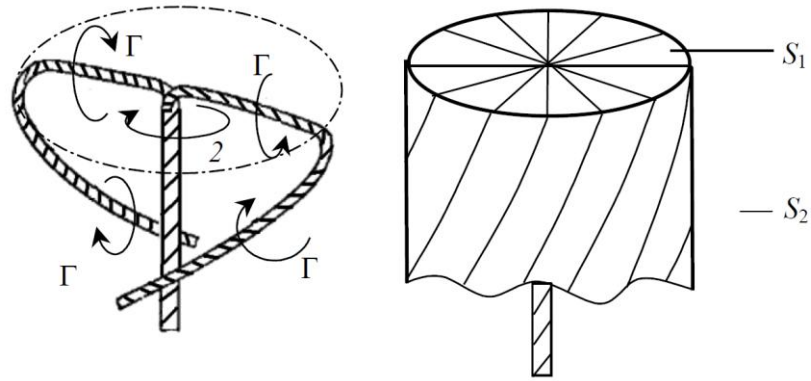


Рисунок 8 - Вихревая система винта Жуковского и ее схема

Влияние вихревых жгутов имеет большое значение в системе с распределенными воздушными винтами. Когда воздушные винты работают на очень близком расстоянии между собой, вихревая система винта влияет на поведение соседних воздушных винтов и спутных потоков воздуха.

### Теория элемента лопасти

Пусть винт движется поступательно в направлении своей оси со скоростью  $V_0$ . Рассматриваем элемент лопасти, расположенный на радиусе  $r$  с хордой  $b$  и толщиной  $dr$ , как крыло площадью  $bdr$  (Рисунок 9). При вращении винта с угловой скоростью  $\Omega$  окружная скорость элемента равна  $U_0 = r\Omega$ . Используем принцип обращения движения: считаем, что на неподвижный элемент лопасти набегаёт поток с осевой скоростью  $V_0$  и окружной  $U_0$ . Тогда результирующая скорость, с которой обтекается элемент лопасти, будет равна векторной сумме  $W_0 = V_0 + U_0$ . Она называется условной относительной скоростью.

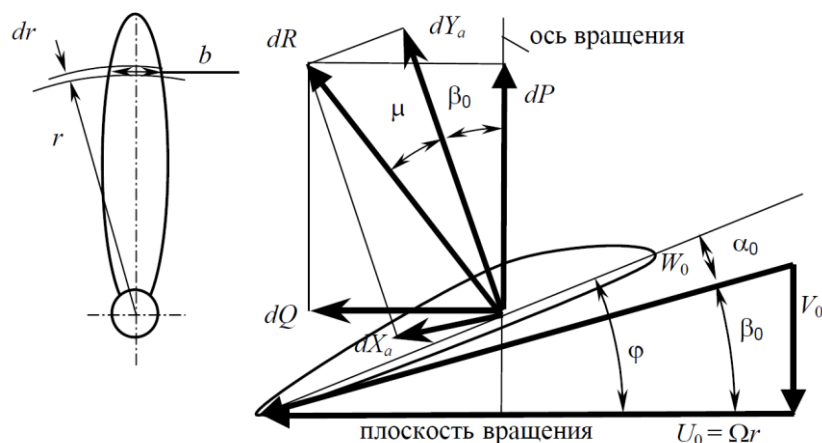


Рисунок 9 – Характерные скорости и силы, действующие на элемент лопасти

Вектор  $W_0$  образует с хордой профиля лопасти условный угол атаки лопасти  $\alpha_0$ , а с плоскостью вращения винта – условный угол потока  $\beta_0$ . Сумма углов  $\alpha_0$  и  $\beta_0$  равна углу установки лопасти:  $\varphi = \alpha_0 + \beta_0$ . Выражение для относительной поступи винта:

$$\lambda = \frac{V_0}{nd} = \frac{\pi V_0}{\Omega r} = \pi \frac{V_0}{U_0} = \pi \operatorname{tg} \beta_0, \quad (2)$$

где  $n = \Omega/2\pi$

Аэродинамическую силу  $dR$  выразит через проекции на направление скорости  $W_0$  и на перпендикуляр к ней. Получим, соответственно,  $dX_a$  – элементарное лобовое сопротивление и  $dY_a$  – элементарную подъемную силу. Выразим указанные силы через аэродинамические коэффициенты:

$$\begin{aligned} dX_a &= C_{xa} \rho \frac{W_0^2}{2} b dr \\ dY_a &= C_{ya} \rho \frac{W_0^2}{2} b dr, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $C_{xa}$  — коэффициент сопротивления формы,  $C_{ya}$  — коэффициент подъемной силы

Выразим элементарные тягу и силу сопротивления вращению через подъемную силу и лобовое сопротивление:

$$\begin{aligned} dP &= dY_a \cos \beta_0 - dX_a \sin \beta_0 \\ dQ &= dY_a \sin \beta_0 + dX_a \cos \beta_0 \end{aligned} \quad (4)$$

### Аэродинамическая характеристика винта

Аэродинамическими характеристиками винта называются зависимости показателей эффективности винта (т. е. коэффициентов тяги  $\bar{\alpha}$  и мощности  $\bar{\beta}$ ) от показателей, характеризующих условия, или режим работы. Основным режимным параметром для винта является относительная поступь  $\lambda$ .

$$\begin{aligned} \bar{\alpha} &= \frac{P}{\rho n^2 d^4} \\ \bar{\beta} &= \frac{2\pi M}{\rho n^2 d^5}, \end{aligned} \quad (5)$$

где  $M = N/\Omega$  — крутящий момент

Коэффициенты тяги  $\bar{\alpha}$  и мощности  $\bar{\beta}$  в общем случае зависят от угла потока  $\beta_0$  (а значит, и от относительной поступи  $\lambda$ ), а также от тех же величин, что и аэродинамические коэффициенты  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ .

При постоянном значении угла установки лопасти ( $\varphi = \text{const}$ ) увеличение относительной поступи ведет к росту угла потока  $\beta_0$ . В результате падает угол атаки  $\alpha_0$ . Это приводит к снижению коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления, в итоге уменьшаются коэффициенты тяги и мощности.

При постоянных относительной поступи ( $\varphi = \text{const}$ ), а значит, и угле потока  $\beta_0$  увеличение угла установки лопасти ведет к повышению углов атаки  $\alpha_0$ . Коэффициент подъемной силы будет сначала расти, что приведет к росту коэффициента тяги. При очень больших  $\varphi$  будет превышен критический угол атаки, после чего из-за срыва потока  $C_{ya}$  и  $\bar{\alpha}$  будут падать (Рисунки 10-11).

Под коэффициентом полезного действия винта понимают отношение полезной (тяговой) мощности, связанной с перемещением винта со скоростью  $V_0$  к мощности, затраченной на вращение:

$$\eta = \frac{PV_0}{N} \quad (6)$$

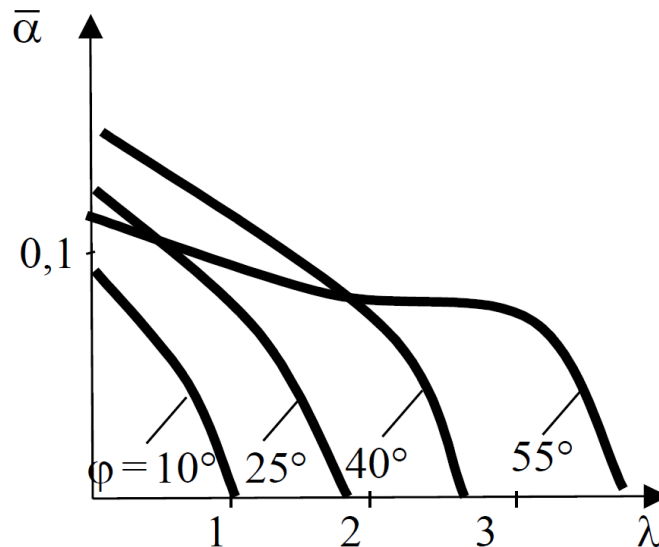


Рисунок 10 – Зависимость коэффициента тяги от относительной поступи

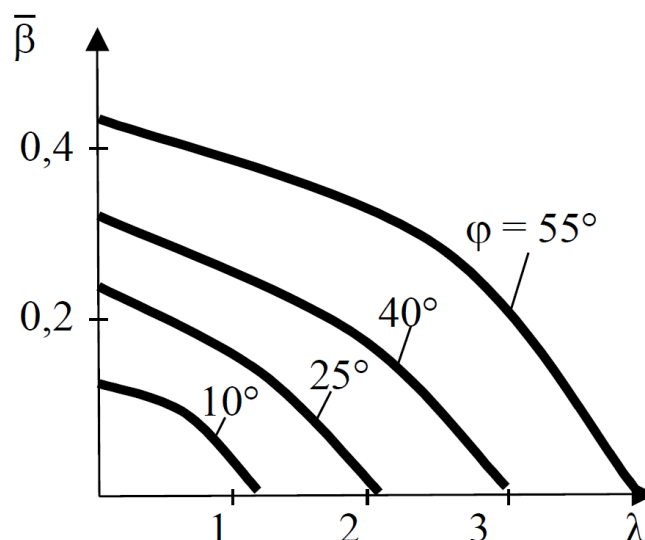


Рисунок 11 – Зависимость коэффициента мощности от относительной поступи

### 1.2.2 Аэродинамика распределённых воздушных винтов

Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик компоновки двух винтов, проведенное в [59], показало, что при уменьшении расстояния  $L/D$  (Рисунок 12) между двумя винтами наблюдается небольшое снижение коэффициента тяги (до 2%) и резкое увеличение колебаний тяги. Это показано на Рисунке 13, где изменение как нормализованного коэффициента тяги, так и среднеквадратического отклонения тяги для компоновки двух винтов сравнивается с одиночным винтом. При расстояниях  $L/D > 0,5$  снижение коэффициента тяги и колебания тяги такие же, как режима работы одиночного винта.

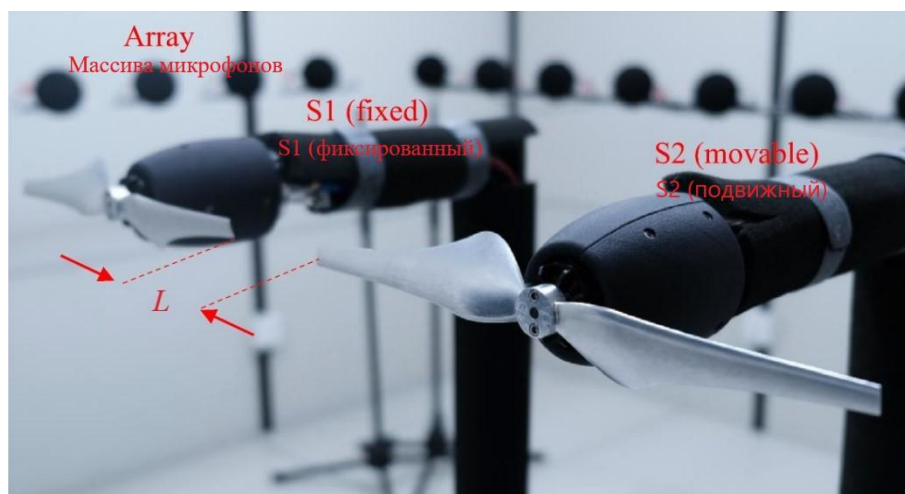


Рисунок 12 - Компоновки двух винтов

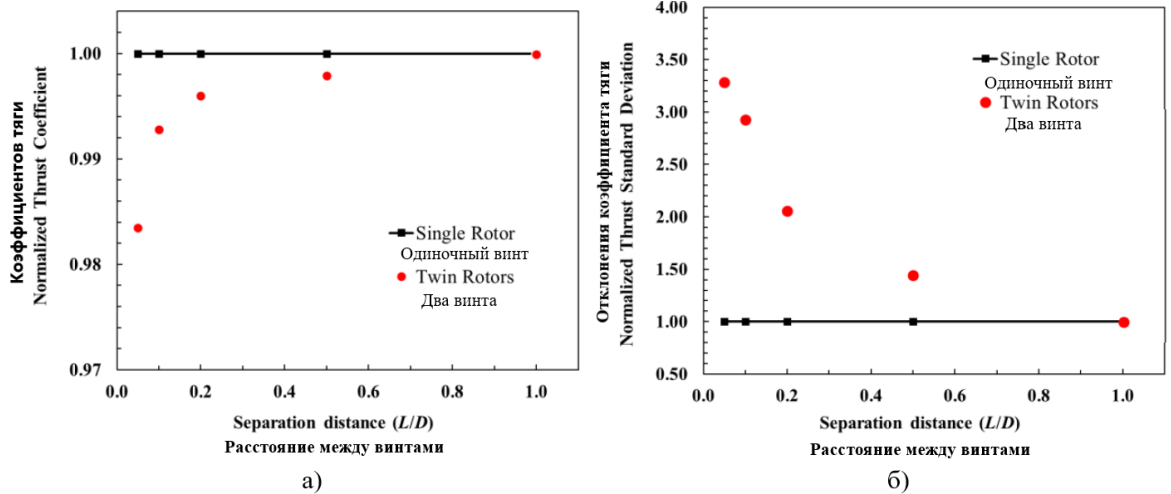


Рисунок 13 – Коэффициент тяги (а) и среднеквадратическое отклонение тяги (б) изменяются в зависимости от расстояния между двумя винтами по сравнению с одиночным.

Увеличение стандартного отклонения означает колебания тяги

Численные исследования [98,99] демонстрируют аналогичные закономерности в аэродинамических характеристиках компоновок квадрокоптеров. В рамках проведенных работ проанализированы конфигурации с четырьмя винтами с целью изучения влияния межосевого расстояния. Результаты показывают, что колебания тяги начинают проявляться при межосевом расстоянии менее  $0,4 L/D$  и существенно возрастают при расстоянии менее  $0,3 L/D$  (Рисунок 14). В то же время, при расстоянии более  $0,75 L/D$  падение производительности и колебания тяги становятся незначительными, что свидетельствует о независимой работе винтов, подобно одиночным.

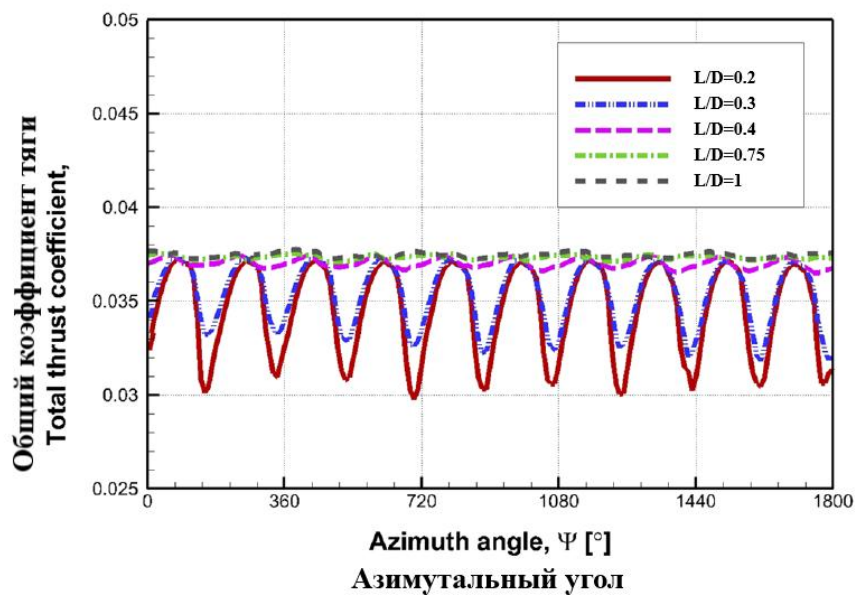


Рисунок 14 – Изменение коэффициента тяги винта во времени в зависимости от расстояния между винтами

В исследовании [62] представлено более полное исследование взаимодействия нескольких винтов, которое включает в себя не только расстояние между винтами, но и различное направление вращения, фазовые углы между винтами и различную компоновку расположения винтов (Рисунок 15). Согласно этому исследованию, взаимодействие между воздушными винтами, вызванное всеми вышеперечисленными факторами, незначительно влияет на аэродинамические характеристики системы распределенных воздушных винтов, но нестационарная нагрузка на воздушные винты, вызванная аэродинамическим взаимодействием, существенно влияет на направленность шумового излучения, особенно при разном фазовом угле (угле положения винта).

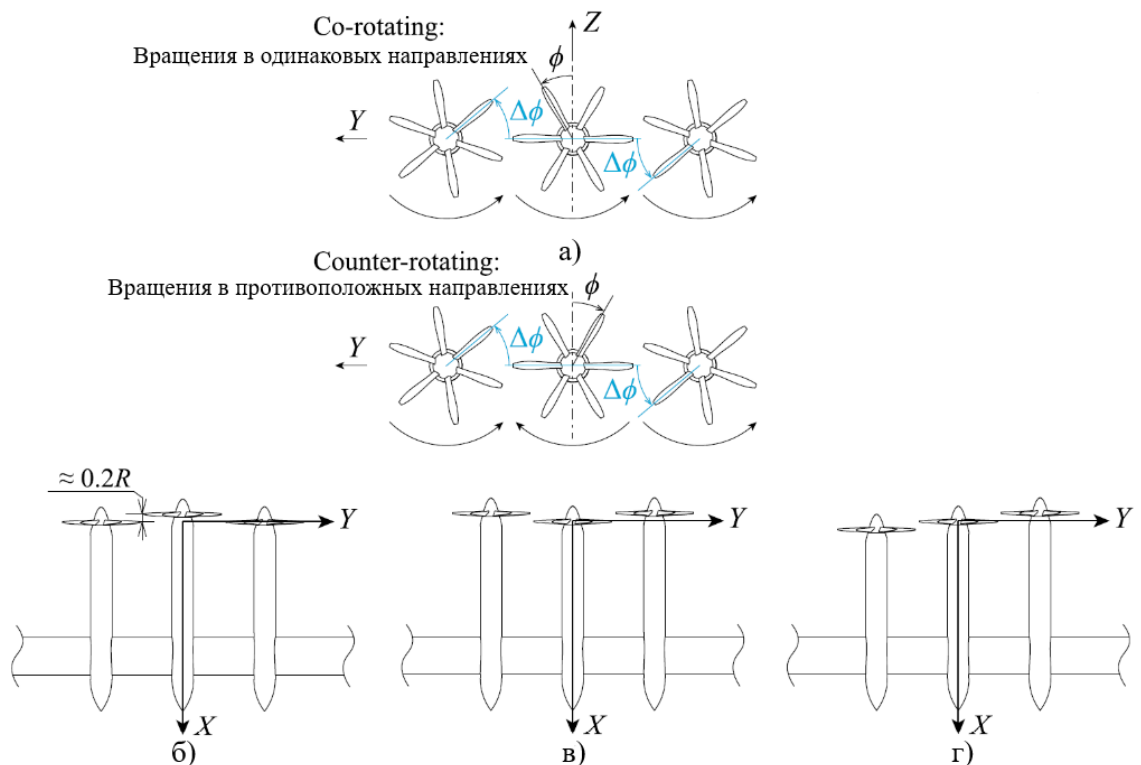


Рисунок 15 – а) распределенные воздушные винты работают с различным направлением вращения (совместное вращение/встречное вращение) и фазовым углом, б) в) г) различные компоновки расположения винтов

### 1.2.3 Аэродинамика винт – крыло

Компоновка воздушного винта и крыла зависит от расположения воздушного винта на крыле. Базовая компоновка разделена на три типа: тянущий винт (tractor), толкающий винт (pusher) и над крылом (over-wing). Каждая компоновка имеет свои аэродинамические особенности и преимущества.

**Тянущий винт:** Влияние установленного крыла на поле потока тянущего винта аналогично влиянию угла падения на одиночный винт. При ненулевом угле атаки к оси воздушного винта, вызванном либо углом атаки самолета, либо воздействием крыла, вектор силы и скорости лопасти воздушного винта изменяется из-за азимутального изменения локального угла атаки сечения лопасти (Рисунок 16) [100]. Периодическое изменение локального угла атаки лопастей приводит к увеличению нестационарной нагрузки на лопасти воздушного винта.

След от воздушного винта оказывает аэродинамическое воздействие на крыло. Поток от воздушного винта состоит из осевой и тангенциальной составляющих скорости; каждая из них по-разному влияет на нагрузку на крыло. Влияние осевой скорости (Рисунок 17(б)) зависит от вертикального положения воздушного винта относительно крыла и влияет на изменение динамического давления на крыло. При равномерном неискаженном потоке воздушного винта изменение динамического давления будет симметричным. Напротив, эффект тангенциальной скорости является антисимметричным (Рисунок 17(а)), влияя на изменение направления набегающего потока на крыло и на изменение локального эффективного угла атаки на крыле. Соединение воздушного винта и крыла (Рисунок 17(в)) моделируется путем наложения индуцированных скоростей [101].

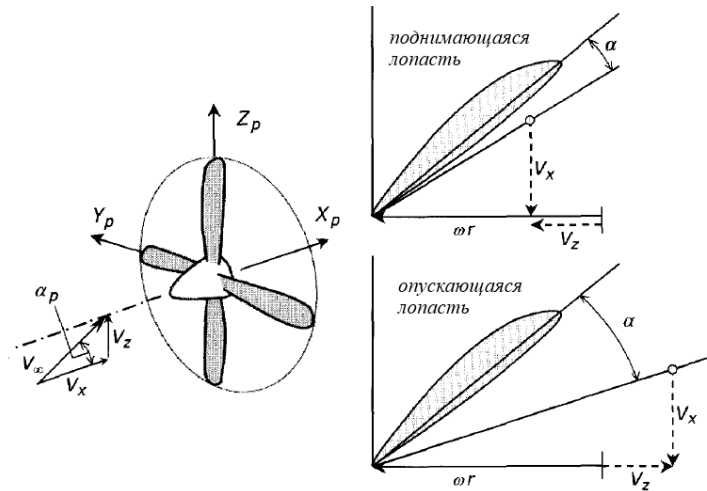


Рисунок 16 – Изменение угла атаки сечения лопасти в зависимости от угла потока

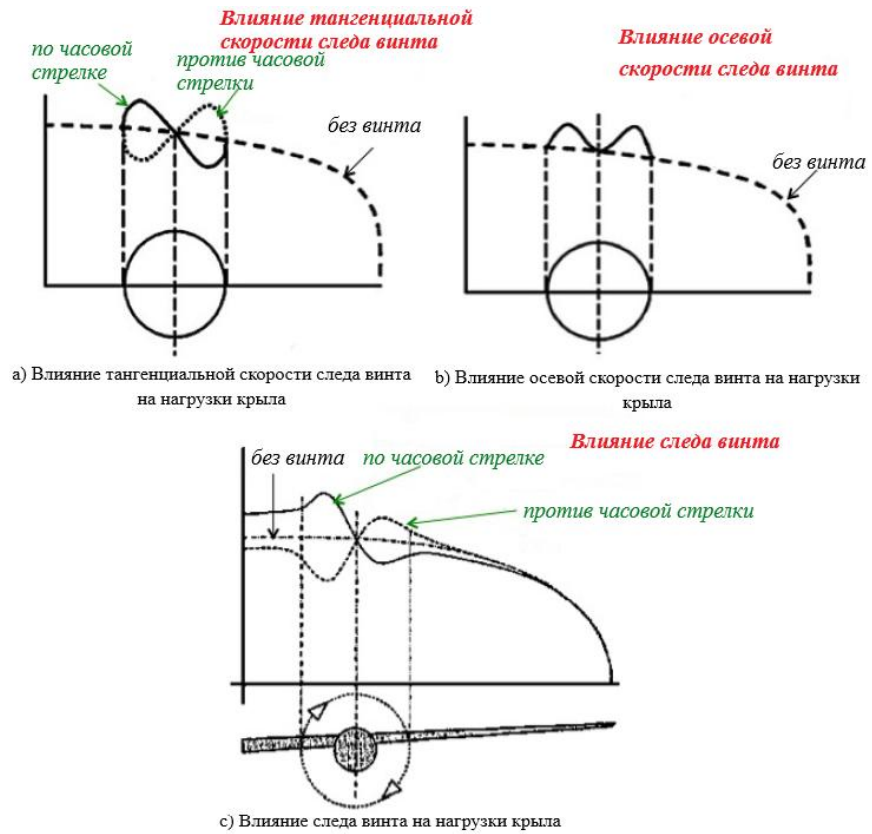


Рисунок 17 – Влияние потока от воздушного винта на распределение подъемной силы крыла конечного размаха

Когда воздушные винты применены в DEP компоновке с закрылками, подъемная сила будет значительно увеличена. Согласно исследованиям НАСА (Рисунок 18), коэффициент подъемной силы увеличился примерно в два раза по сравнению с обычным крылом с закрылками. Система распределенных винтов с крылом с закрылками обеспечивает значительное увеличение подъемной силы на низкой скорости полета без типичных проблем, таких как высокие продольные моменты, связанные с увеличением циркуляции из-за нагрузки на закрылки.

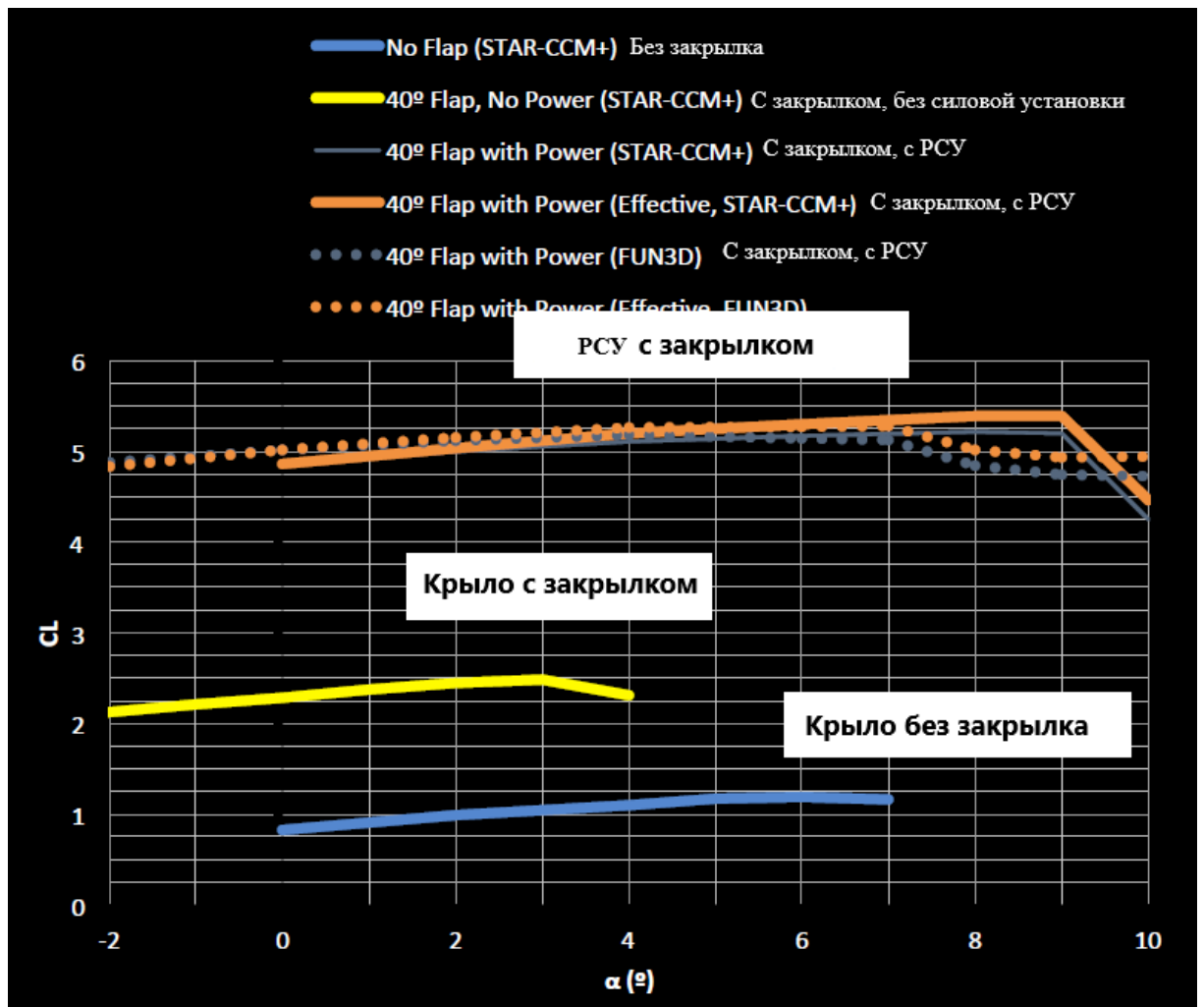


Рисунок 18 – Сравнение коэффициентов подъемной силы с DEP с закрылком, крылом с закрылком и крылом без закрылка

**Толкающий винт:** Всасывание следа от крыла или планера воздушным винтом повышает эффективность тяги. Поскольку всасывание воздушного винта уменьшает пограничный слой крыла, снижается лобовое сопротивление крыла и увеличивается коэффициент подъемной силы, обеспечивая более высокие значения аэродинамической эффективности [102]. В некоторых случаях компоновка толкающий винт снижает расход топлива примерно на 3 – 4% по сравнению с обычными самолетами [103].

**Над-крылом:** Аэродинамический характер компоновки над-крылом сложный и сильно зависит от осевого положения воздушного винта на крыле. В исследовании [104] представлены результаты численных расчетов и экспериментов в аэродинамической трубе. Проанализированы все шесть конфигураций, которые разделены на корпус с убранном закрылком и корпус с отклоненным закрылком (Рисунок 19).

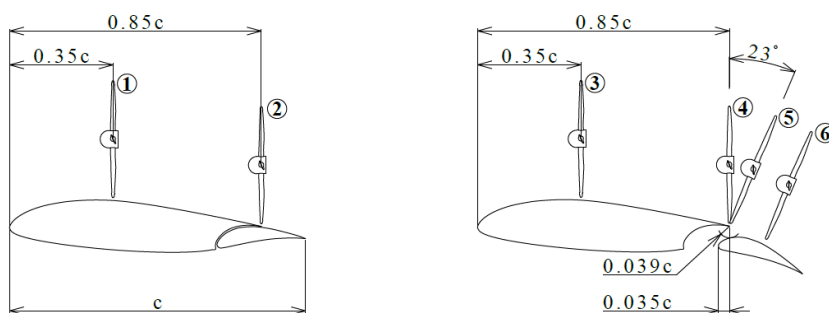


Рисунок 19 – Компонировки над крылом с разными расположениями винта

В обоих случаях создается меньшая тяга, чем для одиночного 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 лопасть воздушного винта. КПД винта снижается по сравнению с одиночным воздушным винтом. Когда осевое положение воздушного винта находится в пределах 80% хорды крыла от передней кромки, лобовое сопротивление уменьшается и достигает минимума при максимальной толщине профиля, равной 30% хорды. С другой стороны, когда воздушный винт расположен вблизи задней кромки крыла примерно на 80% хорды, увеличение подъемной силы является наибольшим (Рисунок 20) [104].

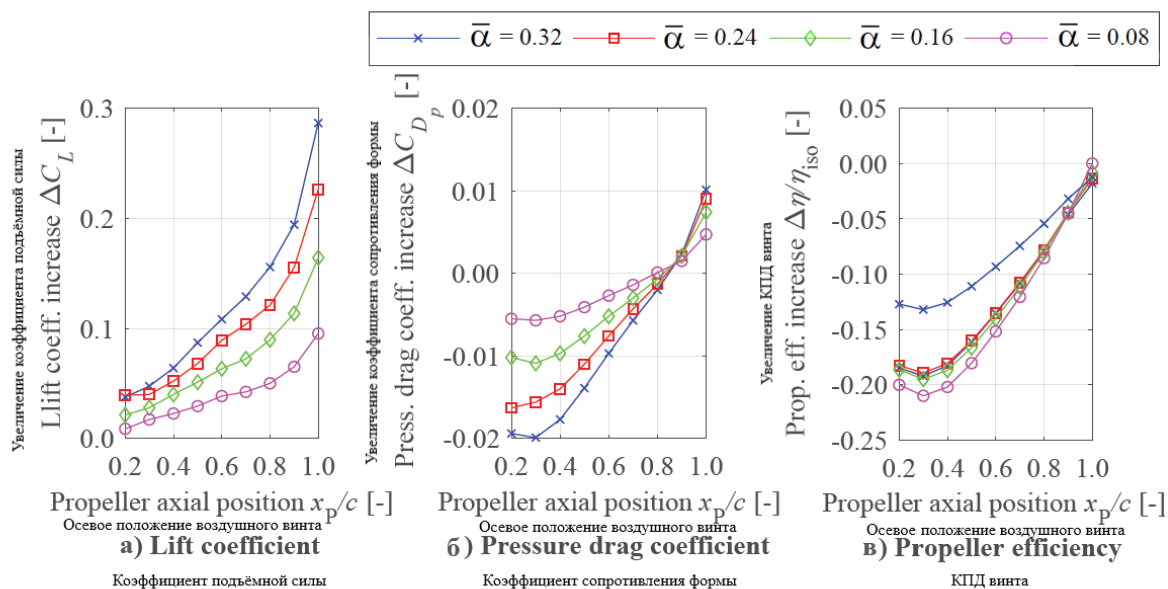


Рисунок 20 – Влияние осевого положения воздушного винта при различном коэффициенте тяги винта на а) увеличение подъемной силы крыла б) увеличение коэффициента лобового сопротивления в) увеличение КПД винта

### 1.3 Источники шума самолета с ДЕР с распределенными силовыми установками

Основным источником шума самолетов с ДЕР является силовая установка, включающая двигатель (электродвигатель, турбомашину) и винтовой движитель (одиночный воздушный винт, винт в кольце) в толкающей или тянущей компоновках (Рисунок 21). В классификации источников шума самолетов с ДЕР отдельно выделить шум агрегатов силовой установки и шум обтекания элементов планера самолета.

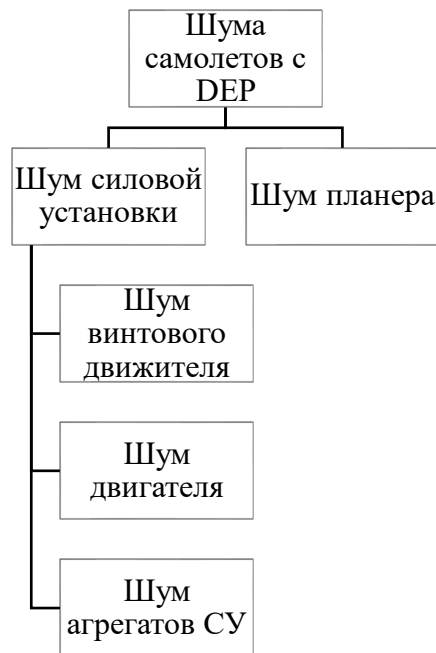


Рисунок 21 – Классификация источников шума самолетов с ДЕР

#### Воздушный винт

Шум воздушного винта образуется в результате силового воздействия лопастей на окружающую среду, вытеснения воздуха лопастями, образования турбулентного слоя на поверхности лопастей и в следе за ними, а также при около- и сверхзвуковых относительных концевых скоростях вследствие воздействия на среду присоединённых ударных волн и местных скачков уплотнения в периферийных и средних сечениях лопасти. Помимо периодического силового воздействия лопастей винта на окружающую среду, приводящего к излучению гармонической составляющей **шума вращения**, с лопастей по всей их длине происходит срыв потока, в результате чего за ними образуется сплошная вихревая пелена, служащая источником **широкополосного шума**.

Гармоническую составляющую шума называют обычно **шумом вращения**, который, в свою очередь, разделит на две составляющие:

Одна из них обусловлена воздействием на среду стационарных и нестационарных аэродинамических нагрузок лопастей винта. Эту составляющую шума вращения называют

**шумом нагрузки.** Стационарные аэродинамические нагрузки обусловлены постоянным перепадом статического давления на поверхности лопасти, в результате чего возникают сила тяги и сила сопротивления вращению винта. Нестационарные силы возникают при взаимодействии лопастей винта с неоднородным потоком и турбулентностью на входе. В обоих случаях изменение величины и направления скорости потока на входе приводит к изменению угла атаки и к изменению распределения давления на лопасти. Нестационарные нагрузки на лопасти служат источниками как дискретного, так и широкополосного шума [31].

Вторая составляющая шума вращения связана с конечной толщиной лопасти. Лопасть при вращении вытесняет из окружающей среды объем, равный объему лопасти, который затем вновь заполняется средой. Происходит периодическое вытеснение объема среды в любой фиксированной точке пространства, находящейся в области диска винта. Таким образом, элементарные объемы в каждой точке пространства в области диска винта пульсируют с той же частотой, что и частота шума вращения при воздействии на среду установившихся аэродинамических нагрузок на лопасти. Эту составляющую шума вращения называют **объемным шумом или шумом вытеснения.**

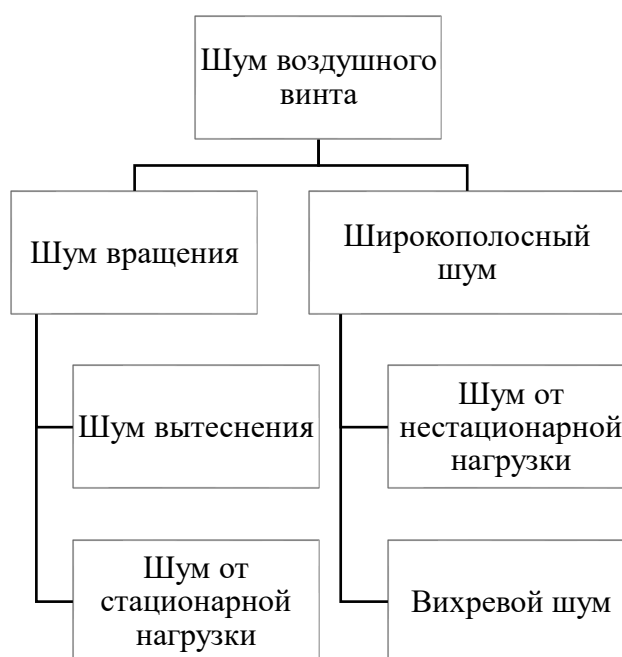


Рисунок 22 – Классификация источников шума воздушного винта

Таким образом, шум винта вызван раздаточными механизмами и занимает широкий частотный диапазон. Примерный спектр шума натурного винта показан на Рисунке 23. Наряду с четко выраженными гармоническими составляющими в спектре имеется участок широкополосного шума. Соотношения между уровнями дискретных составляющих и

широкополосного шума зависят от геометрических и аэродинамических характеристик винта, режима его работы, от степени неоднородности и турбулентности потока перед винтом.

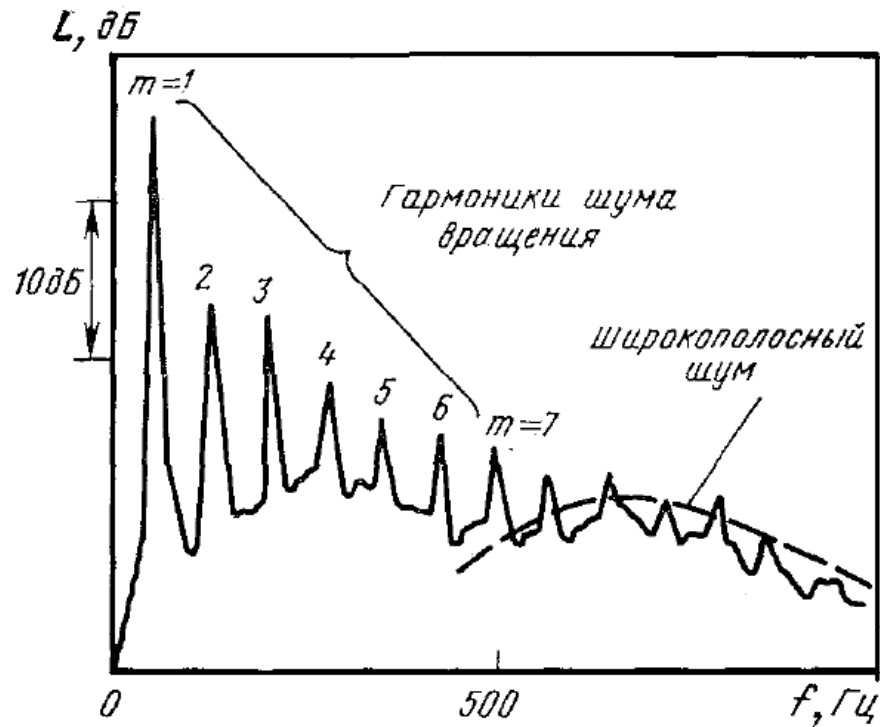


Рисунок 23 – Спектр шума винта в узких полосах частот

Шум винтов с малым числом лопастей при умеренных дозвуковых концевых скоростях определяют в основном одной или двумя первыми гармониками шума вращения. Уровень широкополосного шума на 15-20 дБ ниже уровня звукового давления первой гармоники, и им обычно пренебрегают. С увеличением числа лопастей и площади их общей поверхности уровень первой гармоники уменьшается и снижается разность между уровнями отдельных гармоник. При этом уровни широкополосного шума и дискретных составляющих становятся соизмеримыми.

С увеличением концевой скорости лопастей на их поверхностях возникают местные сверхзвуковые зоны со скачками уплотнения, которые приводят к увеличению уровней как дискретного, так и широкополосного шума. При дальнейшем увеличении концевой скорости ( $M > 1$ ) преобладающим становится шум от ударных волн.

### Шум электродвигателя

Работающий электродвигатель является источником шума, который возникает вследствие колебаний различных его элементов. В зависимости от того, в какой части электродвигателя имеются колебания и в зависимости от сил, вызывающих колебания, принято различать следующие условные виды шума: магнитный, механический, вентиляционный (Рисунок 24). В большинстве случаев, особенно в быстроходных машинах, преобладают

последние две категории, поэтому уровень шума определяется в первую очередь скоростью вращения и номинальной мощностью.

**Магнитный шум** низкого тона, характерный для всех магнитных систем переменного тока, вызывается периодическим притяжением друг к другу листов сердечника. Частотное распределение электромагнитного звука в основном находится в диапазоне 100-4000 Гц. Величина интенсивности вибрации и шума связана с величиной электромагнитной силы и жесткостью статора и ротора. Когда электромагнитная сила, вызывающая вибрацию, соответствует собственной частоте вибрирующего компонента, возникает резонанс, а вибрация и шум значительно возрастают. Электромагнитная сила имеет радиальную и тангенциальную составляющие. Радиальная составляющая электромагнитной силы играет важную роль в возникновении вибрации и шума двигателя. Это приводит к тому, что сердечник статора генерирует радиальную вибрацию, а шум, создаваемый радиальной вибрацией, является основным компонентом электромагнитного шума двигателя. Поскольку электромагнитный шум составляет лишь небольшую долю от общего шума двигателя, обычно не предпринимаются шаги по снижению электромагнитного шума при проектировании и изготовлении электродвигателя.

**Механический шум** обычно связан с работой подшипников. Поврежденный подшипник качения является источником шума повышенной интенсивности. Свистящий звук указывает на отсутствие смазки. Скрежет служит признаком наличия твердых частиц в смазке (смазка загрязнена), поломки сепаратора или задевания вала за крышки подшипника. Стук в подшипнике возникает при большом износе подшипника скольжения и разрушении шариков или тел качения, или поверхности беговых дорожек в кольцах подшипника качения.

**Шум вентилятора** в основном вызван вращением вентилятора, который вызывает воздушный поток, удары и трение. Охлаждающие вентиляторы являются источником аэродинамического шума, который добавляется к структурному шуму в виде тонов с гармониками частоты прохождения рабочих лопаток. Величина уровня шума зависит от размера и формы вентилятора, скорости вращения электродвигателя, а также от аэродинамического сопротивления в воздушном зазоре.



Рисунок 24 – Классификация источников шума электродвигателя

Распространенным способом снижения шума двигателя является увеличение радиальной толщины внешнего ротора или статора для повышения жесткости, введение перекоса в пазах ротора для управления высшими гармониками электромагнитной нагрузки и обеспечение достаточного различия количества пазов ротора и статора для уменьшения радиальных отклонений. Поскольку радиальные усилия важны для шума двигателя, желательно использовать опоры подшипников, увеличивающие радиальную жесткость. В крайнем случае размер воздушного зазора увеличен для снижения шума, но снижает эффективность двигателя [105].

### Шум планера

Одним из источников шума, создаваемого при полете самолета, является аэродинамический шум обтекания планера самолета. Шум планера обусловлен пульсациями аэродинамических сил на крыле, турбулентным пограничным слоем и вихрями, образующимися при обтекании поверхностей крыла, фюзеляжа и хвостового оперения, а также турбулентными следами за плохо обтекаемыми элементами планера.

Лопастей винта при его вращении периодически проходят вблизи крыла, элементов конструкции самолета или попадают в турбулентный след за указанными элементами. При этом генерируется излучение в виде периодической последовательности импульсов давления, которой соответствует гармонический спектр. Такой шум называется **шумом от эффекта монтажа**.

**Собственный шум аэродинамического профиля** возникает из-за взаимодействия между лопастью аэродинамического профиля и турбулентностью, создаваемой в его собственном пограничном слое и вблизи следа. На Рисунке 25 проиллюстрированы пять механизмов

собственного шума аэродинамического профиля в условиях дозвукового потока.

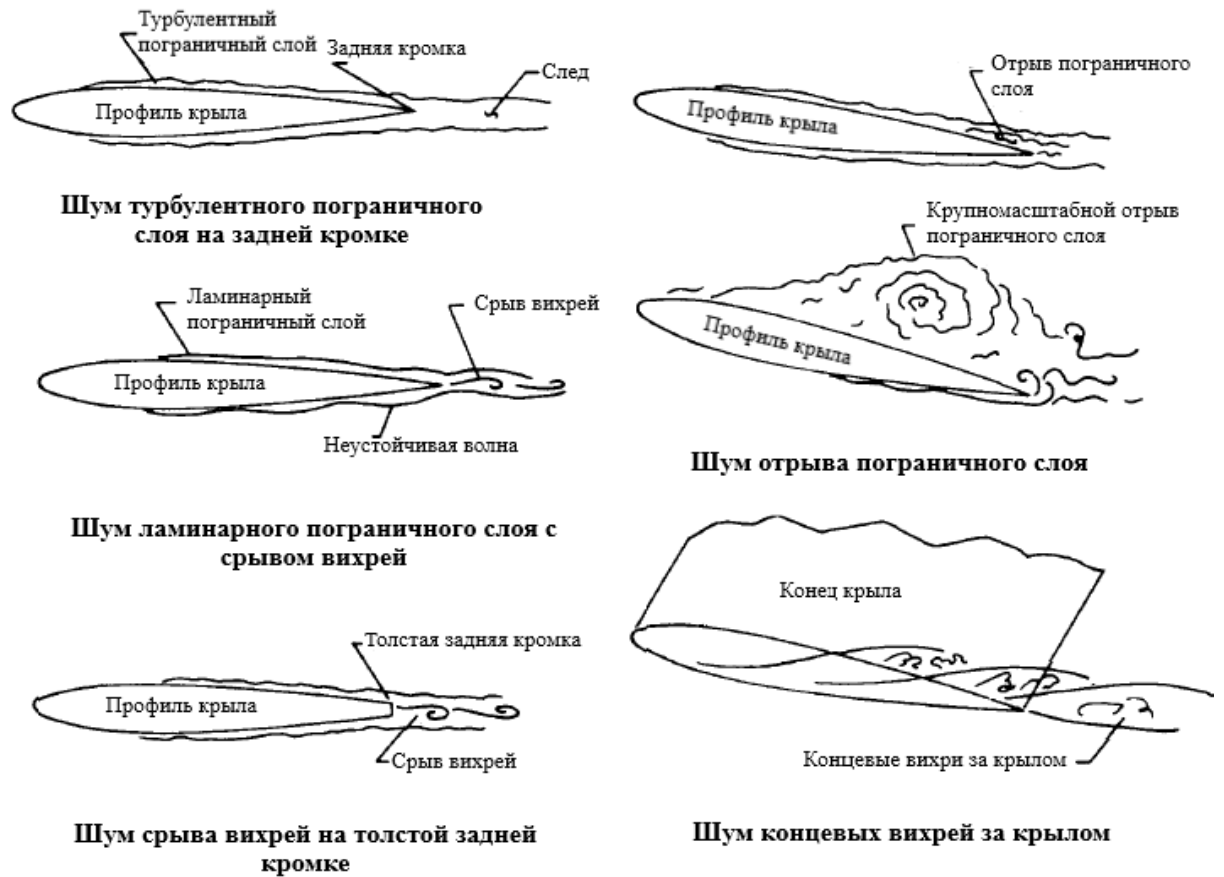


Рисунок 25 – Условия потока, создающие собственный шум аэродинамического профиля

При высоком числе Рейнольдса (основанном на длине хорды) турбулентные пограничные слои развиваются на большей части профиля. Шум возникает, когда эта турбулентность проходит через заднюю кромку. При низком числе Рейнольдса развиваются в основном ламинарные пограничные слои, нестационарность которых приводит к срыву вихрей и генерации шума от задней кромки. При ненулевых углах атаки поток отрывается вблизи задней кромки на верхней стороне профиля, создавая шум задней кромки из-за отрыва пограничного слоя. При очень больших углах атаки разделенный поток вблизи задней кромки уступает место крупномасштабному отрыву (глубокому сваливанию), в результате чего аэродинамический профиль излучает низкочастотный шум, подобный шуму затупленного тела в потоке. Другим источником шума является вихреобразование, возникающее в области потока за тупой задней кромкой. Дополнительный источник обусловлен образованием концевых вихря, содержащего сильно турбулентный поток, возникающий вблизи концевых сечений лопасти/крыла. Оставшийся источник, рассматриваемый здесь, обусловлен образованием вихря на конце крыла, содержащего

сильно турбулентный поток, возникающий вблизи кончиков подъемных лопастей или крыльев.

### Шум шасси

Компоненты шасси в основном представляют собой массивные кузова с широким диапазоном форм и соотношений сторон: колеса, оси, стойки, валы. Нестационарный разделенный поток мимо них (вихревой выброс) и взаимодействие следа между ними приводят к появлению широкополосного звука в широком диапазоне частот. Для самых крупных компонентов на большом самолете типичная частота составляет всего 50 Гц и обычно от 200 до 300 Гц для небольших и средних транспортных средств. Существует также множество мелких деталей и элементов, производящих звук в чувствительном диапазоне от 2 до 4 кГц. Низкочастотные звуковые сигналы также создаются в турбулентном потоке за счет взаимодействия потока с полостями, образующими колодцы колеса. Такой шум называется **шумом шасси**.



Рисунок 26 – Классификация источников шума планера

Интегрируя все составляющие акустического излучения самолета с РЭСУ, согласно представленной классификации источников шума (Рисунки 21, 22, 24, 26), и анализируя соответствующий звуковой сигнал, выводится уравнение шума:

$$p'_{DEP}(t) = p'_{СУ} + p'_{Эл} + p'_{Пл} \quad (7)$$

Среди всех видов шума шум электромотора значительно ниже по сравнению с шумом двигателя и шумом планера, и наиболее значительной частью являются гармонические составляющие. Таким образом, уравнение шума упрощено следующим образом:

$$p'_{DEP}(t) = p'_{объ} + p'_{наг} + p'_{мон}, \quad (8)$$

где подстрочные индексы означают: СУ - силовая установка, Эл - электродвигатель, Пл - планер, об - объемный шум, наг - шум нагрузки, мон - шум от эффекта монтаж.

Уровень звукового давления самолета DEP

$$L_p = 20 \lg \frac{RMS[p'_{DEP}(t)]}{20 \mu Pa}, \quad (9)$$

где RMS — среднеквадратичное значение звукового давления

## 1.4 Аэроакустическая характеристика самолета с распределенными силовыми установками

Наиболее важными источниками шума в распределенной силовой установке являются воздушные винты. В ходе ряда численных и экспериментальных исследований изучены акустические характеристики нескольких воздушных винтов. Согласно исследованиям, на уровень звукового давления и направленность шумового излучения влияют несколько факторов: 1) расстояние между винтами; 2) неравномерный поток, вызванный турбулентностью или наличием крыла; 3) направление вращения воздушного винта относительно соседних винтов; 4) дополнительный шум крыла из-за следа от винта.

### 1.4.1 Расстояние между винтами

Небольшое расстояние между винтами приводит к колебаниям нагрузки на лопасти воздушного винта, что повышает уровень шума распределенной силовой установки.

В работе [59] проведено исследование уровня шума в конфигурации двух винтов с варьированием межосевого расстояния (Рисунок 27). Результаты показали, что при сокращении расстояния между винтами наблюдается рост всех тональных составляющих шума, достигающий 8 дБ. Увеличение акустической нагрузки наиболее выражено в направлениях, перпендикулярных плоскости вращения винтов (Рисунок 28). Аэроакустическая диаграмма, представленная на Рисунке 28, зависит от азимутального угла и межосевого расстояния. Уровень шума демонстрирует тенденцию к увеличению в направлениях, перпендикулярных плоскости несущего винта. При уменьшении межосевого расстояния до  $L=0,05D$  по сравнению с  $L=1,0D$ , зафиксировано усиление шума на 3 дБ при азимутальном угле  $180^\circ$  (в направлении, противоположном плоскости вращения). При этом разница в уровне шума нивелируется по мере приближения азимутального угла к  $90^\circ$ , то есть к направлению, параллельному плоскости вращения винта.

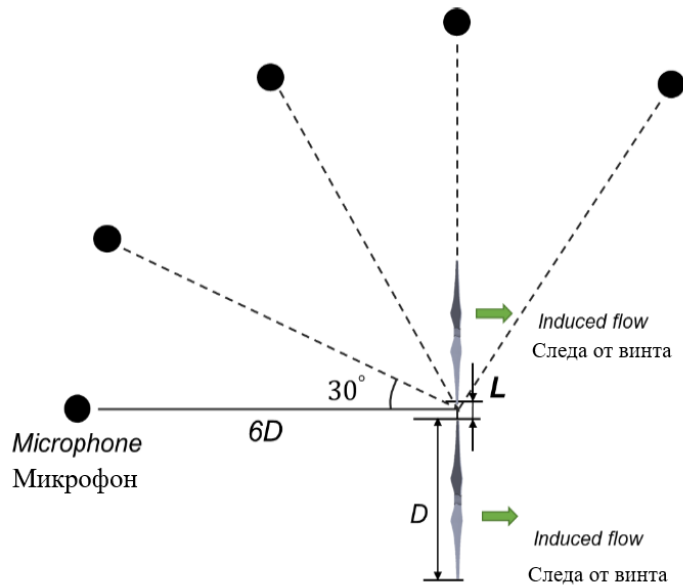


Рисунок 27 – Экспериментальная установка системы с двумя воздушными винтами

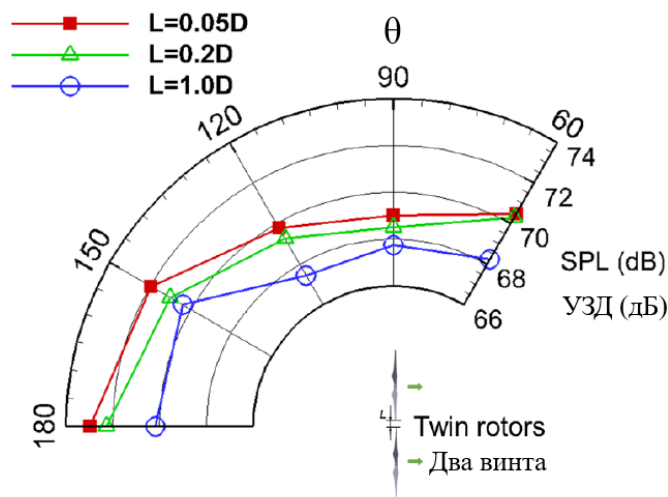


Рисунок 28 – Распределение уровня звукового давления на расстоянии  $6D$  от центра компоновки два воздушных винта

На Рисунке 29 [59] представлены спектры шума, измеренные в двух различных азимутальных положениях. В частности, показаны спектры уровня звукового давления при азимутальных углах  $\theta = 180^\circ$  и  $\theta = 120^\circ$  для различных расстояний между винтами. Что касается  $\theta = 180^\circ$  увеличение всех тональных составляющих (ЧСЛ — частота следования лопаток) по мере уменьшения расстояния между винтами. Поскольку тональный шум в случае  $\theta=120^\circ$  не демонстрирует аналогичного увеличения, считается, что повышение тонального шума, связанное с нагрузкой на лопасти, объясняется увеличением колебаний нагрузки из-за малого расстояния между винтами. Что касается широкополосного шума, то наблюдается, что увеличение уровня шума на высоких частотах в случае  $\theta=120^\circ$  является более значительным, чем в случае  $\theta=180^\circ$ .

Это свидетельствует о том, что широкополосный шум преобладает над уровнем шума вблизи плоскости вращения. Такой эффект объясняется тем, что широкополосный шум связан с турбулентными структурами потока, такими как вихри и сдвиговые течения. Взаимодействие указанных явлений усиливается при небольших расстояниях между винтами, и их влияние значительно в плоскости винта, поэтому взаимодействие концевых вихрей с двумя винтами приводит к повышению уровня широкополосного шума.

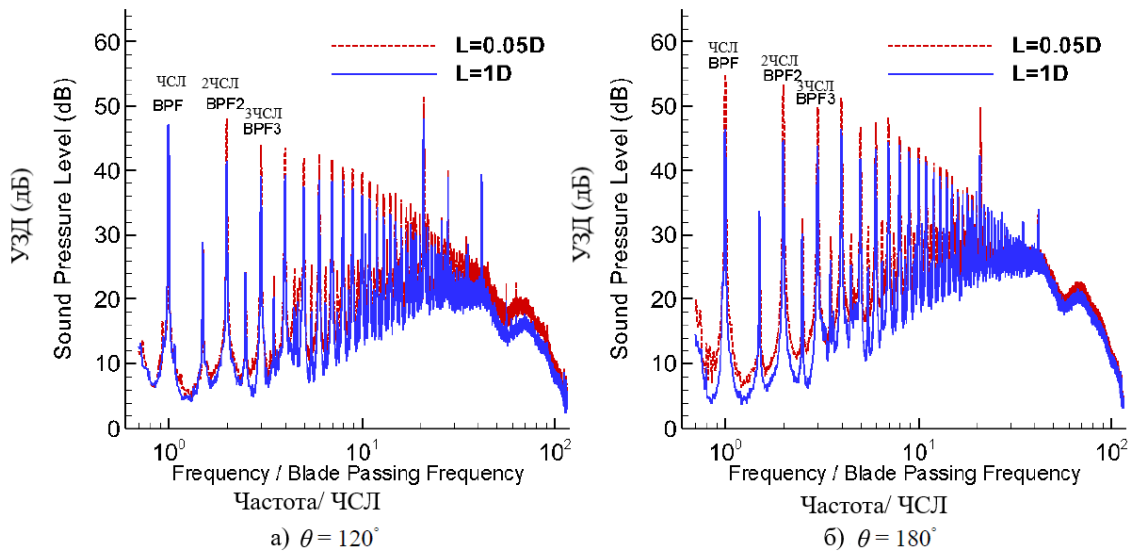


Рисунок 29 – Сравнение измеренного звукового спектра в варианте  $L=0.05D$  и в варианте  $L=1.0D$  при азимутальных углах  $120^\circ$  и  $180^\circ$

Другое экспериментальное исследование [106], использовавшее схожую компоновку двух воздушных винтов, выявило несколько отличающиеся результаты. Рисунке 30 представлены данные о направленности первой гармоники (первой ЧСЛ) и общем уровне звукового давления при различных скоростях вращения. Согласно измерениям, эффекты взаимодействия двух винтов оказывают минимальное влияние на узкополосный шум на частотах следования лопаток и ОУЗД. При больших азимутальных углах ( $\beta > 20^\circ$ ), которые соответствуют направлению вдоль оси винта указанный эффект отсутствует. Тем не менее, тональный шум на высоких гармониках значительно усиливается, что объясняется чувствительностью к нестационарной аэродинамической нагрузке на лопасти. В работе выдвигается предположение, что для практической оценки уровня шума от нескольких воздушных винтов достаточно использовать простую суперпозицию шума от одного винта.

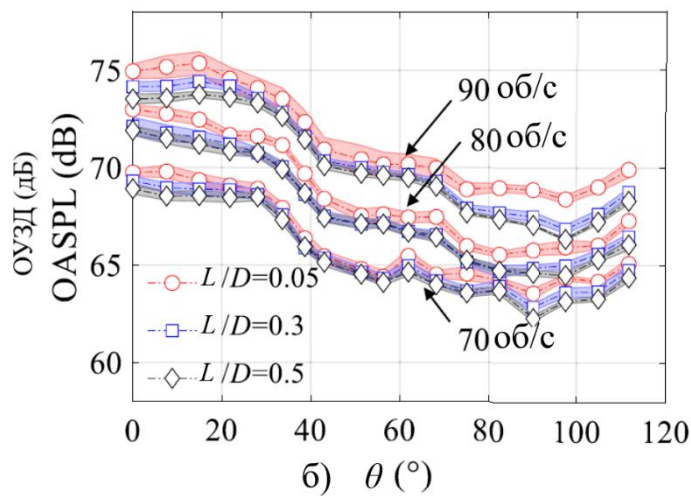
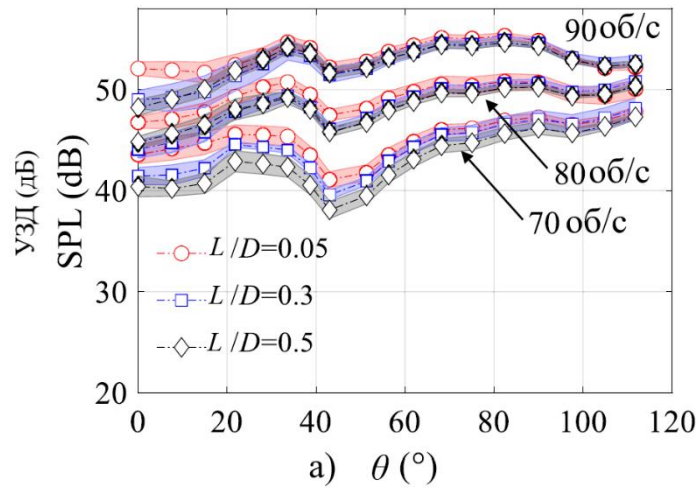
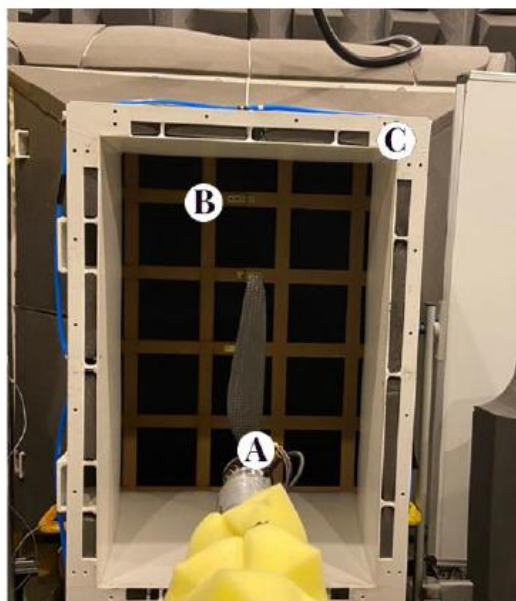


Рисунок 30 – Направленность шума, а) первой гармоники (первой ЧСЛ) и б) общий уровень звукового давления (ОУЗД) при различной скорости вращения, здесь RPS— обороты в секунду.

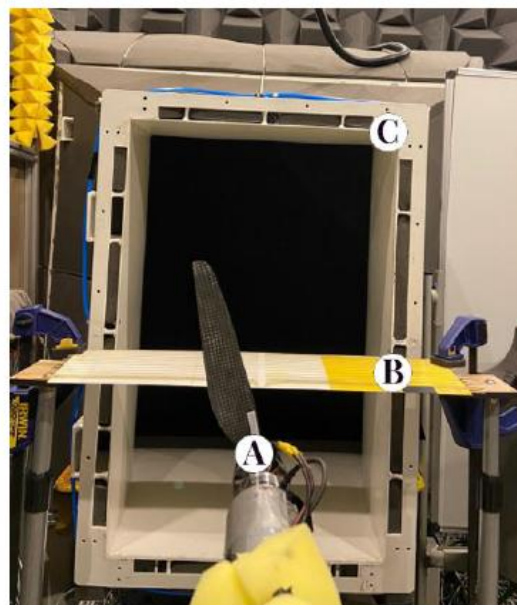
#### 1.4.2 Неравномерный поток, вызванный турбулентностью или наличием крыла

По аналогии с упомянутым выше взаимодействием воздушных винтов, такие колебания, воздействующие на лопасть воздушного винта, также усиливают излучение шума винта [86,87]. В экспериментальном исследовании [107] измеряется шум воздушного винта в трех случаях: 1) одиночный воздушный винт; 2) решетка, установленная на переднем воздушном винте, которая вызывает турбулентность; 3) толкающий воздушный винт, установленный на крыле сзади (Рисунок 31).



**а) Turbulence grid mesh set up**

Решетка, установленная на переднем  
воздушном винте



**б) NACA 0012 rectangular wing  
wake set up**

Прямоугольное крыло с профилем NACA 0012,  
установленное перед воздушным винтом

Рисунок 31 – Экспериментальная установка а) решетка, установленная на переднем воздушном винте, б) прямоугольное крыло, установленное перед воздушным винтом

На Рисунке 32 представлена спектральная плотность мощности (СПМ) трех исследуемых конфигураций при разных азимутальных углах  $\theta$ . Турбулентность, индуцированная решеткой, не приводит к существенным изменениям в спектральных характеристиках по сравнению с одиночным воздушным винтом. Однако взаимодействие турбулентности, генерируемой крылом, с потоком от воздушного винта вызывает значительное увеличение среднечастотного и высокочастотного шума в диапазоне частот от 210 Гц до 10000 Гц. Наблюдается значительное увеличение звукового давления на гармониках ЧСЛ. Спектральное сравнение для разной направленности излучения наглядно демонстрирует более высокий уровень широкополосного шума при углах  $50^\circ - 140^\circ$  по сравнению с  $80^\circ - 90^\circ$ . Взаимодействие потока воздушного винта с турбулентностью при обтекании крыла существенно усиливает акустическое излучение, особенно вблизи плоскости вращения винта и в непосредственной близости от крыла.

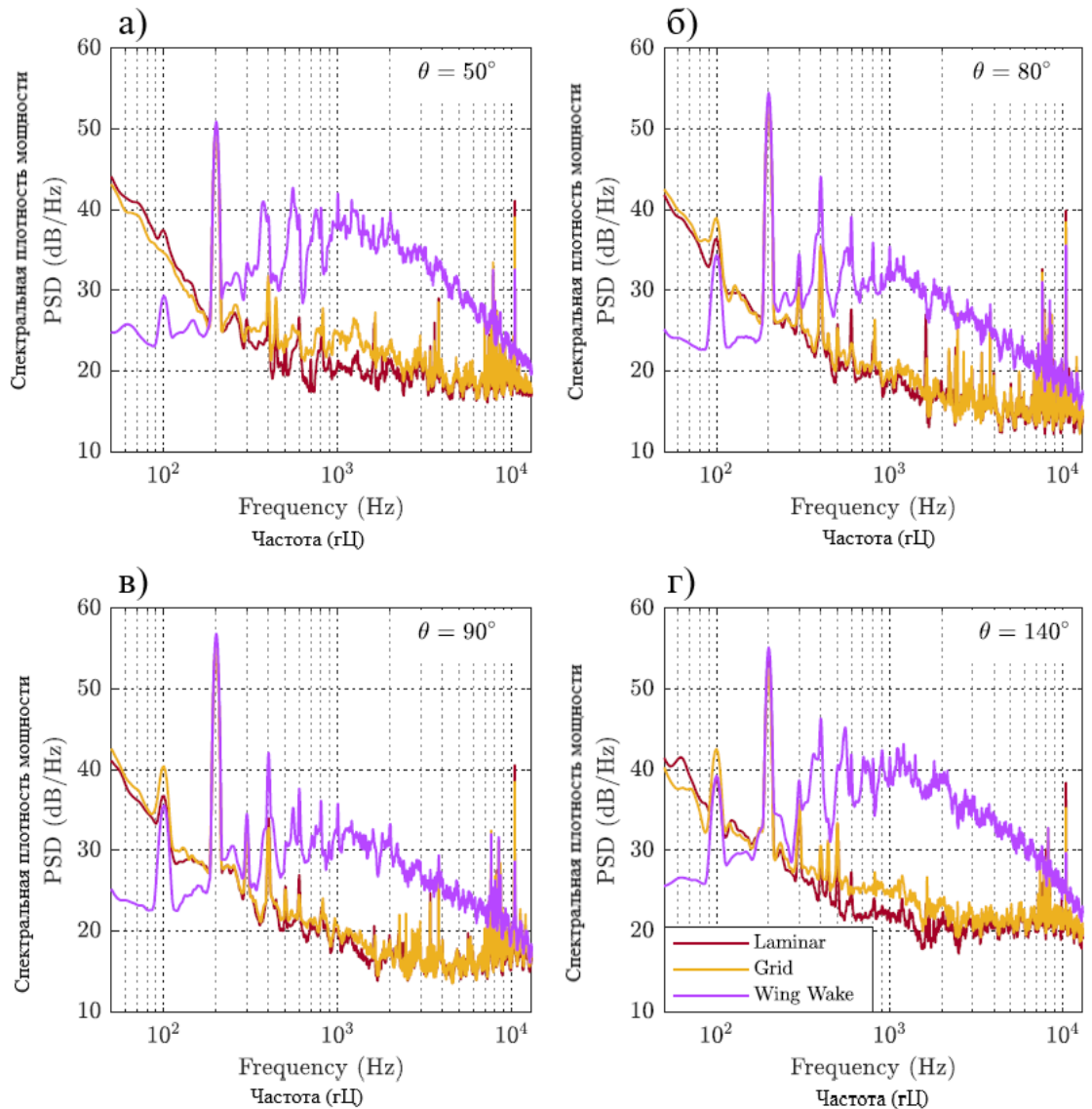


Рисунок 32 – Спектральная плотность мощности (СПМ) трех установок для разных азимутальных углов излучения, laminar—одиночный воздушный винт, grid—турбулентность, вызванная решеткой, wing wake—турбулентность, вызванная следом крыла

### 1.4.3 Направление вращения воздушного винта, относительные фазы между винтами

В исследовании [62], упомянутом ранее, измерены аэродинамические и аэроакустические характеристики системы с тремя воздушными винтами (см. Рисунок 15). Основное внимание в работе уделялось влиянию фазового угла и направления вращения на аэродинамические характеристики винтов, а также на общий уровень звукового давления многовинтовой системы. Результаты, представленные на Рисунке 33, демонстрируют, что оптимизация фазового угла и направления вращения позволяет улучшить аэроакустические характеристики многовинтовой системы и минимизировать уровень шума.

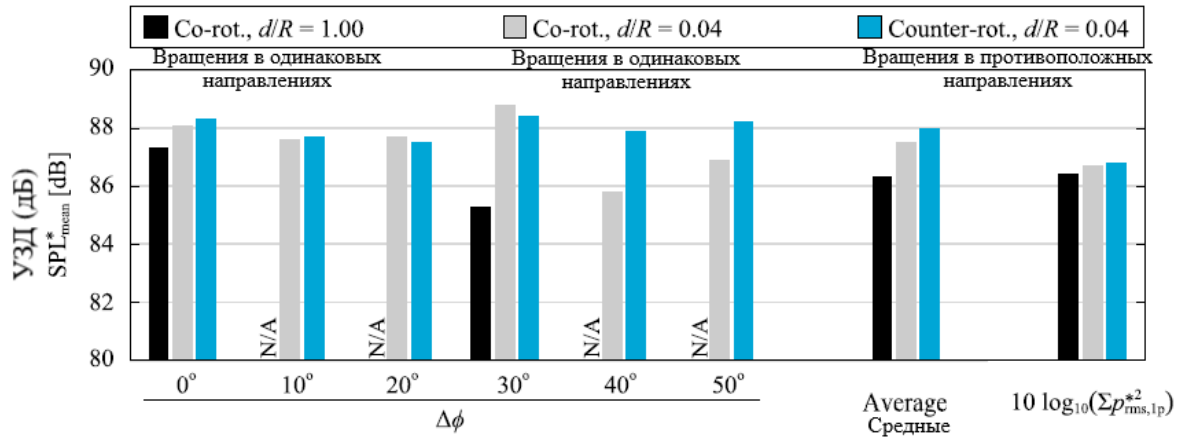


Рисунок 33 – ОУЗД в зависимости от угла положения винта для трех компоновок с тремя винтами

Численное исследование [68] уровней звукового давления проведено для трех аналогичных воздушных винтов с разными фазовыми углами. Результат исследования показывает влияние фазового угла на направленность излучения по ОУЗД относительно оси воздушного винта (Рисунок 34). Направленность шумоизлучения аналогична направленности диполя, то есть, снижение шума при азимутальном угле 0 – 30° и 120 – 180° связано с уменьшением нестационарной нагрузки на лопасть воздушного винта.

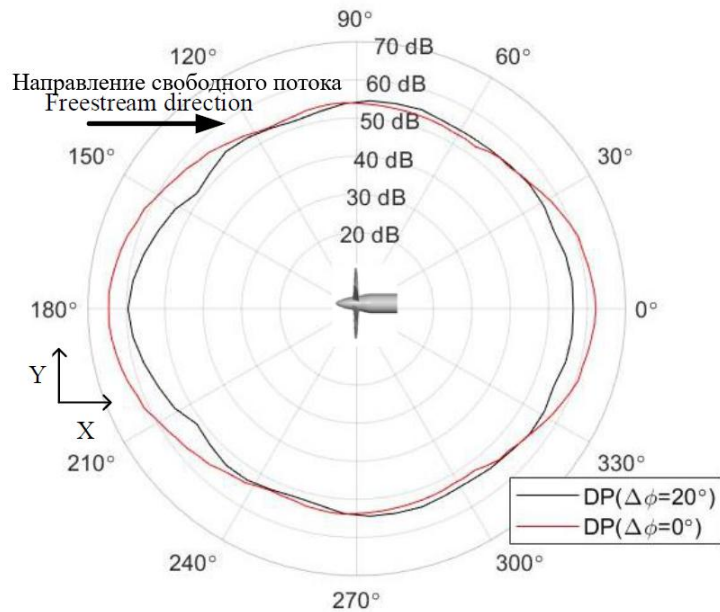


Рисунок 34 – Сравнение направленности ОУЗД для винтов с различными фазовыми углами

В численном исследовании [66] аэроакустических характеристик распределенных движителей, в котором использовался код ANOPP [64,65], получено, что направление вращения и фазовые углы значительно изменяют направленность уровня звукового давления. Но разница объясняется интерференцией волн.

#### **1.4.4 Дополнительный шум крыла из-за следа от винта**

Взаимодействие вихрей от лопастей с элементами крыла или пилоном вызывает генерацию звука и приводит к дополнительному шуму от установки воздушного винта. Когда след воздушного винта периодически встречает крыло, подъемная сила крыла периодически изменяется с частотой ЧСЛ. В результате, дополнительный шум, создаваемый вихрями, сходящими с лопастей, увеличивает не только широкополосный шум, но и тональный шум ЧСЛ, который изменяет направленность звукового излучения [71,72,86].

## ГЛАВА 2 Математические модели расчета шума

В разделе представлены три различные математические модели для прогнозирования шума винтовой силовой установки. 1) акустико-вихревое волновое уравнение в программном пакете FlowVision; 2) уравнение Flowes Williams-Hawkings (FW-H) программном пакете Ansys Fluent; 3) модель быстрого прогнозирования шума.

### 2.1 Акустико-вихревое волновое уравнение

Акустико-вихревое волновое уравнение выводится из уравнения Блохинцева-Хоу [108,109]:

$$\left\{ \frac{D}{Dt} \left( \frac{1}{c^2} \frac{D}{Dt} \right) + \frac{1}{c^2} \frac{D\vec{v}}{Dt} \nabla - \nabla^2 \right\} H = \nabla \cdot \left\{ [\vec{\omega} \times \vec{v}] - T \nabla s \right\} - \frac{1}{c^2} \frac{D\vec{v}}{Dt} \cdot \left\{ [\vec{\omega} \times \vec{v}] - T \nabla s \right\} + \frac{1}{C_p} \left\{ \frac{\partial}{\partial t} \frac{Ds}{Dt} + \frac{1}{\gamma - 1} \frac{D^2 s}{Dt^2} \right\}, \quad (10)$$

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 постоянном давлении,  $\kappa$  - показатель адиабаты.

Фундаментальное положение акустического уравнения Блохинцева-Хоу заключается в том, что любое нестационарное движение газа является результатом суперпозиции и взаимодействия трех основных мод: акустической, вихревой и энтропийной. Нелинейный характер движения обуславливает их взаимное влияние и превращение и объясняет широкий спектр нелинейных эффектов, являющихся предметом изучения различных разделов механики сплошных сред, включая аэроакустику.

В рамках исследования принимаются следующие допущения: 1) дозвуковой поток; 2) изоэнтропийный поток; 3) влияние вязкой диффузии считается пренебрежимо малы; 4) акустические колебания (скорости акустического движения, обусловленные сжимаемостью жидкости) малы по сравнению с вихревыми возмущениями (скоростями вихревого и поступательного бездивергентного движения).

С учетом указанных допущений акустико-вихревое волновое уравнение формулируется в виде [110,111]

$$\left( \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) H = \nabla \cdot (\vec{\omega} \times \vec{v}) \quad (11)$$

В терминах колебаний статической энтальпии уравнение (11) преобразовано следующим образом:

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 i'}{\partial t^2} - \nabla^2 i' = \nabla \cdot \left[ (\vec{\omega} \times \vec{v}) + \nabla \left( \frac{v^2}{2} \right) \right] \quad (12)$$

## 2.2 Уравнение Ffowcs Williams-Hawkings

Метод Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) является обобщенной формой акустической аналогии Лайтхилла [112,113], включающей описание генерации звука потоком среды и эффекты ограничивающих поверхностей. Аэроакустика занимается вопросами распространения звука в среде, которая обладает весьма малой вязкостью и теплопроводностью. В таких условиях анализируются возмущения, которые настолько слабы, что их пространственные градиенты лишь незначительно превосходят сами возмущения, что отличает их от более интенсивных явлений, таких как ударные волны. Поскольку малые возмущения не распространяются на чрезвычайно большие расстояния, эффектами вязкости и теплопроводности пренебрегают, и движение среды определено решениями уравнений сохранения количества движения и неразрывности в виде:

$$\rho \left( \frac{\partial v_i}{\partial \tau} + v_j \frac{\partial}{\partial y_j} v_i \right) = - \frac{\partial p}{\partial y_i} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial y_j} \quad (13)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial y_j} \rho v_j = 0, \quad (14)$$

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 (14) на  $v_i$ , складывая результат с уравнением движения и объединяя подобные члены, получаем следующее уравнение:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i = - \frac{\partial}{\partial y_i} (\rho v_i v_j + \delta_{ij} p - \sigma_{ij}) \quad (15)$$

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

$$\frac{\partial \rho' v_i}{\partial \tau} + c_0^2 \frac{\partial \rho'}{\partial y_i} = - \frac{\partial T_{ij}}{\partial y_i}, \quad (16)$$

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

Продифференцировав уравнение (14) по  $\tau$ , применяя операцию дивергенции к уравнению (16), и вычитая из одного соотношения другое, получаем уравнение Лайтхилла

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial \tau^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial y_i \partial y_j} \quad (17)$$

Предполагая, что проницаемая поверхность данных, окружающая движущийся акустический источник, определена, и среда движется равномерно с постоянной скоростью  $U_\infty$  в произвольном направлении, учитывая уравнение (17), преобразуем уравнение FW–Н следующим образом [114,115]:

$$\left( \frac{1}{c_0^2} \frac{D^2}{Dt^2} - \nabla^2 \right) p'(\bar{x}, t) = \frac{D}{Dt} [Q \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [L_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (18)$$

$$Q = \rho_0 (v_n - U_{\infty n}) + \rho (u_n - (v_n - U_{\infty n})) \quad (19)$$

$$L_i = ((p - p_0) \delta_{ij} - \sigma_{ij}) n_j + \rho u_i (u_n - (v_n - U_{\infty n})) \quad (20)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij} - \sigma_{ij}, \quad (21)$$

где  $\delta(\cdot)$  и  $H(\cdot)$  - функции Дирака и Хэвисайда, определяющие распределение источников;  $\delta_{ij}$  - дельта 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 уравнений (18)-(21) получено с применением функции Грина в свободном пространстве ( $\delta(g)/4\pi r$ ). Полное решение состоит из поверхностных интегралов и объемных интегралов [116]. Поверхностные интегралы отражают вклад монопольных и дипольных акустических источников, а объемные интегралы – квадрупольных источников в области, ограниченной поверхностью источника. В случае дозвуковых скоростей потока, вклад объемных интегралов является незначительным, и им пренебрегают. Таким образом, уравнение Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) формулируется в виде Farassat Formulation 1A [23,24]:

$$p'(\bar{x}, t) = p'_T(\bar{x}, t) + p'_L(\bar{x}, t), \quad (22)$$

где

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0(\dot{U}_n + U\dot{n})}{r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 U_n \{r\dot{M}_r + c_0(M_r - M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3} \right] ds \quad (23)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{L}_r}{c_0 r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right] ds \quad (24)$$

$$+ \int_{f=0} \left[ \frac{L_r \{r\dot{M}_r + c_0(M_r - M^2)\}}{c_0 r^2(1-M_r)^3} \right] ds$$

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0}(u_i - v_i) \quad (25)$$

В уравнениях (23),(24) интегралы вычисляются в соответствующее время запаздывания  $\tau = t - \frac{r}{c_0}$ ,  $t$  - 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.

С учетом конвективных эффектов расчет времени запаздывания усложняется. На Рисунке 35 представлена схема, иллюстрирующая влияние конвекции на вычисление времени запаздывания, где  $\theta$  - угол направления к приемнику, отсчитываемый от направления вверх по потоку. Согласно Рисунку 35, время запаздывания с учетом конвективного эффекта определяется следующим образом:

$$\tau = t - r / c_\theta \quad (26)$$

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



Рисунок 35 – Схема влияния конвекции на расчет времени запаздывания

### 2.3 Модель быстрого прогнозирования шума

Если вращение винта равномерное, то возмущение среды происходит периодически. Поэтому спектр шума винта имеет гармоническую структуру. Дискретные частоты этого периодического спектра кратны произведению частоты вращения  $\Omega$  и число лопастей  $B$

$$f_m = mB\Omega, \quad (27)$$

где  $f_m$  - частота  $m$ -й гармоники ( $m$ -й ЧСЛ).

Впервые практический метод расчёта шума (периодического) воздушного винта по суммарным характеристикам предложен Л.Я. Гутиным [78]. Наиболее важный режим для прогнозирования шума винта - режим взлета и посадки. Теория Гутина рассматривает шум винта, который расположен неподвижно и без угла атаки. Уравнение Гутина необходимо расширить [25,26,27,117].

Согласно теории Гутина волновое уравнение задается в движущейся среде таким образом, что наблюдатель и осевое положение винта фиксируются относительно системы координат, а жидкость движется с числом Маха полета  $M_\infty$  в направлении оси  $x$ . Когда ось винта находится под углом  $\alpha$  к направлению полета, а его скорость вращения  $\Omega$  (Рисунок 36), 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:

$$G_m = \frac{e^{imB\Omega\sigma/c_0}}{4\pi S},$$

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

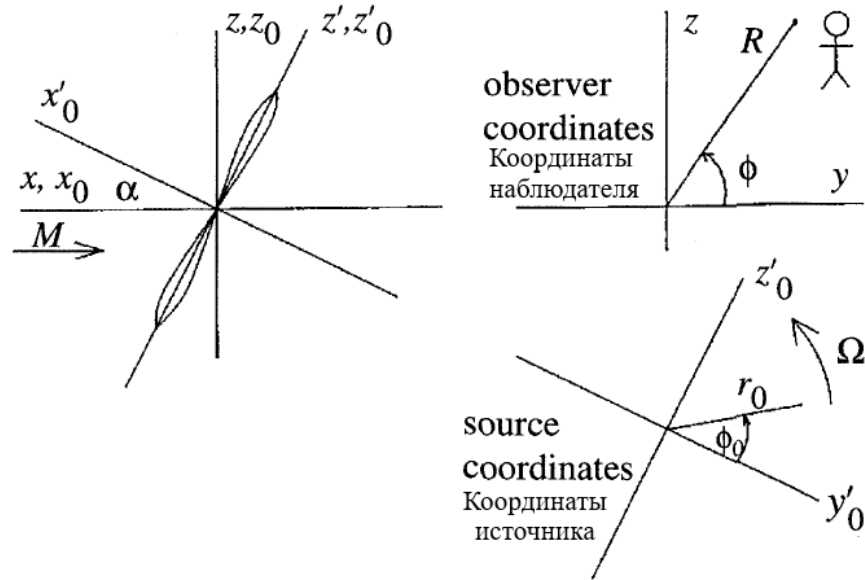


Рисунок 36 – Координаты источника  $y = (x'_0, y'_0, z'_0)$ , наблюдателя  $x = (x, y, z)$  и горизонтальная координата на центре вращения  $y = (x_0, y_0, z_0)$

Преобразование исходных координат в систему осей винта задается следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} x_0 &= x'_0 \cos \alpha - z'_0 \sin \alpha = x'_0 \cos \alpha - r_0 \sin \Phi_0 \sin \alpha \\ y_0 &= y'_0 = r_0 \cos \Phi_0 \\ z_0 &= x'_0 \sin \alpha + z'_0 \cos \alpha = x'_0 \sin \alpha + r_0 \sin(\Phi_0) \cos \alpha \end{aligned} \quad (28)$$

Гармонической шум винта, в свою очередь, разделяется на две основные составляющие. Одна из них обусловлена воздействием на среду стационарных относительно лопастей аэродинамических нагрузок – силы тяги и момента на валу винта. Данную составляющую шума вращения называют **шумом нагрузки**. Шум нагрузки эквивалентен простому акустическому источнику – диполю. Вторая составляющая шума вращения связана с конечной толщиной лопасти. Лопасть при вращении вытесняет из окружающей среды объем, равный объему лопасти, который затем вновь заполняется средой. Происходит периодическое изменение объема в любой фиксированной точке пространства, находящейся в области диска винта. Таким образом, элементарные объемы в каждой точке пространства в области диска винта пульсируют с той же

частотой, что и частота шума вращения при воздействии на среду установившихся аэродинамических нагрузок на лопасти. Эту составляющую шума вращения называют **объемным шумом или шумом вытеснения**. Объемный шум эквивалентен простому акустическому источнику – монополю. Таким образом, в дальнейшем рассматриваются только вклады от шума нагрузки и объемного шума.

В работе Hanson и Parzych [118] формулы для шума нагрузки и объемного шума в частотной области представлены следующим образом:

$$P_{Lm} = \frac{B}{2\pi} \iint_0^{2\pi} f_i \frac{\partial G_m}{\partial y_i} e^{imB\Phi_0} d\Phi_0 dA \quad (29)$$

$$P_{Tm} = \frac{\rho_0 B}{2\pi} \iint_0^{2\pi} v_n \left( U_\infty \frac{\partial G_m}{\partial x_0} - imB\Omega G_m \right) e^{-imB\Phi_0} d\Phi_0 dA \quad (30)$$

Для произвольной точки на лопасти  $S$  и  $\sigma$  выражены следующим образом [119]:

$$S = S_0 - \frac{1}{S_0} \left( x \cos \alpha + \beta^2 R \sin \Phi \sin \alpha \right) x'_0 + \frac{1}{S_0} \left( x \sin \alpha - \beta^2 R \sin \Phi \cos \alpha \right) r_0 \sin \Phi_0 - \beta^2 \frac{R}{S_0} \cos \Phi r_0 \cos \Phi_0 \quad (31)$$

$$\sigma = \frac{1}{\beta^2} (Mx + S_0) - \frac{1}{S_0} \left( \frac{x + MS_0}{\beta^2} \cos \alpha + R \sin \Phi \sin \alpha \right) x'_0 - \frac{R}{S_0} \cos \Phi r_0 \cos (\Phi_0) + \frac{1}{S_0} \left[ \frac{x + MS_0}{\beta^2} \sin \alpha - R \sin \Phi \cos \alpha \sin (\Phi_0) \right], \quad (32)$$

где  $S_0 = r(1 - M \cos \theta)$

При изменении угла наблюдения в системе координат траектории полета на координаты винта (Рисунок 37) громоздкое выражение в дальнем поле упрощено:

$$S \approx S_0 \quad (33)$$

$$\sigma \approx r - \frac{\cos \theta'}{1 - M \cos \theta} x'_0 - \frac{\sin \theta'}{1 - M \cos \theta} r_0 \cos (\Phi' - \Phi_0), \quad (34)$$

где

$$\begin{aligned} \cos \theta' &= \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \Phi \sin \alpha \\ \sin \theta' \cos \Phi' &= \sin \theta \cos \Phi \\ \sin \theta' \sin \Phi' &= -\cos \theta \sin \alpha + \sin \theta \sin \Phi \cos \alpha \end{aligned} \quad (35)$$

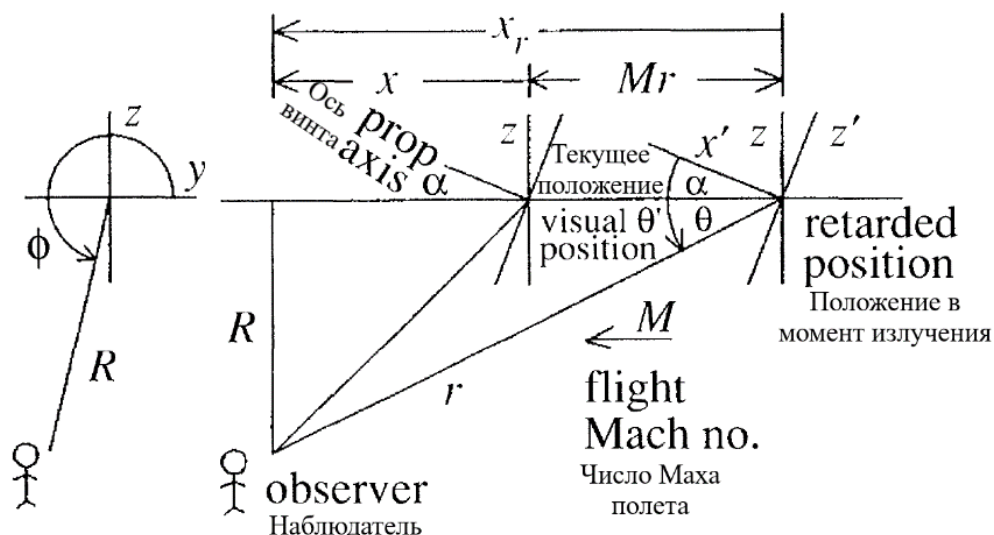


Рисунок 37 – Координаты наблюдателя и схема излучения звука, распространяющегося от источника

Для простоты здесь применяется точечная модель, которая предполагает акустический вклад отдельных лопастей винта в качестве движущихся точечных источников, расположенных на определенном радиусе от центра вращения. После некоторых громоздких вычислений формулы дальнего поля для шума нагрузки и шума вытеснения определены ([118,119,120]) в виде:

$$P_{Lm} = \frac{iBe^{i(k_m r + (\pm mB \mp k)(\Phi' - \pi/2))}}{4\pi S_0} \times \sum_k \left[ \pm \frac{mB\Omega F_{xk} \cos\theta'}{c_0(1-M\cos\theta)} \mp \frac{(mB-k)F_{\Phi k}}{R_{eff}} \right] J_{\pm mB \mp k} \left( \frac{mB\Omega \sin\theta' R_{eff}}{c_0(1-M\cos\theta)} \right) \quad (36)$$

$$P_{Tm} = \frac{-i\rho_0 B c_0^2 k_m e^{i(k_m r \pm mB(\Phi' - \frac{\pi}{2}))}}{4\pi S_0(1-M_\infty \cos\theta)} \times \left\{ \begin{aligned} & V_0 J_{mB} \left( \frac{mB\Omega \sin\theta' R_{eff}}{1-M\cos\theta} \right) + \\ & \frac{1}{2} V_c e^{i(\Phi' - \frac{\pi}{2})} \left[ J_{mB+1} \left( \frac{mB\Omega \sin\theta' R_{eff}}{c_0(1-M\cos\theta)} \right) + J_{mB-1} \left( \frac{mB\Omega \sin\theta' R_{eff}}{c_0(1-M\cos\theta)} \right) \right] \end{aligned} \right\} \quad (37)$$

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.

Поведение шумового поля винта легче всего понять, изучив полное выражение для формы волны давления:

$$p(r,t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} (P_{Lm} + P_{Tm}) e^{-imB\Omega t} \quad (38)$$

С периодическим силовым воздействием лопастей винта на окружающую среду с лопастей винта по всей их длине происходит срыв потока, в результате чего за лопастями образуется сплошная пелена, служащая источником вихревого шума. Лопастей винта при его вращении проходят вблизи каких-либо элементов конструкции самолета или же попадают в след от их обтекания. Такая задача представляет практический интерес, так как она связана с излучением шума элементами крыла у самолетов, внутренними стойками и рассекателями в двигателях самолета, а также винтом и вентилятором авиационного двигателя.

Интенсивность вихрей при применении современных аэродинамических профилей мала, поэтому уровень вихревого шума также незначителен. На Рисунке 38 приведен типичный спектр шума винта с турбовинтовым двигателем. Интенсивность вихревого шума на 15-20 дБ ниже уровня гармоник шума вращения, а его максимум спектра находится в области сравнительно высоких частот, поэтому в расчетах шума винтов вихревым шумом обычно пренебрегают [31]. Однако в работе Немецкого центра авиации и космонавтики (DLR) звук, вызываемый взаимодействием вихрей винта с крыльями, по-прежнему является важным источником шума [71,72].

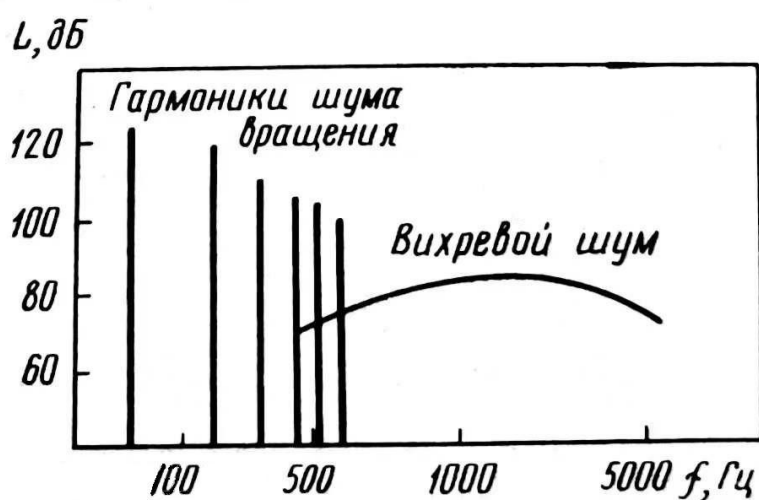


Рисунок 38 – Типичный спектр шума винта

При анализе аэродинамических характеристик установленного воздушного винта

необходимо учитывать два основных эффекта: потенциальное взаимодействие потока между воздушным винтом и крылом и эффекты вязких следов от удара воздушного винта на крыло. В теоретическом исследовании шума компрессора Kemp и Sears [121] обнаружили, что в типичном случае эффекты вязких следов того же порядка, что и потенциальные взаимодействия для расстояния между ротором и статором, равного 0,1 от хорды ротора. По аналогии систему винт-крыло рассматривают как систему ротор-статор. Поскольку расстояние между винтом и крылом намного больше 0,1 хорды лопасти винта, представляется маловероятным, что потенциальные взаимодействия потоков играют здесь какую-либо существенную роль. На Рисунке 39 хорошо видно, что, по сравнению с одиночной и установленной компоновками, звук, излучаемый винтом, такой же, но от крыла в следе за винтом излучается возмущение давления. Поэтому внимание сосредоточено на взаимодействии вязких следов.

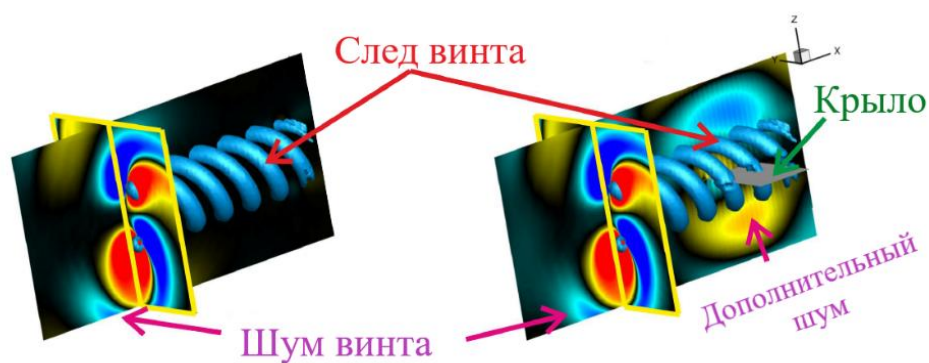


Рисунок 39 – Излучение шума от изолированного винта и винта в компоновке с крылом

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

$$\left( \frac{1}{c_0^2} \frac{D^2}{Dt^2} - \nabla^2 \right) p' = -\nabla \square F \quad (39)$$

$F$  - сила на единицу объема, действующая на жидкость. Она использована для представления нагрузки на крыло в качестве источника звука. Формулы дальнего поля имеют вид [122]:

$$p' = -\int \frac{-x_i}{4\pi c_0 S^2} \frac{\partial F_i}{\partial \tau} dy, \quad (40)$$

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

Для расчета акустического излучения крыла необходимо предварительно определить силы, действующие на крыле. Поскольку амплитуда пульсаций подъемной силы, как правило,

существенно превышает амплитуду пульсаций сопротивления, анализ фокусируется на нестационарной составляющей подъемной силы. Развитие соответствующей теории началось в середине 1920-х годов с работы Wagner [123], в которой определено увеличение подъемной силы профиля, начинающего резкое движение от состояния покоя. Десятью годами позже Theodorsen [124] рассчитал подъемную силу профиля, совершавшего синусоидальные колебания, а Küssner [125] ввел в рассмотрение функцию единичного отклика, которая связывает пульсацию подъемной силы на двумерном профиле со ступенчатым изменением скорости скаса в вертикальном направлении. Дальше Von Karman [126] и Sears [127,128] получили простое выражение, называемое функцией Sears, для определения пульсаций подъемной силы на крыле с тонким профилем, обусловленных замороженным синусоидальным порывом, набегающим на фиксированный профиль, в случае потока несжимаемой жидкости.

В соответствии с обычной теорией тонкого профиля считается, что профиль состоит из вихревого слоя, то есть ряда бесконечно малых вихревых линий, лежащих в направлении размаха крыла, с непрерывным распределением завихренности по хорде. Хорда профиля принимается равной 2, так что все длины измеряются в полухордах. Предполагается:

1) вертикальное смещение любой точки профиля от основной траектории полета невелико, так что профиль и след вихрей, который он оставляет за собой, считает лежащими на оси  $x$ ;

2) теория тонкого профиля применена к расчету сил; в частности, общая циркуляция вокруг профиля в любой момент времени такова, что создает тангенциальный поток на задней кромке.

Влияние элемента завихренности  $\Gamma'$  в точке  $\xi$  в следе оценено методом конформного отображения, как показано на Рисунке 40. Отображение, связывающее две плоскости, является:

$$2z = z' + 1/z' \quad (41)$$

В плоскости  $z'$  вихрь  $-\Gamma'$  помещается на  $1/\xi$ , чтобы выполнить единичную окружность обтекаемой, применяя метод изображений. Результирующая скорость является тангенциальной во всех точках окружности. Величина результирующей скорости определена в виде:

$$v_{\theta 1} = \frac{\Gamma'}{2\pi} \left| \frac{1}{z' - \eta} - \frac{1}{z' - 1/\eta} \right|_{z'=e^{i\theta}} = \frac{\Gamma'}{2\pi} \frac{\sqrt{\xi^2 - 1}}{\xi - \cos \theta} \quad (42)$$

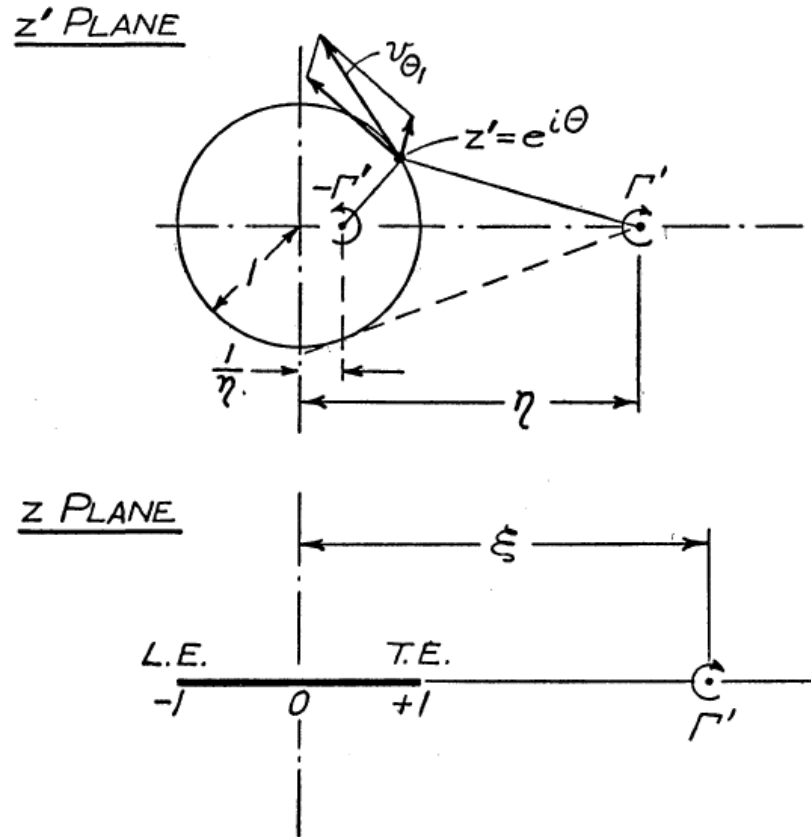


Рисунок 40 – Конформное представление аэродинамического профиля и следового вихря

Скорость на задней кромке, где  $\cos\theta=1$ , равна  $(\Gamma'/2\pi)\sqrt{\xi+1}/\sqrt{\xi-1}$ . Согласно предположению 2) выше, возникает циркуляция вокруг аэродинамического профиля, которая достаточно велика, чтобы компенсировать эту скорость. Общая тангенциальная скорость становится:

$$v_\theta = \frac{\Gamma'}{2\pi} \left\{ \frac{\sqrt{\xi^2-1}}{\xi - \cos\theta} - \frac{\sqrt{\xi+1}}{\sqrt{\xi-1}} \right\} = -\frac{\Gamma'}{2\pi} \frac{1 - \cos\theta}{\xi - \cos\theta} \frac{\sqrt{\xi+1}}{\sqrt{\xi-1}} \quad (43)$$

Соотношение между скоростью  $v_\theta$  и распределением завихренности  $\gamma(x)$  по профилю задается формулой:  $\gamma(x) = -2v_\theta / \sin\theta$ . Таким образом:

$$\gamma(x) = \frac{1}{\pi} \frac{\Gamma'}{\xi - x} \sqrt{\frac{1-x}{1+x}} \frac{\sqrt{\xi+1}}{\sqrt{\xi-1}} \quad (44)$$

Общая циркуляция вокруг аэродинамического профиля из-за вихревого следа получается путем интегрирования (28) и составляет:

$$\Gamma = \int_{-1}^1 \gamma(x) dx = \Gamma' \left\{ \sqrt{(\xi+1)/(\xi-1)} - 1 \right\} \quad (45)$$

Завихренность, связанная с аэродинамическим профилем, обозначается  $\gamma(x)$ , а завихренность в следе –  $\gamma(\xi)$ . Завихренность  $\gamma(x)$  состоит из двух частей:

1) завихренность  $\gamma_0(x)$ , которая вызвана, согласно теории тонкого профиля, движением профиля или заданным распределением скорости (порывом ветра), если бы след не оказывал никакого влияния.  $\gamma_0(x)$  называется квазистационарным распределением завихренности;

2) завихренность  $\gamma_1(x)$ , которая индуцируется следом.

Циркуляция, возникающая в результате 1) —  $\Gamma_0$ , а циркуляция из 2) —  $\Gamma_1$ . Соответственно, общая циркуляция вокруг аэродинамического профиля тогда равна  $\Gamma = \Gamma_0 + \Gamma_1$ . Принимая во внимание, что общая циркуляция всей системы неизменно равна нулю, следует:

$$\Gamma + \int_1^{\infty} \gamma(\xi) d\xi = 0 \quad (46)$$

Вклад  $\Gamma_1$  следа рассчитан с использованием уравнения (29). Вводит  $\Gamma' = \gamma(\xi) d\xi$  и интегрируем по всей длине следа:

$$\Gamma_1 = \int_1^{\infty} (\sqrt{(\xi+1)/(\xi-1)} - 1) \gamma(\xi) d\xi \quad (47)$$

Общая циркуляция вокруг аэродинамического профиля в любой момент времени равна:

$$\Gamma = \Gamma_0 + \int_1^{\infty} (\sqrt{(\xi+1)/(\xi-1)} - 1) \gamma(\xi) d\xi \quad (48)$$

Связь между завихренностью в следе и квазистационарной циркуляцией:

$$\Gamma_0 + \int_1^{\infty} \sqrt{(\xi+1)/(\xi-1)} \gamma(\xi) d\xi = 0 \quad (49)$$

Суммарный импульс на единицу длины двумерной системы вихревых пар, лежащих вдоль оси  $X$ , равен  $\rho \sum \Gamma_i x_i$ . Суммарный импульс системы непрерывно распределенных вихрей, состоящей из аэродинамического профиля и его следа, равен

$$\begin{aligned} I &= \rho \int_{-1}^1 \gamma(x) dx + \rho \int_1^{\infty} \gamma(\xi) d\xi \\ &= \rho \left( \int_{-1}^1 \gamma_0(x) dx + \frac{1}{\pi} \int_{-1}^1 \frac{1-x}{\sqrt{1+x}} x dx \int_1^{\infty} \frac{\gamma(\xi)}{\xi-x} \sqrt{\frac{\xi+1}{\xi-1}} d\xi \right) + \rho \int_1^{\infty} \gamma(\xi) d\xi \\ &= \rho \int_{-1}^1 \gamma_0(x) dx + \rho \int_1^{\infty} \gamma(\xi) \sqrt{\xi^2 - 1} d\xi \end{aligned} \quad (50)$$

И подъемная сила становится:

$$\begin{aligned}
L &= -dL/dt = -\rho \frac{d}{dt} \int_{-1}^1 \gamma_0(x) dx - \rho \frac{d}{dt} \int_1^{\infty} \gamma(\xi) \sqrt{\xi^2 - 1} d\xi \\
&= -\rho \frac{d}{dt} \int_{-1}^1 \gamma_0(x) dx - \rho U \int_1^{\infty} \gamma(\xi) (\sqrt{\xi^2 - 1})' d\xi \\
&= -\rho \frac{d}{dt} \int_{-1}^1 \gamma_0(x) dx - \rho U \int_1^{\infty} \gamma(\xi) \xi / \sqrt{\xi^2 - 1} d\xi
\end{aligned} \tag{51}$$

Используя уравнение (11), подъемная сила имеет вид:

$$L = -\rho \frac{d}{dt} \int_{-1}^1 \gamma_0(x) dx + \rho U \Gamma_0 + \rho U \int_1^{\infty} \gamma(\xi) / \sqrt{\xi^2 - 1} d\xi \tag{52}$$

Таким образом, подъемная сила состоит из трех частей:

1).  $L_1 = -\rho \frac{d}{dt} \int_{-1}^1 \gamma_0(x) dx$  подъемная сила, с которой аэродинамический профиль

столкнулся бы в потоке без циркуляции из-за реакции ускоренного потока.

2).  $L_0 = \rho U \Gamma_0$  квазистационарная подъемная сила

3).  $L_2 = \rho U \int_1^{\infty} \gamma(\xi) / \sqrt{\xi^2 - 1} d\xi$  единственный вклад, который явно зависит от  $\gamma(\xi)$ ,

распределения завихренности в следе.

Если движение аэродинамического профиля является периодическим, результирующая квазистационарная циркуляция также является периодической и, используя обозначение комплексной переменной, проведена в виде:

$$\Gamma_0 = G_0 e^{i\nu t} \tag{53}$$

Если движение происходит так долго, что транзиторные явления исчезают, предполагается, что интенсивность вихря в следе выражена в следующем виде:

$$\gamma(\xi) = g e^{i\nu(t - \xi/U)} \tag{54}$$

Тогда общая циркуляция вокруг аэродинамического профиля определяется как

$$\Gamma = e^{i\nu t} \left[ G_0 + g \int_1^{\infty} \left( \sqrt{\frac{\xi+1}{\xi-1}} - 1 \right) e^{-i\nu \xi/U} d\xi \right] \tag{55}$$

$\Gamma$  также является периодической функцией времени, и, поскольку завихренность следа создается изменениями циркуляции аэродинамического профиля, приращение циркуляции  $(d\Gamma/dt)dt$  равно и противоположно циркуляции в следе между  $\xi = 1$  и  $\xi = 1 + Udt$ . Учитывая, что  $d\Gamma/dt = -\gamma(1)U$ , получаем следующее соотношение между  $G_0$  и  $g$ :

$$\begin{aligned}
-\frac{G_0}{g} &= \int_1^{\infty} \left( \frac{1+\xi}{\sqrt{\xi^2-1}} - 1 \right) e^{-iv\xi/U} d\xi + \frac{U}{iv} e^{-iv/U} \\
&= K_0(iv/U) + K_1(v/U),
\end{aligned} \tag{56}$$

где  $K$  - модифицированная функция Бесселя

Затем

$$\begin{aligned}
L_2 &= -\rho U G_0 e^{ivt} (K_0 + K_1)^{-1} \int_1^{\infty} e^{-iv\xi/U} / \sqrt{\xi^2-1} d\xi \\
&= -\rho U G_0 e^{ivt} K_0 / (K_0 + K_1)
\end{aligned} \tag{57}$$

Сила, обусловленная синусоидальным порывом, является фундаментальным случаем, и любые сложные периодические колебания формулируются как наложение ряда синусоидальных порывов. Чтобы выполнить расчет, необходимо сначала определить подъемную силу, когда относительная вертикальная скорость  $w(x)$  приведена в виде

$$w = (A_0 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos n\theta) U e^{ivt} \tag{58}$$

Здесь вертикальная скорость разделена на три части:

$$w = A_0 U e^{ivt} + 2A_1 U \cos \theta e^{ivt} + 2 \sum_{n=2}^{\infty} A_n U \cos n\theta e^{ivt} \tag{59}$$

Квазистационарная циркуляция и завихренность в каждом случае определяются из соотношения [29] ( $\Gamma_0$  определяется условием  $\gamma(0) = 0$ ):

$$\gamma_0(\theta) = \frac{\Gamma_0}{\pi \sin \theta} + \sum_{k=1}^{\infty} C_k \frac{\cos k\theta}{\sin \theta} \tag{60}$$

$$-w(\theta) = v_y = \sum_{k=1}^{\infty} C_k \frac{\sin k\theta}{2 \sin \theta} \tag{61}$$

Когда  $w = A_0 U e^{ivt}$ , продольное колебание:

$$\begin{aligned}
\Gamma_0 &= 2\pi U A_0 e^{ivt} \\
\gamma_0 &= 2U A_0 e^{ivt} \frac{1 - \cos \theta}{\sin \theta}
\end{aligned} \tag{62}$$

Три части подъемной силы:

$$\begin{aligned}
L_0 &= 2\pi\rho U^2 A_0 e^{ivt} \\
L_1 &= -2\pi\rho U A_0 e^{ivt} \int_0^\pi (1 - \cos\theta) \cos\theta d\theta = \pi\rho U A_0 e^{ivt} \\
L_2 &= -2\pi\rho U^2 A_0 e^{ivt} \frac{K_0(iv/U)}{K_0(iv/U) + K_1(iv/U)}
\end{aligned} \tag{63}$$

Таким образом, общая подъемная сила составляет:

$$L = 2\pi\rho U^2 A_0 e^{ivt} \left\{ \frac{K_1(iv/U)}{K_0(iv/U) + K_1(iv/U)} + \frac{iv}{2U} \right\} \tag{64}$$

Составляющая  $w = 2A_1 U \cos\theta e^{ivt}$  дает вращательное колебание. Вертикальная скорость любой точки профиля в любой момент пропорциональна расстоянию от средней точки.

$$\begin{aligned}
\Gamma_0 &= 2\pi U A_1 e^{ivt} \\
\gamma_0 &= 4U A_1 e^{ivt} \sin\theta
\end{aligned} \tag{65}$$

Три части подъемной силы:

$$\begin{aligned}
L_0 &= 2\pi\rho U^2 A_1 e^{ivt} \\
L_1 &= -4\pi\rho U A_1 e^{ivt} \int_0^\pi \sin^2\theta \cos\theta d\theta = 0 \\
L_2 &= -2\pi\rho U^2 A_1 e^{ivt} \frac{K_0(iv/U)}{K_0(iv/U) + K_1(iv/U)}
\end{aligned} \tag{66}$$

Общая подъемная сила составляет:

$$L = 2\pi\rho U^2 A_1 e^{ivt} \frac{K_1(iv/U)}{K_0(iv/U) + K_1(iv/U)} \tag{67}$$

Когда  $w = 2A_n U \cos n\theta e^{ivt}$  ( $n > 1$ )

$$\begin{aligned}
\sum_{k=1}^{\infty} C_k \sin k\theta &= -4A_n U e^{ivt} \cos n\theta \sin\theta \\
&= -2A_n U e^{ivt} [\sin(n+1)\theta - \sin(n-1)\theta]
\end{aligned} \tag{68}$$

Отсюда получаем:

$$\begin{aligned}
C_{n-1} &= 2A_n U e^{ivt} \\
C_{n+1} &= -2A_n U e^{ivt} \\
C_k &= 0 (k \neq n-1 \vee n+1)
\end{aligned} \tag{69}$$

и, в данном случае:

$$\gamma_0 = \frac{\Gamma_0}{\pi \sin \theta} + 2A_n U e^{ivt} \frac{\cos(n-1)\theta - \cos(n+1)\theta}{\sin \theta}$$

$$\Gamma_0 = 0$$
(70)

Три части подъемной силы:

$$L_0 = 0$$

$$L_1 = -\rho \frac{d}{dt} \int_0^\pi \gamma_0(\theta) \cos \theta \sin \theta d\theta$$

$$= -\pi \rho A_2 U i e^{ivt} \quad (n=2)$$

$$= 0 \quad (n=3, 4, 5, \dots)$$

$$L_2 = 0$$
(71)

Общая подъемная сила составляет:

$$L = -\pi \rho A_2 U i e^{ivt}$$
(72)

Колебательная подъемная сила записывается в виде:

$$L = 2\pi \rho U^2 e^{ivt} \left\{ \frac{K_1(iv/U)}{K_0(iv/U) + K_1(iv/U)} (A_0 + A_1) + \frac{iv}{2U} (A_0 - A_2) \right\}$$
(73)

Далее выполняются расчеты для синусоидального порыва ветра. Если оси координат закреплены на аэродинамическом профиле, вертикальная скорость порыва ветра определяется выражением:

$$w(x, t) = AU_\infty e^{iv \left( t - \frac{x}{U_\infty} \right)}$$
(74)

Уравнение (74) выражает тот факт, что синусоидальная схема порывов ветра с максимальной скоростью вверх или вниз, равной  $W$  (константа), движется мимо профиля со скоростью полета  $U_\infty$ . Если длина волны ветра равна  $l$ , частота  $\nu$ , с которой волны проходят через любую точку профиля, равна

$$\nu = 2\pi U_\infty / l$$
(75)

Для  $-c/2 \leq x \leq c/2$ , т.е. на аэродинамическом профиле координата  $x$  заменена на  $(c/2) \cos \theta$ . Тогда, если скорость порыва ветра  $w(x, t)$  положительна вверх, относительная вертикальная скорость любой точки профиля, измеренная положительно вниз, равна

$$w = AU_\infty e^{ivt} e^{-\frac{ivc}{2U_\infty} \cos \theta}$$
(76)

Так как:

$$e^{i\omega \cos \theta} = J_0(\omega) + 2 \sum_{n=1}^{\infty} i^n J_n(\omega) \cos n\theta$$
(77)

Пульсация подъемной силы единичного пролета определена

$$L = \pi\rho_0 c A U_\infty^2 e^{i\omega t} \frac{J_0(\omega) K_1(i\omega) + iJ_1(\omega) K_0(i\omega)}{K_1(\omega) + K_0(\omega)}, \quad (78)$$

где  $J_n(\omega)$  - функция Бесселя первого рода,  $K_n(\omega)$  - модифицированная функция Бесселя,  $\omega = \nu c / 2U_\infty$  - нормализованная частота,  $c$  - хорд крыла.

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

$$w = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} A_m U_\infty e^{imB\Omega \left( t - \frac{x}{U_\infty} \right)} \quad (79)$$

Пульсация подъемной силы, вызванная скоростью следа, выражена следующим образом:

$$L = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} L_m e^{imB\Omega \left( t - \frac{x}{U_\infty} \right)} \quad (80)$$

$$L_m = \pi\rho_0 c A_m U_\infty^2 \frac{J_0(mB\omega) K_1(imB\omega) + iJ_1(mB\omega) K_0(imB\omega)}{K_1(mB\omega) + K_0(mB\omega)}, \quad (81)$$

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

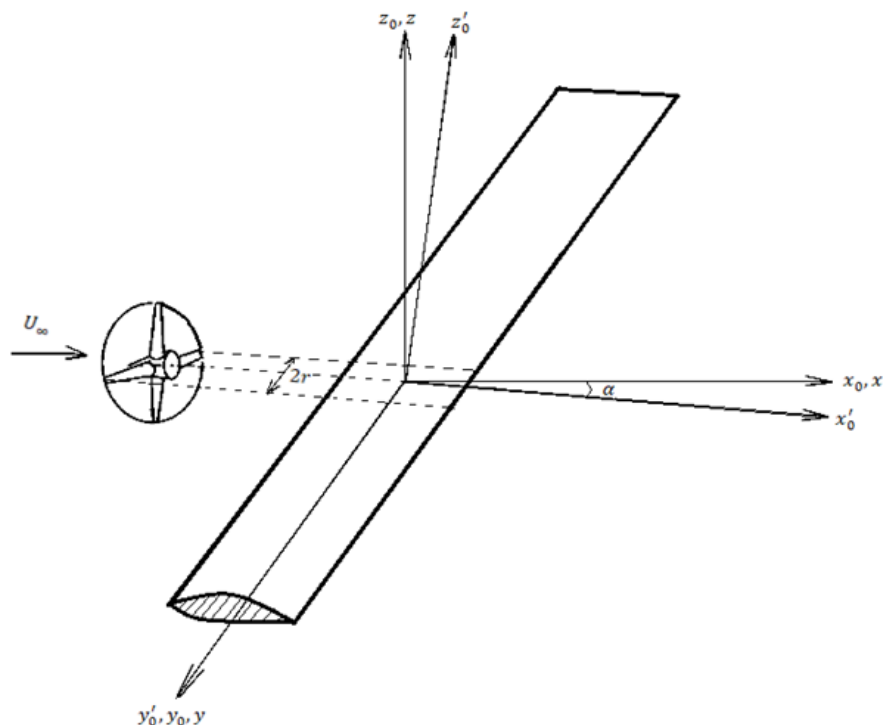


Рисунок 41 – Координата крыла  $(x'_0, y'_0, z'_0)$  и координаты траектории полета  $(x_0, y_0, z_0)$

На Рисунке 41 показаны координаты крыла  $(x'_0, y'_0, z'_0)$ , координаты полета  $(x_0, y_0, z_0)$  и координаты наблюдателя  $(x, y, z)$ . Подъемная сила перпендикулярна направлению полета, которая находится на оси  $z'_0$ , поэтому звук, излучаемый прямым крылом, выражен интегрированием вдоль направления размаха крыла  $y'_0$ :

$$p'_{\text{крыло}} = -\frac{1}{4\pi c_0 S^2} \int \left( z \frac{\partial L \cos \alpha}{\partial \tau} + x \frac{\partial L \sin \alpha}{\partial \tau} \right) dy'_0 \quad (82)$$

При небольшом угле атаки составляющей звукового излучения на оси  $x_1$  пренебрегает:

$$p'_{\text{крыло}} = -\frac{1}{4\pi c_0 S^2} \int z \frac{\partial L \cos \alpha}{\partial \tau} dy'_0 = -\frac{1}{4\pi c_0 S^2} \int z \frac{\partial L(t - \sigma / c_0) \cos \alpha}{\partial t} dy'_0, \quad (83)$$

где  $\sigma \approx \sigma_0 - \frac{yy'_0}{\sigma_0}$ ,  $\sigma_0$  - фазовый радиус между началом координат крыла (пересечение линии хорды четверти крыла и линии вала гребного винта) и наблюдателем.

Очевидно, что тангенциальная скорость следов одиночной лопасти с одной стороны (линия +y) имеет запаздывание по фазе  $\pi$  по отношению к другой стороне (линия -y), при

небольшом угле атаки интегрирование проведено в следующей форме:

$$\begin{aligned}
 p'_{\text{крыло}} &= -\frac{1}{4\pi c_0 S^2} \int z \frac{\partial L \cos \alpha}{\partial \tau} dy_0' \\
 &= -\frac{1}{4\pi c_0 S^2} \left( \int_0^r z \frac{\partial L(t-\sigma/c_0) \cos \alpha}{\partial t} + \int_{-r}^0 z \frac{\partial L(t-\sigma/c_0) \cos \alpha}{\partial t} e^{j\pi} \right) dy_0' \\
 &= -\frac{z \cos \alpha}{4\pi c_0 S^2} \sum_m \int_0^r L_m \frac{\partial e^{-imB\Omega \left( t - \frac{\sigma}{c_0} \right)}}{\partial t} dy_0' + \int_{-r}^0 L_m \frac{\partial e^{-imB\Omega \left( t - \frac{\sigma}{c_0} - \frac{\pi}{\Omega} \right)}}{\partial t} dy_0'
 \end{aligned} \tag{84}$$

Необходимо определить амплитуду нестационарной подъемной силы крыла  $A_m$ . Эксперимент, представленный в работе [26], дает некоторую оценку. Аналогичный эксперимент, проведен в Немецком аэрокосмическом центре [24]. На Рисунке 42 показано распределение скорости восходящего потока по размаху крыла, вызванное следом от винта на крыле. Согласно рисунку, скорость восходящего потока увеличивается вдоль размаха крыла до 0,75-0,8 радиуса винта, который также является эффективным радиусом винта, а затем резко падает вниз и заканчивается на 1,5 радиуса винта.

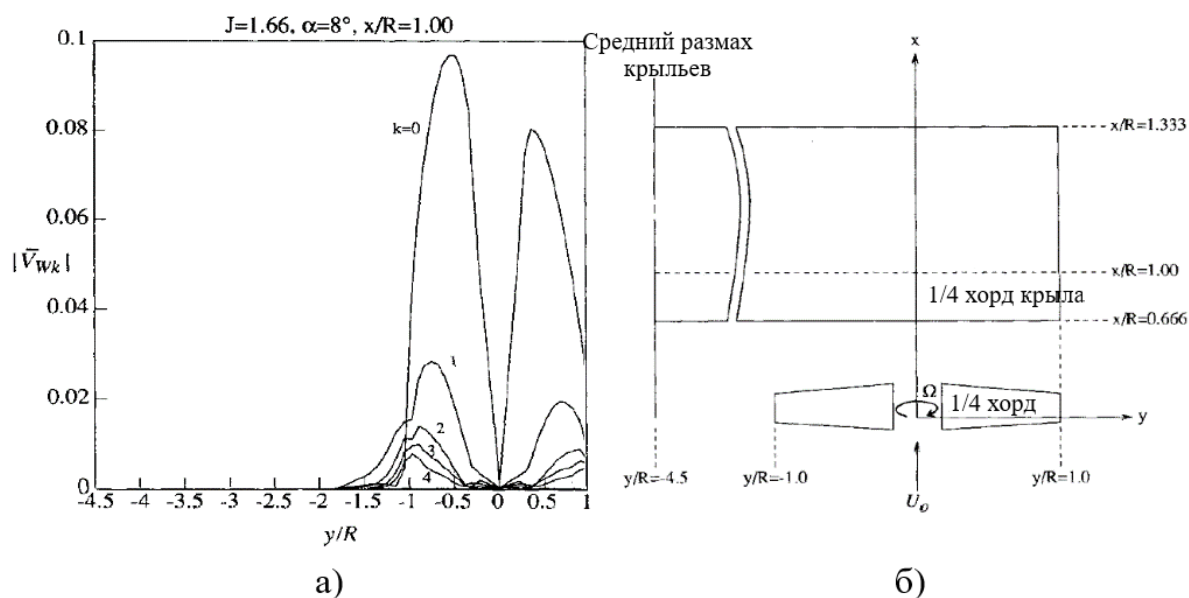


Рисунок 42 – а) - Распределение скорости восходящего потока по размаху крыла,  
б) - конфигурация винта и крыла.

Распределение амплитуды изменяется по размаху крыльев  $A_m(y_0')$ , что вызывает затруднение при интегрировании для получения аналитического выражения. Поэтому заменяем

величину  $A_m(y_0')$  постоянной:

$$A_m(y_0') = 0.5 A_m(r_{eff}) \quad (85)$$

С помощью некоторых громоздких вычислений уравнение выражено как:

$$\begin{aligned} p'_{крыло} &= -\frac{z \cos \alpha}{4\pi c_0 S^2} \sum_m \int_0^r L_m \frac{\partial e}{\partial t} \left( t - \frac{\sigma}{c_0} \right) dy_0' + \int_{-r}^0 L_m \frac{\partial e}{\partial t} \left( t - \frac{\sigma}{c_0} - \frac{\pi}{\Omega} \right) dy_0' \\ &= \sum_m \frac{\pi \rho_0 c z \sigma_0 B}{8\pi y S^2} A_m(r_{eff}) U_\infty^2 \frac{J_0(mB\omega) K_1(imB\omega) + iJ_1(mB\omega) K_0(imB\omega)}{K_1(mB\omega) + K_0(mB\omega)} \square \\ \cosh \left( \frac{-imB\Omega y r_{eff}}{\sigma_0 c_0} \right) e^{imB\Omega(t - \sigma_0/c_0)} &= \sum_m P_{крыло\_m} e^{-imB\Omega t} \end{aligned} \quad (86)$$

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

$$p'_{DEP}(t) = \sum_{n=1}^N \sum_{m=1}^{\infty} \left( P_{Lm} + P_{Гm} + P_{крыло\_m} \right) e^{imB(\phi_n - \Omega t)}, \quad (87)$$

где  $\phi_n$  — относительный фазовый угол каждого воздушного винта (Рисунок 15).

## ГЛАВА 3 Прогнозирование и анализ аэроакустической характеристики легкомоторных самолетов с распределенными силовыми установками

### 3.1 Верификация аналитического и численного метода

Поскольку в исследовании отсутствует эксперимент для проверки численного и аналитического методов прогнозирования уровня шума системы DEP, представлены результаты измерений в трех случаях, опубликованных в открытой литературе.

#### 3.1.1 Верификация аналитического метода

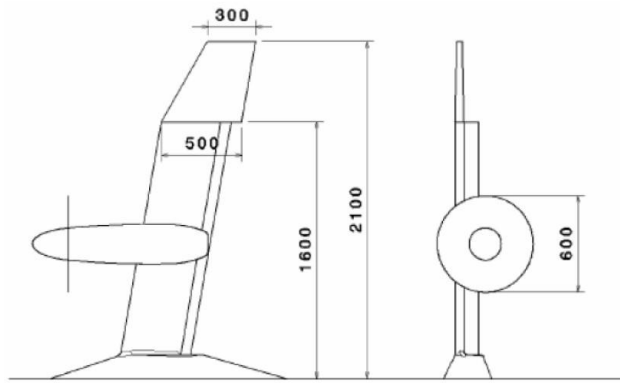
В работах [71,72] представлены результаты экспериментального и численного моделирования акустических характеристик тянущего винта с крылом. Полученные данные демонстрируют хорошее соответствие аналитическим расчетам гармонической составляющей шума, что подтверждает адекватность разработанных моделей.

Воздушный винт приводится в движение электромотором, обеспечивающим мощность 180 кВт при частоте вращения 7144 об/мин (Рисунок 43). Экспериментальные результаты измерены с помощью микрофонной решетки, расположенной полукругом с радиусом 1 метр. Режим работы винта соответствовал максимальной мощности, имитируя условия взлета, характеризующиеся максимальным уровнем шума. Подробная информация об эксперименте приведена в Таблице 3:

Таблица 3 – Характеристики винта и крыла

<i>Параметры</i>	<i>единица</i>	<i>Сумма</i>
$M_{\infty}$ – число маха полета		0.15
$\Omega$ – частота вращения	об/мин	7144
$\alpha$ – угол атаки самолета		-5
$V$ – объёма одной лопапочки	м <sup>3</sup>	0.00074
$F_x$ – тяговая сила на одну лопасть	Н	174
$F_{\Phi}$ – тангенциальная сила на одну лопасть	Н	94
$B$ – число лопатки		9

$D$ – диаметр винта	м	0.528
$c$ – длина хорды крыла	мм	500

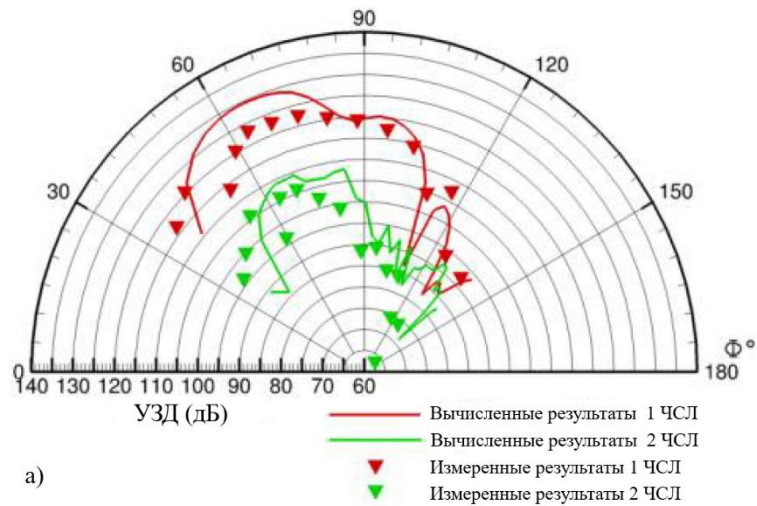


а)

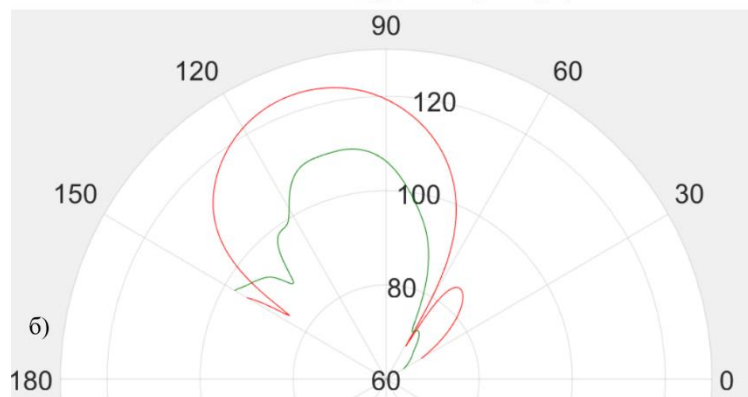


б)

Рисунок 43 – (а) схема тестовой модели (б) вид модели спереди в открытой испытательной секции в аэродинамической трубе



а)



б)

Рисунок 44 – а) измерение результаты (дельты) и вычисленный результат (линия), б) результаты метода быстрого прогнозирования, красная линия - УЗД 1-й гармоники, зеленая линия - УЗД 2-й гармоники

Анализы (Рисунок 44) показывают, что, несмотря на экспериментальное расположение микрофонов в непосредственной близости от винта, в то время как метод быстрого прогнозирования шума разработан для условий дальнего поля, полученные результаты демонстрируют хорошее соответствие с данными измерений.

Количество открытых экспериментальных исследований, посвященных распределенным силовым установкам, невелико. Работа [62] содержит информацию об аэродинамических и аэроакустических характеристиках, но уделяет больше внимания именно аэродинамике. Отсутствие в ней данных о поле уровней звукового давления создает трудности при сопоставлении с результатами быстрого метода прогнозирования. По этой причине мы используем исследование НАСА [66], в котором уровень звукового давления распределенной силовой установки рассчитывается с помощью программы ANOPP [64,65].

Летательный аппарат Greased Lightning-10 (GL-10) (Рисунок 45) представляет собой платформу, разработанную NASA для исследования возможностей сочетания высокой продолжительности полета с технологиями распределенной силовой установки (DEP) и вертикального взлета и посадки (VTOL). Система DEP реализована посредством восьми винтов, расположенных вдоль размаха крыла, и двух винтов, установленных в хвостовой части. Конструктивной особенностью аппарата является возможность изменения угла наклона крыла и оперения, что позволяет силовой установке функционировать в режиме несущих винтов при выполнении вертикальных взлета и посадки. Каждый винт состоит из трех складных лопастей, изготовленных из углеродного волокна, с диаметром 0,4064 м. Схема расположения винтов относительно центральной оси аппарата представлена на Рисунке 45(б). Размеры элементов конструкции приведены в долях от половины размаха крыла ( $b = 1,6$  м), винты обозначены как  $n1-n10$ . Крыло имеет стреловидную форму с углом стреловидности, равным  $10,6^\circ$ .

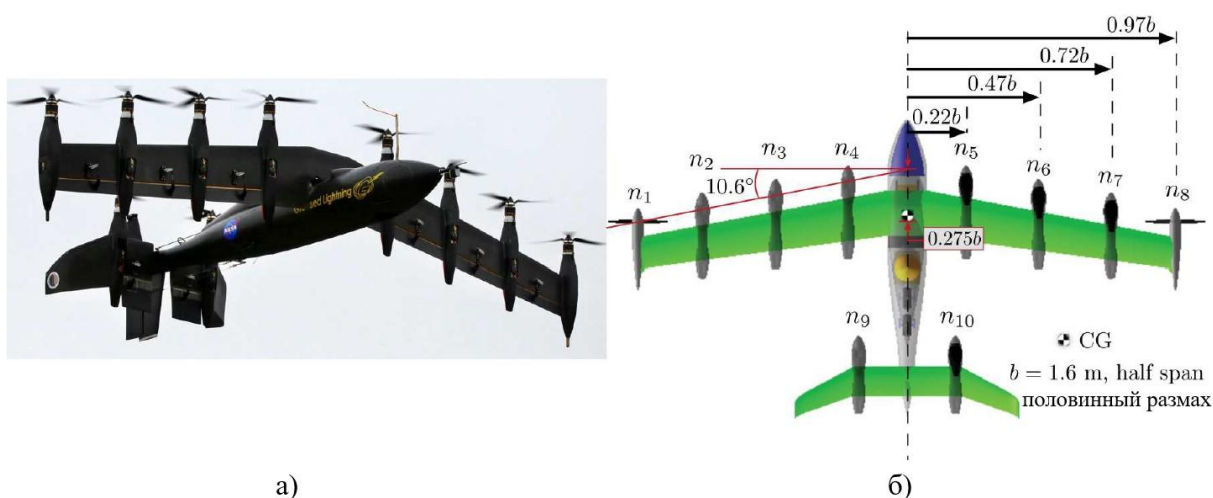


Рисунок 45 – Компоновка GL-10 и его габарит

Согласно уравнению (87), общий уровень звукового давления (ОУЗД) равен сумме вкладов всех гармоник. Но здесь для экономии затрат на расчет используются первые 10 гармоник, которые обеспечивают достаточную точность. Параметры винта показаны в Таблице 4:

Таблица 4 – Характеристика винта GL-10

Параметры	единица	Сумма
$M_\infty$ – число маха полета		0.1
$\Omega$ – частота вращения	об/мин	8000
$\alpha$ – угол атаки самолета		0
$F_x$ – тяговая сила на одну лопасть	H	31.28
$F_\Phi$ – тангенциальная сила на одну лопасть	H	7.5
$B$ – число лопатки		3
$D$ – диаметр винта	м	0.4064

Исключены все эффекты взаимодействия, такие как взаимодействие воздушного винта с воздушными винтами или взаимодействие воздушного винта с крылом. Сравнение результатов представлено на Рисунке 46.

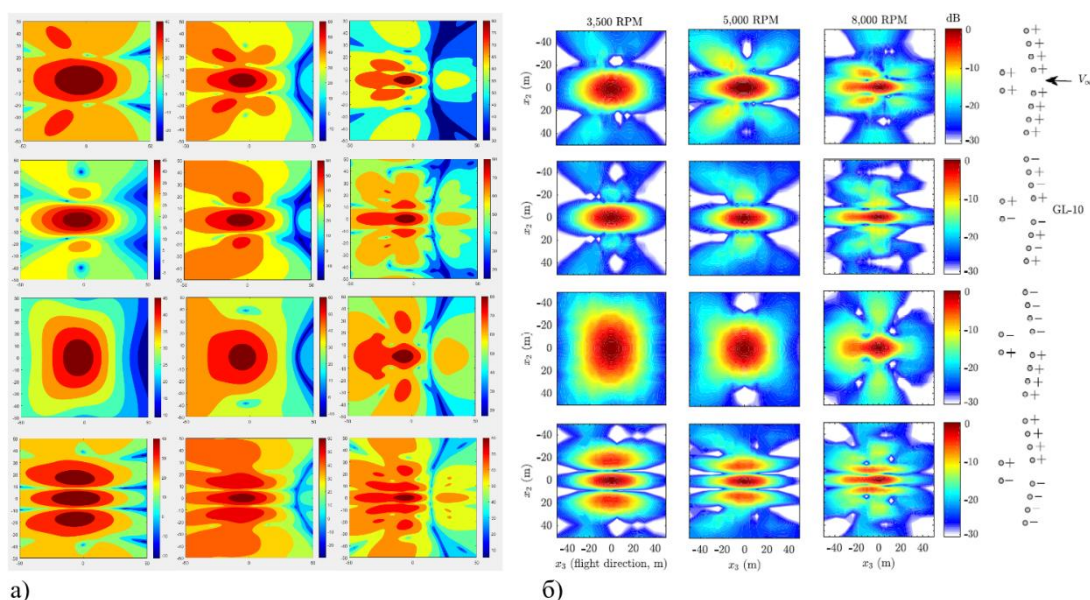


Рисунок 46 – поле ОУЗД GL-10 для различных комбинаций направлений вращения винта а) результаты метода быстрого прогнозирования б) результаты исследования НАСА 66(“+” означает против часовой стрелки, “-” означает по часовой стрелке). Результаты получены для высоты полета 30 м,  $\phi_{1-10} = 0^\circ$

Согласно Рисунку 46, результат быстрого метода (показан справа) соответствует результату расчета с помощью ANOPP (слева). Хотя результат исключает все эффекты взаимодействия, предполагается, что при различных фазовых углах между винтами и направлении вращения каждого винта изменяется направленность звукового поля.

### 3.1.2 Верификация вычислительного метода

В данном разделе представлен расчет акустических характеристик с использованием трех различных численных методов, результаты которых сравниваются с экспериментальными данными.

- Метод 1: Акустико-вихревое волновое уравнение (раздел 2.1) реализовано в программном комплексе FlowVision 2.5;
- Метод 2: Метод Лайтхилла (раздел 2.1) реализовано в программном комплексе Astrap 2020;
- Метод 3: Уравнение Ffowcs Williams-Hawkings (раздел 2.2) используется в программном комплексе Ansys Fluent 2019.

Объектом исследования является малонагруженный четырехлопастной автоматический винт изменяемого шага диаметром 3.6м (Рисунок 47 (а)), устанавливаемый на легкомоторном самолете АН-2 (Рисунок 47 (б)). Максимальная взлетная масса самолета составляет 5500 кг, а максимальная скорость полета — 236 км/ч. В состав силовой установки самолета также входит девятицилиндровый четырехтактный бензиновый поршневой двигатель АШ-62ИР с максимальной располагаемой мощностью 735.4 кВт. Для верификации выбран указанный винт, потому что дальнейшее исследование (раздел 3.2) проводится на данном винте. Результаты верификации численных методов по результатам эксперимента подтверждают дальнейшие расчеты.

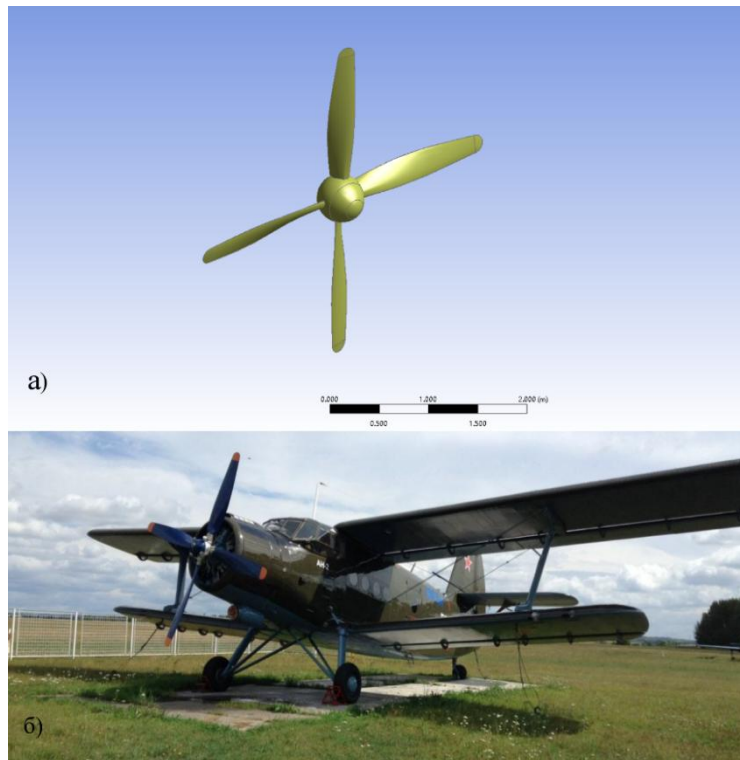


Рисунок 47 – 3D-модель исследуемого воздушного винта (а)  
и общий вид самолета АН-2 (б)

В рамках экспериментальной работы рассматривается номинальный режим работы силовой установки с располагаемой мощностью 603.1 кВт при частоте вращения воздушного винта 1446.6 об/мин. Выбранный режим является максимальным для работы винта в статических условиях и лопасть в исследовании установлена на минимальный угол ( $17^\circ$  на радиусе 1 м). Параметры винта показаны в Таблице 5:

Таблица 5 – Характеристика винта АВ-2

<i>Параметры</i>	<i>единица</i>	<i>Сумма</i>
$M_\infty$ – число маха полета		0
$\Omega$ – частота вращения	об/мин	1446.6
$\alpha$ – угол атаки самолета		0
$F_x$ – тяговая сила на одну лопасть	Н	$\approx 3880$
$F_\Phi$ – тангенциальная сила на одну лопасть	Н	$\approx 740$
$N$ – мощность	кВт	603
$B$ – число лопастей		4

$D$ – диаметр винта	$m$	3.6
---------------------	-----	-----

Измерительные микрофоны свободного поля диаметром 1/2" фирмы GRAS (Дания) расположены на уровне земной поверхности на дуге окружности 30 м с шагом 15° в диапазоне азимутальных углов 0–165°. Направление 0° соответствовало излучению в переднюю полусферу по оси винта, а направление 90° – излучению в плоскости вращения винта.

Экспериментальные характеристики направленности первых шести гармоник шума винта и их суммарного излучения показаны на Рисунке 48(а) [129]. Видно, что направленность суммарного тонального излучения воздушного винта в диапазоне азимутальных углов 45–165° определяется излучением на частоте 1-й гармоники шума винта, а в диапазоне углов 0–30° излучением на частоте 2-й гармоники шума винта. Максимумы характеристик направленности первой гармоники и суммарного тонального излучения винта имеют место в задней полусфере в направлении 105°.

Рисунок 48(б) иллюстрирует численные результаты, полученные методом Flowcs Williams-Hawkings (FW-H). Установлено, что в диапазоне азимутальных углов от 45° до 165° численные данные демонстрируют хорошее соответствие экспериментальным результатам. Однако, в интервале азимутальных углов от 0° до 45° наблюдается существенное расхождение между численными и экспериментальными данными. Данное расхождение объясняется следующими факторами:

1) Экспериментальные измерения выполнены для всей силовой установки, включающей поршневой двигатель, воздушный винт, зубчатые шестерни редуктора и вспомогательные агрегаты;

2) Как отмечено в разделе 1.4.3, турбулентный поток приводит к увеличению колебаний нагрузки на лопасти воздушного винта, что, в свою очередь, повышает уровень звукового давления в передней и задней частях винта.

Результаты, представленные на рисунках 48(в) и (г), получены с использованием методов FlowVision и Astrap. Оба метода основаны на объемном интеграле, который учитывает как шум, генерируемый поверхностью стенки воздушного винта, так и вихревой шум. Первые и вторые гармоники в целом коррелируют с экспериментальными данными. Однако, третьи и четвертые гармоники, особенно в случае расчетов, выполненных с помощью FlowVision, демонстрируют повышенные погрешности, что обусловлено тем, что при увеличении частоты размер расчетной сетки становится недостаточным по сравнению с длиной волны.

Применение метода быстрого прогнозирования (Рисунок 48 (д)) выявило направленность, аналогичную результатам, полученным методом Flowcs Williams-Hawkings (FW-H). Сходство особенно заметно для первой и второй гармоник. Однако следует отметить,

что с ростом частоты происходит более интенсивное затухание звука, что негативно сказывается на точности прогноза, увеличивая погрешность.

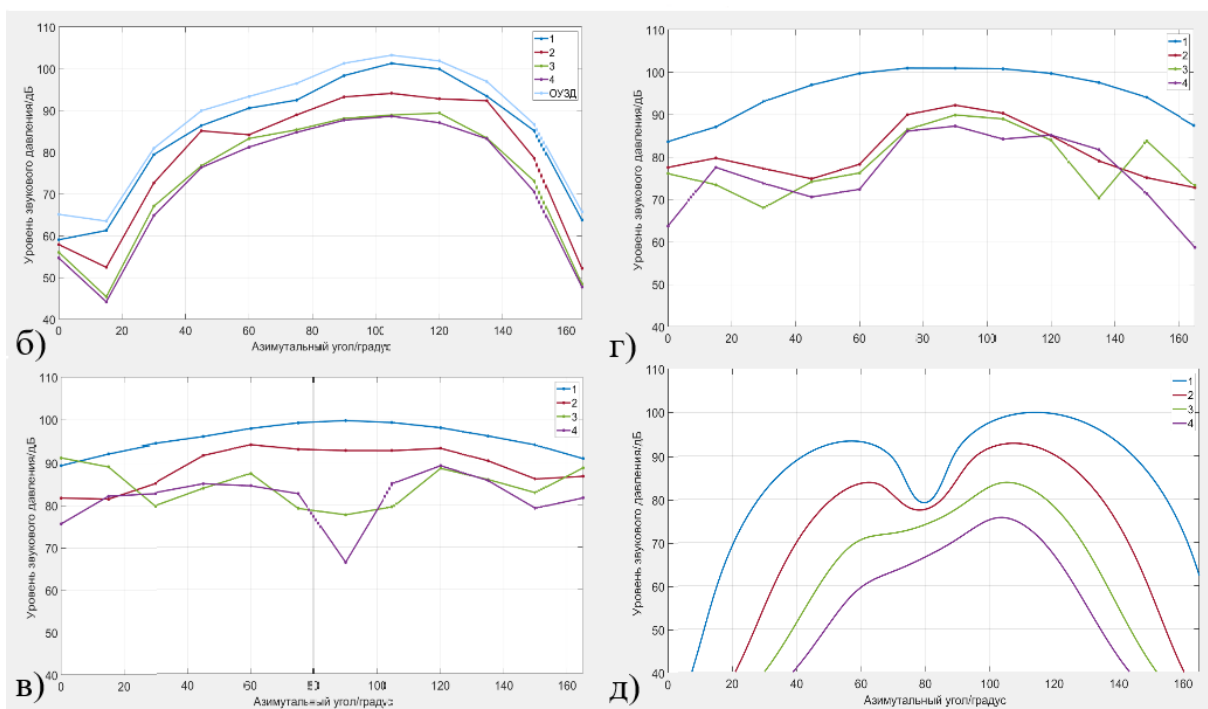
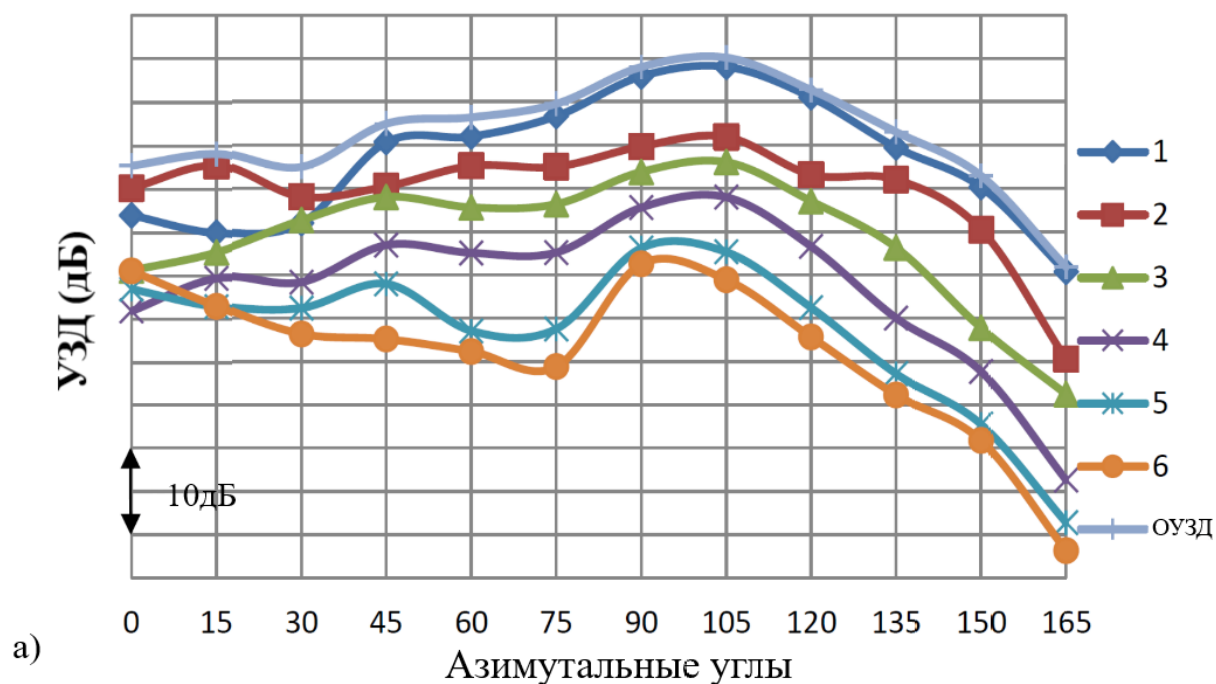


Рисунок 48 – Характеристики направленности первых четырех гармоник шума винта

В рамках исследования получены спектральные характеристики при азимутальном угле 120°. Поскольку текущая версия FlowVision 2.5 не предусматривает расчет спектра, представленное сравнение основано исключительно на результатах, полученных с использованием Fluent.

В узкополосном спектре (Рисунок 49 а)) [130] отчетливо прослеживается "частокол" дискретных составляющих. К наиболее существенным источникам шума относятся гармоники, коррелирующие с вращением винта (до десяти гармоник в частотном интервале 100-1000 Гц), а также гармонические компоненты, порожденные излучением шума цилиндра (до десяти гармоник в частотном интервале 1-200 Гц). Данные наблюдения позволяют объяснить высокую степень соответствия между численными результатами и экспериментальными данными в диапазоне частот 100-1000 Гц. Тем не менее, на низких частотах (1-100 Гц) численные значения демонстрируют заметное занижение по сравнению с экспериментальными.

В данном случае оба численных метода хорошо предсказали уровень шума воздушного винта. Но в FlowVision 2.5 имеет некоторые ограничения, такие как отсутствие спектральных характеристик и эффекта конвекции, которые позволяют прогнозировать уровень шума самолета только в статических условиях. Поэтому в последующих исследованиях используется только Fluent и быстрый метод прогнозирования.

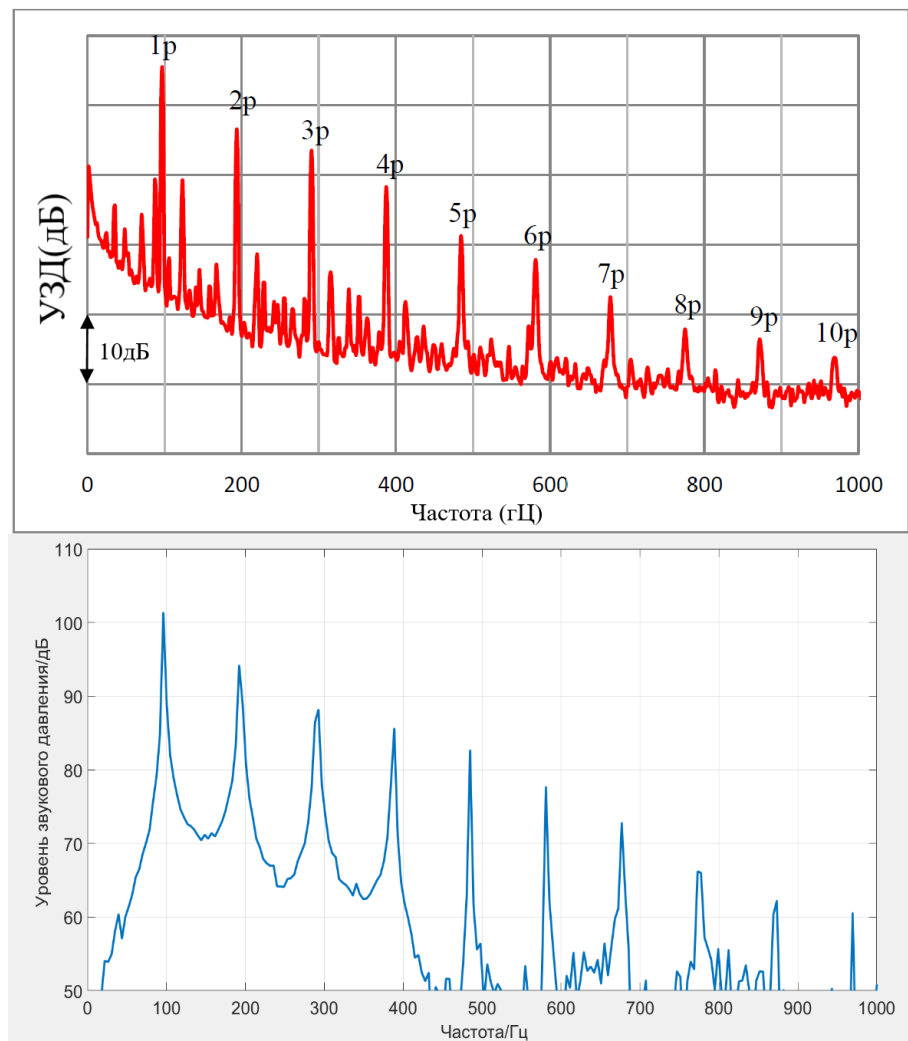


Рисунок 49 – Узкополосный спектр уровней звукового давления, измеренный при работе СУ самолета АН-2 в статических условиях в диапазоне азимутального угла 120°

### 3.2 Расчет уровня шума распределённых силовых установок

В разделе представлены результаты численных методов и аналитическое решение для прогнозирования уровня шума системы распределенных силовых установках. Объект исследования выбирают один большой воздушный винт и три малых воздушных винта с четырьмя различными компоновками с крылами при разных углах установки.

#### 3.2.1 Объект исследования

В качестве прототипа большого воздушного винта выбран винт АВ-2, используемый на самолете Ан-2. Малый винт спроектирован с аналогичными аэродинамическими характеристиками, обеспечивая примерно 1/3 тяги и потребляемой мощности прототипа.

Исследования проводились с четырьмя различными углами установки винтов, имитирующими диапазон нагрузок от высокой до низкой. Для анализа влияния компоновки винтов на крыло выбраны четыре типичные конфигурации (Рисунки 49-50):

- а) Тянущий винт (расстояние до крыла 2 метра);
- б) Толкающий винт (расстояние до крыла 2 метра);
- в) Винт, расположенный над крылом на 30% хорды крыла (расстояние от кончика лопасти до верхней поверхности крыла 0,2 метра);
- г) Винт, расположенный над крылом на 80% хорды крыла (расстояние от кончика лопасти до верхней поверхности крыла 0,2 метра).

Расстояние между концами лопастей малых винтов составляет 0,2 метра. В качестве аэродинамического профиля выбран ЦАГИ Р-11 (14%), аналогичный профилю винта Ан-2. Размах крыла составляет 10 метров.

Все конфигурации испытывались при скорости полета 20 м/с, соответствующей скорости взлета Ан-2, когда уровень шума максимален. Измерения проводились при четырех различных углах установки винтов (от 20° до 11°), соответствующих высокой и низкой нагрузке на лопасти. Подробные характеристики большого и малого винтов представлены в Таблицах 6 и 7.

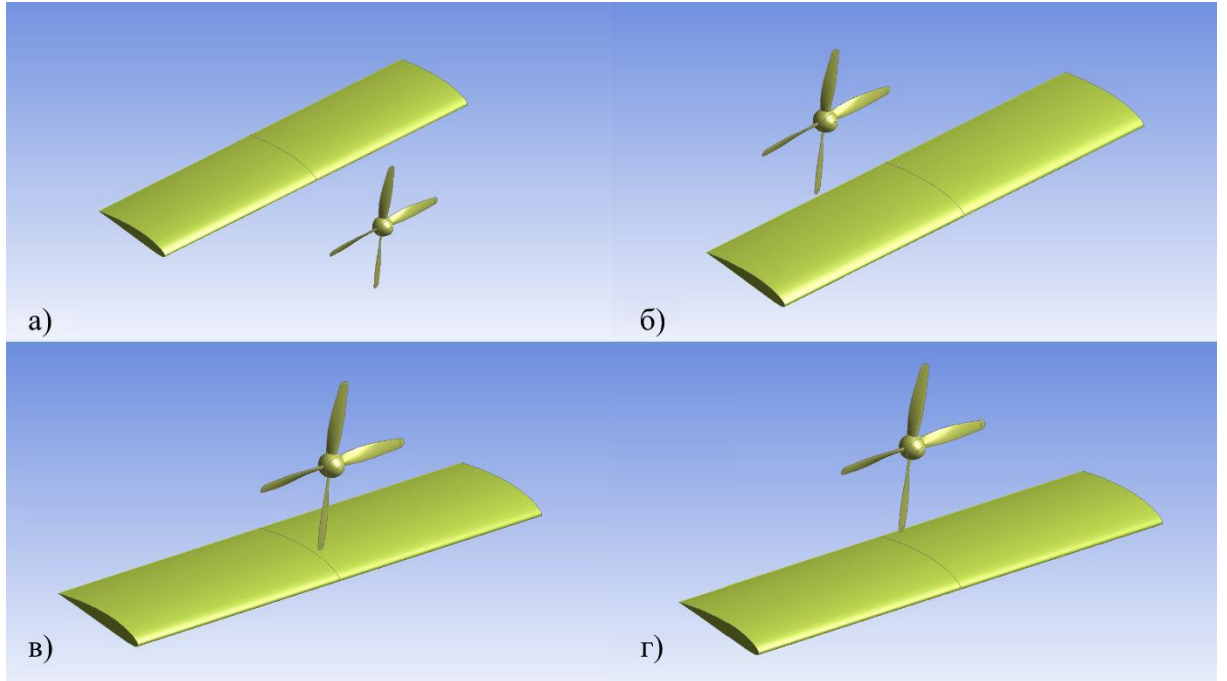


Рис.50 – Четыре различные компоновки воздушного винта

а) "тянущий винт" б) "толкающий винт" в) "над крылом на 30% хорды"  
 г) "над крылом на 80% хорды"

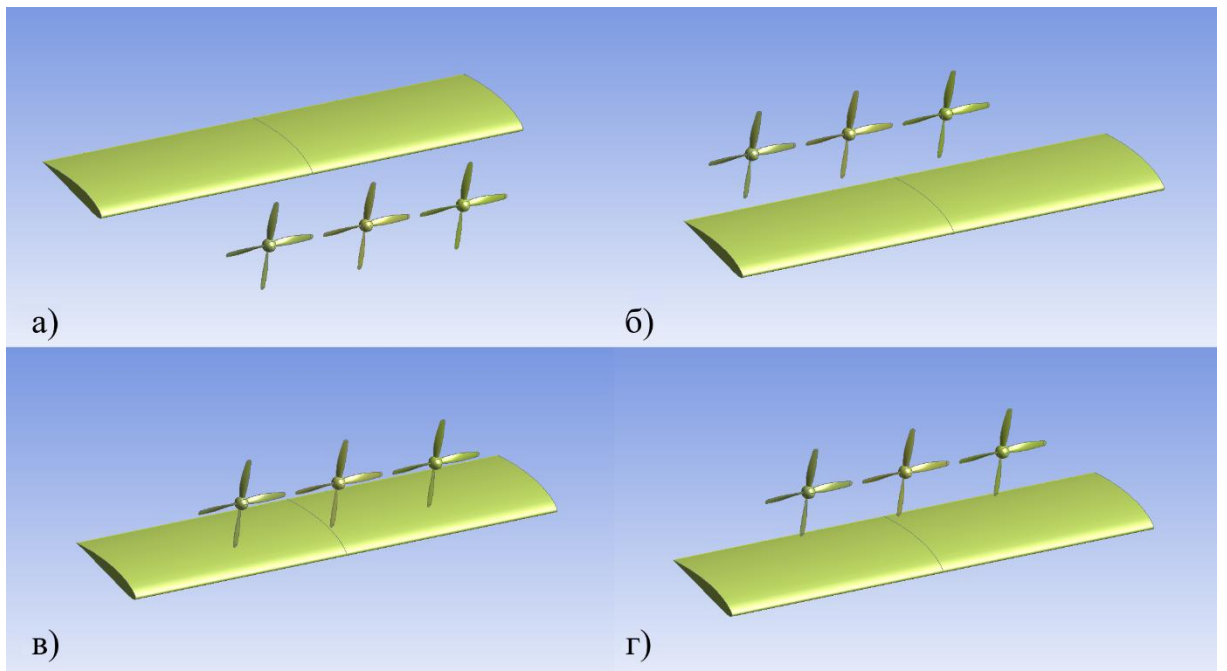


Рисунок 51 – Четыре различные компоновки распределённых винтов

а) "тянущий винт" б) "толкающий винт" в) "над крылом на 30% хорды"

г) "над крылом на 80% хорды"

Таблица 6 – параметры большого винта

<i>Параметры</i>	<i>единица</i>	<i>Сумма</i>
$M_{\infty}$ – число маха полета		0.06
$\Omega$ – частота вращения	об/мин	1453
$\alpha$ – угол атаки самолета		0
$V$ – объёма одной лопаточки	м <sup>3</sup>	0.00715
$B$ – число лопатки		4
$D$ – диаметр винта	м	3.6

Таблица 7 – параметры малого винта

<i>Параметры</i>	<i>единица</i>	<i>Сумма</i>
$M_{\infty}$ – число маха полета		0.06
$\Omega$ – частота вращения	об/мин	2520
$\alpha$ – угол атаки самолета		0
$V$ – объёма одной лопаточки	м <sup>3</sup>	0.001324
$B$ – число лопастей		4
$D$ – диаметр винта	м	2

### 3.2.2 Процесс вычисления

Процесс вычисления звука с использованием акустической модели Flowcs Williams-Hawkings (FW-H) в Ansys Fluent состоит из двух этапов:

1) Расчет аэродинамического решения: На первом этапе вычисляет решение во времени, на основе которого получаются временные истории соответствующих переменных величин (например, давления, скорости и плотности) на выбранных поверхностях источника;

2) Расчет звукового давления: На втором этапе, используя данные, полученные на первом этапе, вычисляются сигналы звукового давления в заданных точках расположения приемников. Полученные сигналы звукового давления затем обрабатываются с помощью быстрого преобразования Фурье (FFT) и соответствующих инструментов постобработки. Это

позволяет рассчитать и визуализировать такие акустические характеристики, как общий уровень звукового давления (SPL) и спектры.

Для корректного вычисления поверхностных интегралов акустической модели FW-N необходимы решения во временной области для параметров потока, включая давление, скорость и плотность на поверхностях-источниках. Указанные данные получаются в результате решения нестационарных уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (URANS).

Хотя для достижения максимальной точности рекомендуется использовать моделирование больших вихрей (LES) или моделирование отдельных вихрей (DES), в данном случае для оптимизации времени расчета применяется модель турбулентности  $k-\omega$  SST, которая является одной из наиболее распространенных в отрасли и хорошо зарекомендовала себя благодаря:

**Улучшенному прогнозированию отрыва потока:** по сравнению с большинством моделей RANS,  $k-\omega$  SST демонстрирует более точное предсказание поведения потока в условиях отрыва.

**Хорошему поведению при неблагоприятных градиентах давления:** Модель эффективно справляется с ситуациями, когда градиенты давления являются значительными.

**Оптимальному соотношению точности и затрат:** Высокая точность при умеренных вычислительных ресурсах превращает  $k-\omega$  SST предпочтительным выбором для многих инженерных задач.

В Таблице 8 представлены варианты, которые смоделированы ( $\checkmark$ ), и -- нет ( $\times$ ).

Таблица 8 – Рассчитанные проекты в этой работе

	Без крыла	Тянущий винт	Толкающий винт	Над-крылом на 30% хорды	Над-крылом на 80% хорды
Большой винт $\Phi = 20^\circ$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
Большой винт $\Phi = 17^\circ$	$\checkmark$	$\times$	$\times$	$\times$	$\times$
Большой винт $\Phi = 14^\circ$	$\checkmark$	$\times$	$\times$	$\times$	$\times$
Большой винт $\Phi = 11^\circ$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
3 малые винта $\Phi = 20^\circ$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
3 малые винта $\Phi = 17^\circ$	$\checkmark$	$\times$	$\times$	$\times$	$\times$
3 малые винта $\Phi = 14^\circ$	$\checkmark$	$\times$	$\times$	$\times$	$\times$
3 малые винта $\Phi = 11^\circ$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$

### 3.2.3 Расчетная область и сетка

Все расчетные случаи разделит на 4 части: 1) одиночный большой воздушный винт, 2) компоновка трех малых воздушных винтов, 3) компоновка большого воздушного винта с крылом, 4) компоновка трех маленьких воздушных винтов с крылом.

Для большого воздушного винта, то моделирование происходит внутри цилиндрической оболочки вокруг винта с радиусом 10 м, 5 м спереди и 20 м сзади (Рисунок 52). Сетка случая одиночного большого винта состоит из 5 миллионов тетраэдрических элементов. А сетка случая большого воздушного винта с крылом состоит примерно из 6 миллионов тетраэдрических элементов. Для компоновки трех малых воздушных винтов моделирование происходит внутри кубической оболочки с длиной стороны 15 м (Рисунок 53). Сетка случая трех малых воздушных винтов состоит из 8 миллионов тетраэдрических элементов. Сетка случая трех малых воздушных винтов с крылом состоит из 10 миллионов тетраэдрических элементов.  $Y^+$  находится в числе 0.5-1, так что расчет с моделью  $k-\omega$  выполняется качественно.

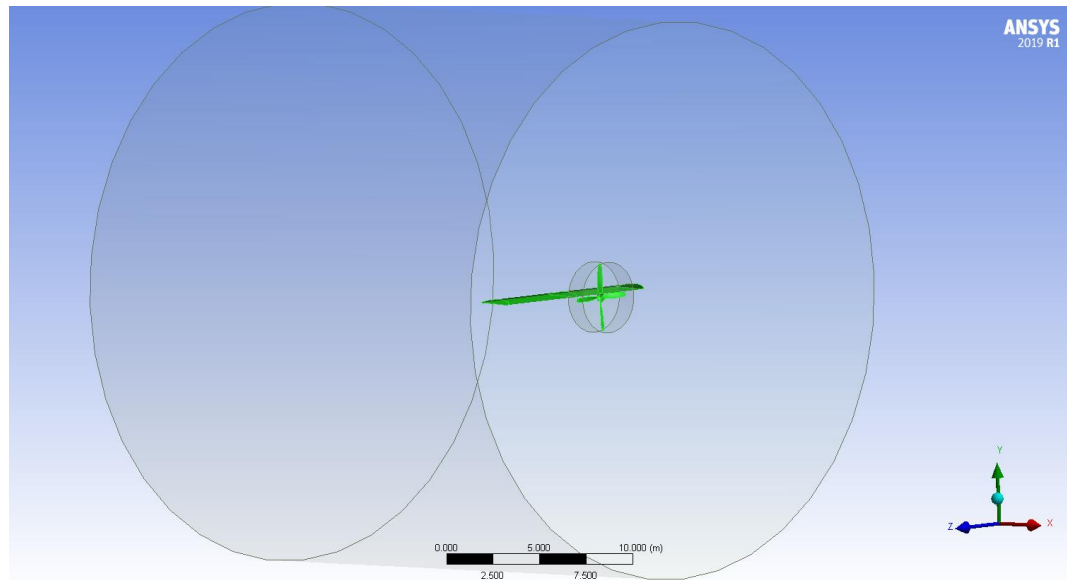


Рисунок 52 – Расчетная область тянущего винта с крылом

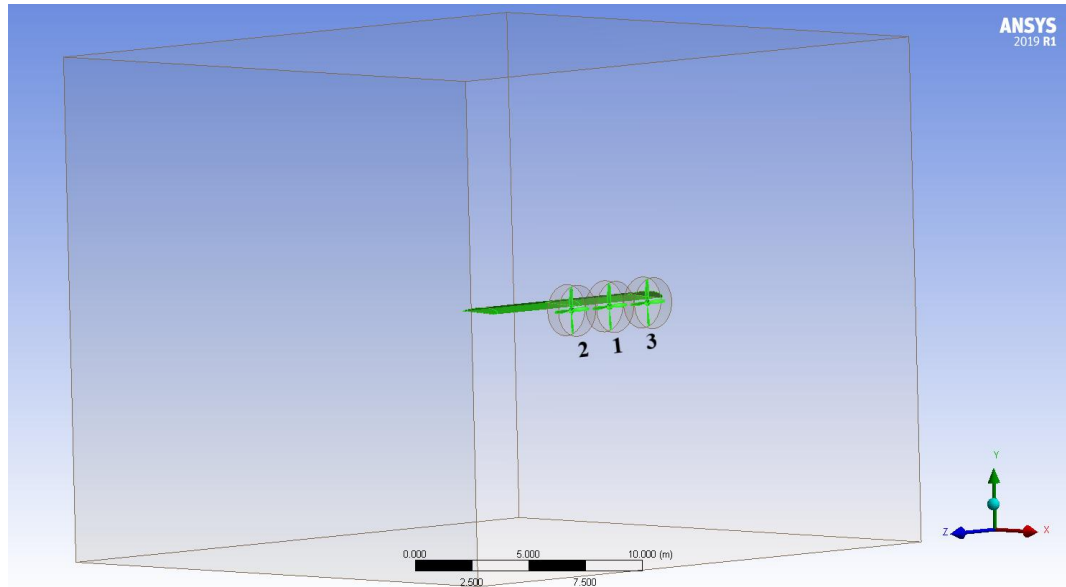


Рисунок 53 – Расчетная область трех тянущих винтов с крылом

### 3.2.4 Аэродинамический расчет

Прежде всего, необходимо смоделировать стационарный аэродинамический расчет, чтобы получить стационарную нагрузку на лопасти воздушного винта. Здесь рассчитаны одиночный большой и одиночный малый воздушные винты с четырьмя различными углами установки:  $20^\circ$ ,  $17^\circ$ ,  $14^\circ$  и  $11^\circ$ . Данные углы соответствуют различным режимам работы, от высокой нагрузки ( $20^\circ$ ) до низкой нагрузки ( $11^\circ$ ).

На Рисунках 54-55 представлены поля течения, полученные для одиночных большого и малого воздушных винтов при угле установки  $20^\circ$ .

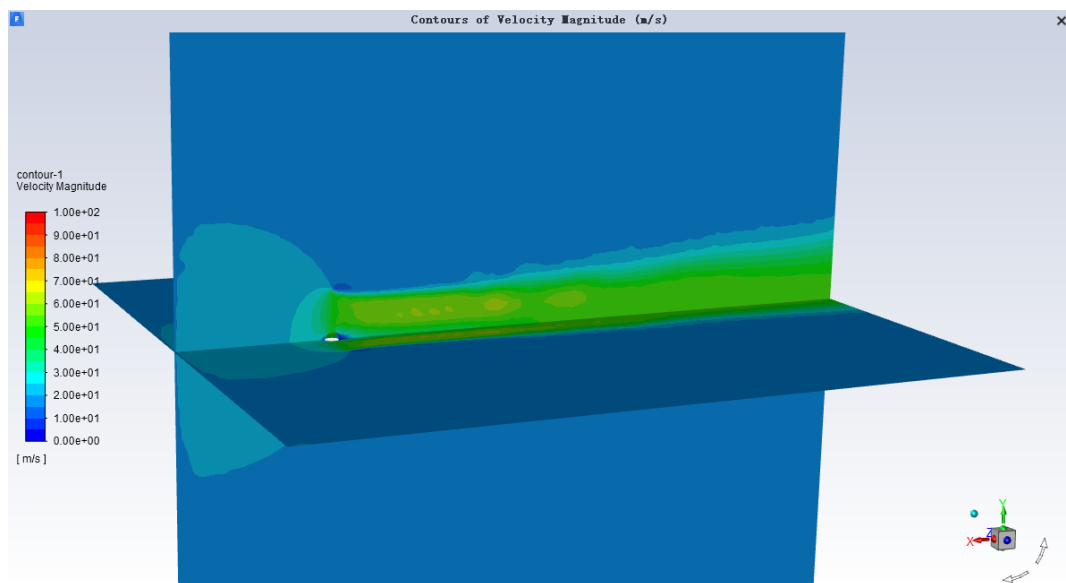


Рисунок 54 – Поле течения большого винта

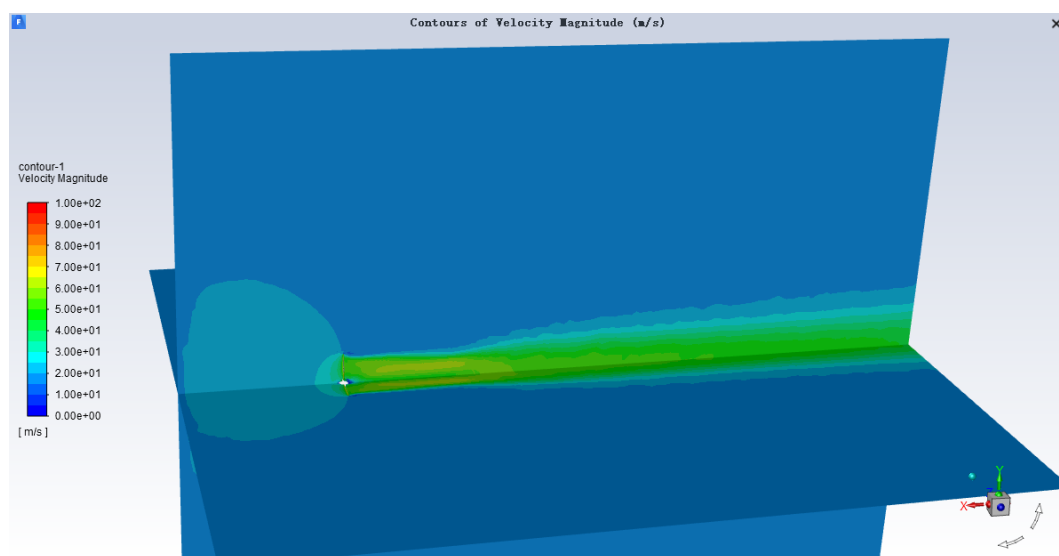


Рисунок 55 – Поле течения малого винта

В Таблицах 9-10 приведены данные о нагрузке большого и малого воздушных винтов при разных углах установки. Согласно приведенным таблицам, малые воздушные винты обеспечивают аэродинамические характеристики, аналогичные аэродинамическим характеристикам большого воздушного винта. Тяга и требуемая мощность составляют примерно 1/3 от большого воздушного винта.

Таблица 9 – Характеристики большого винта при разных углах установки

<i>RPM=1453</i> <i>об/мин</i>	<i>Тяга (Н)</i>	<i>Крутящий момент (Н*М)</i>	<i>мощность (кВт)</i>
$\Phi = 20^\circ$	15720	5050	768.4
$\Phi = 17^\circ$	12820	3755	571.4
$\Phi = 14^\circ$	9300	2590	394.1
$\Phi = 11^\circ$	5580	1695	257.9

Таблица 10 – Характеристики малого винта при разных углах установки

<i>RPM=2520</i> <i>об/мин</i>	<i>Тяга (Н)</i>	<i>Крутящий момент (Н*М)</i>	<i>мощность (кВт)</i>
$\Phi = 20^\circ$	5160	960	253.3
$\Phi = 17^\circ$	4073	697	183.9
$\Phi = 14^\circ$	3005	482	127.1
$\Phi = 11^\circ$	1856	335	88.4

Представлен аэродинамический расчет переходного процесса. Как указано ранее, акустические расчеты требуют данных о переходном процессе на поверхности источников. Таким образом, временной шаг определяется максимальной частотой шума. Для воздушного винта максимальная частота шума составляет не менее 5000 Гц, что соответствует временному шагу 0,0001 с.

Расчет для большого винта выполняется до 3000 временных шагов (эквивалентно 7 оборотам винта) и требует 25 часов процессорного времени. Для трех малых винтов расчет ведется в течение 2000 временных шагов (эквивалентно 8,4 оборота) и требует 36 часов процессорного времени.

Изначально представлены аэродинамические характеристики без учета влияния крыла. На Рисунке 56 визуализировано поле потока, генерируемое тремя малыми винтами. Согласно данным Рисунков 57-58, винт 1 (средний) характеризуется меньшей тягой и крутящим моментом по сравнению с боковыми винтами. Тяга и крутящий момент левого и правого винтов практически идентичны, а амплитуда колебаний нагрузки у них ниже. Амплитуда колебаний нагрузки среднего винта в три раза превышает показатели других винтов, однако, в абсолютном выражении, указанные колебания остаются относительно незначительными по сравнению со средним уровнем нагрузки.

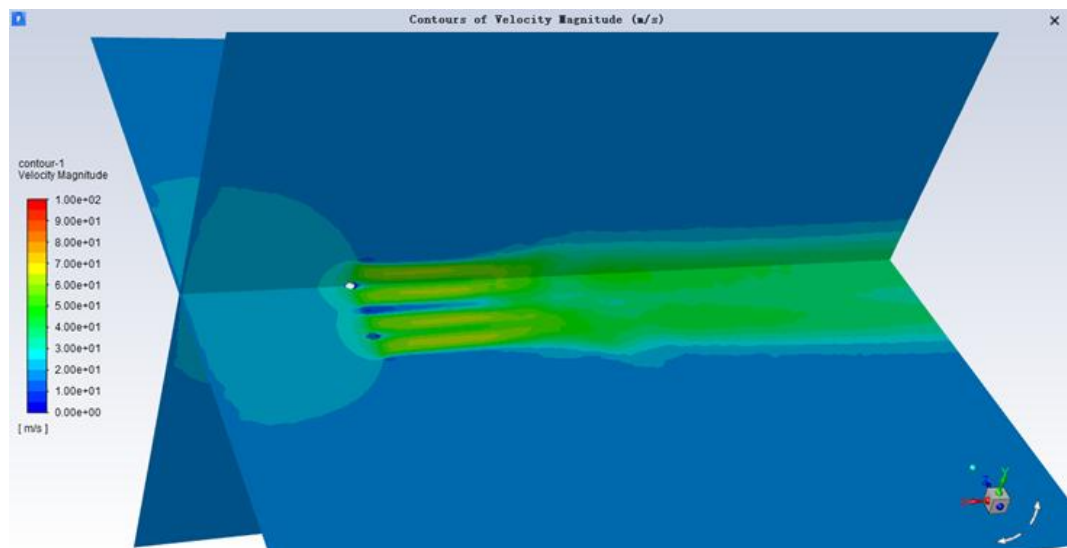


Рисунок 56 – Поле течения трех малых винтов

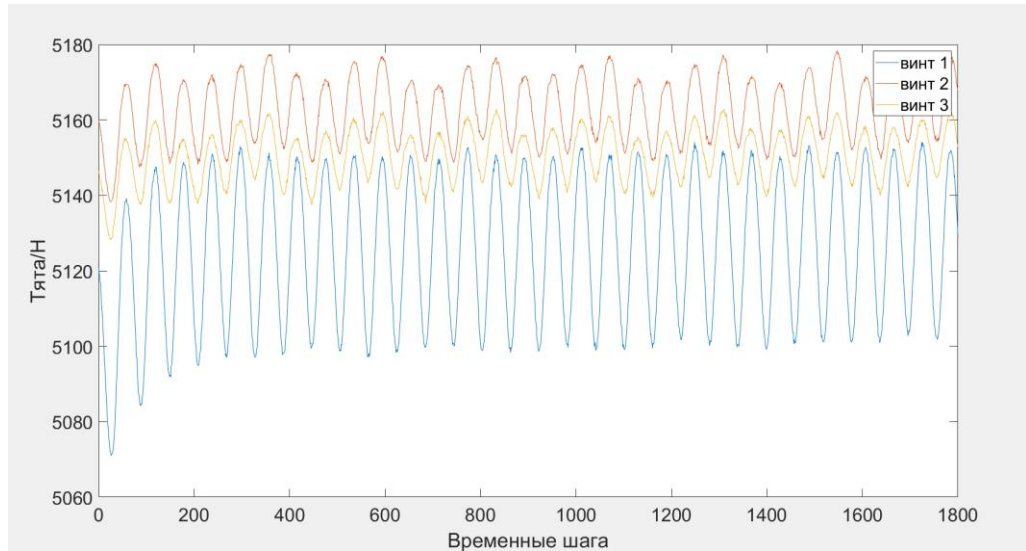


Рисунок 57 – Изменяющаяся во времени тяга трех малых винтов при  $\Phi = 20^\circ$

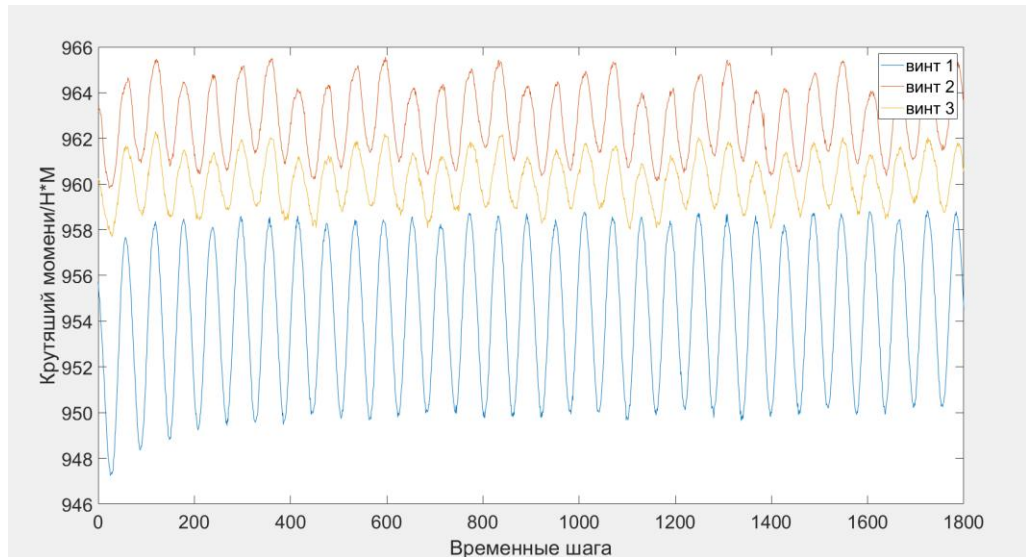


Рисунок 58 – Изменяющаяся во времени крутящий момент трех малых винтов при  $\Phi = 20^\circ$

Чтобы яснее показать колебания нагрузки, приведем безразмерный метод оценки данных колебаний с помощью среднеквадратичного отклонения и среднего значения:

$$f' = \frac{RMSD(f(t))}{\bar{f}} = \sqrt{\frac{T \sum_{t=1}^T (f_t - \bar{f}_t)^2}{T \times \bar{f}_t^2}} \quad (88)$$

На Рисунках 59-60 показаны зависимости тяги и крутящего момента трех малых винтов от угла установки, изменяющегося от большего к меньшему. На Рисунках 61-62 показаны их колебания. Согласно рисункам, нагрузка на средний винт (1-й винт) немного ниже, чем на боковые винты (2-й и 3-й винты). В то же время колебания нагрузки на средний винт намного выше, чем на остальные. По словам исследователей [59,98,99], взаимодействие воздушного винта

с другими воздушными винтами приводит к снижению тяги и крутящего момента. Средний винт подвергается более сильному взаимодействию, что уменьшает нагрузку и увеличивает колебания.

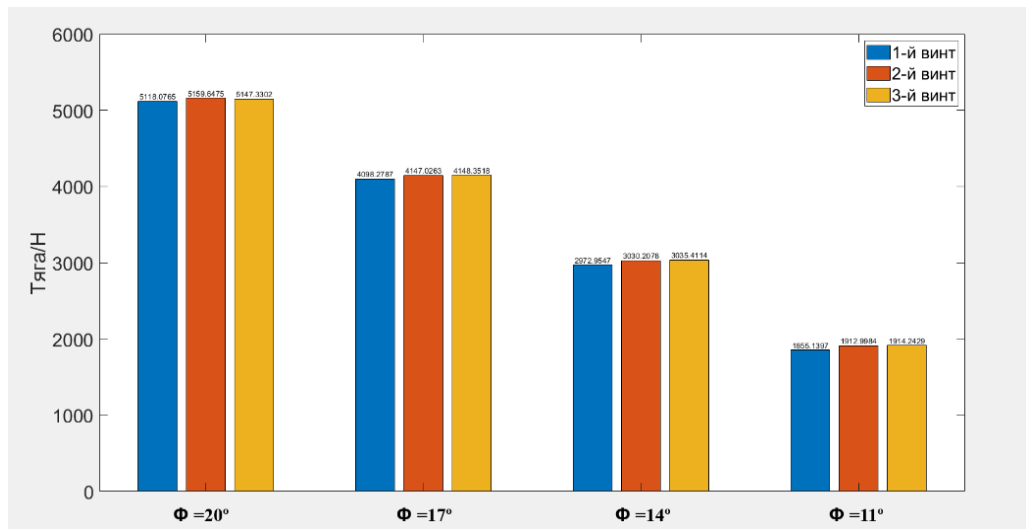


Рисунок 59 – Тяга трех малых винтов

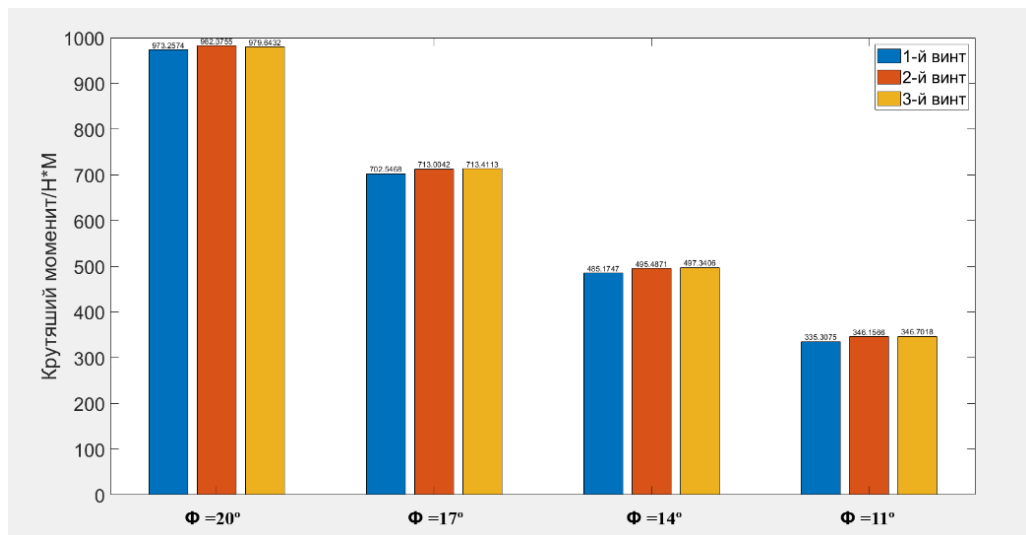


Рисунок 60 – Крутящий момент трех малых винтов

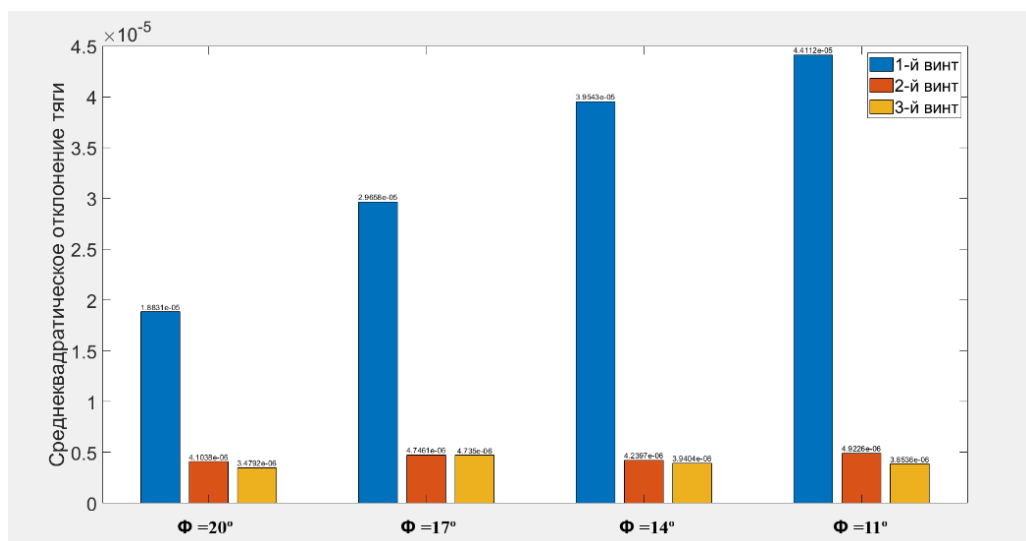


Рисунок 61 – Колебание тяги трех малых винтов

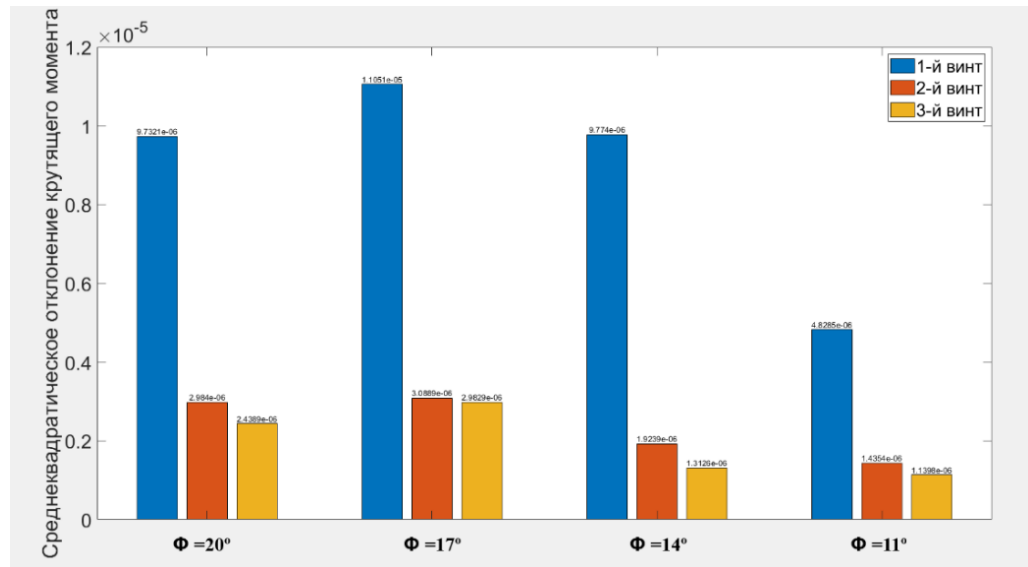


Рисунок 62 – Колебание крутящего момента трех малых винтов

Следующим этапом является анализ аэродинамических параметров компоновки с крылом (см. Рисунки 63-64). В целях минимизации времени моделирования выбраны два сценария: компоновка с высоким углом установки ( $\Phi=20^\circ$ ) и компоновка с низким углом ( $\Phi=11^\circ$ ).

На Рисунках 65-66 представлены зависимость тяги и крутящего момента одного большого воздушного винта от четырех различных компоновок. Согласно представленным данным, в сравнении с одиночным воздушным винтом, величина нагрузки в основном остается неизменной. Лишь в компоновке "над-крылом" отмечается незначительное уменьшение тяги и крутящего момента. Данное явление объясняется искажением набегающего потока крылом, что влечет за собой ускорение потока на верхней стороне крыла.

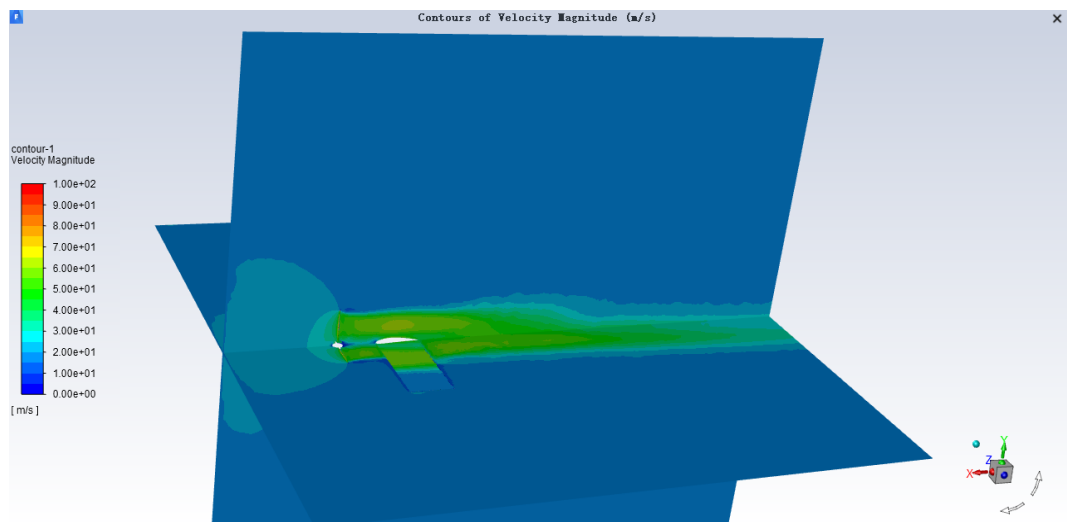


Рисунок 63 – Поле течения большого тянущего винта при  $\Phi = 20^\circ$

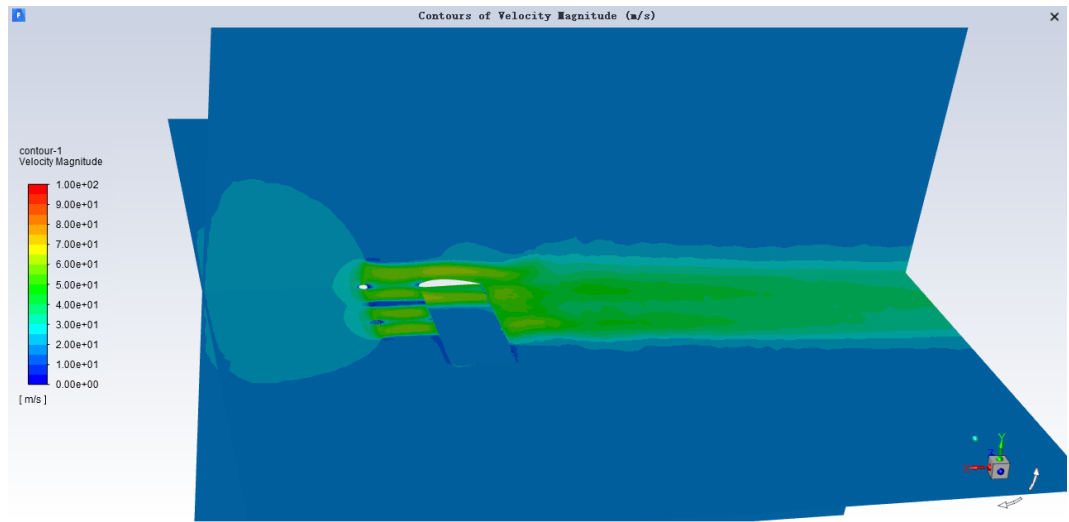


Рисунок 64 – Поле течения трех малых тянущих винтов при  $\Phi = 20^\circ$

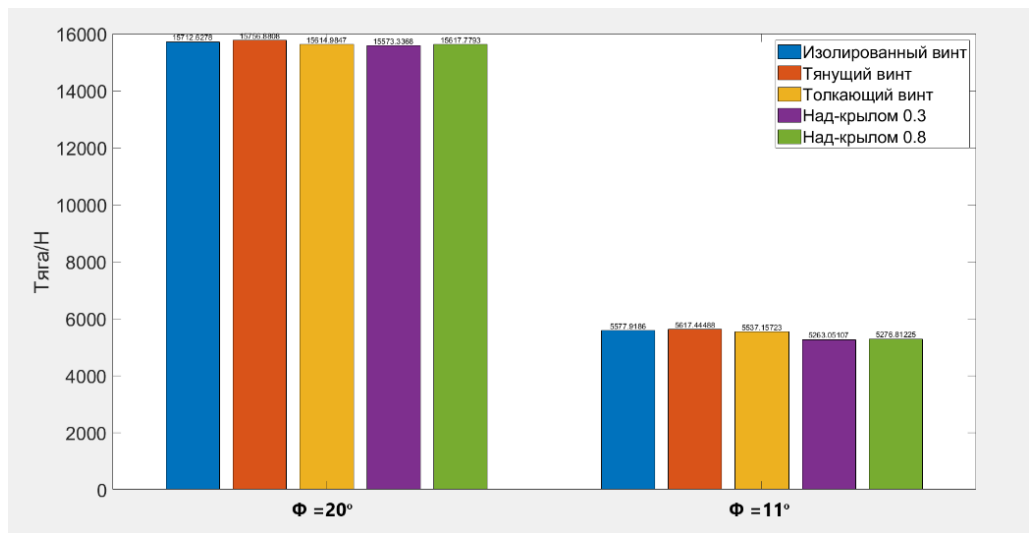


Рисунок 65 – Тяга большого винта

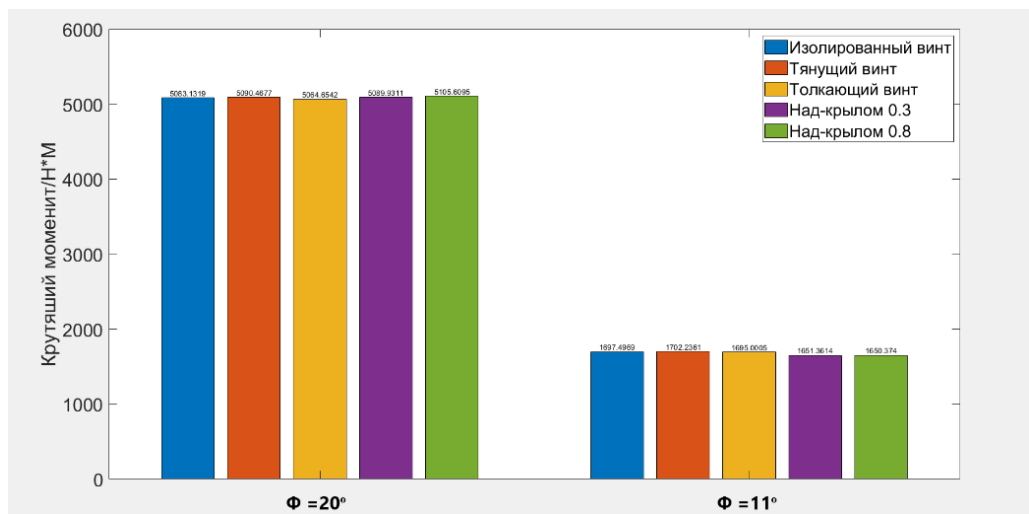


Рисунок 66 – Крутящий момент большого винта

Как и в случае с тремя воздушными винтами без крыла, средний воздушный винт во всех случаях имеет наименьшую тягу и крутящий момент по сравнению с двумя другими воздушными винтами. Также, как и в случае с большим воздушным винтом, компоновка "над крылом" уменьшает тягу и крутящий момент воздушных винтов. Но при работе с малым углом установки ( $\Phi = 11^\circ$ ) потеря тяги намного выше, чем в случае с одним большим винтом. Потеря тяги максимально достигает 10%.

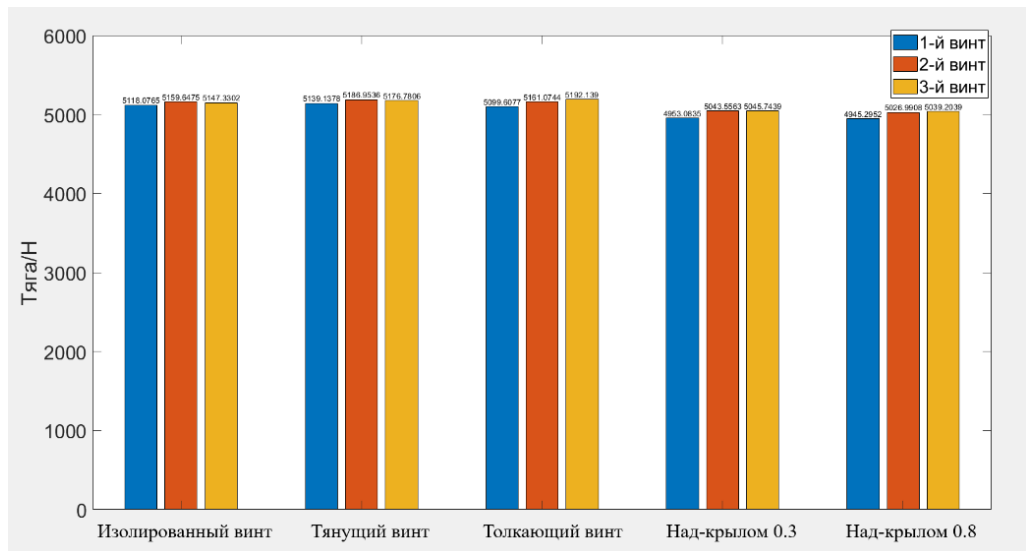


Рисунок 67 – Тяга малых тянущих винтов при  $\Phi = 20^\circ$

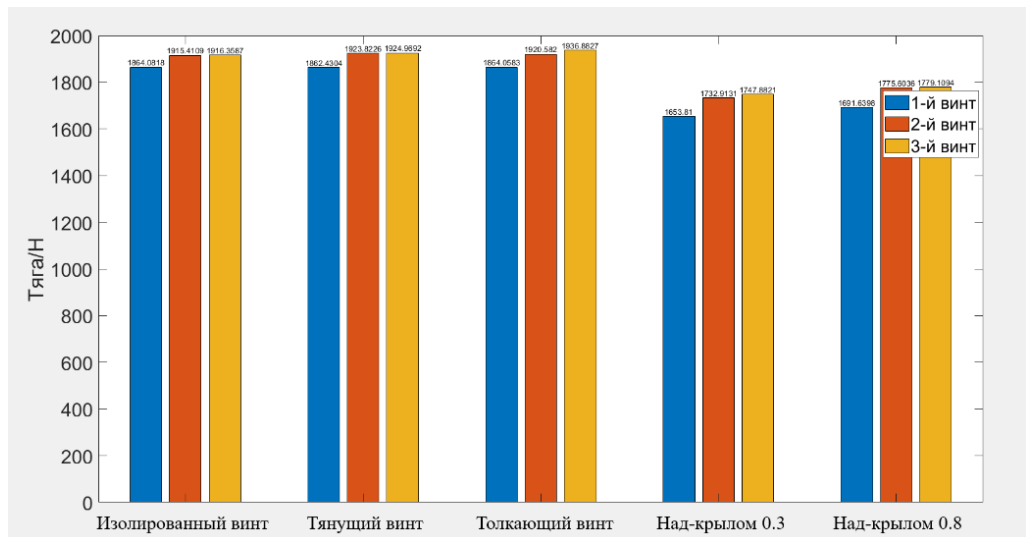
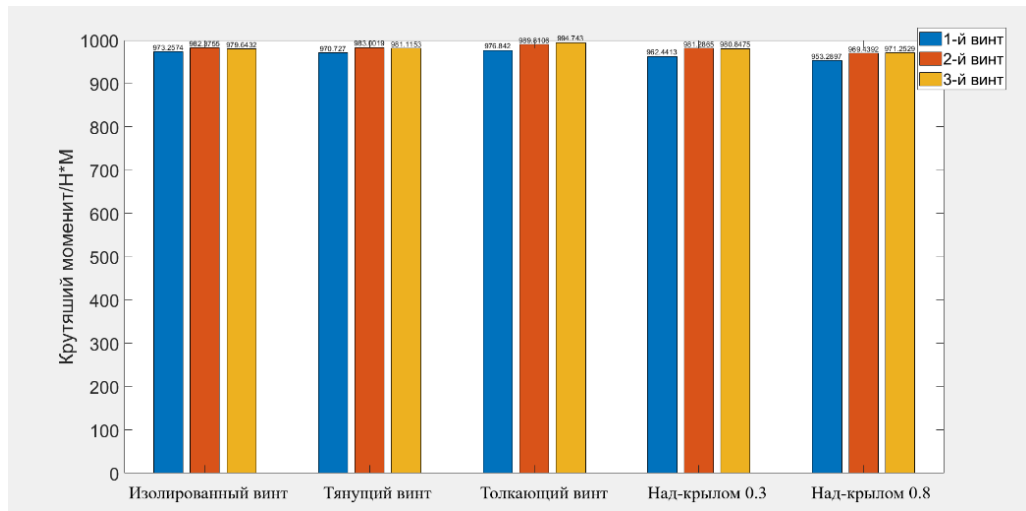
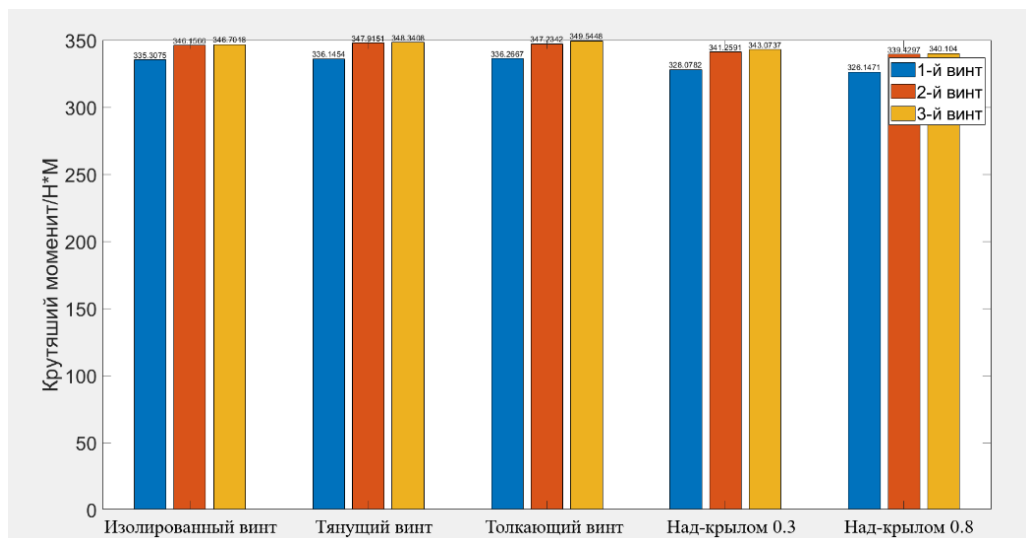


Рисунок 68 – Тяга малых тянущих винтов при  $\Phi = 11^\circ$

Рисунок 69 – Крутящий момент малых тянущих винтов при  $\Phi = 20^\circ$ Рисунок 70 – Крутящий момент малых тянущих винтов при  $\Phi = 11^\circ$ 

### 3.2.5 Аэроакустический расчет

В разделе представлены аэроакустические характеристики одиночного воздушного винта и нескольких воздушных винтов с крылом, включая направленность и спектр шума. Результаты проведенного моделирования сопоставляются с данными, полученными с использованием метода быстрого прогнозирования.

Для реализации подхода Flowcs Williams-Hawkings (FW-H первоначально необходимо идентифицировать источники звука. В рамках исследования источниками звука определены поверхности лопастей воздушных винтов и поверхности крыла.

Для оценки акустической сигнатуры используется конфигурация из 13 микрофонов, размещенных на вертикальной дуге окружности. Центр данной дуги расположен в центре масс

воздушного винта (или в центре масс среднего винта для многвинтовых систем), а сама дуга находится над крылом. Радиус окружности составляет 30 метров, с угловым шагом в  $15^\circ$ . Дополнительно, еще 13 микрофонов располагаются на горизонтальной дуге окружности, как показано на Рисунке 71.

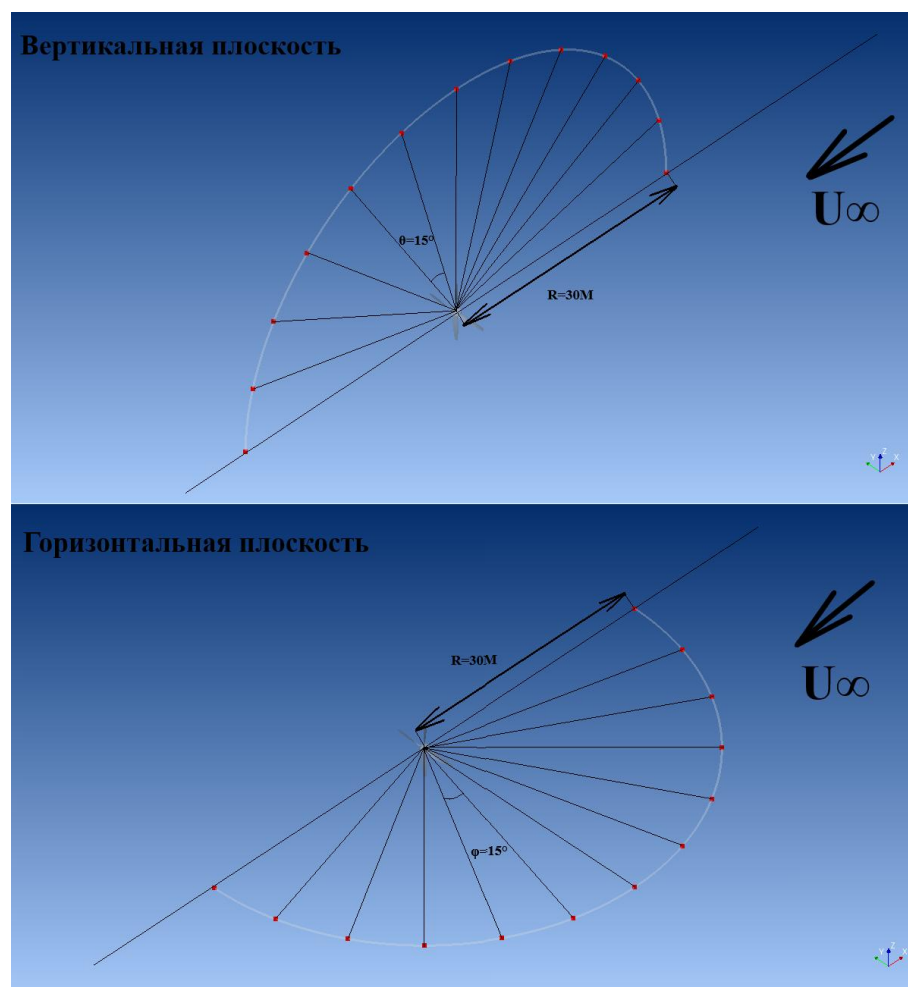


Рисунок 71 – Положения микрофона

Направленность акустического поля оценивается на основе общего уровня звукового давления (ОУЗД), уровня звука первой гармоники (ЧСЛ) и уровня звука второй гармоники ( $2 \cdot \text{ЧСЛ}$ ). На Рисунке 72 представлены результаты измерения ОУЗД, а также уровней звука первой и второй гармоник для большого воздушного винта при угле установки  $\Phi = 20^\circ$ . Рисунок 73 отображает спектральные характеристики шума в четырех азимутальных направлениях.

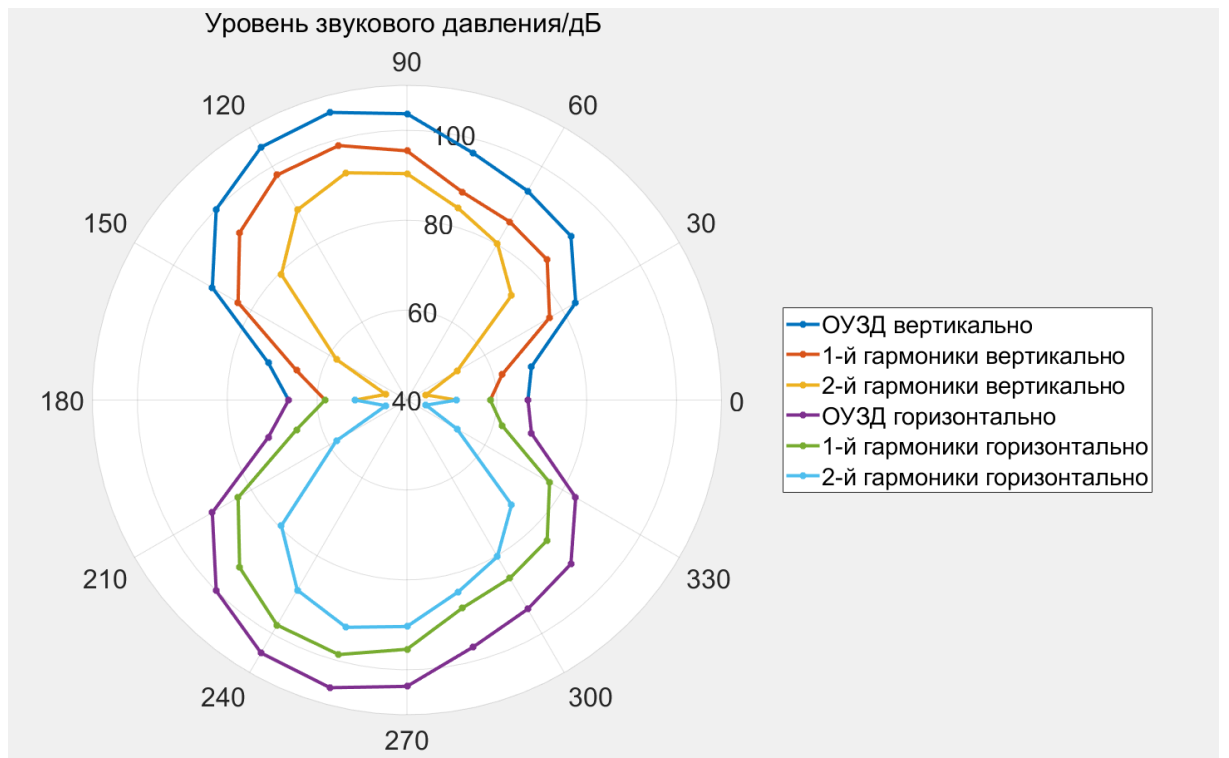


Рисунок 72 – ОУЗД, уровень звука 1-й гармоники и уровень звука 2-й гармоники одиночного винта без крыла при  $\Phi = 20^\circ$

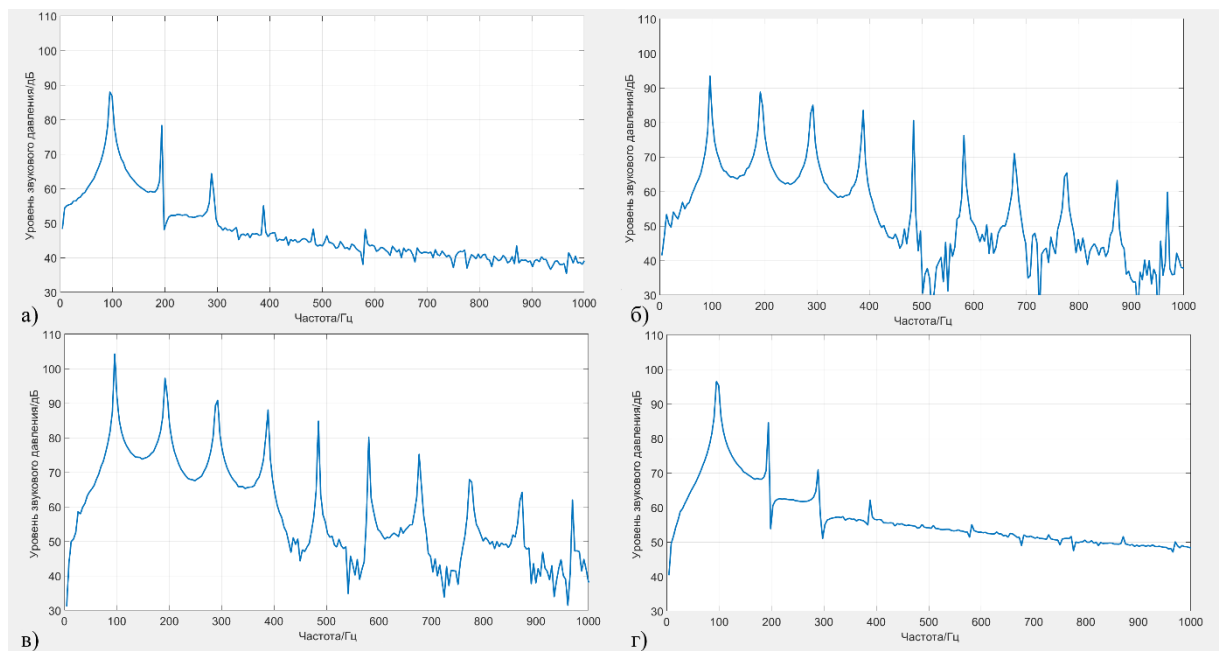


Рисунок 73 – Спектр 0-1000Гц одиночного винта без крыла в четырех азимутальных углах: а)  $45^\circ$ , б)  $75^\circ$ , в)  $105^\circ$ , г)  $135^\circ$

Анализ показывает, что уровень шума в вертикальной и горизонтальной плоскостях идентичен. Распределение шума симметрично относительно оси вращения воздушного винта [131]. Данное наблюдение подтверждает теорию Гутина [78], которая прогнозирует уровень

шума одиночного винта в дальнем поле. Таким образом, результаты измерений для большого винта отражают шумовые характеристики в основном в вертикальной плоскости.

В соответствии с экспериментальными данными, пиковый уровень звукового давления для винта зафиксирован при угле около  $105^\circ$ . Спектральный анализ демонстрирует отчетливое присутствие гармоник, начиная с первой (ЧСЛ) и до четвертой ( $4 \cdot \text{ЧСЛ}$ ). Десятая гармоника ( $10 \cdot \text{ЧСЛ}$ ) также заметно проявляется в азимутальных углах в пределах от  $75^\circ$  до  $105^\circ$ .

Рисунок 74 иллюстрирует сравнение уровня шума одного большого винта без крыла при четырех различных углах установки. Установлено, что общий уровень звукового давления (ОУЗД), а также уровни первой и второй гармоник увеличиваются по мере роста угла установки (что соответствует увеличению нагрузки на лопасть винта). Эффект особенно заметен в задней полусфере винта, в диапазоне углов от  $90^\circ$  до  $150^\circ$ .

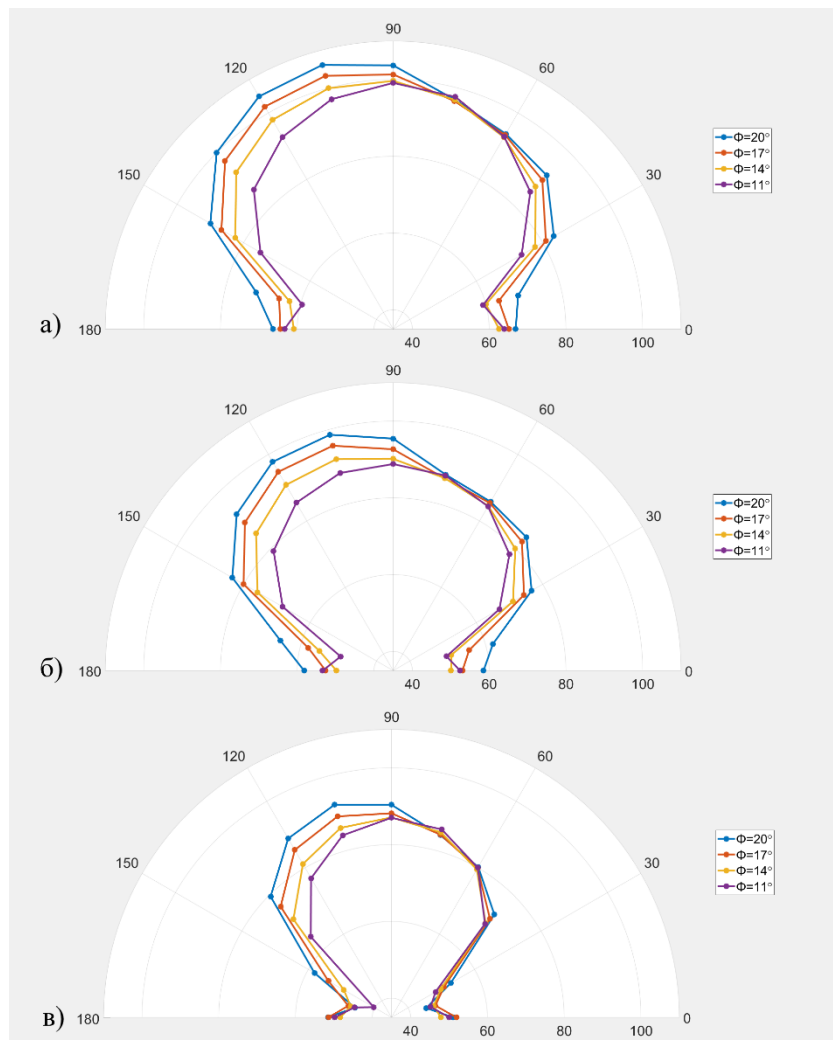


Рисунок 74 – а) ОУЗД при разных углах установки, б) уровень звука 1-й гармоники при разных углах установки, в) уровень звука 2-й гармоники при разных углах установки

Рисунок 75 иллюстрирует аэроакустические характеристики трех малых винтов без крыла. Важно отметить, что, в отличие от одиночного большого винта, уровень шума малых винтов не является симметричным вдоль оси среднего (первого) винта. Как правило, уровень шума в вертикальной плоскости оказывается выше, чем в горизонтальной. Наиболее существенные различия в уровне звукового давления (ОЗУД) и звука первой гармоники зафиксированы в интервалах углов 15-45° и 135-165°. Для звука второй гармоники аналогичная разница проявляется и при азимутальных углах 75-90°.

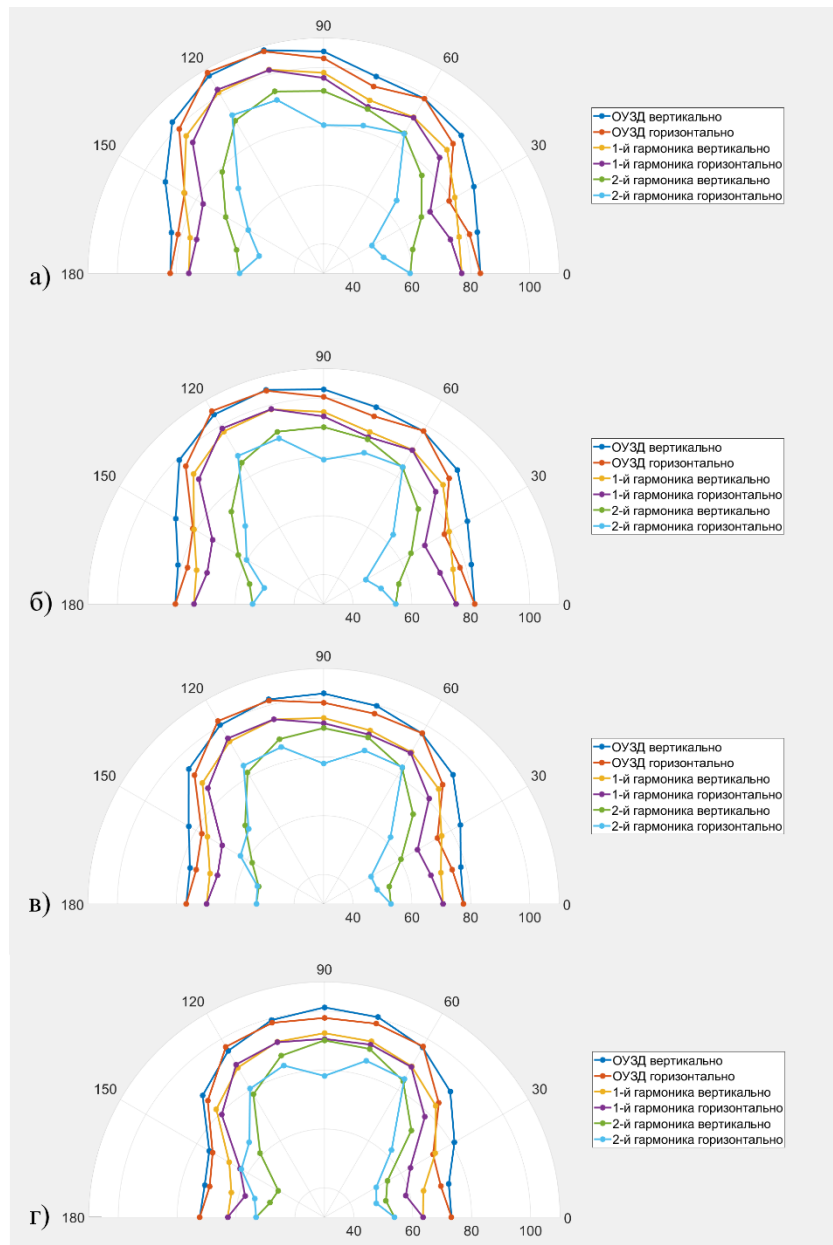


Рисунок 75 – ОЗУД, уровень звука 1-й гармоники и уровень звука 2-й гармоника трех малых винтов при угле установки, а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$

Ввиду того, что уровень акустического воздействия в вертикальной плоскости превосходит таковой в горизонтальной, для сопоставления одного крупного винта с тремя

мелкими выбрана именно вертикальная плоскость. Согласно представленному Рисунку 76, вне зависимости от режима эксплуатации (высокая или низкая нагрузка), акустический уровень трех мелких винтов стабильно незначительно превышает акустический уровень одного крупного винта.

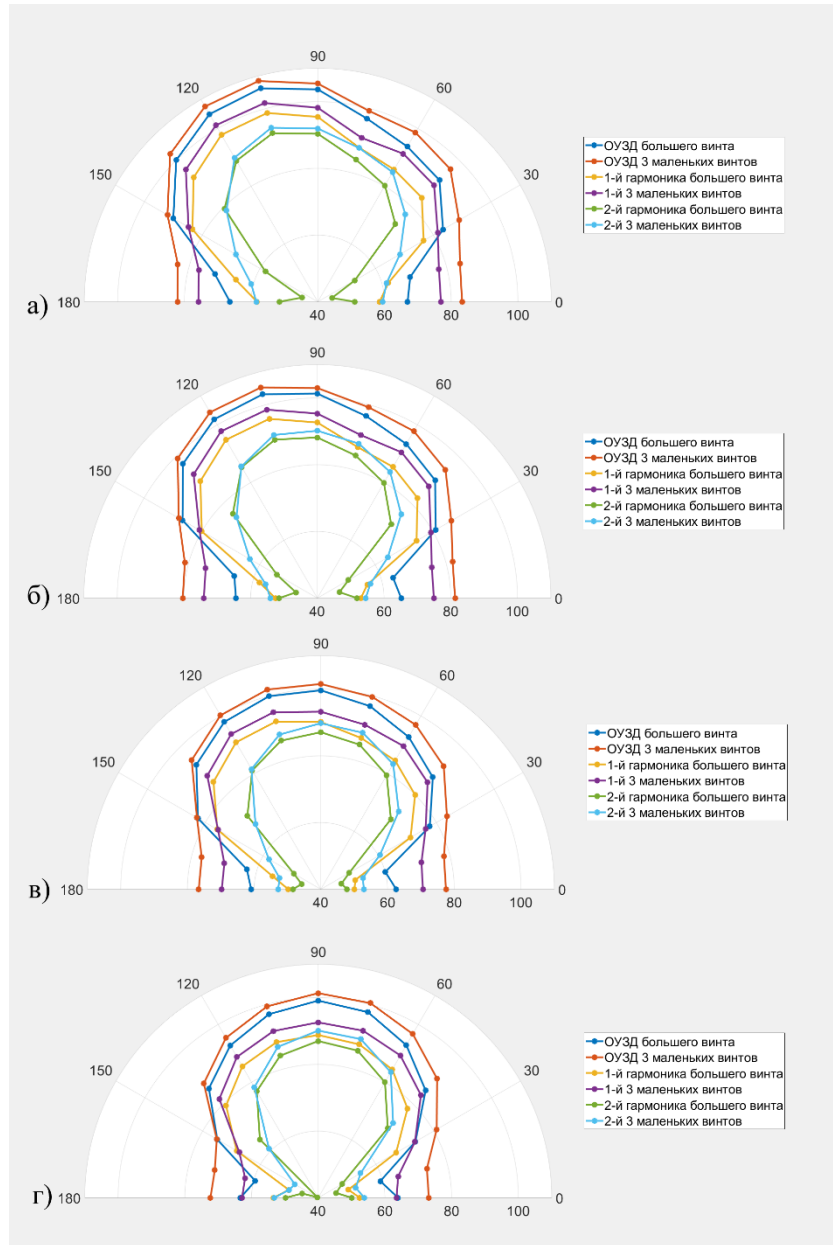


Рисунок 76 – Сравнение УЗД трех малых винтов с УЗД большого винта при угле установки, а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$

Как показывают Рисунки 77-79, быстрый метод успешно предсказывает уровень гармонического звукового давления. Результаты расчетов хорошо согласуются с данными численного моделирования, особенно в задней части воздушного винта. Однако при низком угле установки (малой нагрузке) точность быстрого метода снижается, в частности, для второй гармоники. Для первоначального проектирования летательного аппарата метод обеспечивает

достаточную точность для получения приблизительных аэроакустических характеристик. При этом процессорное время значительно сокращается: с 25 часов (для моделирования в Ansys Fluent с 6 миллионами тетраэдрических элементов и 3000 временных шагов на процессоре AMD 3900X) до всего 5-20 секунд.

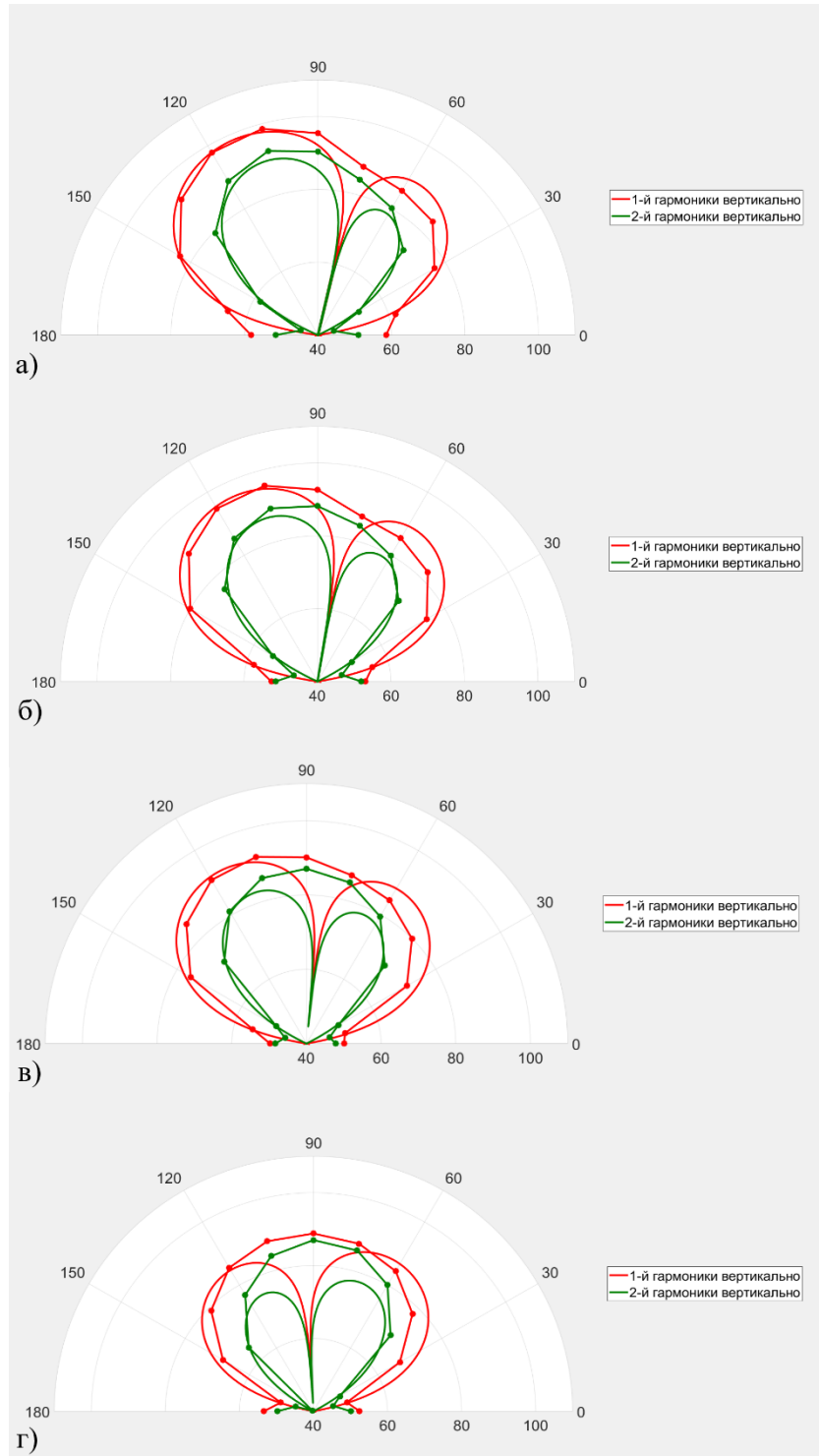


Рисунок 77 – Результат численного метода сравнивается с результатом метода быстрого прогнозирования шума одиночного большого воздушного винта при угле установки, а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$ . Линия с точечными маркерами — результат численного метода FW-H

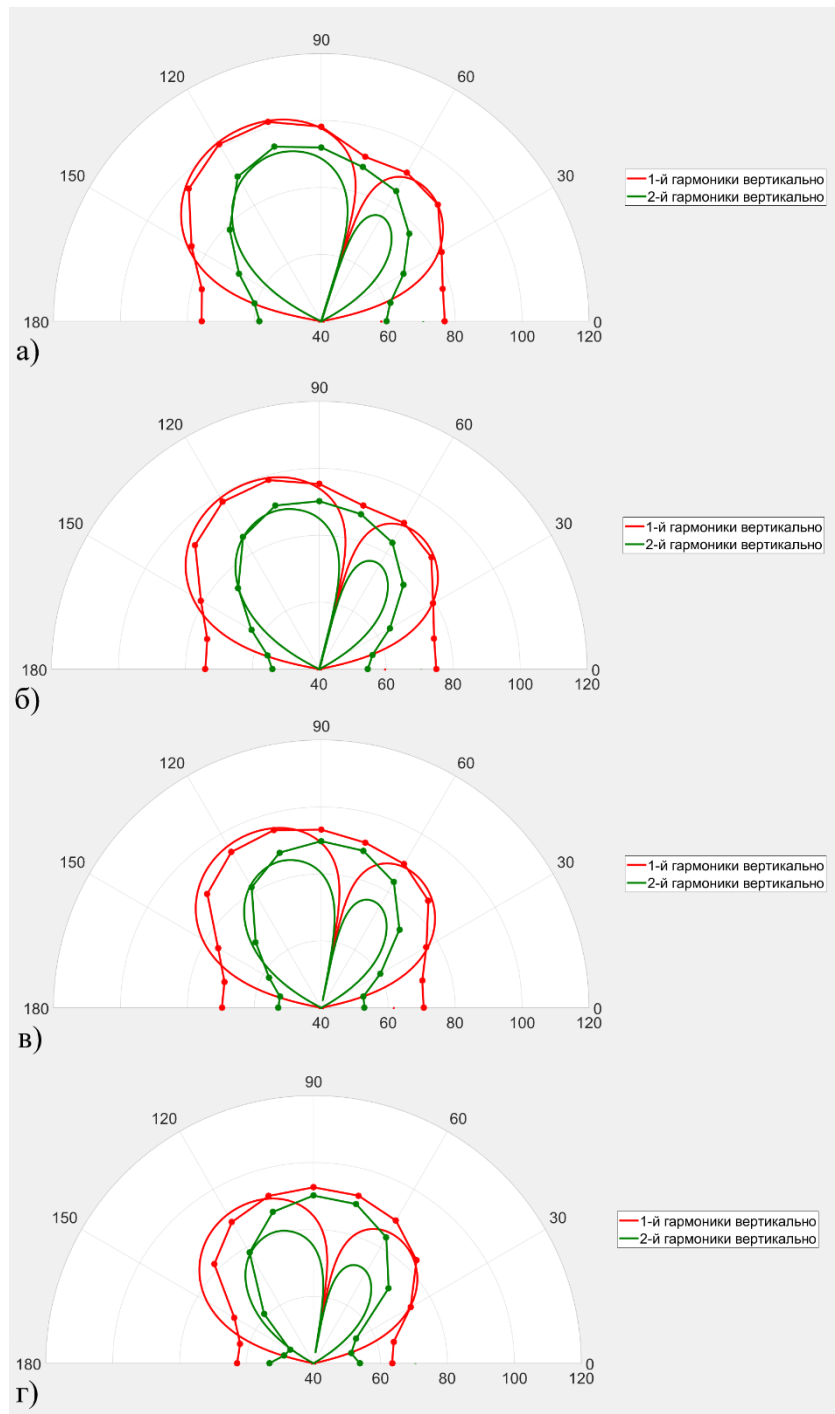


Рисунок 78 – Результат численного метода сравнивается с результатом метода быстрого прогнозирования шума для трех малых воздушных винтов в вертикальной плоскости при угле установки, а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$ .

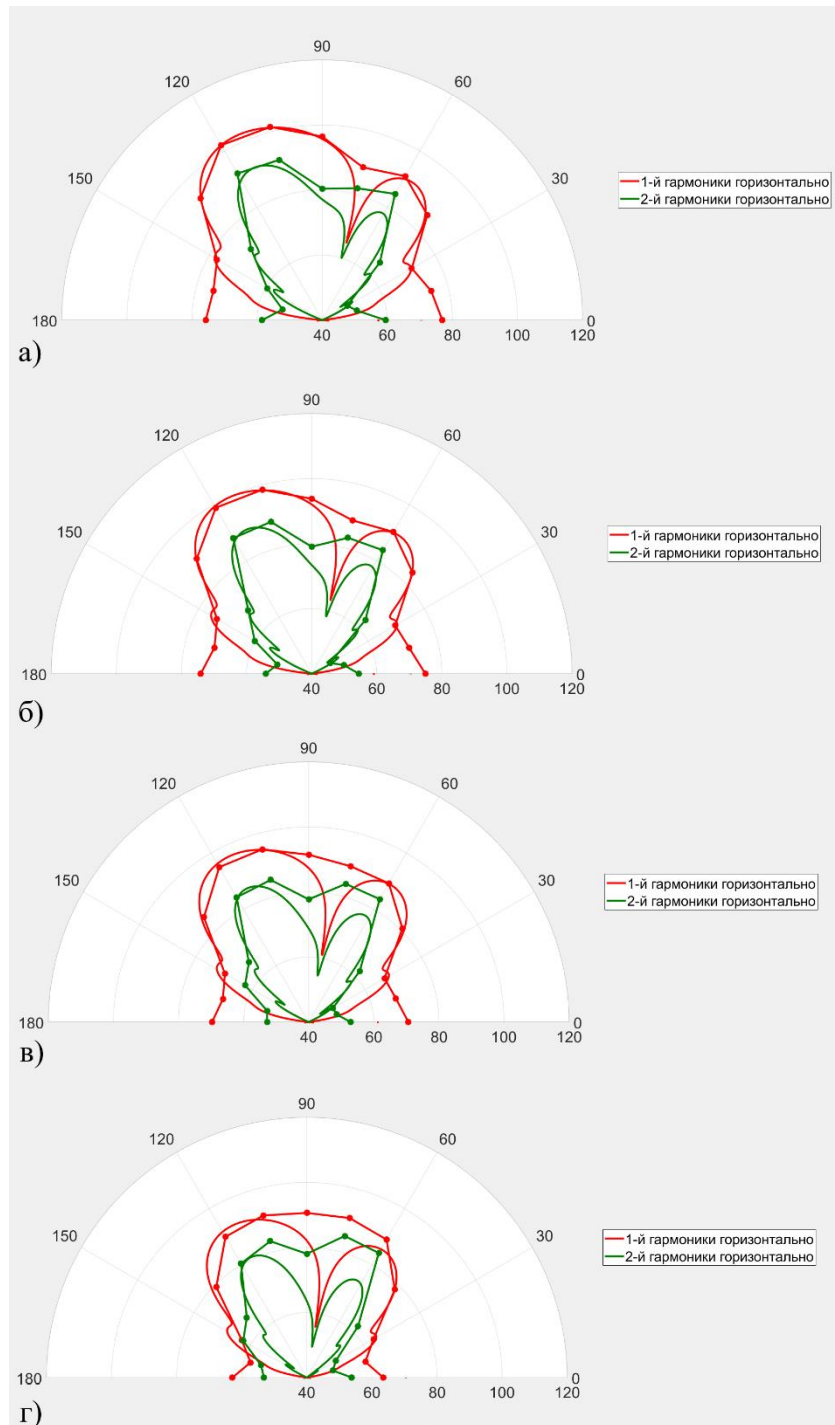


Рисунок 79 – Результат численного метода сравнивается с результатом метода быстрого прогнозирования шума трех малых воздушных винтов в горизонтальной плоскости при угле установки, а)  $\Phi = 20^\circ$ , б)  $\Phi = 17^\circ$ , в)  $\Phi = 14^\circ$ , г)  $\Phi = 11^\circ$ .

Рисунки 80-81 иллюстрируют распределение уровня звукового давления большого воздушного винта в зависимости от четырех конфигураций. Полученные данные свидетельствуют о том, что на низких скоростях полета крыло оказывает минимальное воздействие на уровень звукового давления по всем азимутальным направлениям. Исключение составляют конфигурации с толкающим винтом и расположением винта "над крылом 0.8", где в

передней и задней азимутальных плоскостях зафиксировано небольшое увеличение уровней шума на второй гармонике. Причиной является усиление высших гармоник, вызванное нестационарной нагрузкой на лопасть воздушного винта [132,133].

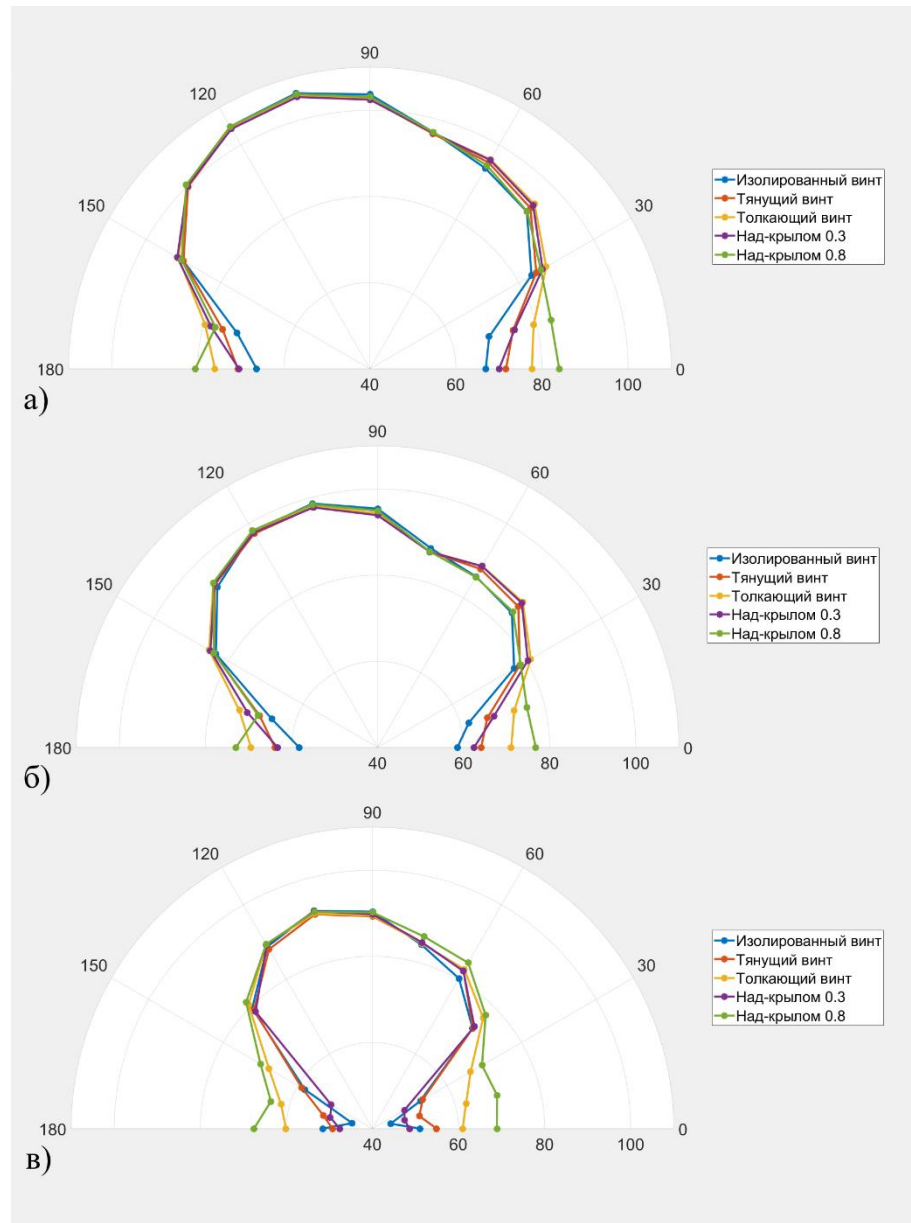


Рисунок 80 – а) ОУЗД большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , в) уровень звука 2-й гармоники большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$

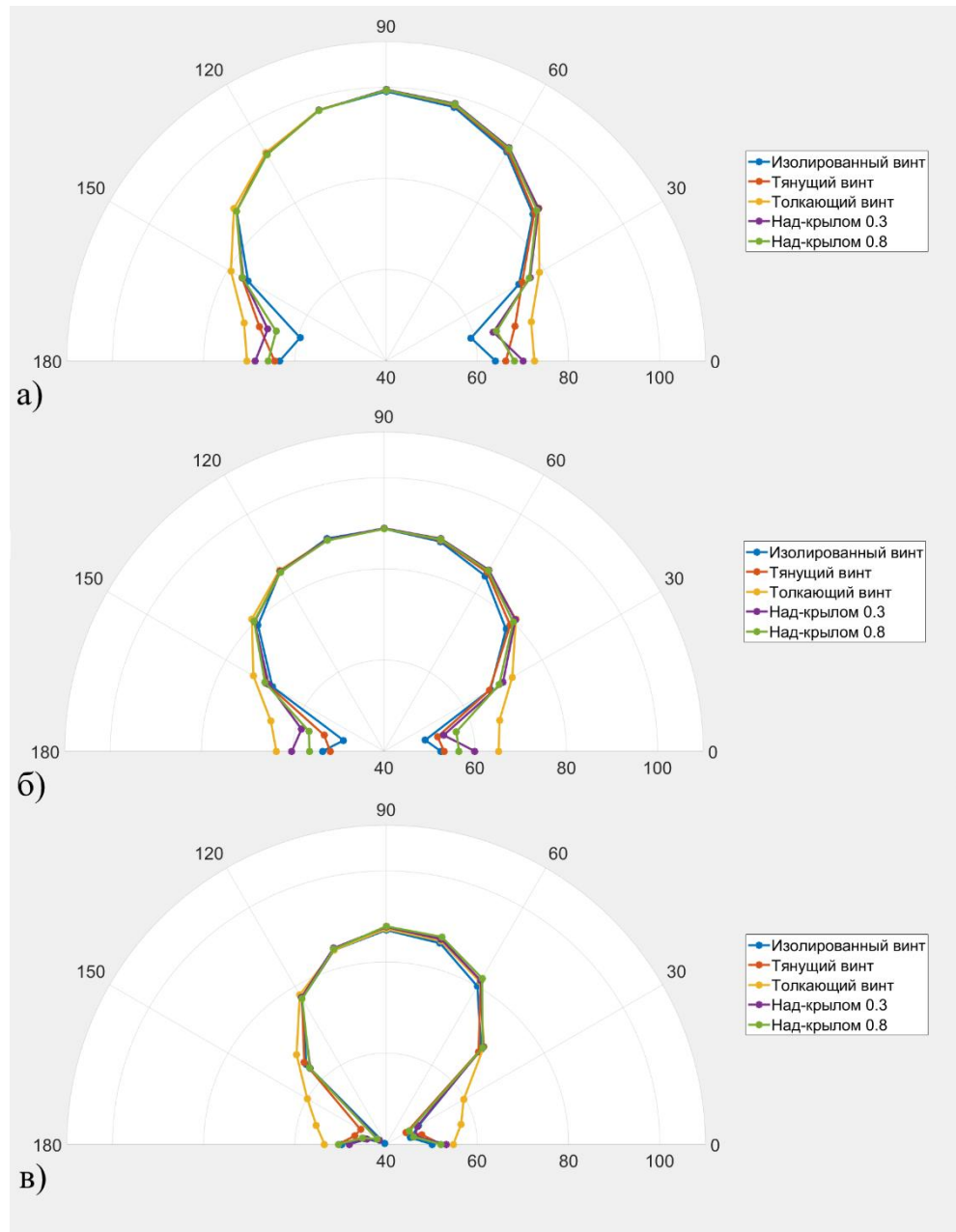


Рисунок 81 – а) ОУЗД большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , в) уровень звука 2-й гармоники большого винта при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$

На Рисунках 82-85 представлен уровень звукового давления для трех малых воздушных винтов в сравнении с четырьмя компоновками. Как и в случае с одним большим воздушным винтом, крыло также не сильно влияет на уровень звукового давления и направленность. В горизонтальной плоскости вторая гармоника для компоновки "над крылом 0.8" увеличивается в передней и задней азимутальных областях.

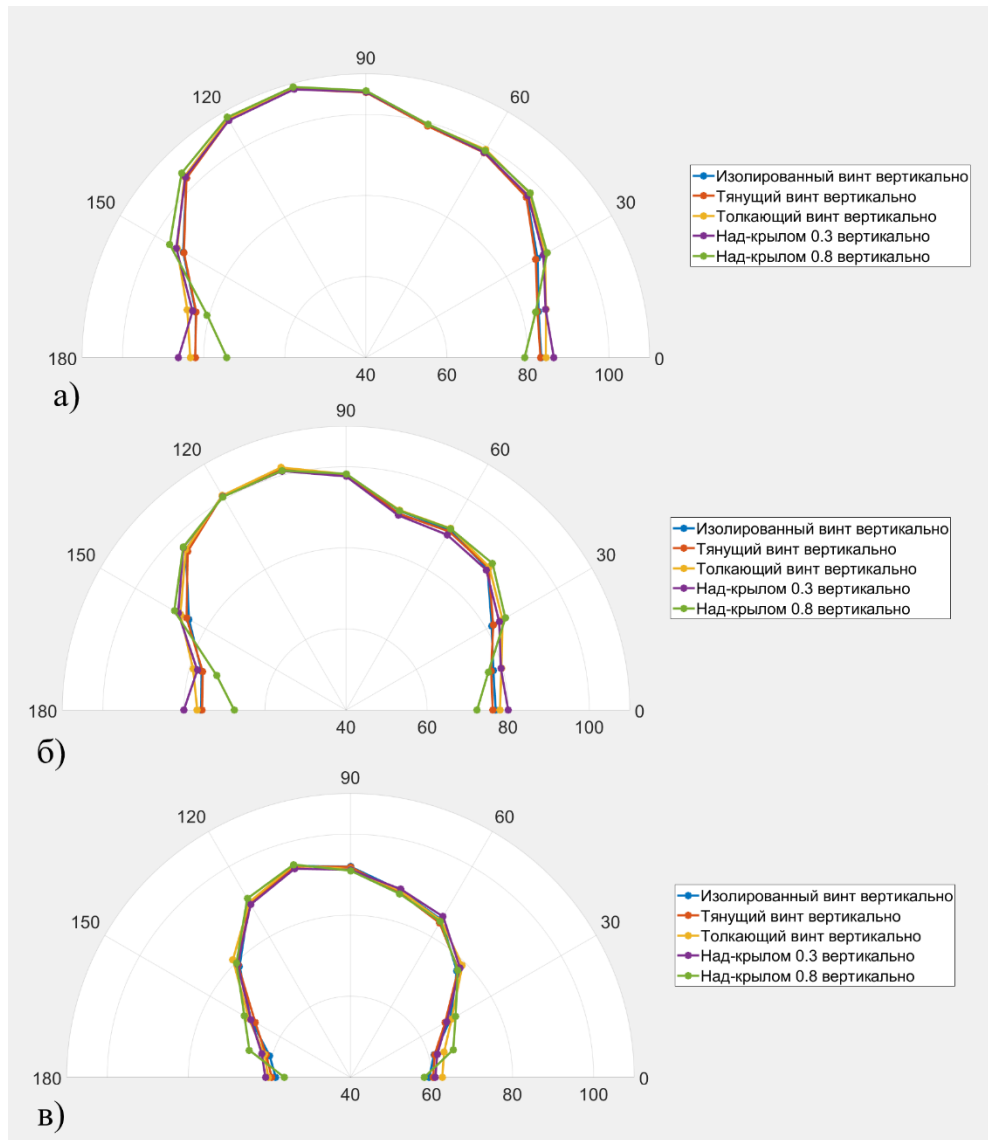


Рисунок 82 – а) OУЗД трех малых винтов в вертикальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники трех малых винтов в вертикальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , в) уровень звука 2-й гармоники трех малых винтов в вертикальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$

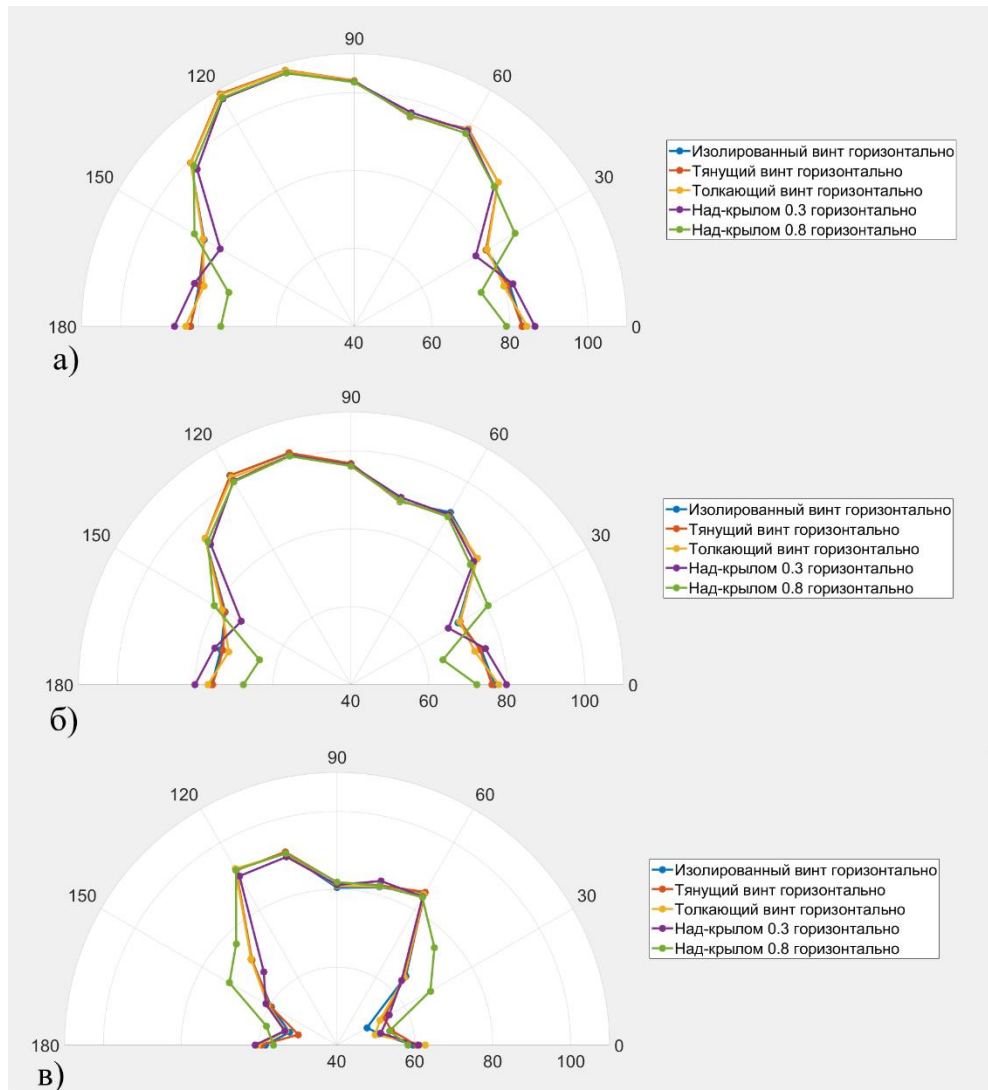


Рисунок 83 – а) ОУЗД трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$ , в) уровень звука 2-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 20^\circ$

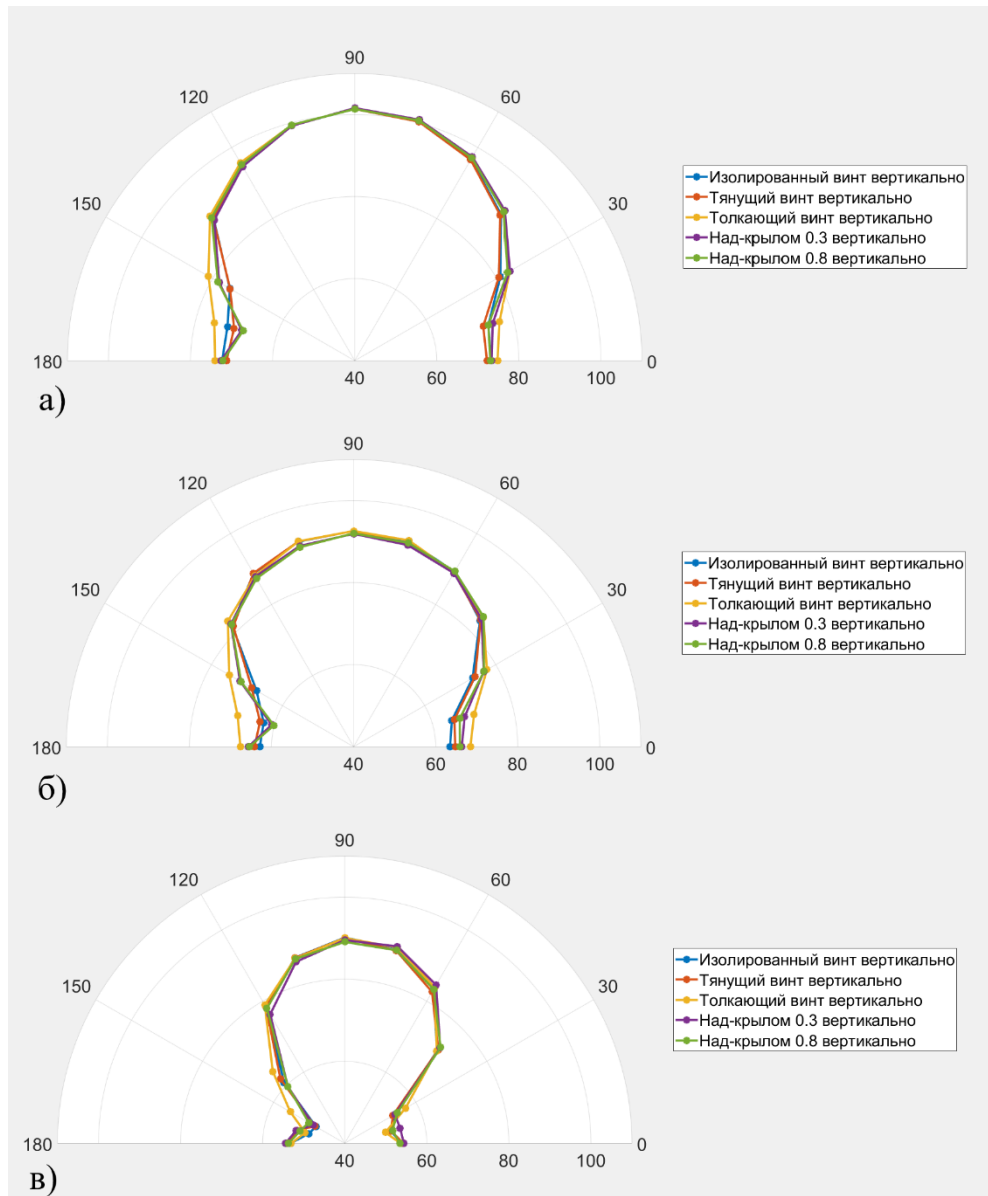


Рисунок 84 – а) ОУЗД трех малых винтов в вертикальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники трех малых винтов в вертикальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , в) уровень звука 2-й гармоники трех малых винтов в вертикальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$

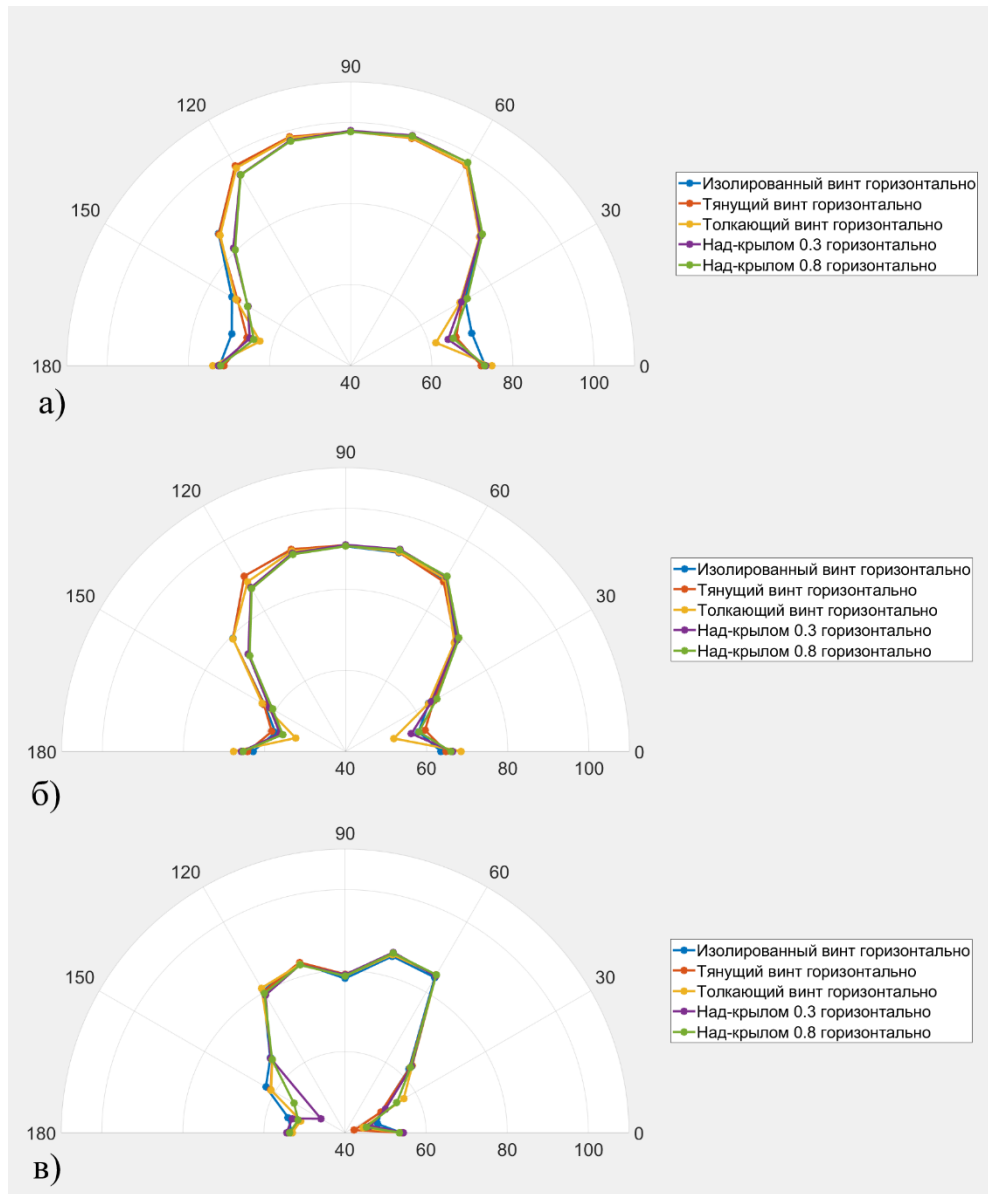


Рисунок 85 – а) ОУЗД трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , б) уровень звука 1-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$ , в) уровень звука 2-й гармоники трех малых винтов в горизонтальной плоскости при разных компоновках и  $\Phi = 11^\circ$

Шум крыла, вызванный следом от воздушного винта, слишком слаб по сравнению с шумом самого воздушного винта, для проверки гармонического шума крыла здесь рассчитывается только шум крыла (в методе Flowcs Williams-Hawkins (FW-H) источником звука является линейное возмущение, и легко получить уровень звукового давления, вызванный только поверхностью крыла).

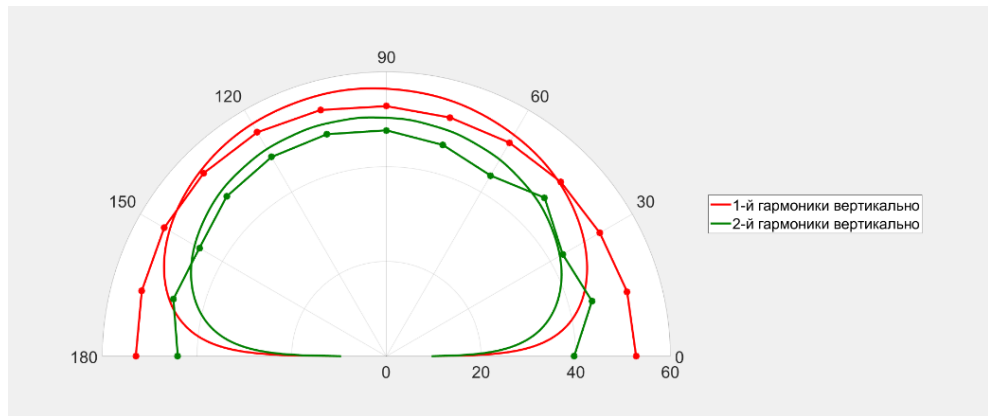


Рисунок 86 – Результат численного метода сравнивается с результатом метода быстрого прогнозирования шума крыла из компоновки большего тянущего винта с крылом в вертикальной плоскости при угле установки  $\Phi = 20^\circ$

На основании проведенных исследований заключаем следующее:

- 1) метод быстрого прогнозирования позволяет быстро и относительно точно предсказать уровень звукового давления распределенной силовой установки;
- 2) когда самолет работает на низкой скорости полета или в статическом режиме, шум винта является преобладающим шумовым излучением;
- 3) распределенные воздушные винты имеют более высокий уровень звукового давления по сравнению с одиночным изолированным воздушным винтом, если они имеют одинаковую тягу и требуемую мощность;
- 4) взаимодействие воздушного винта с другими воздушными винтами или крылом вызывает более высокие колебания нагрузки на лопасть воздушного винта, что увеличивает уровень звукового давления в передней и задней частях плоскости воздушного винта. При проектировании распределенной силовой установки конструктору следует рассмотреть возможность увеличения расстояния между воздушными винтами или применения винтокольцевых движителей.

## 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, которые основаны на решении уравнения Flowcs Williams-Hawkings (FW-H) в формулировке Farassat.**

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

- 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;

- 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;

- 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.

## Список литературы

1. Kim H. D., Perry A. T., Ansell P. J. A Review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology // Proc. AIAA/IEEE Electric Aircraft Technol. Symp. – 2018. – AIAA 2018-4998.
2. Schäfer A.W. et al. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft // Nature Energy. – 2019. – Vol.4. – №. 2. – С. 160-166.
3. Gordin M.V., Palkin V.A. Concepts of aircraft engines for advanced passenger aircraft // Aviation engines. – 2019. – Vol.3. – №. 4. – С. 7-16.
4. Varyukhin A. N., Ismagilov F.R., Vavilov V.Ye., Ayguzina V.V. and Gordin M. Design of an electric generator for an aircraft with a hybrid power system // 26th Int. Workshop on Electric Drives: Improvement in Efficiency of Electric Drives (30 Jan-02 Feb, Moscow, Russia, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.) – 2019
5. Fioriti M., Corpino S., Vaschetto S., Premoli G. Design of hybrid electric heavy fuel male ISR UAV enabling technologies for military operations // Aircr. Eng. Aerosp. – 2020. – Vol. 92. – №. 5. – С. 745-755
6. Riboldi C.E.D., Trainelli L., Mariani L., Rolando A., Salucci F. Predicting the effect of electric and hybrid-electric aviation on acoustic pollution // Noise Mapping. – 2020. – Vol.7. – №. 1. – С. 35-36.
7. Гутин Л.Я. О звуковом поле вращающегося винта // Журнал технической физики. – 1936. – Т. 6. – №. 5. – С. 899–909.
8. Гутин Л.Я. О звуке вращения воздушного винта // Журнал технической физики. – 1942. – Т. 12. – №. 2–3. – С. 76–85.
9. Непомнящий Е.Я. Исследование и расчет звука воздушного винта // Труды ЦИАМ. – 1941. – №. 39. – С. 71–78.
10. Непомнящий Е.А. Результаты исследования шума пропеллера // Успехи физических наук. – 1945. – Т. XXVII. – №. 1. – С. 72–95.
11. Непомнящий Е.Я. Зависимость звука воздушного винта от его аэродинамических и конструктивных параметров // Известия Ленинградского электротехнического института. – 1955. – №. 28. – С. 106–113.
12. Garrick I.E., Watkins C.E. A theoretical study of the effect of forward speed on the free-space sound pressure field around propellers // NASA Report. – 1954. – №. 1198.
13. Юдин Е.Я. О вихревом шуме вращающихся стержней // Журнал технической физики. – 1944. – Т. 12. – №. 9. – С. 561–567.

14. Юдин Е.Я. Исследование шума вентиляторных установок и методов борьбы с ним // Труды ЦАГИ. – 1958. – №. 713. – 227 с.
15. Deming A.F. Noise from propellers with symmetrical section at zero blade angle // NACA TN. – 1937. – No. 605.
16. Lowson M.V. The sound field for singularities in motion // Proc. R. Soc. London. Ser. A. – 1965. – Vol. 286. – №. 1407. – С. 559–572.
17. Hubbard H.H., Regier A.A. Propeller-loudness charts for light airplanes // NACA TN. – 1947. – №. 1358.
18. Regier A.A., Hubbard H.H. Factors affecting the design of quiet propellers // NACA RM. – 1947. – №. L7H05.
19. Hubbard H.H. Sound from dual-rotating and multiple single-rotating propellers // NACA TN. 1948. – №. 1654.
20. Hubbard H.H. Aeroacoustics of flight vehicles: Theory and Practice: Noise sources // NASA References Publication 1258. – 1991. – Vol.1. – №. 90-3052. –606с.
21. Heller H., Dahlen H., Dobrzynski W. Acoustic of Ultralight Airplanes // Journal of Aircraft. – 1990. – Vol. 27. – №. 6. – С. 529–535.
22. Heller H.H. Propeller aircraft noise legislation—A comprehensive review // Progress in Aerospace Sciences. – 1986. – Vol. 23. – №. 4. – С. 239–342.
23. Farassat F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise // AIAA Journal. 1981. – Vol. 19. – № 9. – С. 1122–1130.
24. Farassat F. A New Aerodynamic Integral Equation Based on an Acoustic Formula in the Time Domain // AIAA Journal. – 1984. – Vol. 22. – №. 9. – С. 1337–1340.
25. Hanson D.B. Compressible helicoidal surface theory for propeller aerodynamics and noise // AIAA Journal. – 1983. – Vol. 21. – №. 6. – С. 881–889.
26. Hanson D.B. Near-field frequency-domain theory for propeller noise // AIAA Journal. – 1985. – Vol. 23. – №. 4. – С. 499–504.
27. Hanson D.B. Sound from a propeller at angle of attack: a new theoretical viewpoint // Proc. R. Soc. Lond. A. – 1995. – Vol. 449. – С. 315–328.
28. Hanson D.B. Noise Radiation of Propeller Loading Sources with Angular Inflow // AIAA 13th Aeroacoustics Conference. – 1990. – AIAA-90-3955.
29. Parry A.B., Crighton D.G. Asymptotic theory of propeller noise. I. Subsonic single-rotation propeller // AIAA Journal. – 1989. – Vol. 27. – №. 9. – С. 1184–1190.
30. Parry A.B., Vianello S. A project study of open rotor noise // International journal of aeroacoustics. – 2012. – Vol. 11. – №. 2. – С. 247–258.

31. Авиационная акустика / Под. ред. Мунина А.Г., Квитки В.Е. – М.: Машиностроение, 1973. – 448 с.
32. Ганабов В.И., Мунин А.Г. О расчете шума вращения одиночного винта с лопастями произвольной формы // Ученые записки ЦАГИ. – 1989. – Т. XX. – №. 5. – С. 43–52.
33. Ганабов В.И., Кукинова Н.А., Мунин А.Г. О расчете шума вращения соосных винтов // Труды ЦАГИ. – 1993. – №. 2508. – С. 15–22.
34. Самохин В.Ф. Об одном подходе к расчету дальнего акустического поля воздушного винта // Труды ЦАГИ. – 1988. – №. 2355. – С. 65–75.
35. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта // Инженерно-физический журнал. – 2012. – Т. 85. – № 5. – С. 1064–1072.
36. Самохин В.Ф. Энергетический метод расчета дальнего акустического поля несущего винта вертолета // Инженерно-физический журнал. – 2011. – Т. 84. – №. 3. – С. 554–564.
37. Копьев В.Ф., Титарев В.А., Беляев И.В. Разработка методологии расчета шума винтов с использованием суперкомпьютеров // Ученые записки ЦАГИ. – 2014. – Т. XLV. – №. 2. – С. 78–106.
38. Копьев В.Ф. и др. Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения // Акустический журнал. – 2017. – Т. 63. – №. 6. – С. 651–664.
39. Копьев В.Ф. и др. Оценка шума на местности для среднемагистрального самолета с двигателями типа “открытый ротор” на основе численного моделирования // Акустический журнал. – 2017. – Т. 63. – №. 6. – С. 670–678.
40. Титарев В.А. и др. Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета // Акустический журнал. – 2018. – Т. 64. – №. 6. – С. 737–751.
41. Абалакин И.В., Аникин В.А., Бахвалов П.А., Бобков В.Г., Козубская Т.К. Численное исследование аэродинамических и акустических свойств винта в кольце // Известия РАН. МЖГ. – 2016. – №. 3. – С. 130–145.
42. Bobkov V.G., Kozubskaya T.K., Kudryavtseva L.N., Tsvetkova V.O. Hybrid dynamic mesh redistribution – immersed boundary method for acoustic simulation of flow around a propeller // Supercomputing Frontiers and Innovations. – 2022. – Vol. 9. – №. 4. – С. 69–84.
43. Мошков П.А., Самохин В.Ф., Яковлев А.А. Проблемы снижения шума, создаваемого на местности самолетами с турбовинтовентиляторными двигателями // Изв.вузов Авиационная техника. – 2018. – №. 4. – С. 126–128.
44. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Интегральная модель шума силовой установки легкого винтового самолёта // Вестник Московского авиационного института. – 2016. – Т. 23. – №. 4. – С. 36–44.

45. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Экспериментальное определение роли поршневого двигателя в суммарном шуме силовой установки легкого винтового самолета // Вестник Московского авиационного института. – 2016. – Т. 23. – №. 2. – С. 50-61.
46. Campos L., Lau F. On propeller acoustics design synthesis using source distributions along blade span // Proc. 12th Aeroacoustics Conf. (08 May-10 May, Cambridge, Massachusetts, USA) – 2006. – AIAA 2006-2605.
47. Timushev S., Yakovlev A., Klimenko D., Aksenov A., Gavrilyuk V., Moshkov P. CFD-CAA Approach for sound generation and propagation in the UAV propeller with subsonic flow // Proc. QUIET DRONES Int. e-Symp. on UAV/UAS 10 (19 October – 21 October, Paris, France) – 2020. – С. 518.
48. Moshkov P. A. Study of vortex noise of rotating blades // Herald of the Bauman Moscow State Technical University Series Natural Sciences. – 2020. – Vol. 2. – №. 89. – С. 85-98.
49. Moshkov P.A., Samokhin V.F., Yakovlev A.A. About the community noise problem of the light propeller aircraft // Akustika. – 2019. – Vol.34. – С. 66-71.
50. Беляев И.В., Валиев А.В., Мошков П.А., Остриков Н.Н. Исследование акустических характеристик беспилотного летательного аппарата «ПТЕРО-G0» в заглушенной камере АК-2 // Вестник Московского авиационного института. – 2017. – Т.24. – №. 4. – С. 52-62.
51. Abalakin I.V., Bakhvalov P.A., Bobkov V.G., Kozubskaya T.K., Anikin V.A. Numerical investigation of the aerodynamic and acoustical properties of a shrouded rotor // Fluid Dyn. – 2016. – Vol.51. – №. 3. – С. 419-433.
52. Абалакин И.В., Бобков В.Г., Козубская Т.К., Аникин В.А. Численное моделирование аэродинамических и акустических характеристик винта в кольце // Математическое Моделирование. – 2015. – Т.27. – №. 10. – С 125-144.
53. Oleson R.D., Patrick H. Small aircraft propeller noise with ducted propeller // Proc. 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. (02 June-04 June. Toulouse, France) – 1998. – AIAA 98-2284.
54. Malgoezar A. MN., Vieira A, Snellen M, Simons D.G., Veldhuis L. LM. Experimental characterization of noise radiation from a ducted propeller of an unmanned aerial vehicle // Int. J. Aeroacoust. – 2019. – Vol.18. – №. 4-5. – С. 372-392.
55. Belyaev I, Kopiev V, Skvortsov R, Pankratov I, Titarev V and Zaytsev M 2015 Comparison of rotor noise measurement results in large-scale and small-scale anechoic facilities // Proc. 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. (22-26 June, Dallas, TX) – 2015. – AIAA 2015-2986
56. Vieira A, Snellen M, Malgoezar A.MN., Merino-Martinez R, Simons D. G. Analysis of shielding of propeller noise using beamforming and predictions // The Journal of the Acoustical Society of America. – 2019. – Vol.146. – №. 2. – С. 1085-1098.

57. Ostrikov N., Denisov S. Mean Flow Effect on Shielding of Noncompact Aviation Noise Sources // Proc. 22d AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. (30 May-1 June, Lyon, France). – 2016. – AIAA 2016-3014
58. Denisov S.L., Kopiev V.F., Ostrikov N.N. et al. Using the Correlation Model of Random Quadrupoles of Sources to Calculate the Efficiency of Turbulent Jet Noise Screening with Geometric Diffraction Theory // Acoust. Phys. – 2020. – Vol.66. – №. 5. – C. 528-541.
59. Zhou W., Ning Z., Li H., Hu H. An experimental investigation on rotor-to-rotor interactions of small UAV // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2017.
60. Shukla D., Komerath N. Multirotor drone aerodynamic interaction investigation // Drones. – 2018. – Vol.2. – №. 43.
61. Lee H., Lee D. J. Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle // Physics of Fluids, Article. – 2020. – Vol.32(4). – №. 047107
62. Vries R. D, Arnhem N.V., Sinnige T., Vos R., Veldhuis L.L.M. Aerodynamic interaction between propellers of a distributed-propulsion system in forward flight // Aerospace Science and Technology. – 2021. – Vol.118. – №. 107009.
63. Intaratap N., Nathan Alexander W., Deveport W.J., Grace S.M., Dropkin A. Experimental study of quadcopter acoustics and performance at static thrust conditions // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016.
64. Nguyen L.C., Kelly J.J. A users guide for the NASA ANOPP Propeller Analysis System, // Technical Report NASA. – 1977. – NASA CR-4768.
65. Lopes L.V. ANOPP2's Farassat Formulations internal functional modules (AFFIFMs) reference manual // Technical Report NASA – 2021. – NASA TM–20210021111.
66. Pascioni K, Rizzi S.A. Tonal noise prediction of a distributed propulsion unmanned aerial vehicle // AIAA. – 2018. – AIAA Paper 2018-295.
67. Rizzi S.A., Palumbo D.L., Rathsam J., Christian A., Rafaelof M. Annoyance to noise produced by a distributed electric propulsion high-lift system // 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2017. – AIAA Paper 2017-4050.
68. Koutsoukos P.A. Aerodynamic and Aeroacoustic Interaction Effects of a Distributed-Propeller Configuration in Forward Flight, Master degree thesis // Delft University of Technology. – 2022.
69. Block P.J.W., The effects of installation on single and counter rotation noise // AIAA. – 1984. – AIAA paper 84-2263.
70. Block P.J.W., Experimental Study of the effects of installation on single- and counter-rotation propeller noise // Technical Report NASA. – 1986. – NASA TP-2541.

71. Akkermans R.A.D., Pott-Pollenske M., Buchholz H., Delfs J.W., Almonet D. Installation effects of a propeller mounted on a high-lift wing with a coanda flap. Part I: Aeroacoustic experiments // 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, – 2014.
72. Dierke J., Akkermans R.A.D., Delfs J.W., Ewert R. Installation effects of a propeller mounted on a wing with coanda flap. Part II: Numerical investigation and experimental validation // 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Atlanta, – 2014.
73. Чэнь Болунь, Тимушев С.Ф. Численное исследование аэроакустического взаимодействия компоновки воздушного винта // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2024. – № 78. – С. 5–20.
74. 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.
75. 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.
76. 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.
77. 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).
78. Чэнь 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.
79. 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.
80. 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.
81. 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.

82. Чэнь Болунь, Математическая модель прогнозирования индуцированного шума крыла при использовании воздушного винта // Сборник тезисов накладов XLVII международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения», Москва, 20-23 апреля 2021. - Москва: Изд-во «МАИ», 2021 г. - С.194.
83. 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.
84. Чэнь Болунь, Анализ состояния вопроса исследования возможности использования гибридных и электрических силовых установок для магистральных самолётов // Сборник тезисов накладов XLVI международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения», Москва, 14-17 апреля 2020 г. - Москва: Изд-во «МАИ», 2020. - С.189.
85. 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.
86. Stürmer A., Yin J. Aerodynamic and aeroacoustic installation effects for pusher-configuration CROR propulsion systems, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, // AIAA. – 2010. – AIAA 2010-4235
87. Block P.J.W., Gentry G. L. Directivity and Trends of Noise Generated by a Propeller in a Wake // Technical Report NASA. – 1986. – NASA TP-2609.
88. Droney M. K., Subsonic C. K. Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report // Technical Report NASA. – 2011. – CR-2011-216847.
89. Felder, J. L. NASA Electric Propulsion System Studies, Proceedings of EnergyTech 2015 // Technical Report NASA. – 2015. – GRC-E-DAA-TN28410.
90. Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions. – Washington, DC.: National Academies Press, 2016. – 195 с.
91. James L.F. NASA Hybrid Electric Propulsion Systems Structures // Presentation to the committee on September 1, NASA Glenn Research Center, 2015.
92. Manneville, A., Pilczner, D., Spakovszky, Z. S. Noise Reduction Assessments and Preliminary Design Implications for a Functionally-Silent Aircraft // AIAA. – 2004. – AIAA Paper 2004-2925.
93. Huff, D. L., Henderson, B. S., Envia, E. Motor Noise for Electric Powered Aircraft // AIAA. – 2016. – AIAA Paper 2016-2882.
94. Maurice F. M., Hoogreef, Roelof Vos, Reynard de Vries, Leo L. M. Veldhuis, Conceptual Assessment of Hybrid Electric Aircraft with Distributed Propulsion and Boosted Turbofans // AIAA Scitech 2019 Forum. – 2019.

95. Hepperle M., Electric Flight – Potential and Limitations, Tech. Rep // Workshop on energy efficient technologies and concept operation, 2012.
96. Wald Q. R., The aerodynamics of propellers // Progress in Aerospace Sciences. – 2006. – Vol.42. – №. 2. – С. 85-128.
97. Обуховский А.Д., Аэродинамика воздушного винта. Учебное пособие. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2009. – 80 с.
98. Lee H. and Lee D. J., Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multicopter unmanned aerial vehicle, // Physics of Fluids. –2020, – Vol.32(4). – №. 047107.
99. Yoon S., Lee H. C., Pulliam T. H., Computational analysis of multi-rotor flows, // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA, 2016.
100. Veldhuis L. Propeller Wing Aerodynamic Interference // Delft University of Technology. – 2005. – С. 13-46.
101. Ferraro G., Kipouros T., Savill A. M., Rampurawala A., Agostinelli C. Propeller-Wing Interaction Prediction for Early Design // 52nd Aerospace Sciences Meeting. – 2014. – С. 13-17.
102. Serrano J.R., Tiseira A.O., García-Cuevas L.M., Varela P. Computational Study of the Propeller Position Effects in Wing-Mounted, Distributed Electric Propulsion with Boundary Layer Ingestion in a 25 kg Remotely Piloted Aircraft // Drones 2021. – 2021. – Vol.5(3), – №. 56.
103. Peijian Lv, Rao A. G., Ragni D., Veldhuis L. Performance Analysis of Wake and Boundary-Layer Ingestion for Aircraft Design // Journal of Aircraft. – 2016. – Vol.53. – №. 5. – С. 1-10.
104. Marcus E. A., Vries R., Kulkarni A. R., Veldhuis L. L. Aerodynamic Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, – 2018.
105. Huff, D. L., Henderson, B. S., and Envia, E. Motor Noise for Electric Powered Aircraft // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2016. – AIAA Paper 2016-2882.
106. Bu H., Wu H., Bertin C., Fang Y., Zhong S. Aerodynamic and acoustic measurements of dual small-scale propellers // Journal of Sound and Vibration. – 2021. – Vol.511(1151). – №. 116330
107. Jamaluddin N. S., Celik, A., Baskaran, K., Rezgui, D., Azarpeyvand, M. Aeroacoustic Performance of Propellers in Turbulent Flow // AIAA Aviation 2021 forum. – 2021.
108. Блохинцев Д.И., Акустика неоднородной движущейся среды. – М.: Гостехиздат, – 1946. – 220с.
109. Мунин А.Г., Кузнецов В.М., Леонтьев Е.А., Аэродинамические источники шума. – М: Машиностроение, – 1981. – 281с.
110. Timushev S.F., Ovsyannikov B.V. Pressure Fluctuation Numerical Simulation in a Centrifugal Pump Volute Casing // Journal de Physique IV Second French Conference on Acoustics. – 1992. –Vol. 2. – С. 619-622.

111. Timouchev S., Tourret J., Pavic G., Aksenov A. Numerical 2-D and 3-D methods for computation of internal unsteady pressure field and near-field noise of fans // *Noise Control Engineering Journal*. – 2006. – Vol.54. – №. 1. – C. 15-20.
112. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically I. General theory // *Proceedings of the Royal Society*. – 1952, – №. 211, – C. 564–587.
113. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically. II. Turbulence as a source of sound // *Proceedings of the Royal Society*. – 1954. – Vol. 222. – №. 1148, –C. 1-32.
114. Ffowcs Williams J.E., Hawkings D. L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion // *Philosophical Transactions of the Royal Society*. – 1969. – Vol. A264. – №. 1151. – C. 321–342.
115. Ghorbaniasl G., Lacor C. A moving medium formulation for prediction of propeller noise at incidence // *Journal of Sound and Vibration*. – 2012. – Vol. 331. –C. 117–137
116. Brentner K.S., Farassat F. An analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surfaces // *AIAA Journal*. – 1998. – Vol. 36. – №.8. – C. 1379-1386.
117. Mani R. The radiation of sound from a propeller at angle of attack // *Mathematical and Physical Sciences*. – 1990. – Vol. 431. – №. 1882 – C. 203-218.
118. Hanson D.B., Parzych D.J. Theory for noise of propellers in angular inflow with parametric studies and experimental verification // *Technical Report NASA* – 1993. – NASA-CR-4499
119. Krejsa E.A. Prediction of the Noise from a Propeller at Angle of Attack, // *AIAA*. – 1990. – *AIAA Paper* №. 90-3954
120. Hanson D.B. Influence of propeller design parameters on far field harmonic noise in forward flight // *AIAA Journal*. – 1990. –Vol. 18. – №. 11. –C. 1313-1319
121. Kemp N.H., Sears W. R. The Unsteady Forces due to Viscous Wakes in Turbomachines // *Journal of the Aeronautical Sciences*. – 1955. – Vol. 22. – C. 478-483
122. Goldstein M.E., *Aeroacoustics*. – McGraw-Hill, – 1976. – C. 122-158.
123. Wagner H., Über die Entstehung des dynamischen Auftriebes von tragflügeln // *ZAMM*. – 1925. – Vol. 5. – №. 2. – C. 17-25.
124. Theodorsen, Theodore, *General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter* // *Technical Report NASA*. – 1935. – NACA TR 496.
125. Küssner H.G., *Summarized Report on the Unstable Lift of Wins* // *Luftfahrtforschung*, – 1936. – Vol. 13. – C. 410-424.
126. Kemp N.H., Sears W. R., *Aerodynamic Interference between Moving Blade Rows* // *Journal of the Aeronautical Sciences*. – 1953. – Vol. 20. –C. 585-598.
127. Sears W. R., *Some aspects of non-stationary airfoil theory and its practical application* // *Journal of the Aeronautical Sciences*. – 1941. – Vol. 8. – №. 3.

128. Sears W. R., A Systematic Presentation of the Theory of Thin Airfoils in Non-Uniform Motion, Dissertation Ph.D. // California Institute of Technology. – 1938.
129. Мошков П. А., Прогнозирование и снижение шума на местности легких винтовых самолетов, диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, диссертация кандидат технических наук // Московский Авиационный Институт. – 2015.
130. Timushev S., Yakovlev A., Moshkov P. Numerical simulation of the light aircraft propeller noise under static condition // Akustika. – 2021. – Vol.41. – С. 100-106.
131. Subramanian S., Mueller T.J. An experimental study of propeller noise due to cyclic flow distortion // Journal of Sound and Vibration. – 1995. – Vol. 183. – №. 5. – С. 907–923.
132. Xie J., Zhou Q., Joseph P.F. Tone noise prediction of a propeller operating in nonuniform Flows // AIAA Journal – 2011. – Vol. 49. – №. 1. – С. 111-118.
133. Federico P., Paruchuri C., Sergi P. C., et al. An experimental investigation on the effect of in-flow distortions of propeller noise // Applied Acoustics. – 2023. – Vol.214. – №.109682.

## Основные условные обозначения и сокращения

$B$  — число лопастей

$c$  — хорда крыла

$c_0$  — скорость звука невозмущенной среды

$C_p$  — теплоемкость постоянном давлении

$D$  — диаметр винта

$H$  — энтальпия торможения  $H = i + \frac{v^2}{2}$

$M_\infty$  — число маха полета

$p_0$  — давление невозмущенной среды

$p$  — локальное давление жидкости

$p'$  — акустическое давление

$r_{eff}$  — эффективный радиус лопасти

$s$  — энтропия

$t$  — время

$v$  — скорость жидкости;

$\Omega$  — частота вращения

$\omega$  — завихренность  $\omega = \nabla \times \vec{v}$

$\gamma$  — показатель адиабаты

$\rho_0$  — плотность невозмущенной среды

$\rho$  — локальная плотность жидкости

$\tau$  — время опоздания

DEP—distributed electronic propulsion

DNEP—distributed hybrid-electronic propulsion

BLI— boundary layer ingestion

БАС— беспилотная авиационная система

ЧСЛ—частота следования лопатки

ОУЗД—общий уровень звукового давления

## Приложение. АКТ внедрения результатов диссертационной работы



Современные технологии - в промышленности

Программное обеспечение  
Инженерный консалтинг  
Вычислительная техника  
Измерительное оборудование

«УТВЕРЖДАЮ»  
Генеральный директор ООО «ТЭСИС»  
  
С.Н. Курсаков  
« 2024

### АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы Чэня Болюня на тему: «Методика определения уровня шума на местности для винтов легкомоторных самолетов с распределенными гибридными и электрическими силовыми установками», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.12. – «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов»

Настоящим актом подтверждается использование результатов, полученных и изложенных в диссертационной работе Чэня Болюня на тему «Методика определения уровня шума на местности для винтов легкомоторных самолетов с распределенными гибридными и электрическими силовыми установками», в ООО «ТЭСИС» при верификации и валидации российского программного комплекса FlowVision в части решения задач по определению аэроакустических характеристик воздушных винтов.

Для верификации и валидации программного комплекса FlowVision ООО «ТЭСИС» использует материалы, вошедшие в диссертацию Чэня Болюня, а именно:

- использует данные акустических характеристик винтов легкомоторных винтовых самолетов при работе в статических и полетных условиях;
- метод быстрой расчетной оценки звукового поля винтов;
- учитывает представленные в работе расчетные и графические зависимости при оценке влияния различных параметров воздушных винтов и установочных эффектов на шум воздушного винта.

Технический директор, кандидат ф-мат. наук

А.А. Аксенов

ООО «ТЭСИС», 127083, Россия, Москва, ул.Юннатов 18, офис 705

Тел/факс: +7 (495) 612-4422, 612-4262

E-mail: [info@tesis.com.ru](mailto:info@tesis.com.ru) [www.tesis.com.ru](http://www.tesis.com.ru)