

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО  
ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

**«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (МАИ)**

---

На правах рукописи



**Мошков Петр Александрович**

**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ И СНИЖЕНИЕ ШУМА НА МЕСТНОСТИ ЛЕГКИХ  
ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ**

05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов»

**ДИССЕРТАЦИЯ**

на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук  
**Самохин Валерий Федорович**

Москва – 2015

## Оглавление

<b>Введение .....</b>	<b>4</b>
<b>1. Источники шума на местности легких винтовых самолетов и беспилотных ЛА с винтовыми двигателями .....</b>	<b>12</b>
1.1. Классификация источников шума на местности ЛВС и БПЛА. Акустический баланс винтомоторных СУ .....	12
1.2. О расчете шума воздушного винта. Параметрические исследования шума воздушных винтов .....	18
1.3. О расчете шума поршневого двигателя. Параметрические исследования шума поршневых двигателей .....	20
1.4. Особенности акустики толкающих воздушных винтов .....	23
1.5. Влияние формы выхлопа на шум СУ .....	25
1.6. Сравнительный анализ шума ЛВС в статических и в полетных условиях.....	26
Выводы по разделу 1. Постановка задач экспериментальных исследований винтомоторных силовых установок .....	28
<b>2. Экспериментальные исследования акустических характеристик винтомоторных силовых установок ЛВС и БПЛА .....</b>	<b>31</b>
2.1. Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолета «Ан-2» в статических условиях .....	31
2.1. Экспериментальное исследование акустических характеристик СУ сверхлегкого самолета «МАИ-223М» .....	45
2.2. Экспериментальное исследование акустических характеристик малоразмерного БПЛА с винтокольцевым двигателем в толкающей компоновке .....	51
2.3. Обобщенные акустические характеристики винтомоторных СУ .....	61
2.4. Исследование области автомодельности механизмов генерации широкополосного (вихревого) шума воздушного винта .....	68
2.5. Влияние капотирования двигателя на акустические характеристики авиационной поршневой СУ .....	71
2.6. Оценка влияния диаметра винта на акустические характеристики силовой установки самолета.....	75
2.7. Исследование влияния зазора между толкающим воздушным винтом и крылом на уровень шума ЛВС на местности .....	82
2.8. Рекомендации по снижению шума и разработке малошумных СУ для ЛВС и БПЛА ..	85
Выводы по разделу 2.....	86
<b>3. Методика расчетной оценки акустических характеристик винтомоторных силовых установок .....</b>	<b>90</b>
3.1. Метод расчета шума авиационных поршневых двигателей .....	90
3.2. Расчет уровней шума винтомоторной силовой установки .....	95
3.3. Рекомендации по расчету широкополосного (вихревого) шума воздушного винта.....	97
Выводы по разделу 3.....	97
<b>4. Акустическая заметность ЛА с винтомоторной силовой установкой.....</b>	<b>99</b>

4.1. Спектральные и интегральные характеристики природного акустического фона в приземном слое атмосферы.....	99
4.2. О проблеме маскировки шума ЛА.....	115
4.3. Выбор и обоснование критерия акустической заметности ЛА с винтовыми двигателями.....	116
4.4. Методика расчетной оценки координат границ зоны аудио заметности БПЛА и ее применение на практике.....	125
Выводы по разделу 4.....	132
<b>Заключение.....</b>	<b>134</b>
<b>Список литературы.....</b>	<b>136</b>

## Введение

### Актуальность работы

Проблема прогнозирования и снижения шума на местности легких винтовых самолетов (ЛВС) возникла в связи с установлением национальных и международных стандартов на предельно-допустимые уровни шума таких самолетов на местности [1,2] и вследствие широкого использования малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (ЛА) с винтомоторной силовой установкой для решения задач специального назначения.

В настоящее время роль беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в действиях военной авиации значительно расширяется. Наибольшее распространение БПЛА получили при решении задач военной разведки. Высокая эффективность таких аппаратов ставит вопрос об использовании беспилотных ЛА и в других областях применения военной авиации, в частности, ведения воздушного боя и проведении ударных операций.

Вместе с тем эффективность современного БПЛА с различными видами двигателей, выполняющего полеты в широком диапазоне скоростей и высот, в значительной мере зависит от степени его заметности: акустической, оптической, радиолокационной и тепловой. Комплекс методов, направленных на уменьшение заметности летательных аппаратов в различных областях спектра излучения, образует технологию «стелс», которая постоянно развивается на протяжении уже нескольких десятилетий. Сегодня применение технологии «стелс» предусматривается во всех американских и европейских программах создания новых военных самолетов.

В общем случае положение границ зоны акустической заметности ЛА в месте расположения наблюдателя определяется соотношением между интенсивностью воспринимаемого наблюдателем акустического излучения ЛА и интенсивностью звука, соответствующего природному акустическому фону и зависит от степени проявления акустических эффектов, сопровождающих распространение звука в турбулентной атмосфере – рефракции звуковых волн, поглощения и рассеяния акустической энергии.

Наличие в эксплуатации множества прототипов БПЛА с винтовыми двигателями, применение таких аппаратов на относительно низких высотах и скоростях полета, а также развитие мобильных средств поражения воздушных целей делает проблему снижения акустической заметности БПЛА особенно актуальной.

Другой аспект актуальности проблемы шума ЛВС заключается в необходимости снижения интенсивности шума авиационного происхождения, воздействующего на гражданское население. Уровень шума самолета на местности является одним из наиболее важных параметров, во многом определяющим конкурентоспособность современной гражданской авиационной техники. Наличие в российских, американских и европейских

Авиационных правилах (АП-36, FAR 36, CS 36) нормативных ограничений на предельно-допустимые уровни шума самолетов легкой весовой категории на местности делает выполнение этих требований обязательным условием для получения Сертификата типа на самолет. В России предельно допустимые уровни шума легких винтовых самолетов на местности регламентируются Авиационными Правилами РФ (Часть АП-36) [1] и стандартом ИКАО (Приложение 16, Том 1) [2].

Таким образом, исследование акустических характеристик винтомоторных силовых установок, включающих в себя поршневые двигатели и воздушные винты различной конструкции и компоновки, представляется актуальным и важным для решения проблем экологии в гражданской авиации и акустической заметности БПЛА в военной.

### **Степень разработанности темы исследования**

Решение проблем снижения уровней шума на местности легких самолетов с винтомоторной силовой установкой и уменьшения степени акустической заметности БПЛА с винтовым движителем предполагает наличие соответствующих методов прогнозирования акустических характеристик ЛВС, критериев и методов оценки степени аудио заметности БПЛА.

В проблеме прогнозирования шума, генерируемого винтомоторными СУ, вопросам отдельно шума воздушного винта и двигателя внутреннего сгорания (ДВС) посвящено значительное количество исследований, выполненных в нашей стране и за рубежом, но, несмотря на давнюю историю изучения этих явлений, многие аспекты механизмов генерации шума являются неясными до сих пор. В настоящее время в литературе практически нет сведений об акустических характеристиках авиационных поршневых СУ в целом. Существует множество работ по акустике поршневых двигателей наземного применения и по акустике модельных и натурных изолированных винтов.

Широкое распространение в последние годы малоразмерных БПЛА привело к дальнейшему развитию аэродинамических компоновок СУ и, как следствие, к появлению дополнительных механизмов генерации шума, в частности, это винтокольцевые движители в толкающей компоновке, работающие в турбулентном следе от элементов планера.

В современной научной литературе, посвященной исследованиям шума ЛВС на местности, в качестве источника шума обычно рассматривается изолированный воздушный винт, работающий в невозмущенной среде. При этом не реализуется комплексный подход к шуму силовой установки самолета в целом как к суперпозиции акустических полей, формируемых излучениями воздушного винта и поршневого двигателя.

Среди множества работ, посвященных экспериментальным, аналитическим и численным исследованиям шума изолированного воздушного винта можно выделить работы: Л.Я. Гутина

[3,4], Е.А. Непомнящего [5-8], Гаррика и Уоткинса [9], Е.Я. Юдина [10,11], Деминга [12], Лоусона [13], Хаббарда [14-16], Хеллера [17], Фарассата [18], Хансона [19-21], В.И. Гананова и А.Г. Мунина [22-24], В.Ф. Самохина [25,26] и др. В аналитических работах рассматриваются, в основном, отдельные составляющие шума вращения: либо периодическая составляющая (гармоники шума вращения), либо вихревая составляющая с непрерывным по частоте энергетическим спектром.

Прогностические модели, где анализируется полное акустическое излучение (с гармоническими и широкополосными спектральными составляющими), как правило, оперируют изолированным винтом, работающим в невозмущенной окружающей среде. При параметрических исследованиях шума винта (влияния на интенсивность шума числа лопастей, формы лопасти, диаметра и кинематики винта) не всегда обращается внимание на условия сравнения винтов между собой (условие поддержания постоянной тяги или окружной скорости и т.п.), что приводит в конечном итоге к некорректным выводам.

Вместе с тем в реальных винтомоторных силовых установках воздушный винт, в зависимости от конкретной компоновки (тянущая или толкающая), работает в условиях турбулентной атмосферы и при взаимодействии лопастей с турбулентными следами, образующимися за элементами конструкции, расположенными выше по потоку относительно диска винта. Взаимодействие лопастей винта с турбулентностью приводит к возникновению у действующей на лопасть аэродинамической нагрузки нестационарной составляющей, оказывающей существенное влияние на энергетические и спектральные характеристики акустического излучения.

Таким образом, дальнейшими шагами в исследованиях шума воздушного винта для ЛВС являются изучение влияния турбулентных следов за элементами конструкции планера самолета на интенсивность и спектральный состав акустического излучения винта в толкающей компоновке, а также параметрические исследования акустических характеристик винта.

В современной литературе значительное внимание уделяется проблеме шума поршневых двигателей наземного применения и в значительно меньшей степени опубликованы данные по акустике авиационных поршневых двигателей. Шумом поршневых двигателей наземного применения в разные годы занималось значительное количество ученых, среди которых можно выделить: В.И. Зинченко [27], М. Хекла [28], Л.И. Инзеля [29], И.В. Алексеева [30], В.Н. Луканина [31-33], В.Е. Тольского [34,35], В.В. Тупова [36], Д. Д. Дэвиса [37], П.О.А.Л. Дэвиса [38-40] и многих других.

Установлены основные источники шума поршневого двигателя, определены энергетические и интегральные характеристики акустического излучения. В меньшей степени известно о направленности излучения различных типов двигателей. И фактически не

представлено информации об акустических характеристиках различных типов авиационных двигателей. Вместе с тем, требования, предъявляемые к авиационным поршневым двигателям, существенным образом влияют на их рабочие характеристики и, как следствие, на шумовые характеристики СУ. Также в литературе не представлено информации о роли авиационных двигателей в суммарном шуме винтомоторных СУ.

Таким образом, дальнейшими шагами в исследованиях шума двигателя могут быть получение пространственно-временных характеристик акустического поля авиационного поршневого двигателя, изучение различных факторов, влияющих на их роль в суммарном шуме СУ. И разработка метода расчетной оценки акустических характеристик типовых авиационных двигателей.

Проблема акустической заметности БПЛА и, как следствие, выбора критериев заметности и разработка метода прогнозирования координат границ зоны аудио заметности БПЛА при различных условиях эксплуатации является достаточно новой для отечественной авиационной науки.

Известно, что на проблему заметности ЛА, в том числе и акустической заметности, за рубежом стали обращать серьезное внимание еще в 70-х и 80-х годах прошлого века [41,42] и позднее в связи с разработкой в авиации технологии «Стелс». В виду взаимосвязи проблемы аудио заметности с ЛА специального назначения результаты исследований по данному направлению практически не публикуются. Исследования в области аудио заметности БПЛА начали проводиться в ЦАГИ с 2003 года и в МАИ в рамках данной диссертационной работы с 2012 года.

Для решения задач, связанных с проблемой акустической заметности, необходимо в первую очередь проведение исследований по следующим направлениям:

- выполнение экспериментальных исследований, направленных на формирование базы данных о спектральных и интегральных характеристиках природного акустического фона в приземном слое атмосферы;
- установление критериев аудио заметности ЛА;
- разработка методики оценки границ зоны аудио заметности реальных ЛА в условиях эксплуатации.

**Объектом исследования** являются:

- энергетические, пространственные и спектральные характеристики акустических полей винтомоторных силовых установок ЛВС и БПЛА в полетных и в статических условиях. Воздушные винты рассматриваемых ЛА работают на режиме автомодельности ( $Re > 10^6$ ), взлетная масса исследуемых ЛА составляет от 130 до 5500 кг;

- спектральные и интегральные характеристики природного акустического фона для заданной природно-климатической зоны;
- критерий аудио заметности ЛА с винтомоторной силовой установкой на режиме крейсерского полета.

### **Цели и задачи работы**

*Целями работы* являются: разработка методов прогнозирования и снижения шума на местности легких винтовых самолетов и метода прогнозирования координат границ зоны аудио заметности беспилотных летательных аппаратов с винтовыми двигателями.

*Основными задачами работы* являются:

- Экспериментальное исследование источников шума ЛВС: исследование энергетических, пространственных и спектральных характеристик суммарного акустического излучения винтомоторной силовой установки ЛВС и отдельных его составляющих; установление соотношения между мощностью акустического излучения поршневого двигателя ЛВС и суммарной мощностью акустического излучения силовой установки.
- Изучение влияния турбулентных следов за элементами конструкции планера самолета на интенсивность и спектральный состав акустического излучения винта в толкающей компоновке.
- Экспериментальное исследование природного акустического фона. Формирование базы данных о спектральных и интегральных характеристиках природного акустического фона в приземном слое атмосферы для заданной природно-климатической зоны.
- Экспериментальное исследование по определению критерия аудио заметности ЛА с винтомоторной силовой установкой.
- Разработка метода прогнозирования границ области неслышимости БПЛА.
- Разработка методов снижения шума и заметности ЛВС и БПЛА.

### **Научная новизна**

Научная новизна состоит в реализации комплексного подхода к исследованию шума ЛВС на местности. На основании выполненных экспериментальных исследований определены основные закономерности генерации шума и роль различных источников излучения в суммарном шуме винтомоторных СУ. Получены обобщенные акустические характеристики СУ ЛВС и БПЛА. Показано влияние числа Рейнольдса на интенсивность широкополосного (вихревого) шума воздушного винта. Установлены методы снижения шума на местности ЛВС и БПЛА. Установлены энергетические и спектральные характеристики природного фона и их зависимость от параметров приземного пограничного слоя. Экспериментально установлен критерий акустической заметности ЛА (в единицах дБА). Разработана методика расчета границ акустической заметности ЛА с винтовыми двигателями.



### **Теоретическая и практическая значимость работы**

В диссертации акустическое поле самолета рассматривается как суперпозиция акустических полей, формируемых излучениями воздушного винта и поршневого двигателя. Установлена важная роль излучения от поршневого двигателя в общем шуме ЛВС с винтомоторной силовой установкой. На основании этого скорректирована традиционная структура методики прогнозирования уровней шума ЛВС на местности. Разработаны методы снижения шума ЛВС с винтомоторной силовой установкой.

Экспериментально установлена зависимость интенсивности акустического излучения вихревого шума дозвукового воздушного винта от числа Рейнольдса. На основании этого уточнена полуэмпирическая модель шума дозвукового винта в части зависимости мощности широкополосной составляющей шума воздушного винта от числа Маха потока в концевом сечении лопасти, которая является составной частью метода прогнозирования границ области слышимости летательного аппарата с винтомоторной СУ.

Экспериментально установлена для природного акустического фона в приземном слое атмосферы зависимость суммарного уровня звукового давления от характера подстилающей поверхности и от скорости ветра.

Экспериментально установлена связь между аудио заметностью ЛА с винтовыми движителями и величиной взвешенного по шкале «А» стандартного шумомера суммарного по спектру уровня звукового давления. Это позволило принять в качестве критерия аудио заметности ЛА с винтомоторной силовой установкой заданное соотношение между суммарными уровнями звукового давления в единицах дБА, соответствующими природному акустическому фону в приземном слое атмосферы и излучению от ЛА.

Предложен метод расчета координат границ области аудио заметности ЛА с винтовыми движителями.

Результаты работы позволяют создавать легкие ЛА с винтомоторной силовой установкой с требуемым уровнем акустических характеристик.

Установленные в результате экспериментальных исследований методы снижения шума ЛВС на местности нашли применение в Отраслевом специальном конструкторском бюро экспериментального самолетостроения (ОСКБЭС) МАИ при разработке современных малозумных легкомоторных самолетов.

### **Методология и методы исследования**

Измерения уровней шума ЛВС в статических и в полетных условиях выполнялись в соответствии с методиками проведения акустических испытаний авиационной техники, изложенными в Техническом руководстве ИКАО [43] по окружающей среде, регламентирующем использование методик при сертификации воздушных судов по шуму. Все

измерения и регистрация акустических данных проводились с использованием аттестованной электроакустической аппаратуры, использующей аналоговые и цифровые методы.

Спектральный анализ результатов измерений выполнялся в третьоктавных полосах частот в диапазоне центральных частот 10-20000 Гц и узкополосных с шириной полосы 1,56 Гц в диапазоне частот 0,1-10000 Гц.

**Достоверность результатов** диссертационной работы подтверждается тем, что полученные в результате исследования данные не противоречат опубликованным работам других авторов. В процессе расчетных исследований применялись верифицированные программные комплексы. Экспериментальные исследования проводились по стандартизированным методикам с помощью аттестованной электроакустической аппаратуры.

#### **Апробация работы и публикации**

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях:

- Третья открытая всероссийская конференция по аэроакустике, г. Звенигород, 1-3 октября 2013 года,
- 12-я Международная конференция «Авиация и космонавтика - 2013», г. Москва, 12-15 ноября 2013 года,
- XXV Научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 27-28 февраля 2014 года,
- Московская молодежная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике - 2014», г. Москва, 22-24 апреля 2014 года,
- X Международная научная конференция по гидроавиации «Гидроавиасалон-2014», г. Геленджик, 5-6 сентября 2014 года,
- XXVI Научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 26-27 февраля 2015 года.
- Четвертая открытая всероссийская конференция по аэроакустике, г. Звенигород, 29 сентября - 1 октября 2015 года,

По результатам выполненных исследований опубликовано 9 научных статей в журналах, включенных в перечень ВАК.

#### **На защиту выносятся**

- Основные результаты акустических испытаний винтомоторных СУ. Пространственные, спектральные и энергетические характеристики акустического поля винтомоторных СУ. Роль различных источников в суммарном шуме.
- Результаты исследования автомодельности механизмов генерации широкополосного (вихревого) шума воздушного винта.

- Методы снижения шума ЛВС на местности: капотирование двигателя, компоновка винта на самолете.
- Результаты исследования в области аудио заметности ЛА: энергетические и спектральные характеристики природного фона и структура критерия аудио заметности ЛА.

#### **Личный вклад автора**

Автор принимал непосредственное участие в выполнении экспериментальных исследований акустических характеристик винтомоторных СУ ЛВС и БПЛА, а также при разработке методики сбора и формирования базы данных о спектральных и интегральных характеристиках природного акустического фона в приземном слое атмосферы. Им обработаны, проанализированы и обобщены данные экспериментов.

Экспериментально установлен критерий оценки аудио заметности БПЛА с винтомоторной силовой установкой.

Разработаны: метод прогнозирования ожидаемых уровней шума ЛВС на местности, учитывающий все основные источники шума винтомоторной силовой установки; метод оценки координат на местности границ области аудио заметности БПЛА с винтомоторной силовой установкой и методы снижения шума ЛВС на местности.

#### **Структура и объем работы**

Диссертация изложена на 143 листах и включает в себя 95 рисунков, 23 таблицы. Работа состоит из введения, четырех разделов, заключения и списка литературы из 120 наименований.

# 1. Источники шума на местности легких винтовых самолетов и беспилотных ЛА с винтовыми двигателями

## 1.1. Классификация источников шума на местности ЛВС и БПЛА. Акустический баланс винтомоторных СУ

При решении проблем акустической заметности БПЛА с винтовыми двигателями и экологических проблем ЛВС необходимо в первую очередь иметь представление об источниках шума и их роли в суммарном излучении. Поэтому представляет интерес рассмотреть классификацию источников шума на местности ЛВС и БПЛА [44,45].

Основным источником шума ЛВС на местности является силовая установка, в состав которой входят двигатель (поршневой, турбовинтовой) и винтовой двигатель (одиночный воздушный винт, винт в кольце) в толкающей или тянущей компоновках (рисунок 1.1). Также в классификации источников шума ЛВС на местности можно отдельно выделить шум агрегатов силовой установки и шум обтекания элементов планера самолета. Рассмотрим более подробно классификацию источников шума СУ ЛВС и БПЛА с винтомоторными силовыми установками, включающими один или два поршневых двигателя и одиночные воздушные винты различной конструкции и компоновки.

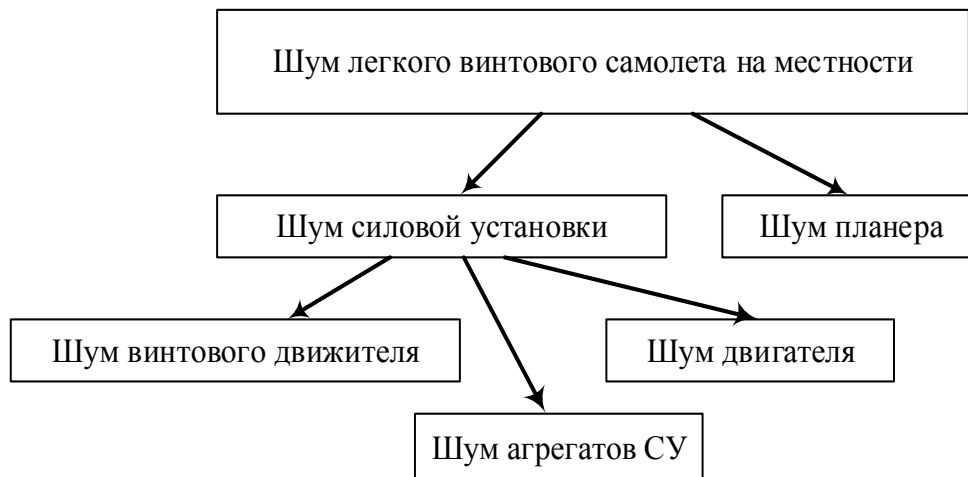


Рисунок 1.1 - Классификация источников шума легкого винтового самолета на местности

### ***Воздушный винт***

Акустическое излучение воздушного винта является сложным по своей структуре, а причины, вызывающие генерацию акустического излучения, весьма разнообразны. Помимо того, что лопасти винта оказывают периодическое силовое воздействие на окружающую среду и это приводит к излучению гармонической составляющей *шума вращения*, с лопастей винта по

всей их длине происходит срыв потока, в результате чего за лопастями образуется сплошная вихревая пелена, которая служит источником *широкополосного (вихревого) шума*. Кроме того, лопасти винта при его вращении могут периодически проходить вблизи каких-либо элементов конструкции самолета или же попадать в турбулентный след за этими элементами. При этом генерируется излучение в виде периодической последовательности импульсов давления, которой соответствует гармонический спектр.

Гармоническую составляющую шума называют обычно *шумом вращения* [3-8] (рис. 2). Частоты отдельных гармоник шума вращения винта кратны произведению частоты вращения винта ( $n$ , об/с) на число лопастей ( $z$ ):  $f_m = mnz$ , где  $f_m$  - частота  $m$ -й гармоники. Шум вращения, в свою очередь, можно разделить на две составляющие. Одна из них обусловлена воздействием на среду стационарных и нестационарных относительно лопастей аэродинамических нагрузок. 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 на входе. Составляющие шума винта от аэродинамической нагрузки эквивалентны акустическому диполю. Причем нестационарные нагрузки на лопасти служат источником как гармонического, так и широкополосного шума. В зарубежной литературе шум от стационарных и нестационарных аэродинамических сил называют также шумом от установившейся (*steady load noise*) и неустановившейся нагрузки (*unsteady load noise*).

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 обычно *объемным шумом* или *шумом вытеснения* (рисунок 1.2). *Шум вытеснения* эквивалентен простому акустическому источнику - монополю. Интенсивность *шума вытеснения* зависит от толщины лопасти, числа лопастей и от относительной скорости потока, обтекающего лопасть.

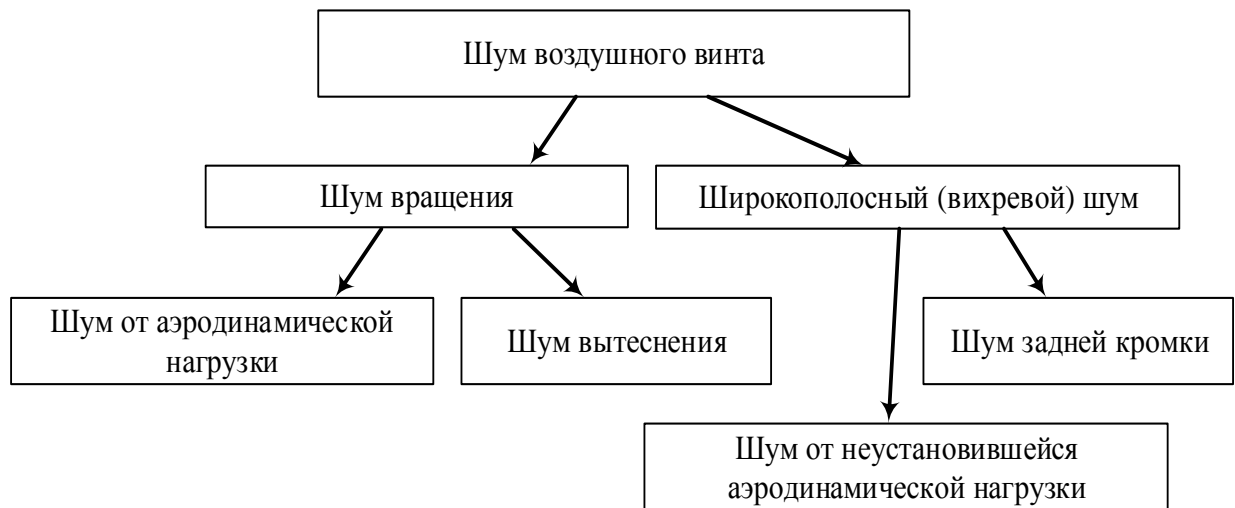


Рисунок 1.2 – Классификация источников шума воздушного винта

Широкополосный (вихревой) шум (рисунок 1.2), образующийся в результате пульсаций аэродинамического давления на поверхности лопасти и турбулентных пульсаций скорости набегающего на диск винта потока и потока в вихревой пелене за лопастями винта, имеет сплошной спектр, поскольку пульсации давления и скорости носят случайный характер, а их распределение по частоте является непрерывным. При работе винта с каждой лопасти сходит сплошная и непрерывная по радиусу вихревая пелена. Эту составляющую широкополосного шума в зарубежной литературе обычно называют шумом задней кромки (trailing edge noise). Широкополосный шум воздушного винта эквивалентен акустическому диполю.

Если доминирующим источником широкополосного шума является вихревая пелена за лопастями винта (шум задней кромки), тогда ожидаемая частота шума наибольшей интенсивности ( $f_m$ ) будет определяться соотношением:

$$f_m = \frac{St U}{L},$$

где  $St$  – число Струхала, равное 0,2;  $U$  – характерная скорость обтекания профиля лопасти;  $L = b \sin \alpha + \delta \cos \alpha$  – эффективная толщина профиля лопасти ( $b$  – хорда лопасти,  $\delta$  – толщина лопасти,  $\alpha$  – угол атаки).

Соотношения между уровнями гармонических составляющих и широкополосного шума зависят от геометрических и аэродинамических характеристик винта, режима его работы, от степени неоднородности потока перед винтом [46].

#### ***Авиационный поршневой двигатель***

Во время работы авиационный поршневой двигатель генерирует шум, который с учетом механизмов образования и распространения разделяют на аэродинамический и структурный [47] (рисунок 1.3).

Шум двигателя обусловлен рядом факторов, важнейшими из которых являются:

- аэродинамические процессы, сопровождающие сгорание топливо-воздушной смеси в цилиндрах и взаимодействие воздушного и газового потоков в системах впуска и выхлопа двигателя,
- процессы механического взаимодействия между собой движущихся элементов конструкции.

Этот шум распространяется в окружающую среду через системы впуска и выхлопа (газообмена) и через корпус двигателя. Структурный шум образуется, в основном, при механических взаимодействиях элементов конструкции между собой, а также при сгорании топливо-воздушной смеси, и излучается через наружные поверхности двигателя.

*Шум, распространяющийся через выхлопной тракт (шум выхлопа)*, формируют различные процессы. Низкочастотная и среднечастотная части спектра (до 500 Гц) излучения соответствуют процессам, происходящим в камерах сгорания цилиндров. Уровень звукового давления на выходе из выхлопной трубы достигает на отдельных частотах 110-120 дБ. Частоты, которым соответствует излучение звука максимальной интенсивности, связаны с основной частотой работающего двигателя и ее гармониками. Высокочастотная часть спектра (1000 Гц и более) обязана своим происхождением турбулентности, возникающей в газоздушных трактах двигателя [48].

*Шум впуска* обусловлен колебательным движением газов во впускном коллекторе и сопровождается значительными колебаниями амплитуды давления. Основное влияние на уровень шума впуска оказывает величина давления во входном коллекторе, которая зависит от режима работы двигателя (увеличение частоты вращения на 1000 об/мин приводит к повышению уровня звукового давления на впуске на 5-15 дБ) [48].

*Шум, излучаемый двигателем через корпус (структурный шум)*, обусловлен, с одной стороны, рабочим процессом в цилиндрах, с другой стороны, механическими процессами (удары клапанов, перекладка поршней, зубчатыми зацеплениями приводов и т.д.).

Незаглушенный аэродинамический шум существенно превосходит по интенсивности структурный шум [49]. Однако, при наличии в системах газообмена эффективных шумоглушащих устройств влияние составляющих аэродинамического шума на общий уровень акустического излучения поршневого двигателя снижается и определяющим источником может стать структурный шум [47].

На высоких частотах роль периодических процессов в формировании спектра акустического излучения двигателя заметно ослабевает, поскольку более значительную роль в суммарном акустическом излучении начинают играть нерегулярные процессы случайного происхождения. В частности, для шума выхлопа может оказаться существенной вихревая составляющая. В самом деле, выхлопной тракт и тракт впуска двигателя формируют в среде

последовательность импульсов давления, частотный спектр которой, в соответствии с существующей теорией спектров излучения [50], представляет собой комбинацию гармонической и широкополосной составляющих.

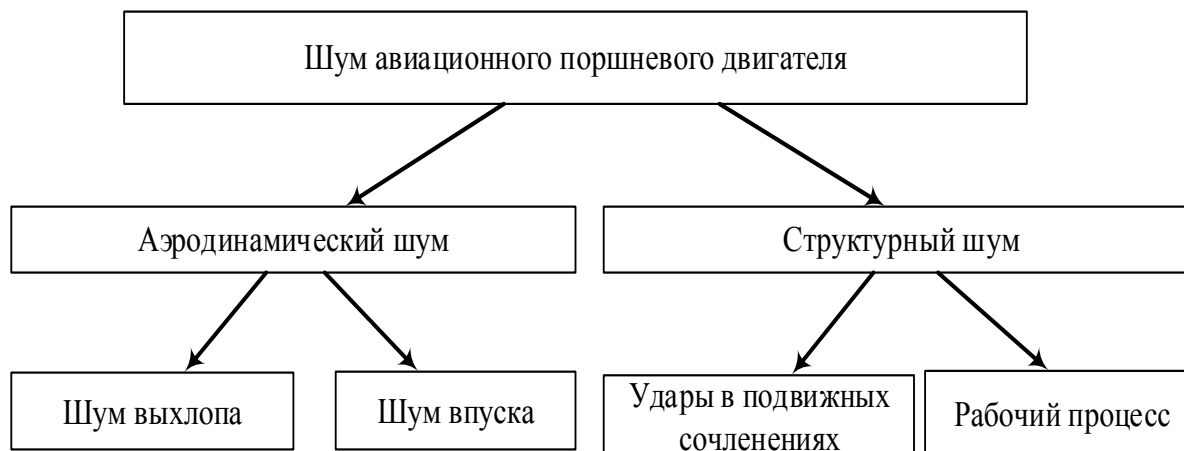


Рисунок 1.3 – Классификация источников шума авиационного поршневого двигателя

Гармонические составляющие шума поршневого двигателя кратны частоте следования вспышек в цилиндрах двигателя. В отечественной литературе дискретные составляющие шума поршневого двигателя, как правило, не разделяют на гармоники шума цилиндра и гармоники шума двигателя. Их называют одним общим термином - «двигательные» (или «моторные») [51] гармоники. В свою очередь, очень важно и для понимания механизмов генерации шума многоцилиндровым поршневым двигателем, и для определения методов снижения его интенсивности, определение источника и типа гармоники излучения с максимальной интенсивностью.

Частоты дискретных составляющих в шуме двигателя определяются соотношениями:

- гармоники шума одиночного цилиндра -  $f_{ц} = \frac{kn_{кв}}{30\tau}$ ;
- гармоники шума двигателя (всех цилиндров) -  $f_{д} = k f_{ц} i$ ;

где  $k$  – номер гармоники,  $n_{кв}$  – частота вращения коленвала двигателя (об/мин),  $i$  – число цилиндров в двигателе,  $\tau$  – тактность двигателя.

Спектральный максимум ( $f_m$ ) вихревой составляющей шума впуска и выхлопа характеризуется числом Струхала  $St = f_m h / u_r$ . Число Струхала зависит от характерного геометрического размера отверстия, через которое происходит впуск свежего заряда или выхлоп отработанных газов. В качестве такого размера целесообразно использовать величину подъема клапана ( $h$ ). Закон изменения  $h$  по углу поворота коленвала двигателя ( $\alpha_{пкв}$ )



определяется профилем кулачка. Скорость впуска свежего заряда или скорость выхлопа отработанных газов ( $u_r$ ) определяется режимом работы двигателя.

Можно видеть (рисунок 1.4), что число Струхалия при повороте коленвала и соответствующем подъеме клапана существенным образом изменяется в диапазоне значений 0,05-0,45.

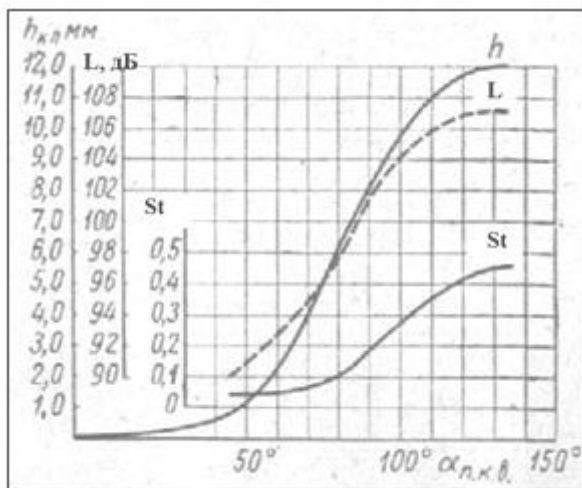


Рисунок 1.4– Зависимость числа Струхалия от подъема клапана и положения кулачка (для шума впуска) [31]

#### *Акустический баланс винтомоторной силовой установки*

Если суммировать все составляющие акустического излучения винтомоторной силовой установки, представленные в классификации источников шума (рисунки 1.1-1.3), по звуковой мощности (W), то получим уравнение акустического баланса авиационной поршневой силовой установки.

$$W_{СУ} = W_{\text{винта}} + W_{\text{пд}} + W_{\text{агр}} = W_{\text{нагр}} + W_{\text{выт}} + W_{\text{шир}} + W_{\text{вых}} + W_{\text{вп}} + W_{\text{стр}} + W_{\text{агр}}, \quad (1.1)$$

где подстрочные индексы означают: СУ - силовая установка, винта – воздушного винта, пд – поршневого двигателя, агр – агрегатов СУ, нагр – шума от аэродинамической нагрузки, выт – шума вытеснения, шир - широкополосного (вихревого) шума винта, вых - шума выхлопа ДВС, вп – шума впуска ДВС, стр – структурного шума ДВС.

Данное уравнение аналогично представленным выражениям акустического баланса [31,33] для поршневого двигателя внутреннего сгорания и дополнительно включает в себя составляющие шума воздушного винта и агрегатов СУ.

На основании уравнения (1.1) можно определить роль каждой i-й ( $\Delta_i$ ) составляющей излучения в суммарном шуме СУ ЛВС:

$$\Delta_i = W_i / W_{\text{СУ}} \quad (1.2)$$

Также уравнение баланса удобно использовать при расчете суммарной звуковой мощности СУ самолета, при этом вкладом источников с ожидаемой низкой интенсивностью излучения можно пренебречь.

### **1.2.0 расчете шума воздушного винта. Параметрические исследования шума воздушных винтов**

Теоретические методы расчета акустического поля воздушного винта базируются, в основном, на известной модели Л.Я. Гутина [3,4], в соответствии с которой реальный винт заменяется непрерывным распределением точечных источников в плоскости диска. Дальнейшее развитие этой теоретической модели [9,13,46] шло в направлении перехода от сосредоточенной аэродинамической нагрузки к нагрузке, распределенной по поверхности лопасти, и учету эффектов, связанных с поступательным перемещением винта.

Достаточно гибким в практическом применении показал себя полуэмпирический метод расчета дальнего акустического поля винта [25,26], основанный на использовании акустической аналогии Лайтхилла для излучения звука потоком в присутствии жестких границ. В основу расчетной модели положена гипотеза Л.Я.Гутина о допустимости представления действующей на лопасть винта распределенной аэродинамической нагрузки в виде сосредоточенной силы, и гипотезы Г.Лэмба [52] о том, что следствием действия периодической сосредоточенной силы на бесконечно малый объем среды является появление безвихревого движения среды вне области действия силы, то есть появление звуковых волн. Этот метод используется в программном комплексе «АЭРОШУМ», разработанном в ЦАГИ для расчета шума на местности ЛВС и БПЛА с винтомоторными СУ [53].

Один из подходов к расчету шума задней кромки базируется на использовании аналитических моделей [54-57]. Эти модели были получены от точных решений задач акустического рассеяния на плоской пластине и могут быть применены к оценке широкополосного шума реальных объектов. В частности, это шум обтекания крыла и шум задней кромки вращающихся лопастей.

#### *О численном моделировании шума воздушного винта*

Основные подходы к вопросу численного моделирования шума винта были рассмотрены в работе [58]. Тональный шум, генерируемый винтом, можно вычислить на основе решения уравнения Фокс-Вильямса-Хоукинга [59]. При этом компоненты гармонического шума: шум от вытеснения и шум от аэродинамической нагрузки рассчитываются через интегралы по

поверхности лопасти [18-21,60-62]. Квадрупольным вкладом, соответствующим нелинейным членам, распределенным в возмущенной области вокруг лопасти, как правило, пренебрегают.

В то же время существует альтернативная акустическая модель для расчета тонального шума лопаточных машин, основанная на переходе от пульсаций давления по размаху лопасти к излучаемым акустическим модам [63-65].

В обоих представленных случаях подхода к численному моделированию шума винта необходимо для начала выполнить численный расчет аэродинамических характеристик винта. Основным в данном случае методом является расчет аэродинамики винта в рамках трехмерных уравнений Рейнольдса [66]. Этот подход основан на нелинейном трехмерном расчете с учетом всех важных особенностей геометрии и течения. В рамках такого подхода можно рассчитывать аэродинамику винта практически на всех режимах и учитывать его интерференцию с другими частями самолета [67]. Но на современном уровне развития вычислительной техники использовать эти методы для оптимизации геометрии винта невозможно из-за больших времен расчета.

#### *О влиянии числа лопастей на шум воздушного винта*

На основании опубликованных работ можно сделать следующие выводы о влиянии числа лопастей на шум воздушного винта [17,68]. Увеличение числа лопастей воздушного винта при условии сохранения постоянной тяги на взлетном режиме работы приводит к снижению составляющей гармонического шума от аэродинамической нагрузки. В тоже время увеличение числа лопастей приводит к увеличению шума вытеснения. Поэтому на режимах, когда существенную роль играет шум вытеснения, увеличение числа лопастей может привести к увеличению шума винта. Увеличение числа лопастей приводит к смещению гармонических составляющих в сторону более высоких частот, и поэтому при оценке шума самолета на местности в единицах дБА на взлетном, сертифицируемом по шуму на местности режиме, можно не достигнуть существенного эффекта снижения шума.

#### *Влияние формы лопасти на шум воздушного винта*

Одним из способов уменьшения шума винта является изменение формы конца лопасти (рисунок 1.5). Такое изменение формы приводит к некоторому смещению в сторону втулки максимума радиального распределения аэродинамической нагрузки, то есть к смещению в область пониженных окружных скоростей. Такая форма показала свою эффективность для случая работы винта при около- и сверхзвуковых скоростях.

В целом можно отметить, что возможности снижения шума винта за счет изменения формы лопасти зарубежные авторы ограничивают величиной 3 дБ [68]. Было установлено, что изменение формы лопасти более существенным образом влияет на аэродинамические, чем на акустические характеристики винта.

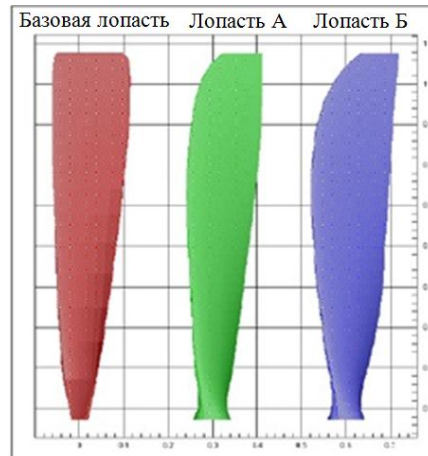


Рисунок 1.5 – Типичные формы лопастей малонагруженных винтов легких винтовых самолетов

В эксперименте [69] получено для лопасти А (рисунок 1.5) с модифицированной передней кромкой конца уменьшение уровня шума до 1,5 дБ по сравнению с базовой лопастью. Лопасть В не приносит существенного снижения шума, несмотря на более резко выраженную стреловидность в плане.

### 1.3.0 расчете шума поршневого двигателя. Параметрические исследования шума поршневых двигателей

На основании многочисленных измерений М. Хеклом [28] была предложена эмпирическая формула для расчета третьоктавного спектра уровней звуковой мощности бензинового карбюраторного поршневого двигателя наземного применения:

$$L_{Wf} = 52 + 10 \lg \left( \frac{N_e n_n (1 + N_e/m)}{\left( \frac{f}{1000} + \frac{1000}{f} \right)} \right) + 50 \lg \left( \frac{n}{n_n} \right), \quad (1.3)$$

где  $n_n$  – номинальная частота вращения коленвала, об/мин;  $m$  – масса двигателя, кг;  $f$  – центральная частота третьоктавной полосы;  $N_e$  – номинальная мощность, кВт;  $n$  – частота вращения коленвала на заданном режиме.

#### *Расчет шума выхлопа двигателя*

Если предположить, что двигатель лишен выхлопной системы и истечение отработанных газов происходит непосредственно в атмосферу, то для расчета шума выхлопной

струи поршневого двигателя можно применить акустическую аналогию Лайтхилла, также как для случая струи реактивного двигателя [31].

При этом следует учитывать различие в образовании шума струи в поршневом и реактивном двигателе. Истечение газов при выхлопе происходит через сужение в клапане, являющееся переменным. И с периодичностью в зависимости от тактности двигателя. В связи с этим расчет шума выхлопной струи следует производить при условии квазистационарности процесса истечения. То есть, в любой момент времени реальное истечение через клапан заменяется условным, как бы проходящим из сопла с площадью равной текущему значению площади проходного сечения клапана ( $F_c$ ):

$$F_c = \pi h \left( d_b + \frac{h}{2} \sin 2\gamma \right) \cos 2\gamma ,$$

где  $h$  - подъем клапана,  $d_b$  - диаметр выпускной горловины,  $\gamma$  - угол фаски клапана.

Далее можно рассчитать звуковую мощность выхлопной струи по выражению для реактивной струи [46,70].

Расчет шума выхлопных систем реальных двигателей, оборудованных глушителями, является отдельной и достаточно сложной задачей. Выхлопную систему двигателя разделяют на источник, глушитель и выхлоп. При этом внутри глушителя и трубопроводов имеются вторичные источники аэродинамического шума. Подробный аналитический обзор методов моделирования выхлопных систем представлен в работе [71].

### *Моделирование структурного шума ДВС*

Проблема расчета структурного шума ДВС подробно рассмотрена в работе [72].

Уровень структурного шума при работе двигателя по внешней скоростной характеристике может быть определен по эмпирической зависимости:

$$L_{P_{n_x}} = L_{P_{n_{ном}}} + \Delta L_{P_n} + \Delta L_{P_{p_e}} , \quad (1.4)$$

где  $L_{P_{n_x}}$  - уровень шума двигателя для заданного режима по внешней скоростной характеристике;  $L_{P_{n_{ном}}}$  - уровень шума ДВС на номинальном режиме;  $\Delta L_{P_n}$  - приращение уровня шума при изменении частоты вращения коленчатого вала двигателя  $n$ ;  $\Delta L_{P_{p_e}}$  - величина изменения уровня шума при изменении среднего эффективного давления  $p_e$ .

Также в работе [72] предложена методика оценки структурного шума ДВС, согласно которой мощность акустического излучения от источников структурного шума ДВС на частоте  $kf_0$  может быть рассчитана следующим образом:

$$W(kf_0) = z_s(kf_0) \cdot \rho c \cdot S_d \cdot \bar{v}_{e(s)}^2(kf_0) , \quad (1.5)$$

где  $S_d$  – площадь наружных поверхностей двигателя,  $m^2$ ;  $c$  – скорость звука в воздухе,  $m/c$ ;  $\rho$  – плотность воздуха,  $kg/m^3$ ;  $\rho c$  – волновое сопротивление воздуха;  $\bar{v}_{e(S)}^2(kf_0)$  – средний по наружной поверхности квадрат эффективной скорости колебаний;  $z_s(kf_0)$  – относительный коэффициент сопротивления излучению, нормированный по площади наружных поверхностей двигателя  $S_d$ . В этом случае задача расчета мощности акустического излучения структурного шума сводится к формированию методов определения составляющих выражения (1.5).

Сравнительная оценка полученных экспериментальных и расчетных значений уровня структурного шума от рабочего процесса двигателя 8ЧН12/12 при его работе по внешней скоростной характеристике (рисунок 1.6) позволяет сделать вывод о том, что использование данной методики расчета [72] обеспечивает точность, приемлемую при выполнении расчетов структурного шума ДВС. При этом отклонение экспериментальных данных от расчетных для различных режимов работы двигателя находится в пределах 0-2 дБ.

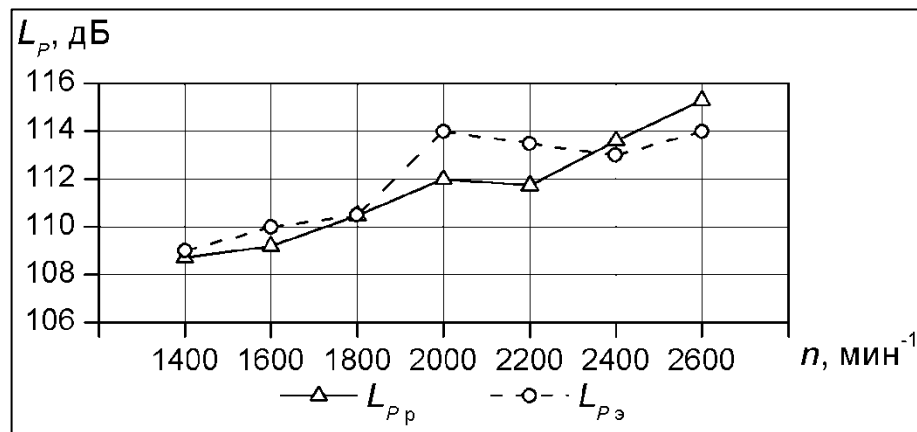


Рисунок 1.6– Измеренные ( $L_{p_{из}}$ ) и спрогнозированные уровни ( $L_{p_{р}}$ ) структурного шума от рабочего процесса дизеля 8ЧН12/12 по внешней скоростной характеристике

#### *Зависимость шума поршневого двигателя от режима работы и от нагрузки*

Зависимости параметров шума поршневых двигателей от частоты вращения коленвала и нагрузки двигателя неоднократно приводились в литературе [27]. Однако сохранили свое значение эмпирические зависимости, рекомендованные И.И. Славиним [73], с помощью которых возможна оценка шума двигателя с одновременным увеличением частоты вращения коленвала двигателя и нагрузки (т.е. при работе двигателя по внешней скоростной характеристике). Рост скоростного режима работы от  $n_{кв1}$  до  $n_{кв2}$  вызывает прирост уровня шума  $\Delta L_n = 30 \lg \frac{n_{кв2}}{n_{кв1}}$ . Соответственно увеличение нагрузки (крутящего момента) от  $M_{кр1}$  до  $M_{кр2}$  ( $кг \cdot м$ ) приводит к приросту  $\Delta L_M = 30 \lg \frac{M_{кр2}}{M_{кр1}}$ .

В работе [51] была установлена эмпирическая зависимость влияния скоростного режима работы на шум выхлопа четырехтактных ДВС в единицах дБА:

$$\Delta L_{\text{нА}} = 32 \lg \frac{n_{\text{кв}2}}{n_{\text{кв}1}}, \text{ дБА} \quad (1.6)$$

В работе [36] экспериментально была установлена зависимость суммарного уровня шума двухтактного поршневого карбюраторного двигателя от частоты вращения коленвала  $L \propto 40 \lg n_{\text{кв}}$ .

Таким образом, можно ожидать, что звуковая мощность наземных поршневых двигателей будет пропорциональна частоте вращения коленвала двигателя в степени близкой к значениям 3-4, и это справедливо только при работе двигателя по внешней скоростной характеристике. В тоже время представляет практический интерес установление зависимости интенсивности акустического излучения типовых авиационных поршневых двигателей от режима работы и от нагрузки.

#### *О роли поршневого двигателя в суммарном шуме СУ ЛВС*

Роль поршневого двигателя в суммарном шуме СУ самолета зависит от множества факторов, связанных с конструктивными особенностями, особенностями организации рабочего цикла в двигателе, а также от режима работы СУ. В целом, можно выделить следующие основные факторы, влияющие на вклад поршневого двигателя в суммарный уровень шума ЛВС на местности:

- режим работы,
- тактность двигателя,
- наличие глушителей в трактах впуска и выхлопа,
- капотирование двигателя,
- рабочий объем,
- наддув,
- степень сжатия,
- удельная, литровая и эффективная мощности двигателя (нагрузка),
- тип смесеобразования,
- способ воспламенения и т.д.

#### **1.4. Особенности акустики толкающих воздушных винтов**

Расположение винта в толкающей конфигурации приводит к попаданию вихревого следа от крыла (пилона или хвостового оперения) на воздушный винт. Получающийся при этом

неравномерный поток, набегающий на винт, приводит к появлению неустановившейся аэродинамической нагрузки на лопастях винта и, как следствие, к изменению аэродинамических и акустических характеристик толкающего воздушного винта по сравнению со случаем изолированного винта.

Было установлено [74], что влияние элементов конструкции планера (пилона, хвостового оперения или крыла) на интенсивность шума винта при расположении винта в толкающей компоновке проявляется в увеличении уровней гармонических составляющих шума на частотах следования лопастей по сравнению со случаем изолированного винта. На уровень интенсивности широкополосной составляющей акустического излучения винта наличие крыла не оказывает существенного воздействия, за исключением незначительного увеличения уровней шума в области частот свыше 5 кГц. Также взаимодействие следа от крыла с лопастями винта не оказывает заметного влияния на уровень основной или первой гармоники, однако, уровни высших гармоник при этом возрастают на 10-20 дБ.

В тоже время на гармонические составляющие шума толкающего винта может влиять угол атаки крыла. Это особенно важно при взлете самолета, поскольку на этом режиме нормируется шум на местности ЛВС. Было установлено [74], что увеличение угла атаки приводит к возрастанию гармонических составляющих шума на частотах, кратных частоте следования лопастей. Вероятнее всего этот эффект обусловлен увеличением турбулентности потока за крылом, связанной с увеличением нагрузки на крыле.

В тоже время можно ожидать, что проявление акустических эффектов, связанные с установкой винта в толкающей компоновке, можно снизить или даже полностью удалить, воздействуя на вихревой след. В работах [75,76] показано, что «продувание» пилона (pylon blowing), или вдув воздуха в след за пилоном, может существенным образом влиять на степень интенсивности вихревого следа.

Схематично пример возможности воздействия на вихревой след за пилоном, при котором профиль скорости в следе выравнивается полностью, представлен на рисунке 1.7. На практике, продувка пилон осуществляется за счет специального стержня, интегрированного с задней кромкой пилон.

Установлено, в частности [75,76], что подобное влияние на вихревой след за крылом приводит к снижению суммарного гармонического шума воздушного винта во всем рассматриваемом диапазоне режимов работы. Наибольшее снижение шума винта за счет заполнения турбулентного следа (до 7 дБ) наблюдается при наиболее полном выравнивании профиля скорости в следе.



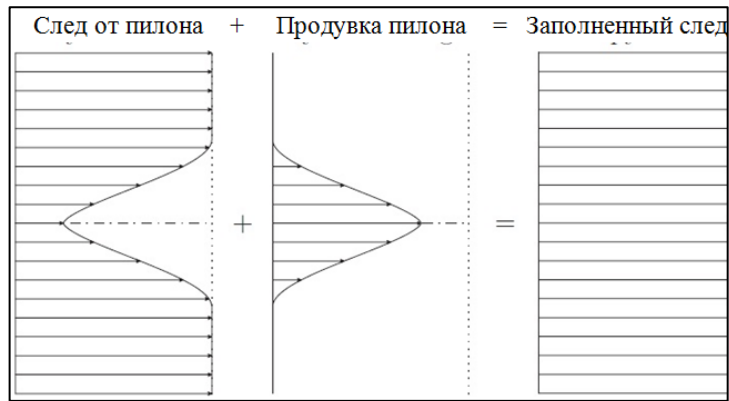


Рисунок 1.7 – Схема воздействия на вихревой след за пилоном за счет продувки

Другим способом воздействия на вихревой след за обтекаемым телом может быть размещение на поверхности тела дополнительных малоразмерных вихрегенераторов или мини-щитков, предлагаемых в качестве малоинерционных органов управления обтеканием крыла [77,78]. Возникающая при этом система вихрей может привести к существенному изменению поля скоростей в вихревом следе за телом [78-81]. В настоящее время в литературе не представлено данных о влиянии данного способа управления вихревым следом за крылом на акустические характеристики толкающих винтов.

Все сделанные ранее выводы были основаны на результатах исследований моделей ЛА в аэродинамических трубах с открытой рабочей частью. Представляет интерес проведение подобных исследований на натуральных объектах.

### 1.5. Влияние формы выхлопа на шум СУ

Экспериментально установлено влияние формы поперечного сечения выхлопного сопла турбовинтового двигателя (ТВД) [69] на шум винта в толкающей компоновке.

Обычно выхлопной патрубок двигателя располагается вблизи втулки винта. Если форму задней кромки сопла заменить: вместо круговой использовать эллиптическую, причем так, чтобы область взаимодействия потока с лопастями сместилась ближе к втулке (рисунок 1.8), то интенсивность шума взаимодействия уменьшится и понизится уровень шума винта, в среднем на 3-4 дБ.

Аналогично стоит ожидать существенного влияния на шум толкающего винта выхлопной струи от поршневого двигателя. Необходимо по возможности, чтобы выхлопные газы отбрасывались в сторону от винта или ближе к втулке винта, где ниже окружная скорость лопастей и, соответственно, меньшее влияние окажет выхлоп на шум винта

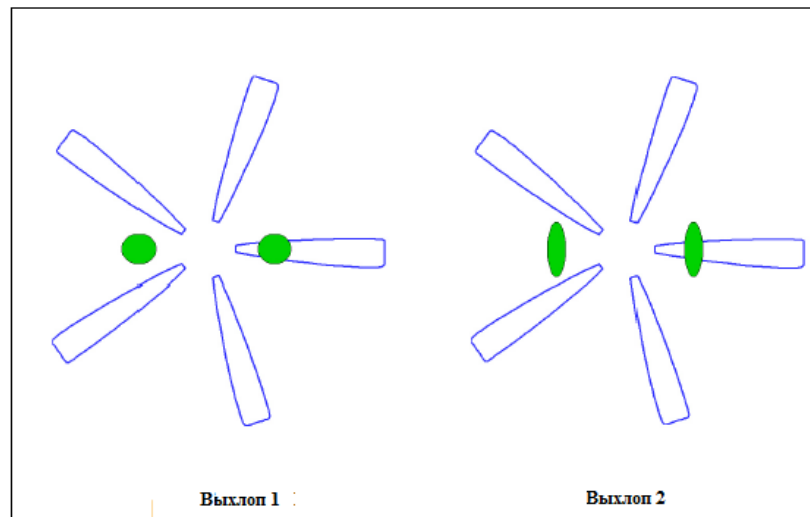


Рисунок 1.8 – Изменение формы поперечного сечения сопла выхлопа ТВД для снижения шума взаимодействия выхлоп/лопасть винта в толкающей компоновке

В тоже время было установлено существенное влияние формы выходного отверстия на шум выхлопа двигателя [31]. Были выполнены измерения шума выхлопа при работе двигателя ЯАЗ-204 по внешней скоростной характеристике для трех различных форм выходного отверстия. Измерительный микрофон был расположен на оси выхлопной трубы на расстоянии 5 метров от среза. На рисунке 1.9 представлена зависимость шума выхлопа от формы выхлопного отверстия.

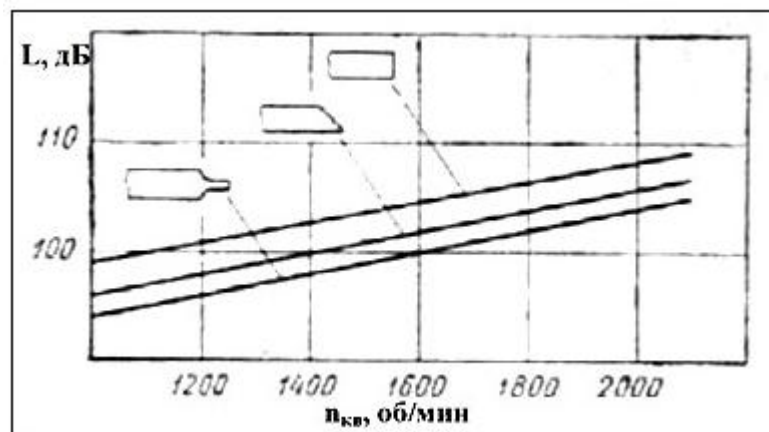


Рисунок 1.9– Зависимость уровня шума выхлопа от формы выхлопного отверстия при работе двигателя по внешней скоростной характеристике

### 1.6. Сравнительный анализ шума ЛВС в статических и в полетных условиях

Одним из способов оценки шума легких винтовых самолетов на местности в настоящее время является пересчет измеренных в статических условиях третьоктавных матриц шума

силовой установки самолета для случая полетных условий с учетом особенностей распространения звука. Вместе с тем представляет интерес рассмотреть, как изменяется акустическое поле СУ при переходе от испытаний в статических условиях к полетным.

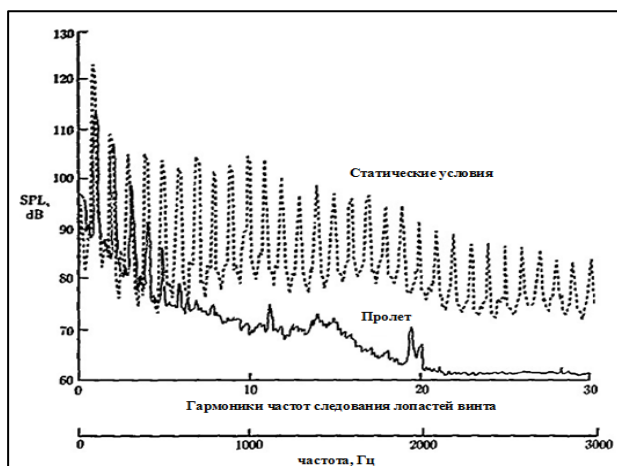
В полетных условиях масштаб турбулентности набегающего на диск винта потока существенно ниже, чем в статических условиях. На рисунке 1.10 представлено сравнение измеренных узкополосных и третьоктавных спектров уровней звукового давления в полетных и в статических условиях. Представленные спектры соответствуют взлетному режиму работы СУ.

В статических условиях, по мнению автора работы [82], низкочастотные гармонические составляющие шума винта обусловлены установившейся аэродинамической нагрузкой на лопастях с незначительным вкладом шума вытеснения, в то время как среднечастотные гармоники шума винта и широкополосный шум вызваны неустановившейся аэродинамической нагрузкой. В полетных условиях составляющая шума винта от неустановившейся аэродинамической нагрузки исчезает и в спектре (рисунок 1.10а) можно выделить не более 6-ти гармоник шума вращения, обусловленных установившейся аэродинамической нагрузкой и вытеснением среды.

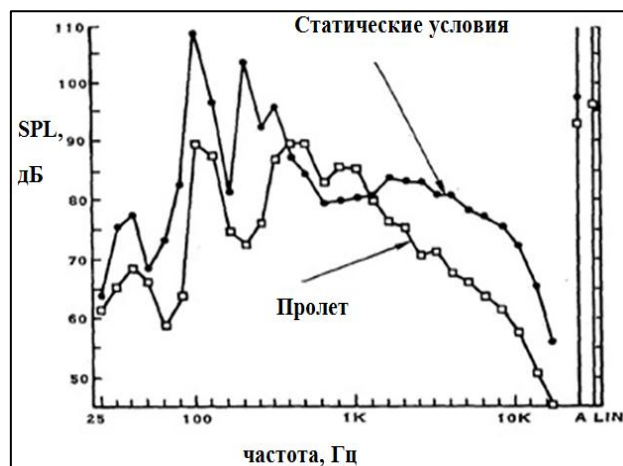
Доминирующий источник широкополосного шума в полетных условиях не может быть идентифицирован, но вероятнее всего излучение в области высоких частот обусловлено сочетанием вклада винта, двигателя и шума обтекания элементов планера.

Следует обратить внимание на тот факт, что коэффициенты тяги и мощности воздушного винта, несмотря на постоянство располагаемой мощности СУ, будут различны в полетных и в статических условиях. И представленная автором [82] оценка фактически подтверждает известные представления об аэродинамических характеристиках воздушных винтов. А именно, при увеличении скорости полета КПД винта возрастает, а коэффициент тяги уменьшается. Этот же факт подтверждают спектры давления на поверхности лопасти (рисунок 1.11).

При движении самолета с небольшой скоростью, т.е. при низкой скорости набегающего потока, составляющая шума от неустановившейся нагрузки на лопасти исчезает [82,83]. Следует заметить, что это справедливо для винтов в тянущей компоновке. Винты в толкающей компоновке работают в турбулентном следе от расположенных перед ними элементов планера. Поэтому как в полете, так и в статических условиях следует ожидать, что компонента шума от неустановившейся нагрузки будет всегда существенной в спектре излучения толкающих винтов.



а)



б)

Рисунок 1.10 – Узкополосные (а) и третьоктавные (б) спектры излучения в статических и полетных условиях на одном расстоянии от источника и одном режиме работы СУ (взлетный режим), данные взяты из работы [82]

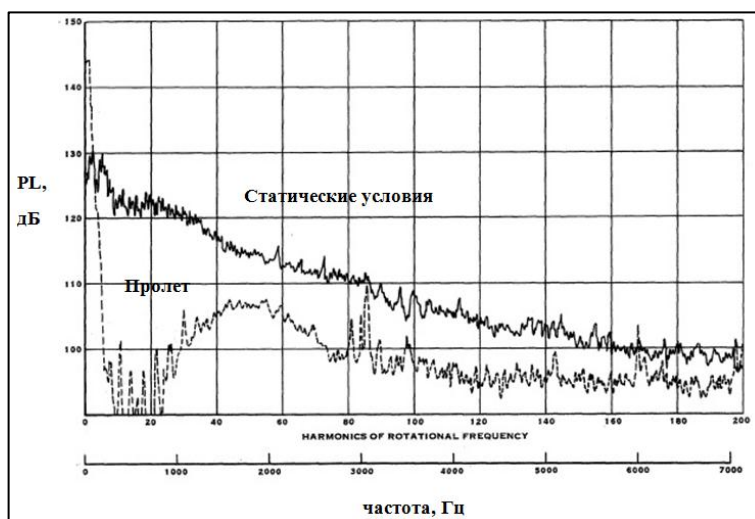


Рисунок 1.11 – Спектр давления на поверхности лопасти при измерениях в статических и полетных условиях (взлетный режим)  $\bar{r} = 0,77$  [82]

### Выводы по разделу 1. Постановка задач экспериментальных исследований винтомоторных силовых установок

В разделе 1 представлена классификация источников шума ЛВС на местности, дан краткий обзор механизмов генерации шума воздушным винтом и поршневым двигателем. Предложено соотношение акустического баланса винтомоторной СУ. Проанализированы существующие методы расчета шума воздушного винта и поршневого двигателя. На основании доступных публикаций показано влияние различных факторов на шум винтомоторной СУ ЛВС и БПЛА.

На сегодняшний день в литературе практически не представлено информации по основным вопросам, связанным с проблемой шума ЛВС и БПЛА на местности. Эти вопросы и определили перечень основных задач настоящей работы, решение которых требует выполнения экспериментальных исследований акустических характеристик винтомоторных силовых установок, характеристик природного акустического фона и критериев аудио заметности БПЛА.

Конечной целью исследований является построение физических моделей процессов образования и снижения шума и на основании этих данных разработка надежных методик расчета и проектирования малошумной авиационной техники.

В тоже время при проведении модельных испытаний возникает вопрос о возможности переноса результатов на натурные объекты. В частности, для сохранения аэроакустического подобия воздушных винтов необходимо обеспечить: геометрическое подобие, подобие распределения аэродинамической нагрузки на поверхности лопасти, а также сохранение соответствия значений критериев подобия Струхала ( $St$ ), Маха ( $M$ ), Рейнольдса ( $Re$ ) автомодельным режимам.

При соблюдении этих условий моделирования акустические поля модели и натурны будут подобны. Выполнение этой задачи является практически невозможным [46]. В случае, если например, при испытании моделей винтов не обеспечить режим автомодельности ( $Re > 10^6$ ) следует ожидать резкое изменение аэродинамических характеристик винта (уменьшение коэффициента тяги и КПД) [84-88] и как следствие акустических характеристик винта.

Для корректной оценки шума самолета на местности необходимы данные о реальных акустических характеристиках воздушного винта с учетом его аэродинамической интерференции с элементами планера в условиях конкретной компоновки, и данные о шуме от поршневого двигателя. Последнее обстоятельство затрудняет возможности использования результатов акустических испытаний винтов с приводом от винтового прибора в заглушенных камерах или в аэродинамических трубах для корректной оценки шума ЛВС на местности.

Известные публикации по акустическим характеристикам зарубежных натуральных ЛВС (Scheibe, Pioneer, Eipper, Icarus, Robin различных серий и др.) [17,89,90] как правило, ограничиваются рассмотрением общих данных по шуму самолетов и не содержат в необходимом объеме спектральных и пространственных характеристик акустического поля СУ самолетов, которые необходимы для решения задач настоящей работы.

Поэтому для решения поставленных в рамках диссертации задач было выполнено исследование акустических характеристик следующих натуральных легких винтовых самолетов: Як-18Т [44], Вильга-35А [91], Ан-2 [92], МАИ-890, МАИ-890У, МАИ-223М [93], F30 как в

полетных, так и в статических условиях. Основная часть этих исследований была выполнена на аэродроме Московского авиационного института (д. Алферьево, Волоколамский р-н, Московской обл.). А также были выполнены трубные акустические испытания малоразмерного БПЛА с винтокольцевым движителем в толкающей компоновке [94].

## 2. Экспериментальные исследования акустических характеристик винтомоторных силовых установок ЛВС и БПЛА

### 2.1. Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолета «Ан-2» в статических условиях

#### *Объект исследования, методика проведения акустических испытаний и обработки измеренного звукового давления*

В данном подразделе представлены основные результаты акустических испытаний легкого винтового самолета Ан-2 в статических условиях [92]. Общий вид самолета представлен на рисунке 2.1. Стояночный угол самолета составляет  $11,83^\circ$ . Максимальная взлетная масса самолета составляет 5500 кг.

Силовая установка состоит из 9-ти цилиндрического звездообразного четырехтактного поршневого двигателя воздушного охлаждения «АШ-62ИР», заключенного в капот, и тянущего 4-х лопастного автоматического воздушного винта прямой схемы «АВ-2» диаметром 3,6 м. На двигателе установлен редуктор, передаточное число которого равно 0,6875.

Система выхлопа двигателя организована таким образом, что выхлопные газы выбрасываются через один выхлопной патрубок с правой стороны самолета. В свою очередь, измерительные микрофоны располагались с другой стороны относительно выхлопа двигателя, и поэтому следует ожидать, что полученные экспериментальные данные относятся в большей степени к шуму только воздушного винта.



Рисунок 2.1 – Общий вид самолета Ан-2

Акустические испытания проведены для шести различных режимов работы силовой установки, характеризующихся различной частотой вращения коленвала двигателя и,

следовательно, различной эффективной мощностью двигателя. При испытаниях частота вращения коленвала двигателя изменялась в пределах  $1100 \div 2100$  об/мин с шагом 200 об/мин. Данные о режимах работы силовой установки в статических условиях, включающие значения частоты вращения коленвала двигателя ( $n_{кв}$ ), эффективной мощности двигателя ( $N_e$ ) [95,96], давления наддува ( $p_{над}$ ) и числа Маха окружной скорости потока в концевом сечении лопасти винта ( $M_{окр}$ ) представлены в таблице 2.1. Данные об эффективной мощности были взяты с дроссельной характеристики двигателя, представленной на рисунке 2 [95]. Точки на рисунке 2.2 с номерами 3÷6 соответствуют режимам работы СУ, представленным в таблице 2.1.

Во время испытаний измерялось звуковое давление в 13-ти точках акустического поля, расположенных на дуге окружности радиусом 30 метров и с шагом  $15^\circ$  (рисунок 2.3). Центр окружности совпадал с проекцией втулки винта на земную поверхность. Направление  $0^\circ$  соответствовало излучению в переднюю полусферу в плоскости, проходящей через ось винта, а направление  $90^\circ$  соответствовало направлению излучения в плоскости диска винта. Измерительные точки располагались на уровне земной поверхности, что позволяло исключить влияние интерференции звука на измеряемые уровни шума.

Таблица 2.1 - Режимы работы силовой установки самолета «Ан-2» при испытаниях в статических условиях

№ режима	$n_{кв}$ , об/мин	$p_{над}$ , мм.рт.ст	$N_e$ , кВт	$M_{окр}$
1	1100	-	-	0,42
2	1300	-	-	0,49
3	1500	530	220,65	0,57
4	1700	615	312,6	0,64
5	1900	745	422,9	0,72
6	2100	900	603,11	0,8

Для регистрации акустических измерений и последующей обработки данных использовалась измерительная система "PORTABLE". Основные параметры регистрации сигнала на цифровом магнитофоне: частота квантования сигнала – 51200 Гц, протяженность записи на одном режиме – 30 с., регистрация полезного сигнала осуществлялась параллельно с 13-ти измерительных каналов. Обработка измеренного звукового давления включала в себя получение узкополосных спектров с шириной полосы 1,56 Гц в диапазоне частот 0-10000 Гц и третьоктавных спектров звукового давления в диапазоне частот 16-10000 Гц.

Во время испытаний проводилось измерение параметров атмосферы (температуры, давления и относительной влажности), а также скорости и направления ветра.



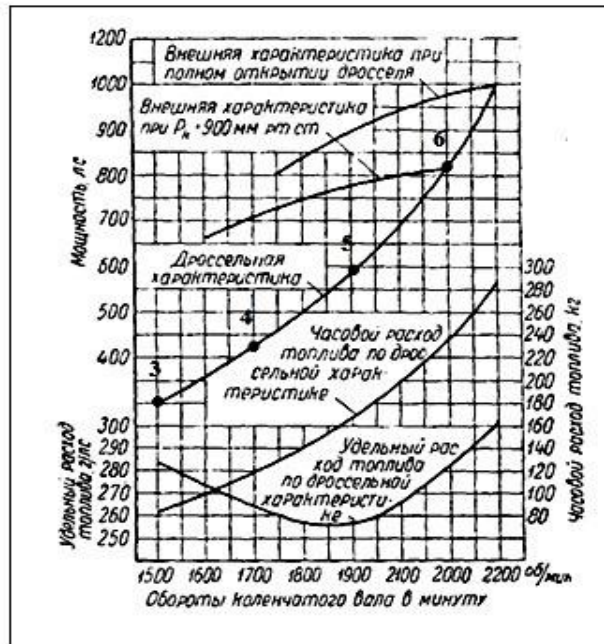


Рисунок 2.2 – Внешняя скоростная и дроссельная характеристики двигателя «АШ-62ИР»

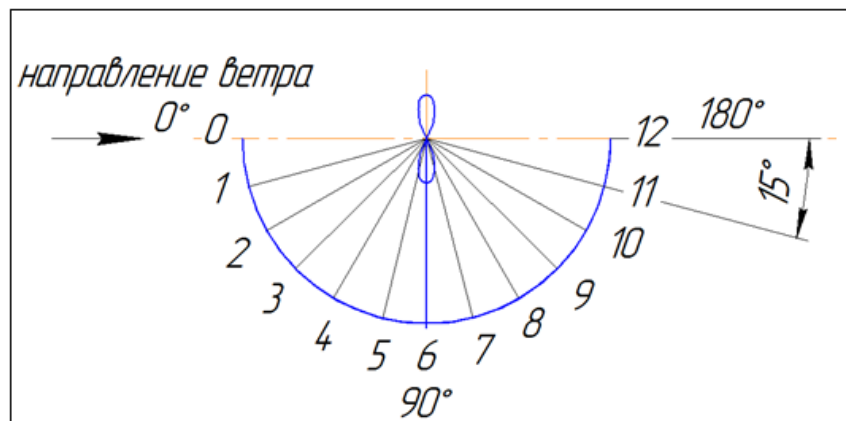


Рисунок 2.3 - Схема расположения точек измерения шума на дуге окружности радиусом 30 м.

### Спектральные характеристики акустического излучения СУ

На рисунках 2.4 и 2.5 представлены спектры уровней звукового давления в узких и в третьоктавных полосах частот при работе силовой установки самолета в статических условиях на «номинальном» режиме работы [95,96] (режим 6, таблица 2.1). Можно видеть, что спектры излучения СУ самолета «Ан-2» содержат как дискретные составляющие в области частот ниже 1000 Гц, так и широкополосные составляющие на частотах свыше 1000 Гц.

Источниками гармонического излучения являются все периодические процессы в двигателе, редуктор двигателя и воздушный винт. При определении частот гармонических составляющих в шуме двигателя обычно рассматривается два типа гармоник: гармоники,

частота которых кратна частоте следования вспышек топливной смеси в одном цилиндре ( $f_{ц}$ ), и гармоники, частота которых кратна частоте вспышек смеси в цилиндрах двигателя в целом ( $f_{д}$ ). Для поршневого двигателя, как ранее было отмечено, частоты дискретных составляющих в шуме равны:

- гармоники шума одиночного цилиндра -  $f_{ц} = \frac{kn_{кв}}{30\tau}$ ;
- гармоники шума двигателя (всех цилиндров) –  $f_{д} = k f_{ц} i$ ;

где  $k$  – номер гармоники,  $n_{кв}$  – частота вращения коленвала двигателя (об/мин),  $i$  – число цилиндров в двигателе,  $\tau$ - тактность двигателя.

Частота гармоник шума винта ( $f_{в} = kn_{в}z_{в}$ ) определяется как произведение частоты вращения винта ( $n_{в}$ , об/с) на число лопастей ( $z_{в}$ ) и на номер гармоники. Частоты дискретных составляющих шума для каждой шестерни редуктора определяются произведением числа зубцов на частоту вращения шестерни.

Для рассматриваемого на рисунках 2.4, 2.5 режима работы двигателя значения частот первых гармоник шума одиночного цилиндра и двигателя в целом равны, соответственно, 17,53Гц и 157,81 Гц, а частота первой гармоники шума вращения 4-х лопастного винта равна 96,88Гц.

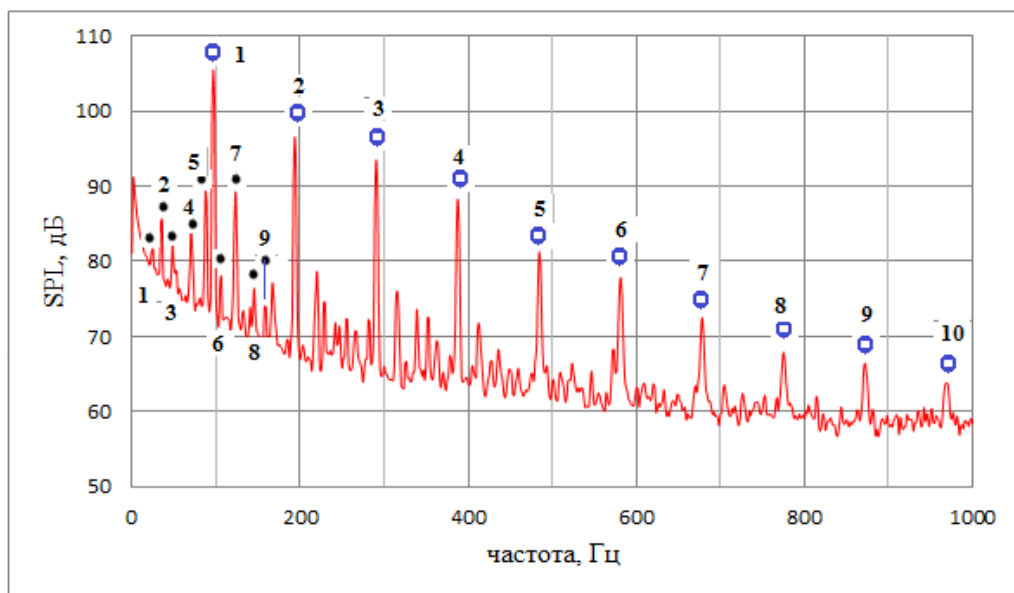


Рисунок 2.4- Узкополосный спектр акустического излучения силовой установки самолета «Ан-2» в диапазоне частот 0-1000 Гц (Режим 6,  $\varphi=120^\circ$ )

В узкополосном спектре (рисунок 2.4) выделяется частотный ряд дискретных составляющих, наиболее заметными из которых являются гармоники шума вращения винта (выделяется до 10-ти гармоник в диапазоне частот 100-1000 Гц), и гармонические составляющие излучения шума цилиндра до 10-ти гармоник в диапазоне частот 1-200 Гц (на

рисунке 2.4. обозначены первые девять гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах). Остальные дискретные составляющие в спектре акустического излучения СУ самолета Ан-2 могут быть отнесены к излучению зубчатых шестерен редуктора и различных агрегатов СУ.

В третьоктавном спектре излучения (рисунок 2.5) выделяются несколько характерных максимумов уровней звукового давления в полосах с центральными частотами 31,5 Гц, 100 Гц, 200 Гц, 315 Гц. В эти полосы попадают 2-я, 6-я и 7-я гармоника шума одиночного цилиндра (35,94 Гц, 106,25 Гц, 123,44 Гц), три гармоники шума вращения винта (96,88 Гц, 193,76 Гц и 290,64 Гц). В области частот свыше 1000 Гц присутствует только широкополосное излучение.

Одним из источников широкополосного шума СУ самолета является турбулентный след за лопастями винта, для которого ожидаемая частота шума наибольшей интенсивности, определенная из соотношения для критерия подобия Струхала и геометрических параметров профиля лопасти, равна 612 Гц, что согласуется с частотой характерного максимума в спектре на рисунке 2.5. Это подтверждает важную роль турбулентного следа за лопастями в генерации винтом излучения с непрерывным по частоте спектром.



Рисунок 2.5 - Третьоктавный спектр акустического излучения силовой установки самолета Ан-2 в диапазоне частот 16-10000 Гц (Режим 6,  $\varphi=120^\circ$ )

При изменении режима работы СУ самолета в сторону увеличения или уменьшения мощности спектр акустического излучения также изменяется – происходит соответствующее изменение уровней спектральных составляющих и смещение частот дискретных составляющих (рисунок 2.6, режимы 2,4,6 - таблица 1).

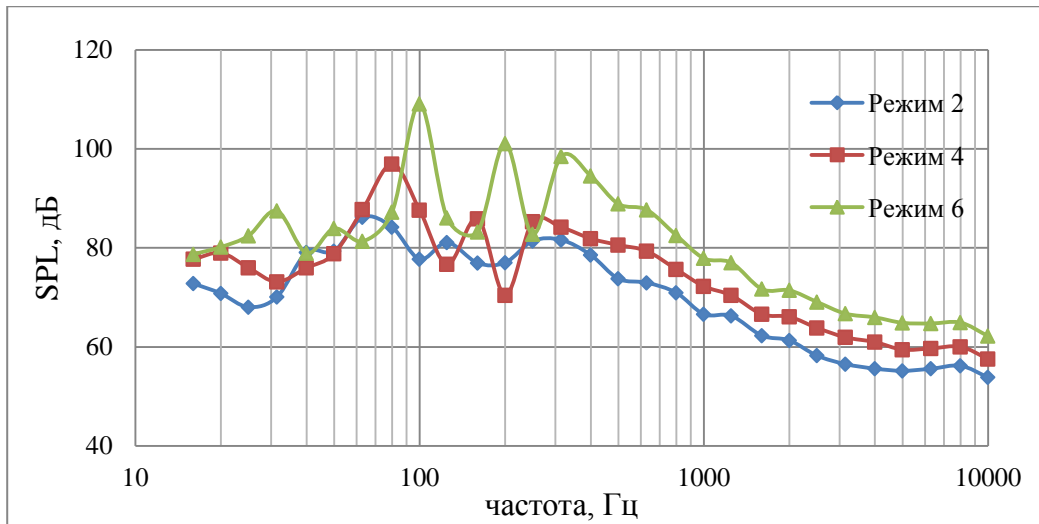


Рисунок 2.6 – Влияние режима работы на третьоктавный спектр акустического излучения СУ в направлении  $\varphi=105^\circ$

### *Энергетические характеристики акустического излучения СУ*

На основании измеренных в 13-ти точках акустического поля третьоктавных и узкополосных спектров уровней звукового давления выполнен энергетический анализ акустического поля силовой установки самолета. Суммарный уровень звуковой мощности, а также уровни звуковой мощности отдельных составляющих излучения рассчитывались в соответствии с соотношением [70]:

$$L_W = 10 \lg(\pi R^2 \int_0^\pi 10^{L/10} \sin(\varphi) d\varphi) , \quad (2.1)$$

где  $R$  - расстояние от источника до точки измерения шума,  $\varphi$  – угол направления излучения и соответствующий ему уровень звукового давления –  $L$ .

На рисунке 2.7 представлены измеренные уровни звуковой мощности: суммарного акустического излучения (16-10000 Гц) силовой установки самолета; излучения на частотах 1-й гармоники шума вращения винта и 7-й гармоники шума цилиндра двигателя; суммарного излучения СУ в диапазоне частот 16-100 Гц, суммарного гармонического излучения на первых 10-ти гармониках, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, в зависимости от числа Маха окружной скорости потока в концевом сечении лопасти винта.

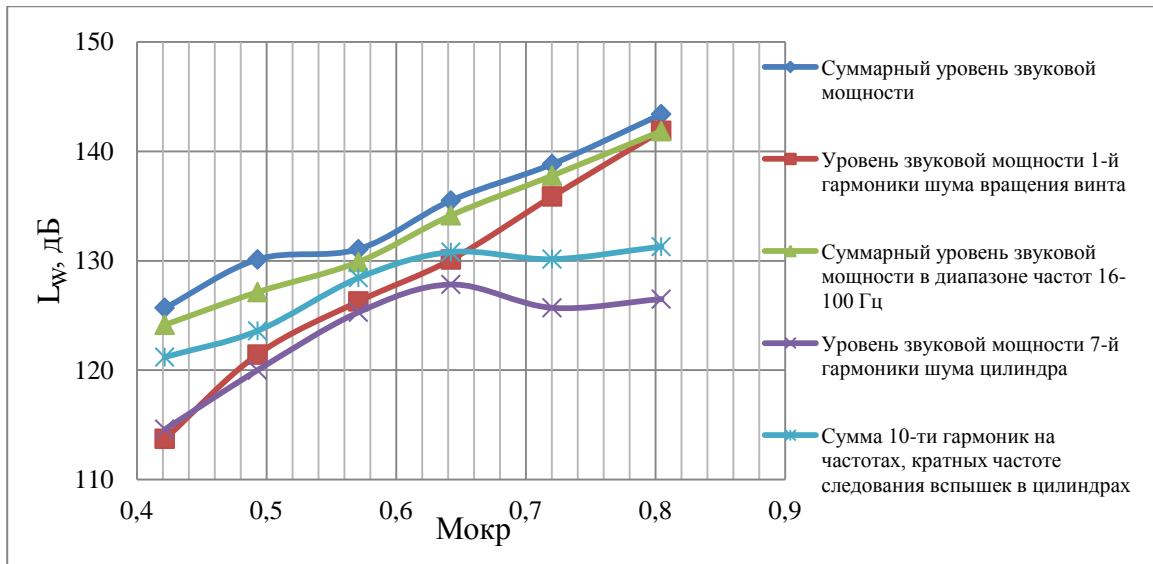


Рисунок 2.7 – Влияние режима работы СУ на суммарный уровень звуковой мощности (16-10000 Гц), а также на уровни звуковой мощности отдельных составляющих излучения

Можно видеть, что суммарный уровень звуковой мощности для всех режимов работы СУ определяется излучением в области частот низких частот (16 – 100 Гц). При этом уровни акустической мощности излучения на частотах первой гармоники шума вращения винта и 7-й гармоники шума цилиндра практически одинаковы при числах Маха окружной скорости  $M_{окр} < 0,64$ , а при  $M_{окр} > 0,72$  уровни мощности излучения цилиндров на частоте 7-й гармоники и суммарного излучения первых 10-ти гармоник с ростом  $M_{окр}$  даже несколько уменьшаются. При повышенных режимах работы СУ ( $M_{окр} > 0,72$ ) излучение на частоте следования лопастей винта начинает фактически определять суммарный уровень звуковой мощности СУ самолета.

Представляет интерес провести количественную оценку вклада различных спектральных составляющих ( $W_i$ ) акустического излучения СУ в суммарную ( $W_{\Sigma}$ ) звуковую мощность:  $\Delta = \frac{W_i}{W_{\Sigma}}, \%$ .

Результаты такой оценки приведены в таблице 2.2 и на рисунке 2.8, где обозначено:  $W_{(16-100 \text{ Гц})}$  - суммарная мощность излучения в диапазоне частот 16-100 Гц,  $W_{1в}$  –мощность излучения на частоте 1-й гармоники шума вращения винта,  $W_{2в}$  –мощность излучения на частоте 2-й гармоники шума вращения винта,  $W_{7ц}$  –мощность излучения на частоте 7-й гармоники шума цилиндра,  $W_{\Sigma 1-5в}$  – суммарная звуковая мощность первых пяти гармоник шума вращения винта,  $W_{\Sigma 1-10ц}$  – суммарная звуковая мощность первых 10-ти гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах,  $W_{ш-вч}$  – мощность суммарного широкополосного излучения в области частот 1000-5000 Гц.

Таблица 2.2 – Вклад различных составляющих акустического излучения СУ самолета в суммарную мощность акустического излучения в диапазоне частот (16-10000 Гц) для различных режимов работы

№ режима (M <sub>ОКР</sub> )	W <sub>(16-100 Гц), (%)</sub>	W <sub>1в, (%)</sub>	W <sub>2в, (%)</sub>	W <sub>7ц, (%)</sub>	W <sub>Σ1-5в, (%)</sub>	W <sub>Σ1-10ц, (%)</sub>	W <sub>ш-вч, (%)</sub>
1 (0,42)	70	6	14	8	27	36	0,8
2 (0,49)	50	14	7	10	31	22	0,7
3 (0,57)	76	33	5	26	41	55	0,6
4 (0,64)	73	29	10	17	42	34	0,6
5 (0,72)	78	51	10	5	64	14	0,4
6 (0,80)	70,6	70,3	15	2	94	5	0,4

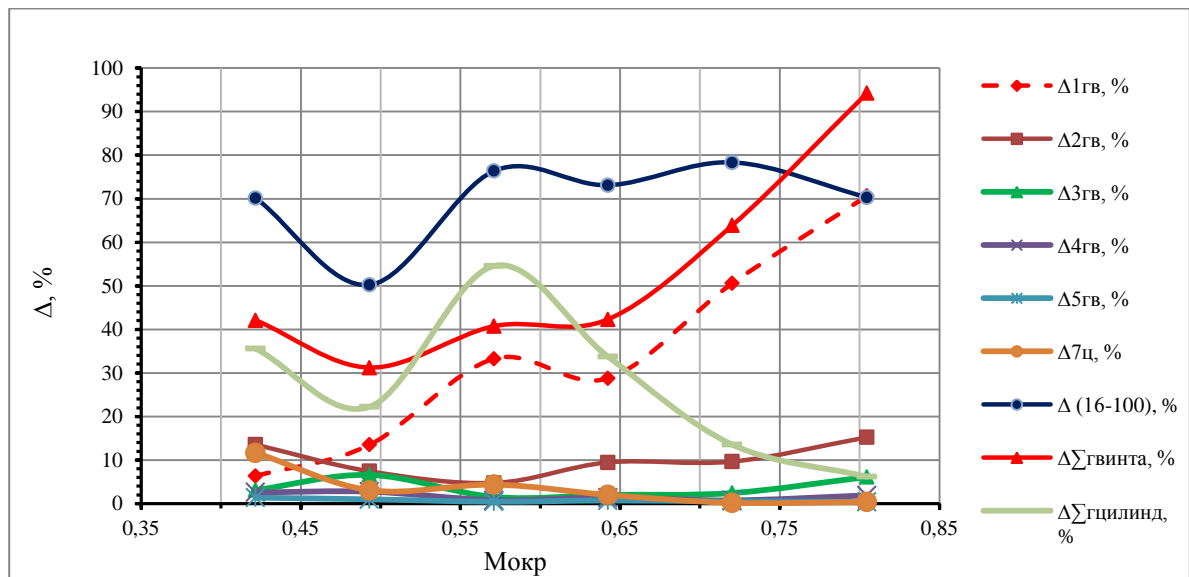


Рисунок 2.8 - Оценка вклада различных спектральных составляющих акустического излучения в суммарную звуковую мощность СУ самолета Ан-2 в статических условиях

Как видно из табличных данных (таблица 2.2) и графиков на рисунке 2.8, основная доля энергии (до 78%) акустического излучения СУ легкого винтового самолета при умеренных величинах числа Маха окружной скорости  $M_{окр} \leq 0,72$  сосредоточена в области низких частот (16-100 Гц) и важную роль здесь играет низкочастотная широкополосная составляющая излучения и гармоническая составляющая излучения на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, и излучения на частоте следования лопастей винта. Обращает на себя внимание (таблица 2.2) тот факт, что значительная доля энергии (до 55%), излучаемой на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндре, при  $M_{окр} = 0,57$  (режим 3)

сравнима с долей энергии (до 41%), излучаемой на частотах первых пяти гармоник шума вращения винта.

Роль высокочастотного широкополосного акустического излучения (1000-5000 Гц) в общей акустической мощности силовой установки невелика и доля этого излучения в общей акустической мощности силовой установки не превышает 1% (таблица 2.2) во всем рассматриваемом диапазоне чисел Маха окружной скорости. Источником данного типа излучения может быть вихревая пелена, образующаяся за вращающимися лопастями.

Ранее [25,26] было установлено, что мощность акустического излучения малонагруженного воздушного винта, у которого доминирующими являются источники дипольного типа, пропорциональна числу Маха характерной скорости обтекания профиля лопасти в восьмой степени “ $M_{окр}^8$ ”, квадрату коэффициента тяги винта “ $\alpha^2$ ” и коэффициенту мощности “ $\beta$ ”:

$$W_p = c_1 \frac{\rho a^3}{c_0^3} \left[ \alpha^2 + \frac{\beta}{(2\pi\bar{r})^2} \right] \frac{M_{окр}^2}{z^3 b_3} n^6 d^8, \quad (2.2)$$

где  $c_1$  – эмпирический коэффициент пропорциональности,  $d$  – диаметр винта (м),  $a$  – максимальная толщина аэродинамического профиля винта на эффективном радиусе (м),  $\bar{r}$  – относительный радиус винта,  $c_0$  – скорость звука (м/с),  $z$  – число лопастей,  $b_3$  – хорда лопасти в эффективном сечении (м),  $\rho$  – плотность воздуха (кг/м<sup>3</sup>),  $n$  – частота вращения воздушного винта (об/с).

В связи с этим представляет определенный интерес оценить соответствие этих закономерностей экспериментальным данным на примере акустического излучения силовой установки в целом. Ниже в таблице 2.3 приведены результаты оценки значений показателей степени при эффективной мощности ( $N_e$ ) и при числе Маха окружной скорости ( $M_{окр}$ ), когда режимы работы силовой установки самолета Ан-2 соответствуют изменению числа Маха окружной скорости винта в диапазоне  $M_{окр} = 0,42-0,8$ .

Таблица 2.3 – Оценка значений показателей степени при мощности ( $N_e$ ) и при числе Маха окружной скорости ( $M_{окр}$ ) для различных спектральных составляющих акустического излучения СУ «Ан-2» в статических условиях

	Сум. излучен. $f=16-10000$ Гц	Гармоники шума винта						Широкополосные составляющие шума СУ			
		1	2	3	4	5	6	1000-5000Гц	400-800Гц	16-315Гц	16-100Гц
$N_e$	2,8	3,64	3,87	4,1	3,44	2,66	2,32	2,32	2,8	2,8	2,74
$M_{окр}$	6,05	9,6	6,4	6,1	4,86	4,33	4,45	4,94	5,46	6,09	6,33
$N_e$ п/п	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11

На рисунке 2.9 показаны изменения значений степеней в графической форме. Представленные здесь идентификационные номера спектральных составляющих излучения соответствуют приведенным в таблице 2.3. Представленные оценки являются приближенными, поскольку при расчете мощности акустического излучения акустическое поле СУ полагалось осесимметричным относительно оси винта, а в качестве мощности ( $N_e$ ) рассматривалась эффективная мощность силовой установки.

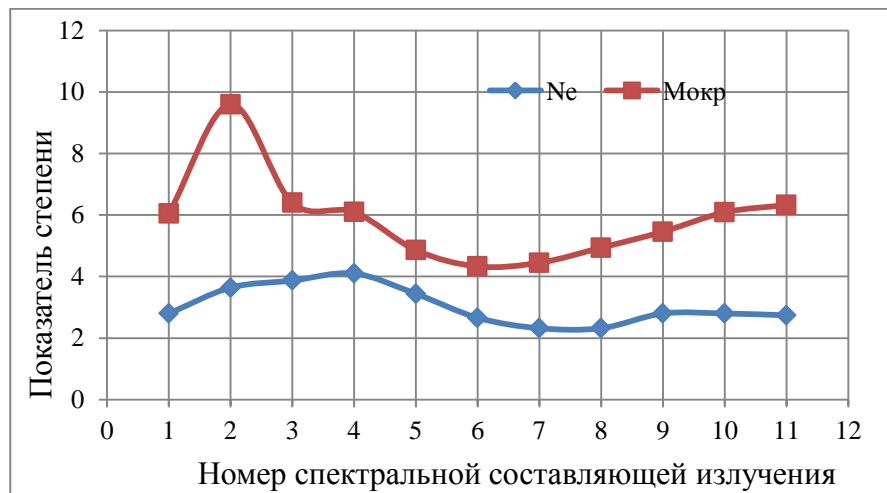


Рисунок 2.9 - Оценка значений показателей степени при эффективной мощности и числе Маха окружной скорости для разных спектральных составляющих излучения СУ «Ан-2» в статических условиях

Получено, что для мощности суммарного акустического излучения (16-10000 Гц) СУ самолета Ан-2 справедливы пропорции:

$$W_{\Sigma} \propto N_e^{2,8}, M_{\text{окр}}^{6,05}$$

Пониженная зависимость суммарной акустической мощности излучения СУ от окружной скорости винта связана, по-видимому, с тем, что в суммарном излучении присутствует значительная часть энергии от излучения двигателя. Об этом же может свидетельствовать и повышенное (свыше 2) значение показателя степени при  $N_e$ .

Для мощности излучения на частоте первой гармоники шума вращения винта получено, что

$$W_{1в} \propto N_e^{3,64}, M_{\text{окр}}^{9,6}.$$

Здесь показатели степеней при  $N_e$  и  $M_{\text{окр}}$  близки к значениям, которые следуют из соотношения (2.2). Для остальных гармонических и широкополосных составляющих шума вращения винта и широкополосных составляющих шума винта и двигателя показатели степеней при  $N_e$  и  $M_{\text{окр}}$  изменяются (рисунок б) в пределах:

$$W \propto N_e^{2-4}, M_{\text{окр}}^{4-6}.$$



Колебания показателя степени при  $M_{окр}$  свидетельствует о формировании акустического поля СУ посредством различных механизмов генерации шума, для которых зависимость мощности излучения от скорости обтекания может быть разной. Например, на мощность акустического излучения на частотах высших гармоник шума вращения винта с номерами гармоник 4,5,6, при  $M_{окр} > 0,72$  может оказывать заметное влияние сжимаемость воздуха.

Отмеченные колебания в показателе степени зависимости мощности акустического излучения источников шума от параметра  $M_{окр}$  могут быть обусловлены также различиями в режимах обтекания профиля лопасти, характеризующихся числом Рейнольдса ( $Re$ ). На это было обращено внимание при исследовании вихревого шума обтекания цилиндрического профиля [97].

Для зависимости суммарной мощности акустического излучения на гармониках, кратных частоте следования вспышек топлива в цилиндре, от частоты вращения коленвала двигателя получено, что эта мощность пропорциональна частоте вращения в степени 3,8. Это значение показателя степени соответствует значениям степеней  $3 \div 4$ , характерных для бензиновых двигателей наземного применения.

Среди общих акустических характеристик силовой установки ЛВС важную роль в понимании способности генерировать акустическое излучение играет акустический КПД, который показывает отношение мощности акустического излучения к мощности силовой установки. Экспериментальное значение акустического КПД для режима максимальной мощности силовой установки для самолета Ан-2 (двигатель «АШ-62ИР», винт 4-х лопастной) составляет  $\approx 0,055\%$ , что несколько ниже значений акустического КПД СУ самолета «Як-18Т» [44] –  $0,15\%$  (двигатель «М-14П», винт 2-х лопастной) и СУ самолета «Вильга-35А» [91] –  $0,123\%$  (двигатель «АИ-14РА», винт 2-х лопастной).

Все двигатели рассматриваемых самолетов выполнены по одной схеме – звездообразные, 9-ти цилиндровые, воздушного охлаждения. Пониженное значение акустического КПД у СУ самолета Ан-2, обусловлено, возможно, применением на самолете 4-х лопастного винта, по сравнению с 2-х лопастными винтами на других самолетах. При увеличении числа лопастей нагрузка распределяется по большей площади диска винта и поэтому следует ожидать снижения интенсивности генерируемого винтом шума.

### ***Характеристики направленности акустического излучения СУ***

Ниже представлены экспериментальные данные по направленности акустического излучения СУ самолета Ан-2 как для суммарного излучения, так и для излучения на частотах отдельных спектральных составляющих.

На рисунке 2.10 приведены измеренные характеристики направленности суммарного уровня звукового давления (16-10000 Гц) в дальнем акустическом поле для 6-ти режимов работы СУ.

На первых (пониженных) четырех режимах работы СУ характеристика направленности по суммарному уровню звукового давления имеет два характерных максимума – в передней полусфере самолета в области малых азимутальных углов (практически на оси винта), и в задней полусфере в направлениях, соответствующих азимутальным углам  $105^\circ$ - $140^\circ$ . Такая направленность излучения является характерной для источников шума дипольного типа, оси которых направлены по нормали к поверхности лопасти на относительном радиусе, соответствующем максимуму распределенной вдоль размаха аэродинамической нагрузки.

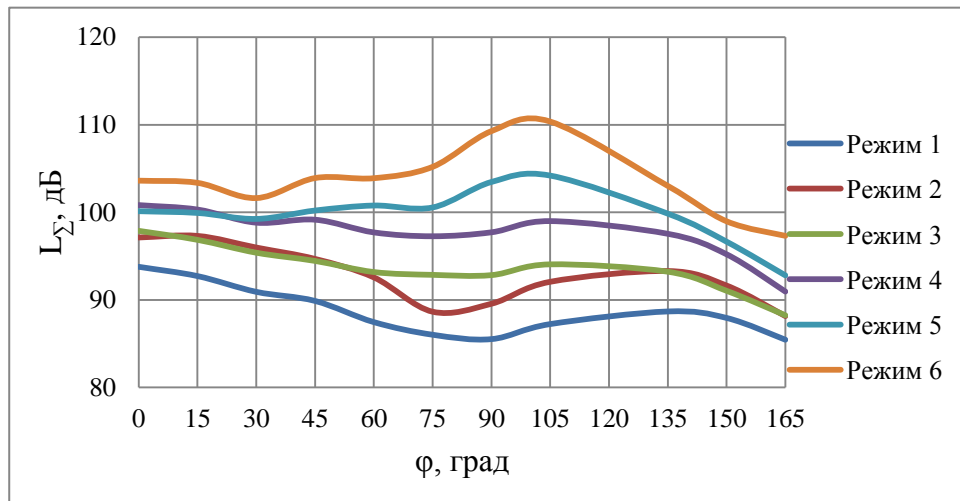


Рисунок 2.10– Характеристики направленности суммарного акустического излучения в диапазоне частот 16-10000 Гц при различных режимах работы СУ

При повышенных режимах работы СУ (режимы 5 и 6) максимум характеристики направленности суммарного акустического излучения имеет место в задней полусфере самолета в направлениях, соответствующих азимутальным углам  $100^\circ$ - $105^\circ$ . При этом в передней полусфере на оси самолета уровни звукового давления изменяются незначительно.

Аналогичные характеристики направленности соответствуют гармоническому акустическому излучению винта – первой (рисунок 2.11) и второй (рисунок 2.12) гармоникам шума вращения винта при повышенных режимах работы (режимы 5 и 6). Это подтверждает сделанный ранее вывод о доминировании шума винта в акустическом излучении СУ самолета при повышенных режимах работы ( $M_{\text{окр}} > 0,72$ ).

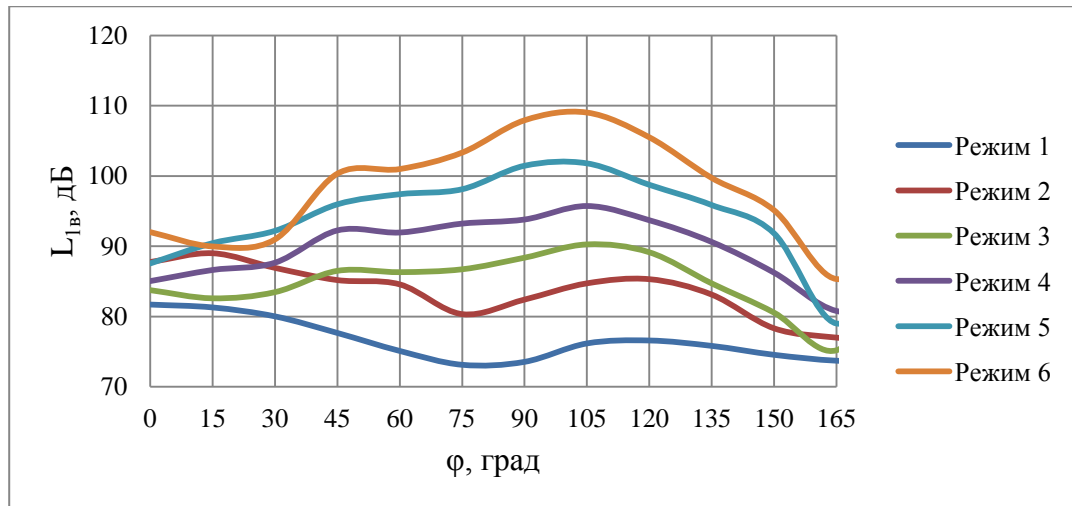


Рисунок 2.11 – Характеристики направленности излучения на частоте 1-й гармоники шума вращения винта при различных режимах работы СУ

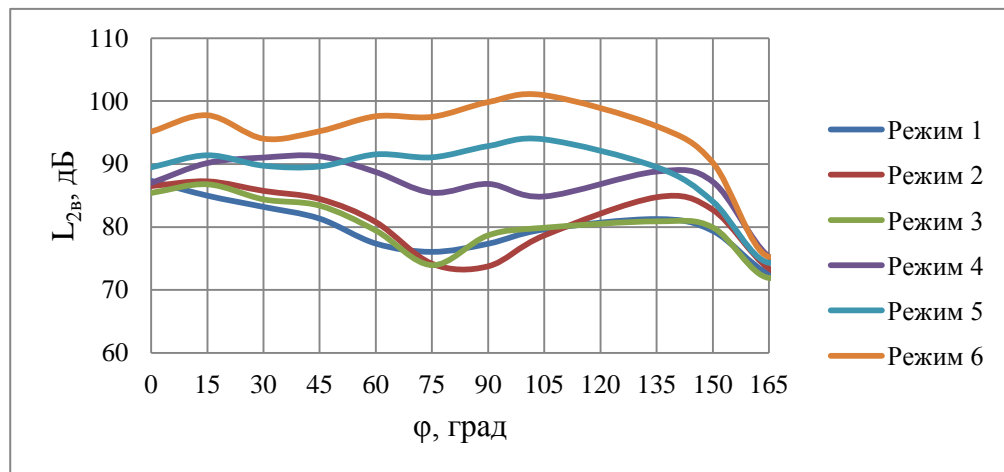


Рисунок 2.12– Характеристики направленности излучения на частоте 2-й гармоники шума вращения винта при различных режимах работы СУ

Что касается широкополосного акустического излучения СУ самолета в области частот свыше 1000 Гц, то характеристика направленности (рисунок 2.13) имеет четыре характерных максимума, для которых направления распространения акустического излучения соответствуют азимутальным углам  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $105^\circ$  и  $150^\circ$ . Сложная пространственная форма характеристики направленности высокочастотного широкополосного излучения указывает на наличие разных источников, важнейшими из которых являются: вихревая пелена за винтом и ее взаимодействие с системой воздушного охлаждения двигателя, а также вихревая составляющая шума выхлопа двигателя и высокочастотный структурный шум.

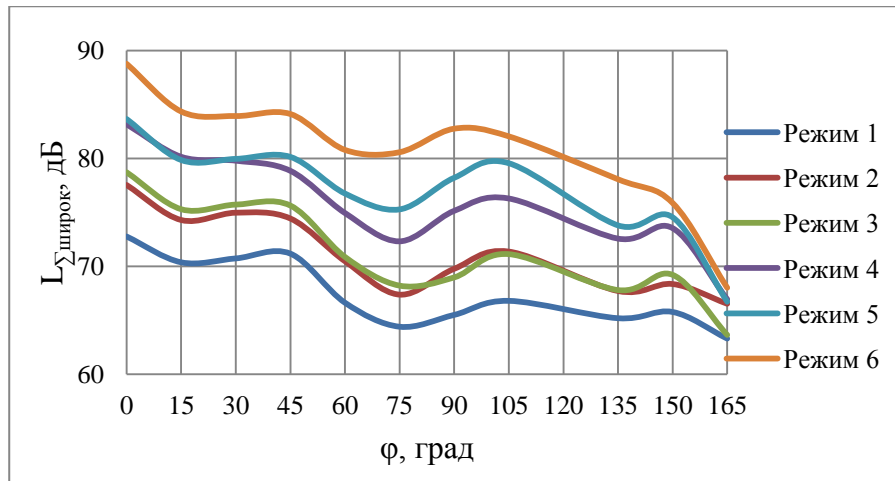


Рисунок 2.13- Характеристики направленности суммарного непрерывного широкополосного излучения в диапазоне частот 1000-5000 Гц

На рисунке 2.14 представлены характеристики направленности суммарного гармонического излучения на первых 10-ти частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах двигателя. Максимумы соответствуют азимутальным углам  $0^\circ$  – в передней полусфере и  $120 - 135^\circ$  – в задней полусфере. Некоторое понижение суммарных уровней гармонических составляющих шума на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, в направлении  $90^\circ$  возможно связано с тем, что двигатель «АШ-62ИР» заключен в капот.

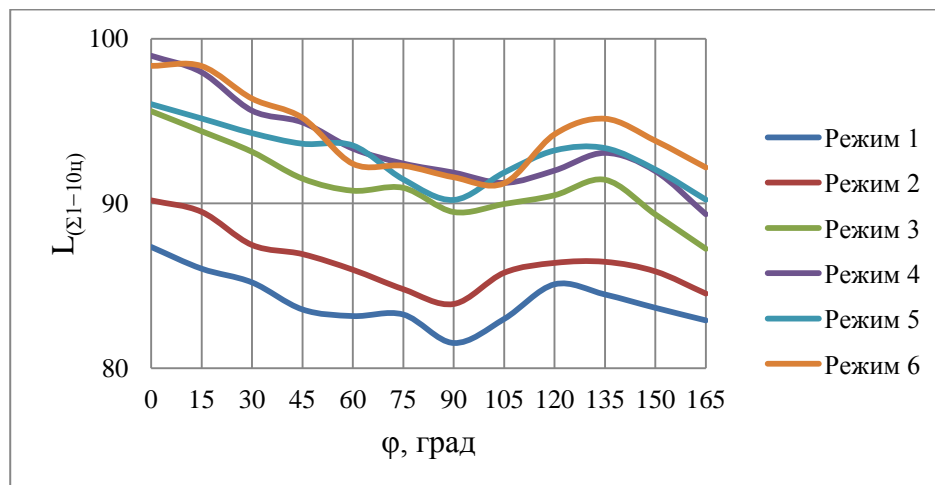


Рисунок 2.14 – Характеристики направленности суммарного гармонического излучения на первых 10-ти частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндре двигателя

Полученные в эксперименте характеристики направленности суммарного акустического излучения и отдельных спектральных составляющих излучения силовой установки самолета Ан-2, соответствуют данным, полученным для СУ ЛВС «Як-18Т» [44] и

«Вильга-35А» [91] и не противоречат результатам численных и экспериментальных исследований других авторов [68,69,98-100].

## 2.1. Экспериментальное исследование акустических характеристик СУ сверхлегкого самолета «МАИ-223М»

### *Объект исследования*

В разделе представлены основные результаты акустических испытаний сверхлегкого двухместного самолета нового поколения «МАИ-223М» в статических условиях [93]. Общий вид самолета представлен на рисунке 2.15. Стояночный угол самолета составляет  $3^\circ$ . Расстояние от конца лопасти воздушного винта до земли на стоянке составляет 0,324 м. Максимальная взлетная масса самолета составляет 640 кг [101].

Силовая установка состоит из четырехцилиндрового четырехтактного поршневого двигателя с оппозитным расположением цилиндров типа ROTAX-912ULS, заключенного в капот, и тянущего трехлопастного воздушного винта фиксированного шага «КиевПРОП» модели «283» диаметром 1,8 м. Двигатель имеет жидкостное охлаждение головок цилиндров и воздушное охлаждение стенок цилиндров. На двигателе установлен редуктор, передаточное число которого равно 0,4115 [102].

Выхлопная система двигателя ROTAX-912ULS организована таким образом, что отработанные газы из четырех цилиндров, через четыре выхлопных патрубка, объединенных в один коллектор, проходят через глушитель шума выхлопа, что, как показали испытания, существенным образом снижает уровень высокочастотной составляющей шума выхлопа двигателя внутреннего сгорания.



Рисунок 2.15 – Общий вид самолета «МАИ-223М»

Акустические испытания проведены для шести различных режимов работы силовой установки, определяемых частотой вращения коленвала двигателя. Данные о режимах работы двигателя представлены в таблице 2.4.

Методика проведения акустических испытаний, а также методика обработки измеренного звукового сигнала аналогичны представленным в разделе 2.1.1.

Таблица 2.4 – Режимы работы двигателя во время испытаний

№ режима	частота вращения коленвала, об/мин
1	4000
2	4200
3	4400
4	4600
5	4800
6	5000

### *Энергетические характеристики акустического излучения СУ*

На основании измеренных в 13-ти точках акустического поля третьооктавных и узкополосных спектров уровней звукового давления проведен анализ энергетических составляющих акустического поля силовой установки самолета, согласно методике, представленной в разделе 2.1.3.

На рисунке 2.16 представлены зависимости суммарного уровня звуковой мощности в диапазоне частот 16-10000 Гц, уровня звуковой мощности на частоте первой гармоники шума вращения винта, а также суммарного уровня звуковой мощности в диапазоне частот 16-250 Гц от режима работы СУ, определяемого частотой вращения воздушного винта.

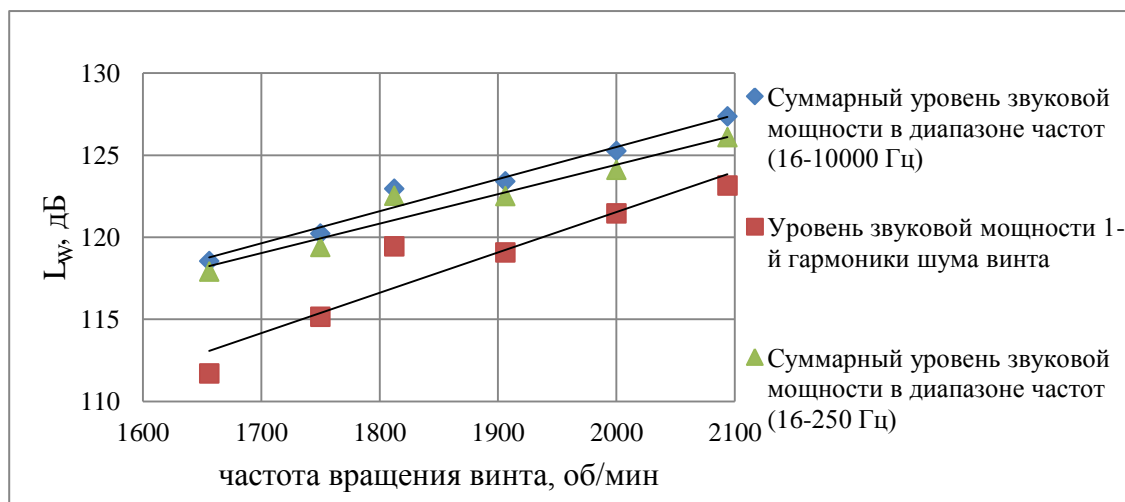


Рисунок 2.16 – Влияние режима работы СУ на суммарный уровень звуковой мощности, на уровень звуковой мощности первой гармоники шума вращения винта, и на суммарный уровень звуковой мощности в диапазоне частот 16-250 Гц

Можно видеть (рисунок 2.16), что излучение в области низких частот (16-250 Гц) практически определяет акустическое поле силовой установки на всех режимах работы. В тоже время уровень звуковой мощности на частоте первой гармоники шума вращения винта существенно ниже суммарных уровней звуковой мощности в диапазонах частот 16-10000 Гц и 16-250 Гц при пониженных режимах работы СУ (режимы 1 и 2, таблица 2.4). Поэтому можно констатировать, что излучение на частоте первой гармоники шума вращения не является определяющим в спектре шума СУ при пониженных режимах работы. Существенная разница в суммарном уровне звуковой мощности в диапазоне частот 16-250 Гц и уровнем первой гармоники шума вращения винта, по-видимому, обусловлена наличием в спектре излучения низкочастотной составляющей, которая связана с работой двигателя.

Рассмотрим теперь вклад различных составляющих излучения в суммарную звуковую мощность СУ самолета «МАИ-223» (таблица 2.5).

Таблица 2.5 – Вклад различных составляющих акустического излучения СУ самолета в процентном соотношении в суммарную звуковую мощность в диапазоне частот (16-10000 Гц) для различных режимов работы

№ режима	вклад $W_{(16-250 \text{ Гц})}$ , %	вклад $W_{1в}$ , %	вклад $W_{2в}$ , %	вклад $W_{3в}$ , %	вклад $W_{\Sigma 1-3в}$ , %	вклад $W_{\Sigma 1-4ц}$ , %	вклад $W_{\text{широк}} (1000-5000 \text{ Гц})$ , %
1	86,3	20,8	7,7	2,8	31,3	29	2,3
2	82,8	31,1	7,4	4,4	42,9	18	2,7
3	90,8	44,6	5,4	0,9	50,9	6,6	1,8
4	81,3	37	10,8	1,7	49,5	7	2,5
5	76,7	41,7	12,8	4,9	59,4	4	2
6	74,5	37,8	8,8	2,7	49,3	3	1,6

Где  $W_{(16-250 \text{ Гц})}$  - суммарная звуковая мощность в диапазоне частот 16-250 Гц,  $W_{1в}$  – звуковая мощность акустического излучения на частоте 1-й гармоники шума вращения винта,  $W_{2в}$  – звуковая мощность акустического излучения на частоте 2-й гармоники шума вращения винта,  $W_{3в}$  – звуковая мощность акустического излучения на частоте 3-й гармоники шума вращения винта,  $W_{\Sigma 1-3в}$  – суммарная звуковая мощность первых трех гармоник шума вращения винта,  $W_{\Sigma 1-4ц}$  – суммарная звуковая мощность первых четырех гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах,  $W_{\text{широк}} (1000-5000 \text{ Гц})$  – звуковая мощность суммарного широкополосного излучения в области частот 1000-5000 Гц.

Для режимов 1-3 в диапазон частот в третьоктавных полосах 16-250 Гц попадают первые три гармоники шума вращения винта, а для режимов 4-6 только две гармоники. В тоже время в этом диапазоне частот присутствует гармоническая составляющая шума поршневого двигателя на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, а также широкополосная составляющая излучения винта и вихревая составляющая шума выхлопа двигателя.

Можно видеть (таблица 2.5), что роль излучения двигателя на первых четырех гармониках шума цилиндра с увеличением режима работы СУ уменьшается. Вероятнее всего это связано с наличием в выхлопном тракте двигателя глушителя, который начинает более эффективно работать при повышенных режимах работы СУ. В тоже время при пониженных режимах работы (режимы 1 и 2) суммарный вклад гармонических составляющих, на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, соизмерим с вкладом первой гармоники шума винта и существенно выше вклада второй и третьей гармоник.

На основании измеренных матриц уровней звукового давления в 13-ти точках рассчитано значение акустического КПД, которое показывает соотношение между эффективной мощностью двигателя и мощностью акустического излучения СУ. Максимальное значение акустического КПД получено для режима 6, оно оказалось равным ~0,01%. Данное значение существенно ниже акустических КПД СУ самолетов Як-18Т (0,15%), Вильга-35А (0,123%) и Ан-2 (0,055%). Вероятнее всего это связано с наличием в выхлопном тракте двигателя глушителя, что приводит к снижению интенсивности шума СУ в целом.

### ***Спектральные характеристики акустического поля СУ***

На рисунках 2.17 и 2.18 представлены узкополосный и третьоктавный спектры уровней звукового давления при работе СУ самолета на режиме 5. В спектрах можно выделить три характерных диапазона частот: диапазон частот ниже первой гармоники шума вращения винта (ниже 100 Гц), где присутствует широкополосное излучение, а также гармонические составляющие на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндре двигателя; область частот 100-1000 Гц, где наибольшая спектральная плотность соответствует гармоническому излучению от винта и от двигателя; и область частот свыше 1000 Гц, где уровни гармонических составляющих уже не выделяются на фоне широкополосного шума.

На рисунке 2.17 обозначены первые шесть гармоник на частотах кратных частоте следования лопастей воздушного винта ( $f_{1в}$ ,  $f_{2в}$ ,  $f_{3в}$ ,  $f_{4в}$ ,  $f_{5в}$ ,  $f_{6в}$ ), а также первые три гармоники на частотах следования вспышек в цилиндре ( $f_{1ц}$ ,  $f_{2ц}$ ,  $f_{3ц}$ ) и первая гармоника шума двигателя ( $f_{1д}$ ), которая фактически является 4-й цилиндрической гармоникой.



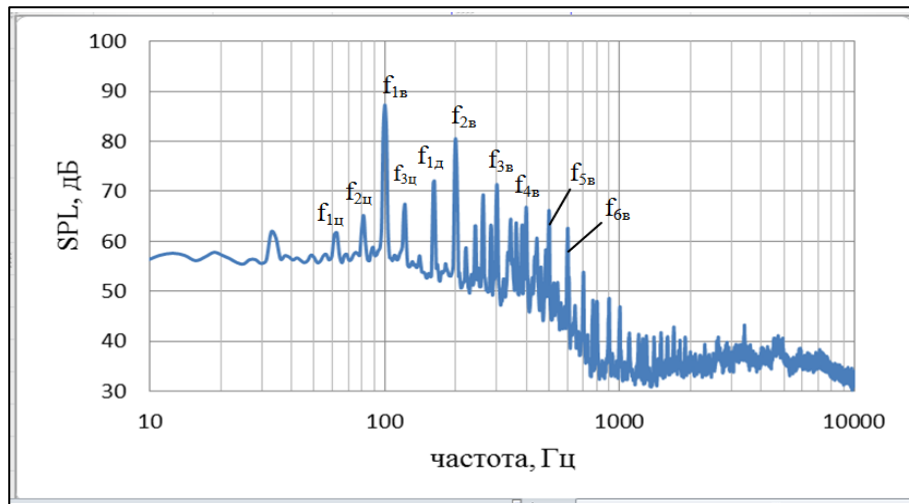


Рисунок 2,17 – Узкополосный спектр уровней звукового давления в диапазоне частот 10-10000Гц с шириной полосы 1,56 Гц при работе СУ самолета в статических условиях (режим 5,  $\varphi=105^\circ$ )



Рисунок 2.18 – Третьооктавный спектр уровней звукового давления в диапазоне частот 16-10000Гц при работе СУ самолета в статических условиях (режим 5,  $\varphi=105^\circ$ )

Таким образом, спектр акустического излучения СУ самолета «МАИ-223М» включает в себя широкополосную и гармоническую составляющие. Источниками гармонического излучения являются: воздушный винт, камера сгорания ДВС и система выхлопа двигателя. Вероятными источниками, определяющими широкополосное излучение в области высоких частот (свыше 1000 Гц), являются турбулентный след за лопастями винта, а также обтекание воздухозаборника радиатора двигателя индуктивным потоком от винта.

### *Характеристики направленности акустического излучения СУ*

Как показал анализ экспериментальных данных, изменение режимов работы в рассматриваемом диапазоне частот вращения воздушного винта не приводит к существенному

изменению диаграммы направленности суммарного излучения и отдельных его составляющих. Поэтому характеристики направленности излучения СУ самолета МАИ-223М рассмотрим на примере одного режима работы.

На рисунке 2.19 представлены характеристики направленности суммарного излучения в диапазоне частот 16-10000 Гц, суммарного низкочастотного излучения (16-250 Гц), излучения на частотах первой, второй и третьей гармоник шума вращения винта, а также суммарного излучения на первых четырех гармониках, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, и высокочастотного широкополосного излучения (1000–5000 Гц) при работе СУ в статических условиях на режиме 5 (таблица 2.5).

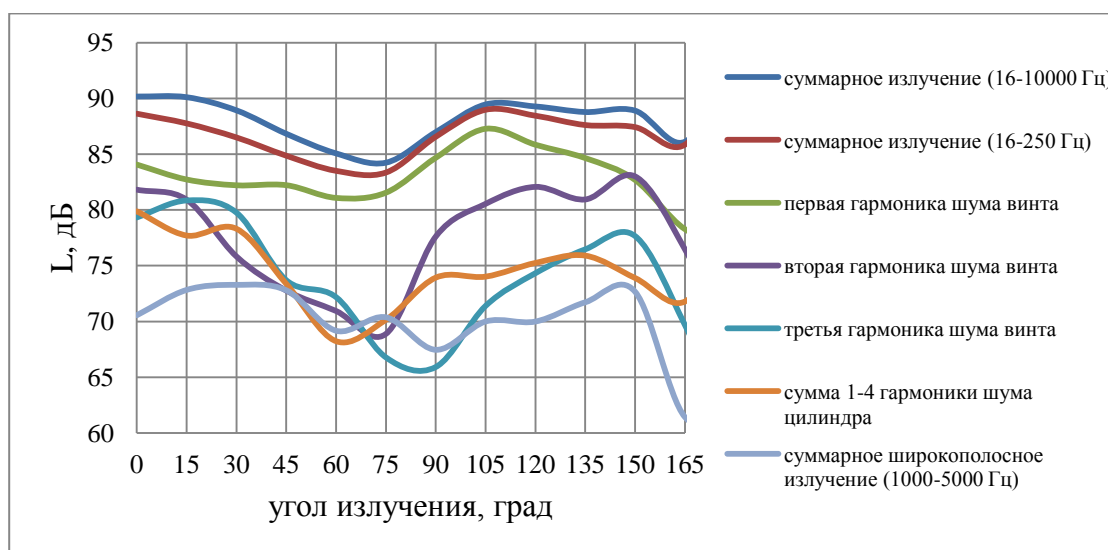


Рисунок 2.19 – Характеристики направленности суммарного излучения и отдельных его составляющих для режима 5

Максимумы суммарного излучения в области частот 16-10000 Гц, суммарного излучения в области низких частот (16-250 Гц) и излучения на частоте первой гармоники шума вращения винта расположены в передней полусфере в направлении  $0^\circ$  и в задней полусфере в направлении  $105^\circ$ . Также можно видеть (рисунок 2.19), что излучение области низких частот (16-250 Гц) определяет диаграмму направленности суммарного излучения (16-10000 Гц) от СУ во всем рассматриваемом диапазоне углов. Максимумы характеристики направленности суммы первых четырех гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах соответствуют азимутальным углам  $0^\circ$  – в передней полусфере и  $120^\circ - 135^\circ$  – в задней полусфере.

В целом можно отметить, что представленные на рисунке 2.19 характеристики направленности суммарного излучения, а также гармонических составляющих шума винта соответствуют источникам шума дипольного типа.

Полученные характеристики направленности суммарного акустического излучения (16-10000 Гц) от СУ, а также его отдельных составляющих не противоречат исследованиям других винтомоторных СУ, выполненным в рамках диссертации [44,91], а также результатам численных и экспериментальных исследований других авторов [68,69,98-100].

## **2.2. Экспериментальное исследование акустических характеристик малоразмерного БПЛА с винтокольцевым движителем в толкающей компоновке**

### ***Объект исследования и методика проведения трубных акустических испытаний***

В данном разделе изложены основные результаты трубных акустических испытаний малоразмерного БПЛА [94]. Общий вид и схема расположения которого в рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) ЦАГИ Т-104 представлена на рисунке 2.20.

В помещении рабочей части АДТ реализовывалось реверберационное акустическое поле, однако уровень реверберационных помех в местах расположения приемников звукового давления был ниже уровней гармонических составляющих шума испытываемой силовой установки на величину не менее 10 дБ. Это позволяло уверенно выделять полезный сигнал на фоне помех и практически исключить влияние реверберации на измеряемые уровни гармонических составляющих в спектре шума СУ [103].

Винтомоторная силовая установка БПЛА расположена в хвостовой части ЛА. Силовая установка состоит из двухтактного поршневого двигателя воздушного охлаждения «П-032М» и винто-кольцевого движителя (ВКД), включающего профилированное кольцо и толкающий винт фиксированного шага «АВ-23М4» диаметром  $D_b=0,606$ м. На двигателе установлен редуктор, коэффициент редукции которого равен  $\approx 2,102$ .

Система выхлопа двигателя организована таким образом, что выхлопные газы выбрасываются через два патрубка, расположенных вблизи комлевых сечений лопастей винта, и проходят через плоскость вращения винта.

Акустические испытания проведены для трех режимов работы силовой установки БПЛА: малый газ (МГ), крейсерский режим (КР), режим полного газа (ПГ). На каждом режиме работы двигателя изменялась скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы в диапазоне значений от 15м/с до 50м/с с шагом 5м/с.



Рисунок 2.20 – Схема размещения БПЛА в рабочей части АДТ Т-104

Объем акустических измерений соответствовал 120 режимам совместной работы силовой установки и аэродинамической трубы. При этом измерялось звуковое давление в 5-ти точках акустического поля. Схема расположения точек измерения шума показана на рисунке 2.21.

Измерительные точки расположены в горизонтальной плоскости, проходящей через продольную ось малоразмерного БПЛА, на линии параллельной оси АДТ.

Для регистрации акустических измерений и последующей обработки данных использовалась измерительная система "PORTABLE". Основные параметры регистрации сигнала на цифровом магнитофоне: частота квантования сигнала – 51200 Гц, протяженность записи на одном режиме – 14,88 с., регистрация полезного сигнала осуществлялась параллельно с 5-ти измерительных каналов. Обработка измеренного звукового давления включала в себя получение узкополосных спектров с шириной полосы 2 Гц в диапазоне частот 0-128000 Гц, третиоктавных спектров звукового давления в диапазоне частот 16-10000 Гц.

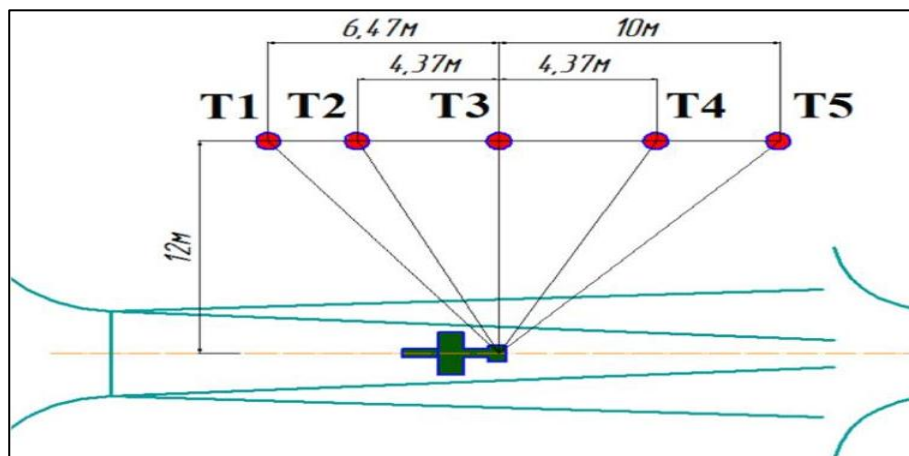


Рисунок 2.21 - Схема расположения точек измерения шума БПЛА в рабочей части АДТ

### Энергетические и интегральные характеристики акустического излучения СУ

На рисунке 2.22 представлена зависимость суммарного уровня звукового давления ( $L_{\Sigma}$ ) при различных режимах работы двигателя при отсутствии потока в АДТ в зависимости от частоты вращения коленвала двигателя. Из рисунка 2.22 видно, что с увеличением режима работы СУ, суммарный уровень звукового давления увеличивается.

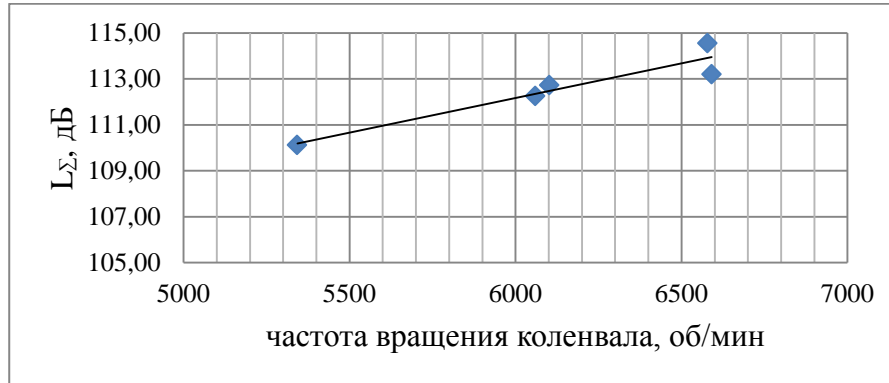


Рисунок 2.22 – Зависимость суммарного уровня звукового давления от частоты вращения коленвала двигателя при отсутствии потока ( $V_{\text{АДТ}}=0$  м/с)

Представленные на рисунке 2.22 данные соответствуют следующей зависимости интенсивности акустического излучения СУ от частоты вращения коленвала двигателя:

$$I \sim n_{\text{КВ}}^{4,14} \quad (2.3)$$

На рисунке 2.23 показана экспериментальная зависимость акустического КПД СУ БПЛА от частоты вращения коленвала. Можно видеть, что максимальное значение акустического КПД соответствует максимальной частоте вращения коленвала двигателя и составляет  $\approx 1,1\%$ . С уменьшением режима работы акустический КПД уменьшается практически по линейному закону и составляет  $\approx 0,44\%$  на минимальном режиме работы.

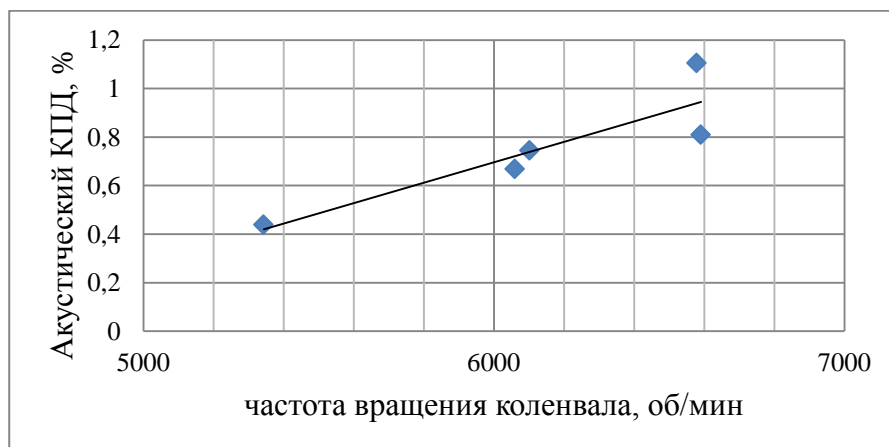


Рисунок 2.23 – Зависимость акустического КПД от частоты вращения коленвала двигателя при отсутствии потока ( $V_{\text{АДТ}}=0$  м/с)

Полученное значение акустического КПД на режиме максимальной мощности СУ (1,1%) значительно превышает аналогичный показатель для легких винтовых самолетов «Як-18Т» (0,15%) [44] и «Вильга-35А» (0,123%) [91] и др., в состав СУ которых входят четырехтактные поршневые двигатели. Возможно, что столь высокое значение акустического КПД связано с высоким уровнем звуковых вибраций, а также с высокой тепловой и механической напряженностью деталей двухтактного двигателя.

Параметром, определяющим комплексную напряженность (тепловую и механическую) деталей двигателя, является поршневая мощность  $N_p$  (кВт/дм<sup>2</sup>), которая представляет собой эффективную мощность, приходящуюся на единицу площади всех поршней. Этот параметр тесно связан с литровой мощностью  $N_p = N_l S$ , где  $S$ -ход поршня. Поэтому в двухтактных двигателях тепловая и механическая напряженность деталей значительно выше, чем в четырехтактных ДВС, и ожидаемый уровень шума двухтактного двигателя будет выше, чем четырехтактного.

Полученная зависимость интенсивности акустического излучения от частоты вращения коленвала (2.3) полностью соответствует зависимости полученной в работе [36] для двухтактных карбюраторных двигателей и свидетельствует о том, что доминирующим источником шума СУ БПЛА является двухтактный поршневой двигатель.

Результаты оценки суммарных уровней гармонических составляющих шума винта и двигателя, и суммарного уровня шума силовой установки ( $L_{\Sigma TO}$ ) в целом, полученные по узкополосным и третьоктавным спектрам для диапазона частот 50-1000 Гц, представлены в таблице 2.6.

Таблица 2.6 – Суммарные уровни гармонических составляющих акустического излучения винта и двигателя в диапазоне частот 50-1000 Гц

№ п/п		МГ, V=0	КР1, V=0	КР2, V=0	ПГ1, V=0	ПГ2, V=0	МГ, V=50	КР, V=50	ПГ, V=50
1	$L_{\Sigma, TO}$ , дБ	110	112,6	112,2	114,5	113,1	112,3	113,6	113,6
2	$L_{\Sigma, Г}$ , дБ	109,2	110,6	110,1	113,0	111,7	110,7	112,9	112,2
3	$L_{\Sigma, Г-дв}$ , дБ (нечетн. гарм.)	103,7	105,2	105,4	110,2	108,8	104,7	109,8	109,9
4	$L_{\Sigma, Г-винт+двиг}$ , дБ (четн. гарм.)	107,8	109,1	108,3	109,8	108,7	109,5	110,1	108,4
5	$L_{\Sigma, Г-дв}$ , дБ (нечетн. и четн. гарм.)	106,7	108,2	108,4	113,2	111,6	107,4	112,8	112,9
6	$L_{\Sigma, Г-винт}$ , дБ (четные гарм. ) (4)-(5)	105,8	106,8	105,2	100	98	107,8	100	-
7	$\Delta L_{\Sigma, Г, дв.-винт}$ , дБ (5)-(6)	0,9	1,4	3,2	13	13,6	-0,4	12,8	-

Здесь  $V$  - скорость воздушного потока в рабочей части АДГ (м/с), (1) -  $L_{\Sigma, TO}$  – измеренный суммарный по третьоктавному спектру излучения СУ БПЛА уровень звукового давления (16-10000 Гц); (2) -  $L_{\Sigma, Г}$  – суммарный уровень гармонических составляющих в спектре излучения СУ БПЛА в диапазоне частот 50-1000 Гц; (3) -  $L_{\Sigma, Г \text{ винт+двиг}}$  – суммарный уровень гармонических составляющих шума винта и двигателя на четных гармониках; (4) -  $L_{\Sigma, Г-дв, (нечетн. гарм.)}$  – суммарный уровень гармонических составляющих излучения двигателя на нечетных гармониках; (5) -  $L_{\Sigma, Г-дв, (нечетн. и четн. гарм.)}$  – суммарный уровень гармонических составляющих излучения двигателя (на нечетных и четных гармониках); (6) -  $L_{\Sigma, Г \text{ винт, (четные гарм.)}}$  - суммарный уровень гармонических составляющих излучения винта (на четных гармониках); (7) -  $\Delta L_{\Sigma, Г, (дв.-винт)}$  – разность между суммарными уровнями гармонических составляющих шума двигателя и винта в диапазоне частот 50-1000 Гц.

Для разделения вклада гармонических составляющих шума двигателя и винта в суммарный уровень шума от всех гармоник акустического излучения СУ БПЛА в диапазоне частот 50-1000 Гц, используется следующий алгоритм:

$$L_{\Sigma Г} = 10 \log \sum_{i=1,2,3,\dots}^{10} 10^{L_{Г,i}/10},$$

$$L_{\Sigma, Г-дв, (нечетн. и четн. гарм.)} = [L_{\Sigma, Г-дв, (нечетн.)} + L_{\Sigma, Г-дв, (четн.)}],$$

$$L_{\Sigma, Г \text{ винт, дБ (четные гарм.)}} = [L_{\Sigma, Г} - L_{\Sigma, Г-дв, (нечетн. и четн. гарм.)}],$$

здесь  $[ ]$  – операция энергетического суммирования (вычитания) уровней звукового давления;  $i$  – номер гармоники в спектре излучения. При оценках, представленных в таблице 1, полагалось, что гармонические составляющие излучения с нечетными номерами обусловлены излучением двигателя, с четными номерами - излучением и двигателя и винта, так как частоты гармоник шума выхлопа с четными номерами близки частотам гармоник шума винта. Также предполагалось, что уровни гармонических составляющих излучения двигателя на соседних нечетных и четных гармониках одинаковы.

Представленные в таблице 2.6 данные о суммарных уровнях гармонического излучения двигателя и винта СУ БПЛА в диапазоне частот гармоник 50-1000Гц свидетельствуют о следующем.

При отсутствии потока в АДГ ( $V_{АДГ}=0$ ) суммарный уровень звукового давления от гармонического излучения двигателя, как правило, превышает суммарный уровень гармоник шума винта (рисунок 2.24). Причем на режиме полного газа (частота вращения коленвала свыше 6500 об/мин) это превышение становится доминирующим. При скорости внешнего потока  $V_{АДГ}=50$ м/с эта тенденция сохраняется, причем доминирование гармонического излучения от двигателя проявляется уже с крейсерского режима.

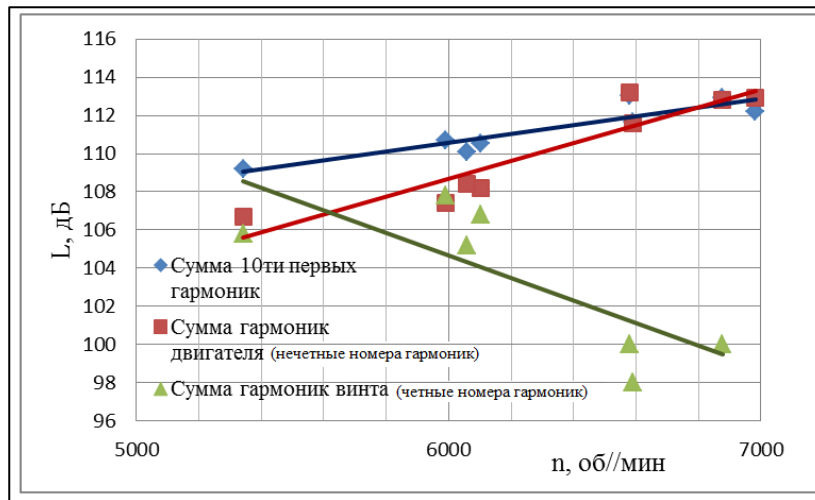


Рисунок 2.24 - Сравнение зависимостей суммарного уровня звукового давления для 10-ти первых гармоник, для суммы уровней гармоник двигателя и для суммы уровней гармоник винта (в диапазоне частот гармоник 50-1000Гц) в зависимости от частоты вращения коленвала двигателя

Как видно из данных на рисунке 2.25, где показано соотношение между суммарным уровнем звукового давления по всему спектру излучения, и суммарным уровнем первых 10-ти гармоник гармонической составляющей излучения, средняя разница между ними составляет примерно 1,5 дБ при всех рассматриваемых режимах работы силовой установки. Эта разница обусловлена наличием в спектре излучения широкополосной составляющей.

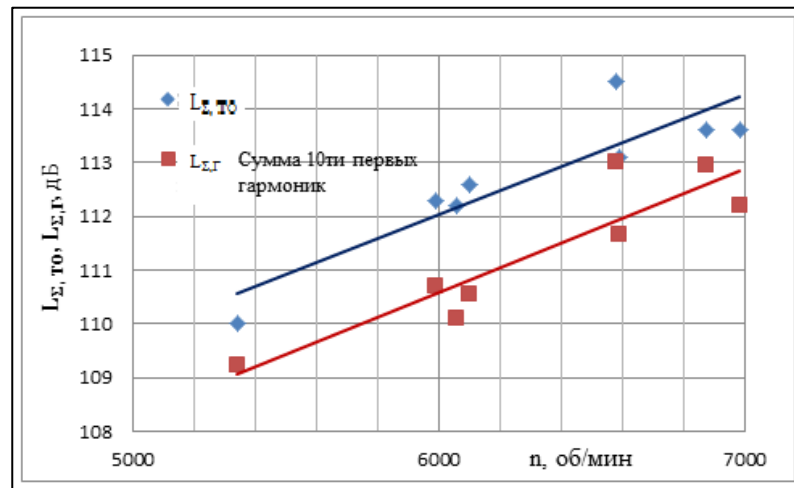


Рисунок 2.25 – Сравнение зависимостей от частоты вращения коленвала суммарных уровней звукового давления по всему спектру акустического излучения и суммарных уровней для первых 10-ти гармоник шума

Полагая, что сумма уровней первых 10-ти гармоник практически определяет интенсивность всего гармонического излучения, то, в соответствии с правилом энергетического суммирования уровней, уровень звукового давления от широкополосного



излучения будет на 6дБ ниже уровня суммарного сигнала, или на 4,5 дБ ниже суммарного уровня гармонического излучения. И это соотношение будет справедливо для всех рассматриваемых режимов работы СУ БПЛА.

Рассмотрим теперь вклад различных источников излучения в общий шум СУ БПЛА. На режиме малого газа интенсивность гармонического излучения от выхлопа двигателя и от воздушного винта примерно одинакова (вклад первых 5-ти гармоник винта в суммарную интенсивность акустического излучения ~38%). На крейсерском режиме уровень интенсивности гармонического излучения от выхлопа двигателя примерно на 2-3 дБ выше уровня интенсивности гармонического излучения от винта, что соответствует вкладу винта в суммарную интенсивность акустического излучения ~23%. На режиме полного газа уровень интенсивности гармонического излучения от выхлопа двигателя превышает уровень интенсивности гармонической составляющей шума вращения винта на 12-13 дБ, и вклад винта в суммарное акустическое излучение составляет ~3%.

### *Спектральные характеристики акустического излучения СУ*

Типичный спектр акустического излучения при работе силовой установки малоразмерного ЛА на крейсерском режиме (КР) в аэродинамической трубе Т-104 и при наличии потока в рабочей части приведен на рисунке 2.26. Спектр излучения содержит «частокол» дискретных составляющих, максимумы огибающих которых располагаются в области средних частот 200-700 Гц, в области частот 1000-2500 Гц и в области высоких частот 4-5 кГц и 6-7 кГц. Кроме этого можно выделить область низких частот (ниже частоты  $\approx 100$  Гц), где присутствует только широкополосное акустическое излучение.

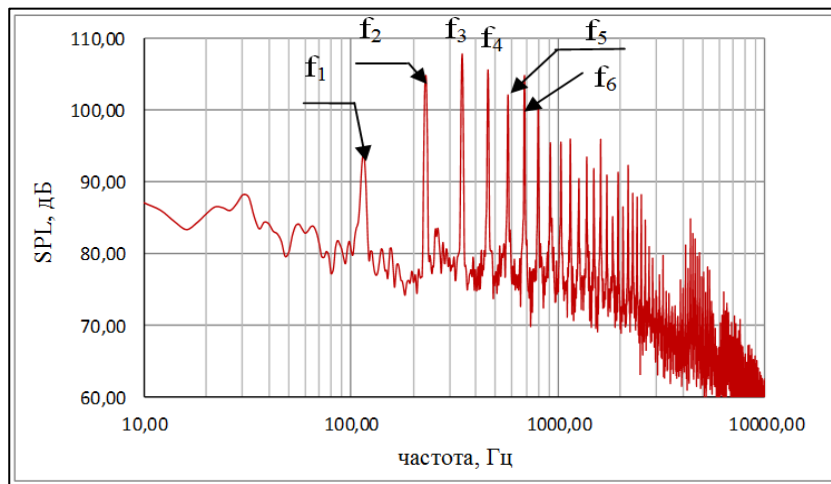


Рисунок 2.26 – Узкополосный спектр акустического излучения при работе силовой установки БПЛА на режиме КР ( $V_{\text{АДГ}} = 50,7 \text{ м/с}$ ,  $n_{\text{КВ}} = 6876 \text{ об/мин}$ )

Частота всех гармоник кратна частоте вращения коленвала двигателя. Максимальный уровень звукового давления соответствует 3-й гармонике излучения. Номера гармоник, частоты и уровни первых 11-ти гармоник приведены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 – Гармоники в спектре излучения СУ БПЛА на режиме КР

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$f_r$ , Гц	114	228	342	458	572	686	798	914	1028	1142	1256
$L_r$ , дБ	93,8	104,7	106,8	105,6	102,1	104,7	97,6	94,4	93,4	94,5	88,6

Для данного значения оборотов коленвала расчетная частота выхлопа 2-х цилиндрического 2-х тактного двигателя составляет 114 Гц. Частота первой гармоники шума винта (с учетом коэффициента редукции) для 4-х лопастной компоновки  $\approx 228$  Гц. Первые шесть гармоник шума СУ обозначены на рисунке 2.26 -  $f_1, f_2, f_3, f_4, f_5, f_6$ . Частоты гармоник шума выхлопа с четными номерами (2,4,6...) близки частотам гармоник шума винта и полагается, что уровни четных гармоник шума обусловлены акустическим излучением и винта, и двигателя.

Уровни гармонических составляющих шума винта и двигателя уже не выделяются на фоне широкополосного шума на частотах свыше 2,5 кГц. Максимумы гармонических составляющих шума СУ БПЛА в области частот свыше 3 кГц, возможно, связаны с шумом механического происхождения - излучением от шестерен редуктора двигателя и других внутренних кинематических элементов.

Характер изменения уровней гармоник с нечетными номерами по частоте на рисунке 2.26 свидетельствует в пользу того, что доминирующим источником данного гармонического излучения является двигатель, а смещение спектрального максимума на частоту третьей гармоники говорит об импульсном характере излучения.

Влияние режима работы силовой установки БПЛА на узкополосный и третьоктавный спектр акустического излучения при отсутствии потока в аэродинамической трубе показано на рисунке 2.27 а,б. Для режима малого газа спектр излучения смещен в сторону низких частот, по сравнению с крейсерским режимом, что связано с различием в оборотах коленвала двигателя на этих режимах. При этом уровни соответствующих гармоник с нечетными номерами (1,3,5...) на рассматриваемых режимах, по крайней мере, в области частот до 1000 Гц, отличаются друг от друга на 2-3 дБ. В то же время на 1-й гармонике шума винта (на рисунках – это первая гармоника с четным номером) разница в уровнях составляет  $\sim 10$  дБ. Такая же тенденция сохраняется и при наличии потока в трубе.

Это показывает, что в гармониках с четными номерами доминирует акустическое излучение от винта – на крейсерском режиме интенсивность гармонического излучения винта должна быть ниже по сравнению с режимом малого газа ввиду более высокого КПД винта на расчетном режиме работы.

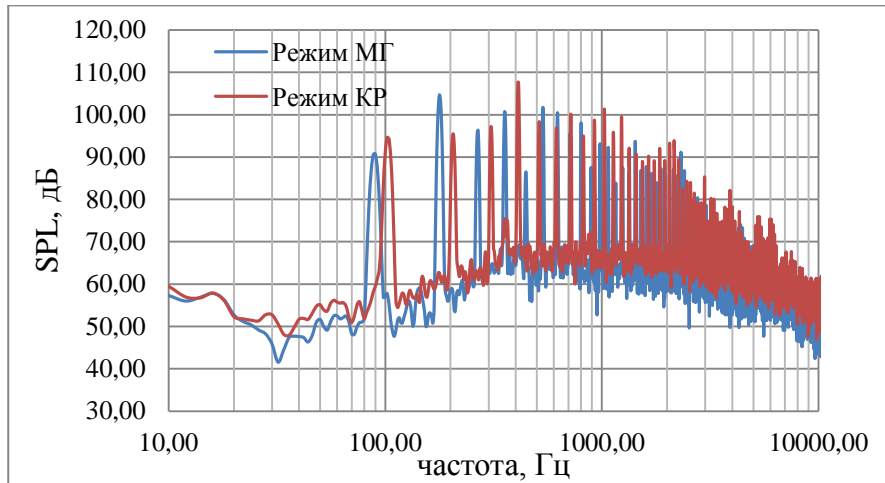


Рисунок 2.27 а– Узкополосные спектры шума силовой установки БПЛА на режимах МГ и КР при отсутствии потока в АДТ ( $V_{\text{АДТ}} = 0\text{ м/с}$ )

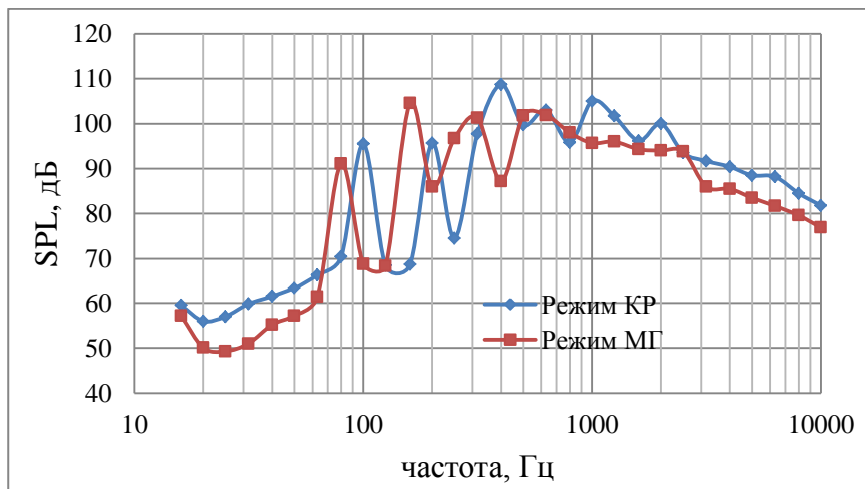


Рисунок 2.27 б – Третьооктавные спектры шума силовой установки БПЛА на режимах МГ и КР при отсутствии потока в АДТ ( $V_{\text{АДТ}} = 0\text{ м/с}$ )

Ранее [36] было отмечено, что для двухтактных карбюраторных двигателей внутреннего сгорания интенсивность акустического излучения пропорциональна частоте вращения коленвала двигателя в степени 4:  $I \sim n_{\text{кв}}^4$ . На режимах МГ и КР при  $V_{\text{АДТ}}=0$  м/с обороты двигателя равны, соответственно, 5343 и 6102 об/мин. Изменение частоты вращения коленвала двигателя в данных пределах должно соответствовать изменению в уровнях гармонических составляющих на 2,3 дБ. Как видно из спектров звукового давления,

приведенных на рисунке 2.27а, именно такое изменение в уровнях звукового давления мы имеем на первых нескольких гармониках с нечетными номерами (гармоники шума двигателя).

Влияние скорости воздушного потока на спектр акустического излучения СУ БПЛА рассмотрено на рисунках 2.28-2.29.

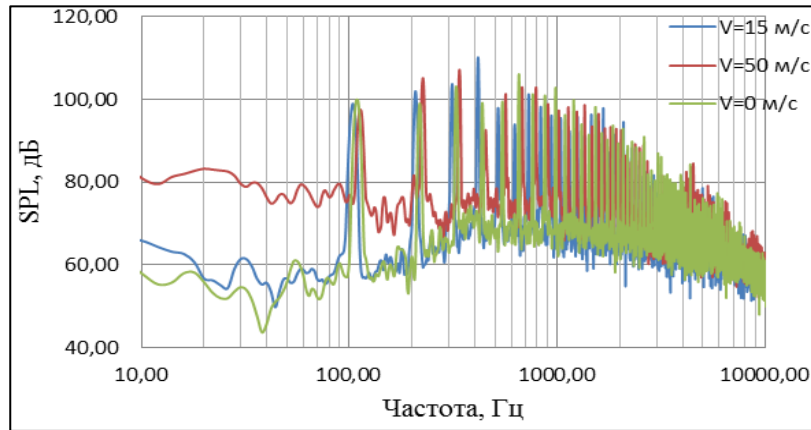


Рисунок 2.28 – Узкополосные спектры акустического излучения СУ БПЛА на крейсерском режиме работы при различной скорости потока в АДТ

Широкополосное излучение имеет, по крайней мере, две составляющие, обусловленные генерацией излучения турбулентным потоком аэродинамической трубы и генерацией излучения силовой установкой БПЛА. При скоростях внешнего потока до 15 м/с спектр излучения турбулентного потока выделяется на частотах ниже частоты первой гармоники (рисунок 2.28), а на частотах выше частоты 1-й гармоники спектр широкополосного шума эквидистантен огибающей гармонического спектра. Это свидетельствует об импульсном характере излучения гармонической и широкополосной составляющих шума СУ БПЛА в области частот, включающей первые 10-15 гармоник шума. При скорости внешнего потока 50 м/с спектр широкополосного излучения выделяется в области частот, по крайней мере, до 200Гц.

Спектры акустического излучения в третьооктавных полосах частот, соответствующие различной скорости внешнего потока, показаны на рисунке 2.29. Можно видеть, что на частотах выше 1000 Гц спектральные уровни практически не зависят от скорости потока воздуха в АДТ, что свидетельствует об их связи с акустическим излучением от поршневого двигателя.

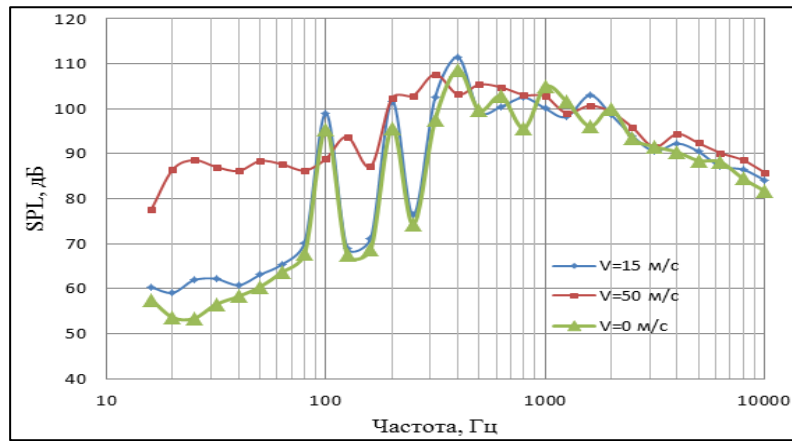


Рисунок 2.29 - Спектры акустического излучения СУ БПЛА в третьоктавных полосах частот при различной скорости внешнего потока (режим КР)

На частотах ниже частоты первой гармоники спектральные уровни зависят от скорости потока воздуха в АДТ – чем выше скорость, тем выше уровень звукового давления, что свидетельствует об их связи с акустическим излучением от турбулентного потока в открытой рабочей части АДТ.

### 2.3.Обобщенные акустические характеристики винтомоторных СУ

#### *Энергетические характеристики винтомоторных СУ*

В таблице 2.8 представлены диапазоны изменения степеней зависимости суммарной звуковой мощности и отдельных ее составляющих от числа Маха окружной скорости воздушного винта для СУ самолетов с тянущими винтами (Ан-2, МАИ-223М, F30) и для СУ с толкающими винтами (МАИ-890 и МАИ-890У) при испытаниях в статических условиях.

Таблица 2.8 – Диапазоны изменения показателей степени при числе Маха окружной скорости ( $M_{\text{окр}}^x$ ) в соотношении для мощности суммарного излучения и отдельных его составляющих воздушного винта для СУ с толкающими и тянущими винтами (измерения в статических условиях)

	СУ с тянущим винтом	СУ с толкающим винтом
суммарное излучение	6 ÷ 8,5	6,2 ÷ 6,7
1-я гармоника шума винта	8,8 ÷ 10,7	6,2 ÷ 11,3
2-я гармоника шума винта	6,4 ÷ 10,4	3,6 ÷ 8,5
широкополосное излучение (1000-5000 Гц)	5 ÷ 7	4,1 ÷ 7,8

Можно видеть (таблица 2.8), что показатели степени изменяются в достаточно широких пределах. Это связано со сложностью и большим разнообразием механизмов генерации шума

воздушным винтом и поршневым двигателем и, как следствие, различным соотношением между источниками при различных режимах работы СУ.

Изменение показателей степени при числе Маха окружной скорости ( $M_{\text{окр}}^x$ ) в соотношении для мощности широкополосного излучения (от 4,1 до 7,8) свидетельствует о том, что помимо вихревого следа за лопастями существенную роль в этом излучении могут играть и другие источники. Это вихревая составляющая шума впуска и выхлопа, высокочастотный структурный шум, а также шум от неустановившейся аэродинамической нагрузки на лопастях винта. Соотношение между различными источниками широкополосного высокочастотного шума (1000-5000 Гц) зависит от конструктивных особенностей и особенностей организации рабочего процесса в двигателе, от геометрических и аэродинамических характеристик воздушного винта, а также от режима работы СУ и ее компоновки на самолете.

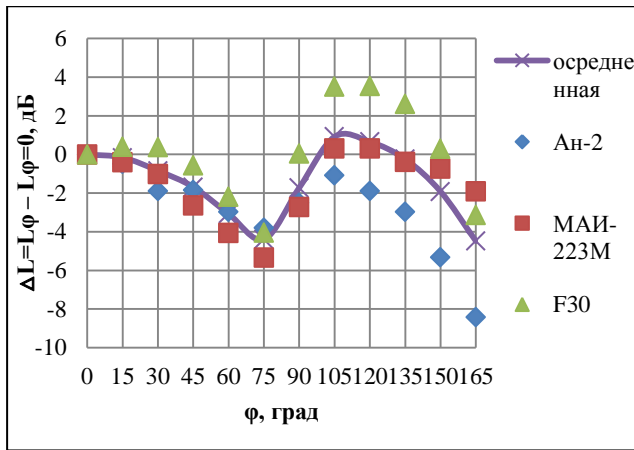
#### *Обобщенные характеристики направленности*

На основании выполненных в диссертации экспериментальных исследований были получены нормализованные обобщенные характеристики направленности суммарного излучения и отдельных его составляющих. Результаты обобщены для СУ с толкающими и тянущими воздушными винтами, а также для авиационных поршневых двигателей. При этом относительные уровни звукового давления рассчитывались согласно выражению (2.4) для осредненных характеристик по шести режимам работы СУ и отдельно на графиках показана осредненная характеристика по исследуемым СУ с толкающими или тянущими винтами.

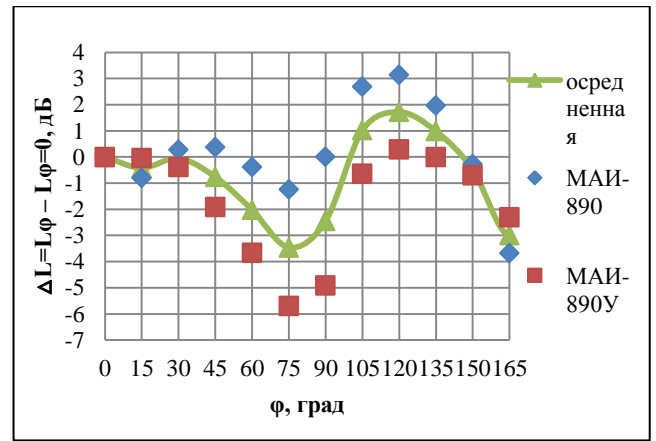
$$\Delta L = L_{\varphi} - L_{\varphi=0}, \quad (2.4)$$

где  $L_{\varphi}$  – уровень звукового давления соответствующий азимутальному углу  $\varphi$ ,  $L_{\varphi=0}$  – уровень звукового давления соответствующий направлению  $\varphi=0^{\circ}$ .

На рисунке 2.30 представлены нормализованные характеристики направленности суммарного излучения, полученные по результатам измерений акустических характеристик СУ легкомоторных самолетов (Ан-2, МАИ-223М, МАИ-890, МАИ-890У, F30) на шести режимах работы в статических условиях, также на графиках представлены осредненные характеристики направленности для СУ с винтами в тянущей (рисунок 2.30а) и толкающей компоновках (рисунок 2.30б). Максимумы характеристики направленности суммарного излучения соответствуют направлению  $0^{\circ}$  в передней полусфере и  $105^{\circ}$ - $120^{\circ}$  в задней полусфере для обоих типов СУ.



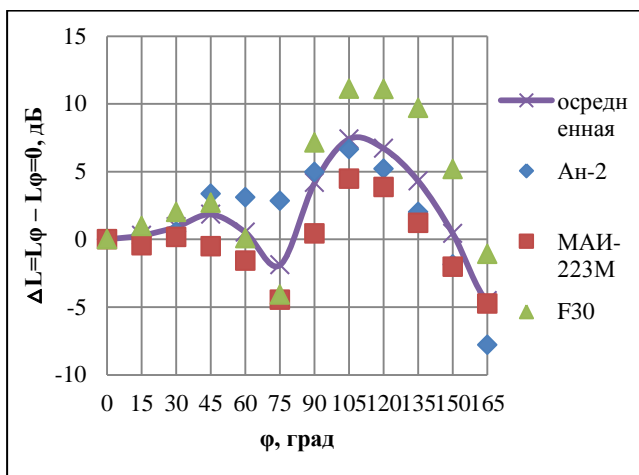
а)



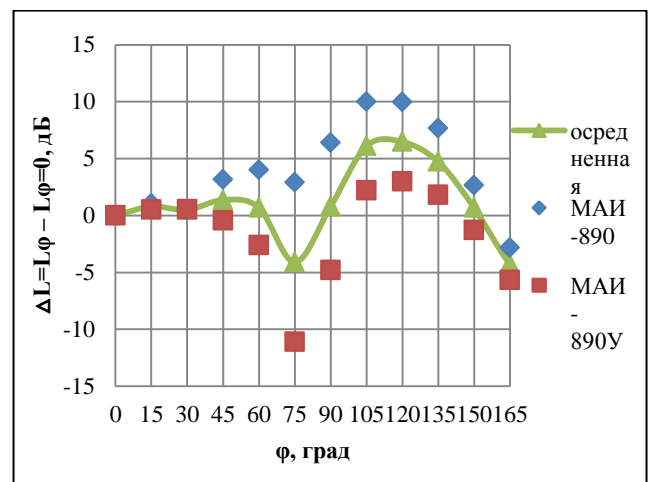
б)

Рисунок 2.30 – Нормализованные характеристики направленности суммарного излучения винтомоторных СУ: а) с тянущими винтами б) с толкающими винтами

На рисунке 2.31 – 2.33 представлены нормализованные характеристики направленности излучения на частотах первых трех гармоник шума вращения винта для СУ с винтами в тянущей (рисунки 2.31 а – 2.33а) и в толкающей компоновках (рисунок 2.31б-2.33б). Максимумы характеристики направленности излучения на частоте первой гармоники шума вращения винта соответствуют направлению  $45^{\circ}$ - $60^{\circ}$  в передней полусфере и  $105^{\circ}$ - $120^{\circ}$  в задней полусфере для обоих типов СУ.

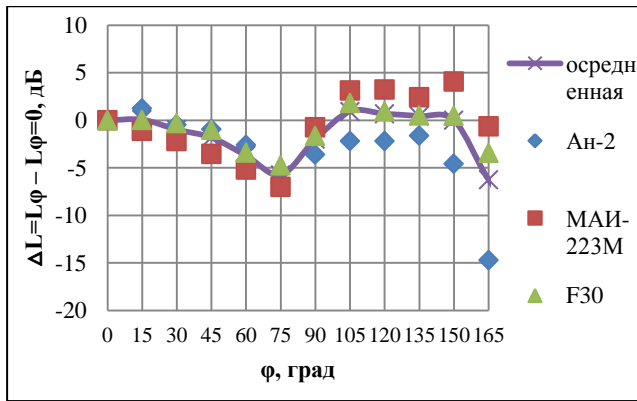


а)

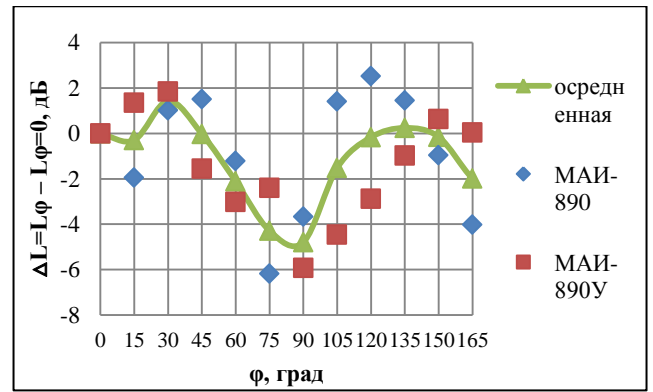


б)

Рисунок 2.31- Нормализованные характеристики направленности излучения на частоте первой гармоники шума вращения винта: а) СУ с тянущими винтами б) СУ с толкающими винтами



а)

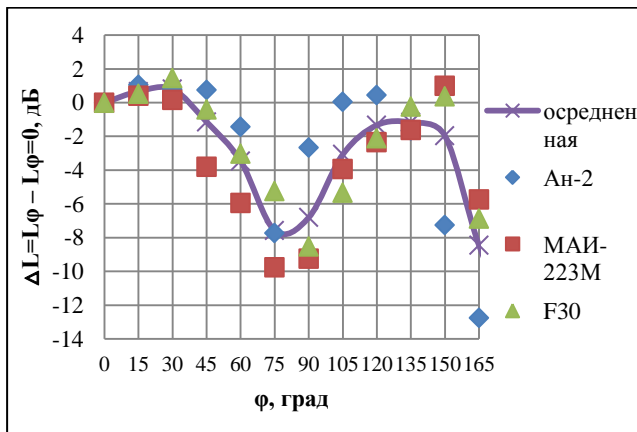


б)

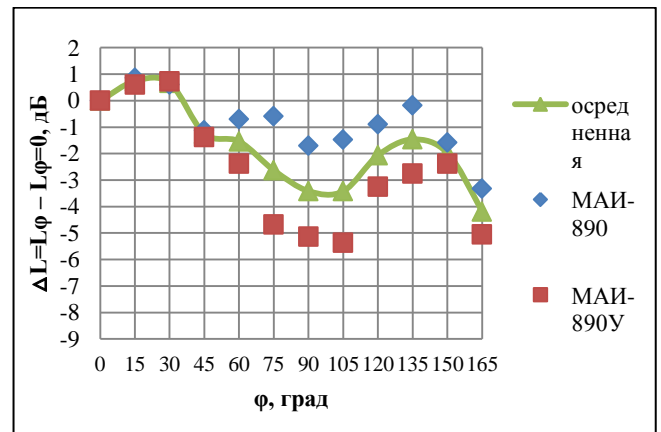
Рисунок 2.32- Нормализованные характеристики направленности излучения на частоте второй гармоники шума вращения винта: а) СУ с тянущими винтами б) СУ с толкающими винтами

Максимумы характеристики направленности излучения на частоте второй гармоники шума вращения винта соответствуют направлению  $0^\circ$  - в передней полусфере для СУ тянущими винтами и  $30^\circ$  - для СУ с толкающими винтами, и  $135^\circ$  в задней полусфере для обоих типов СУ (рисунок 2.32).

Для излучения на частоте третьей гармоники шума вращения винта можно выделить характерные максимумы  $15^\circ$ - $30^\circ$  - в передней полусфере и  $135^\circ$  - в задней полусфере для обоих типов СУ (рисунок 2.33).



а)



б)

Рисунок 2.33-Нормализованные характеристики направленности излучения на частоте третьей гармоники шума вращения винта: а) СУ с тянущими винтами б) СУ с толкающими винтами

На рисунке 2.34 представлены характеристики направленности широкополосного излучения в области частот 1000-5000 Гц.



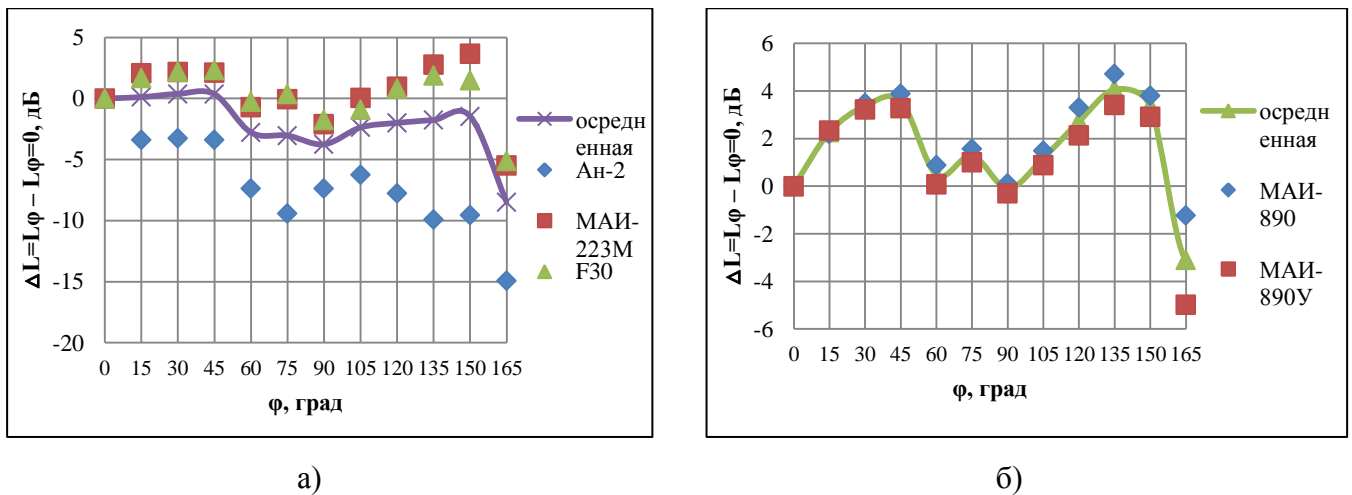


Рисунок 2.34 - Нормализованные характеристики направленности широкополосного высокочастотного излучения: а) СУ с тянущими винтами б) СУ с толкающими винтами

Можно отметить, что широкополосное излучение в области высоких частот происходит относительно равномерно по пространству в передней полусфере (0-45°) для СУ с тянущими винтами. В задней полусфере для этого типа СУ можно выделить характерный максимум в направлении 150°. Для СУ с толкающими винтами максимумы широкополосного излучения расположены симметрично относительно плоскости вращения винта ( $\varphi=90^\circ$ ) и соответствуют азимутальным углам 45° и 135°.

#### *Обобщенные акустические характеристики авиационных поршневых двигателей*

На сегодняшний день в авиации применяются несколько основных типов бензиновых поршневых двигателей с внешним смесеобразованием, среди которых можно выделить: четырехтактные звездообразные воздушного охлаждения большой мощности (типа АШ-62-ИР), четырехтактные жидкостно-воздушного охлаждения (типа ROTAX-912ULS), двухтактные двигатели воздушного охлаждения (типа ROTAX-582UL). Основные параметры этих двигателей представлены в таблице 2.9. Двухтактные двигатели, по сравнению с четырехтактными, характеризуются более высокими значениями литровой мощности (таблица 2.9). Чем выше литровая мощность, тем меньше рабочий объем и, соответственно, меньшие габариты и массу имеет двигатель при одинаковой номинальной мощности. Поэтому двухтактные двигатели являются более предпочтительными для малоразмерных ЛА и сверхлегких самолетов.

Для этих трех характерных типов двигателей были выполнены экспериментальные исследования с целью определения степеней зависимости звуковой мощности этих двигателей от частоты вращения коленвала и от эффективной мощности при работе по внешней скоростной характеристике, и с целью применения в дальнейшем полученных зависимостей для

разработки расчетной модели шума авиационного поршневого двигателя. Ниже в таблице 2.10 приведены результаты оценки значений показателей степени зависимости звуковой мощности от эффективной мощности ( $N_e^x$ ) и от частоты вращения коленвала двигателя ( $n_{кв}^y$ ).

Представленные оценки являются приближенными, поскольку при расчете мощности акустического излучения поршневого двигателя акустическое поле СУ полагалось осесимметричным относительно оси винта, и считалось, что гармонические составляющие в шуме фактически определяют суммарное акустическое поле двигателя, поскольку выделить вихревую составляющую шума двигателя на фоне широкополосной составляющей шума воздушного винта не представляется возможным. Но в целом стоит отметить, что ожидаемая роль вихревой составляющей шума авиационного двигателя в суммарном шуме СУ крайне невелика, поскольку роль суммарного высокочастотного широкополосного излучения (1000-5000 Гц), вероятным доминирующим источником которого является вихревая пелена за лопастями, составляет не более 0,8-2,7% (таблицы 2.2 и 2.5).

Таблица 2.9– Основные параметры исследованных авиационных поршневых двигателей

параметр \ тип двигателя	АИШ-62ИР	ROTAX-912ULS	ROTAX-582UL
тактность	4	4	2
рабочий объем двигателя, л	29,87	1,352	0,5807
сухой вес двигателя, кг	560	56,6	27,4
степень сжатия	6,4	10,5	11,5 (5,75)*
максимальная мощность, кВт	735,5	73,55	40
литровая мощность, кВт/л	24,62	54,4	68,88
удельная мощность, кВт/кг	1,31	1,3	1,46
эффективный крутящий момент, Н*м	3192,7	121	65,9

\*Для двухтактного двигателя ROTAX-582UL в скобках указана эффективная степень сжатия

Таблица 2.10 – Оценка значений показателей степени (x и y) при мощности ( $N_e$ ) и при частоте вращения коленвала двигателей ( $n_{кв}$ ) для суммы гармонических составляющих шума различных авиационных двигателей  $W \propto N_e^x, n_{кв}^y$

параметр \ тип двигателя	АИШ-62ИР	ROTAX-912ULS	ROTAX-582UL
x	0,56	4,6	5,4
y	3,8	6,5	6,8

На рисунке 2.34 представлены нормализованные осредненные по шести режимам работы характеристики направленности суммарного гармонического излучения авиационных поршневых двигателей, а также осредненная характеристика направленности акустического поля двигателей. Можно видеть, что характерные максимумы излучения авиационных

двигателей соответствуют азимутальным углам  $0^\circ$  - в передней полусфере и  $135-150^\circ$  - в задней полусфере.

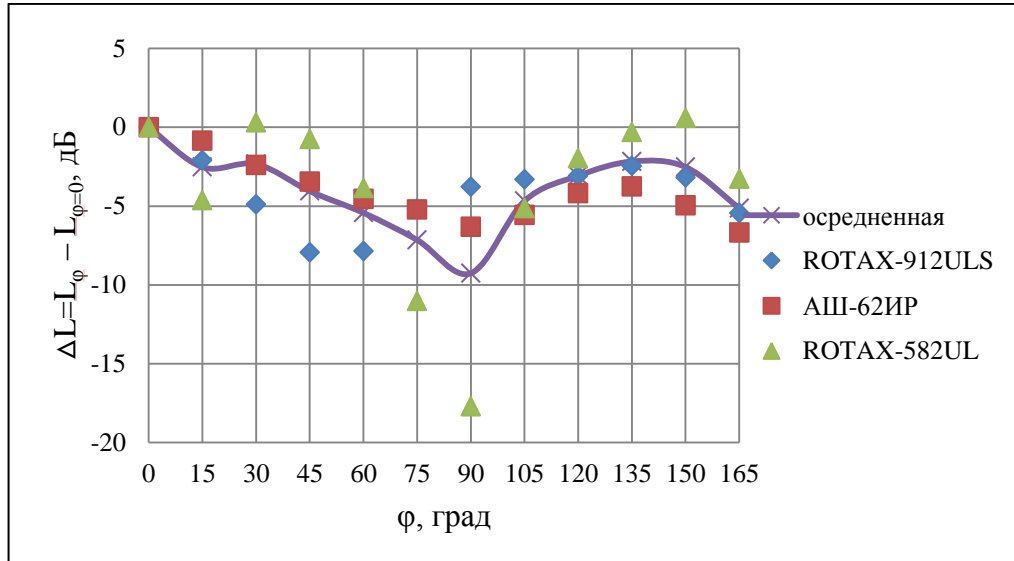


Рисунок 2.34 - Обобщенные характеристики направленности акустического излучения авиационных поршневых двигателей

Для разработки расчетной модели шума поршневого двигателя необходимо помимо энергетических зависимостей, представленных в таблице 2.10, иметь данные о факторе направленности ( $10\lg\Phi$ ) типовых авиационных двигателей. Фактор направленности определяется как разность между уровнями звуковых давлений исследуемого источника в некоторой точке ( $L_{\text{изм}}$ ) и фиктивного ненаправленного источника той же мощности. Для рассматриваемых в работе типов двигателей получим значения  $10\lg\Phi$  в зависимости от направления распространения звука, согласно выражению [70];

$$10\lg\Phi = L_{\text{изм}} - 10\lg\frac{W}{2\pi R^2 W_0} = L_{\text{изм}} - L_W + 20\lg R - 8, \text{ дБ} \quad (2.5)$$

где  $W_0$  – пороговое значение акустической мощности ( $10^{-12}$  Вт),  $R$  – расстояние до источника.

На рисунках 2.35 представлены зависимости факторов направленности, полученные для трех типов авиационных двигателей по осредненным характеристикам направленности. Для двигателя ROTAX-912ULS получены факторы направленности для компоновок на самолете без капота (самолет «МАИ-890») и когда двигатель заключен в капот (самолет «МАИ-223М»).

Максимумы факторов направленности соответствуют азимутальным углам  $0^\circ$  - в передней полусфере и  $135-150^\circ$  - в задней полусфере. Вероятнее всего максимум в задней полусфере обусловлен шумом выхлопа двигателя, а максимум в передней полусфере обусловлен структурным шумом, распространяющимся через корпус.

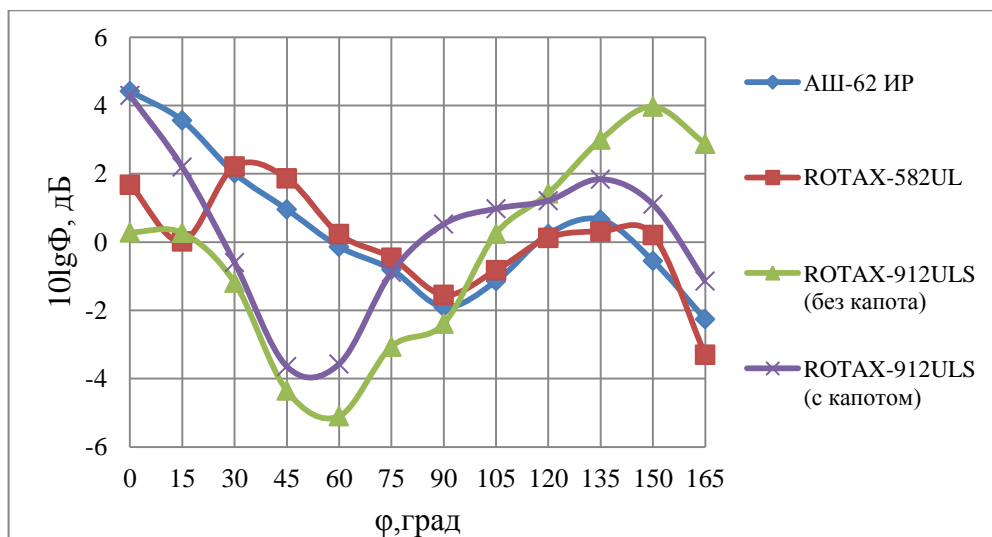


Рисунок 2.35– Зависимость фактора направленности суммарного гармонического излучения авиационных поршневых двигателей (АИИ-62ИР, ROTAX-582UL, ROTAX-912ULS с капотом и без) от направления излучения

#### 2.4. Исследование области автомодельности механизмов генерации широкополосного (вихревого) шума воздушного винта

При исследовании акустических характеристик легкого самолета «Вильга-35А» на режимах горизонтального полета [91] было получено, что максимумы широкополосного шума соответствуют областям частот 1600÷3000 Гц и 5000-8000 Гц. Если допустить, что одним из возможных источников широкополосного шума является турбулентный след за лопастями винта, тогда ожидаемая частота шума наибольшей интенсивности будет определяться соотношением:

$$f_m = \frac{St \times U}{L},$$

где  $St$  – число Струхала, равное 0,2,  $U$  – характерная скорость обтекания профиля лопасти,  $L = b \sin \alpha + \delta \cos \alpha$  – эффективная толщина профиля лопасти ( $b$  – хорда лопасти,  $\delta$  – толщина лопасти,  $\alpha$  – угол атаки). С учетом реальных параметров профиля лопасти получим, что для двух режимов горизонтального полета частота  $f_m$  равна 1817 Гц и 2065 Гц, соответственно, и попадает в отмеченные выше диапазоны частот. Поэтому, вполне вероятно, что, по крайней мере, одним из источников широкополосного шума является турбулентный след за лопастями винта.

На рисунке 2.36 рассмотрено изменение интенсивности шума вихревого происхождения винта в третьоктавной полосе с центральной частотой 2000 Гц при изменении характерной скорости обтекания концевой части лопасти. На основании этих данных можно получить, что интенсивность вихревого шума пропорциональна характерной скорости обтекания профиля

лопасти в сечении, находящемся на расстоянии, например,  $\bar{r} = 0.9$ , в степени 5,14, что не согласуется с общим случаем для дипольных источников ( $I \propto U^6$ ) и показывает, что винт не является единственным источником широкополосного шума. Дополнительными источниками широкополосного шума могут быть двигатель внутреннего сгорания и планер самолета.

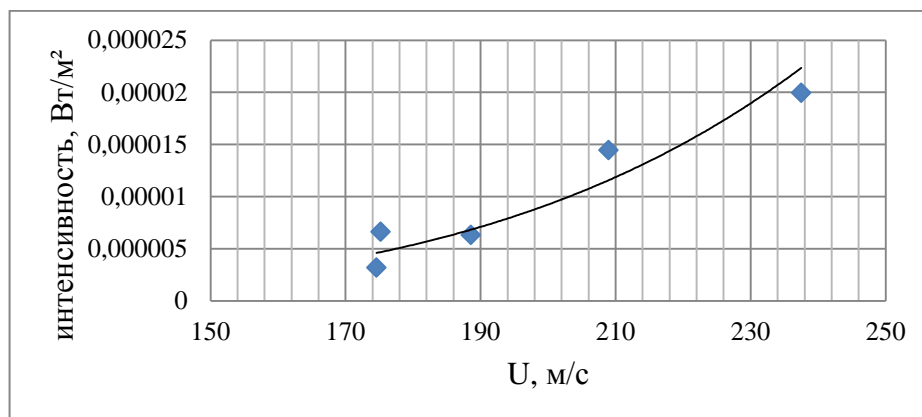


Рисунок 2.36– Зависимость интенсивности широкополосного излучения в полосе с центральной частотой 2000 Гц от характерной скорости обтекания профиля лопасти ( $H_{прив}=150$  м)

В тоже время при акустических испытаниях винтомоторной силовой установки самолета Ан-2 в статических условиях числа Маха окружной скорости в концевом сечении лопасти изменялись в диапазоне  $M_{окр}=0,42-0,8$ . Расчетные значения чисел Рейнольдса, определяемые по хорде лопасти и величине окружной скорости на относительном радиусе лопасти, равном 0,9, соответствовали диапазону изменения величин  $\lg Re$  от 6,36 до 6,65.

При этом величина показателя степени при числе Маха окружной скорости для широкополосной составляющей шума СУ в области высоких (1000-5000 Гц) частот получена (таблица 2.3) равной 4,94.

Ранее в работе [97] на примере шума обтекаемого цилиндра было показано, что в выражении для интенсивности шума вихревого происхождения величина показателя степени при скорости потока зависит от числа Рейнольдса. Анализ этого влияния можно провести на основе соотношения для интенсивности вихревого звука, полученного в работе [104]:

$$I = \frac{\rho}{32 c^3} \frac{\cos^2 \theta l^2}{r^2} (c_F St)^2 U^6, \quad (2.6)$$

где  $c$  – скорость звука,  $r$  – расстояние до точки наблюдения,  $\theta$  – угол между направлением потока и направлением на точку наблюдения,  $c_F$  – коэффициент поперечной (подъемной) силы,  $\rho$  – плотность воздуха,  $St$  – число Струхала,  $U$  – характерная скорость обтекания профиля,  $l$  – длина профиля. Соотношение (2.6) можно представить в упрощенном виде:  $I = V c_F^2 U^6$ , где  $V = \text{const}$  для направления максимального излучения вихревого звука ( $\cos^2 \theta = 1$ ). При

переходе к числам Рейнольдса для заданного диаметра стержня ( $d$ ):  $B = \frac{\rho}{32 c^3} St^2 \left(\frac{U}{d}\right)^6$ . Тогда интенсивность излучения в логарифмическом виде можно представить следующим образом:

$$\lg\left(\frac{I}{B}\right) = \lg c_F^2 + 6 \lg Re. \quad (2.7)$$

На рисунке 2.37 показан график соотношения (2.7), построенного по экспериментальным данным работ [97, 105], и отмечено значение, соответствующее случаю обтекания профиля лопасти воздушного винта УС-12200 на режиме горизонтального полета, когда  $\lg Re = 6,5$ , и обтеканию профиля лопасти винта «АВ-2» самолета «Ан-2» при испытаниях в статических условиях, когда  $\lg Re$  от 6,36 до 6,65.

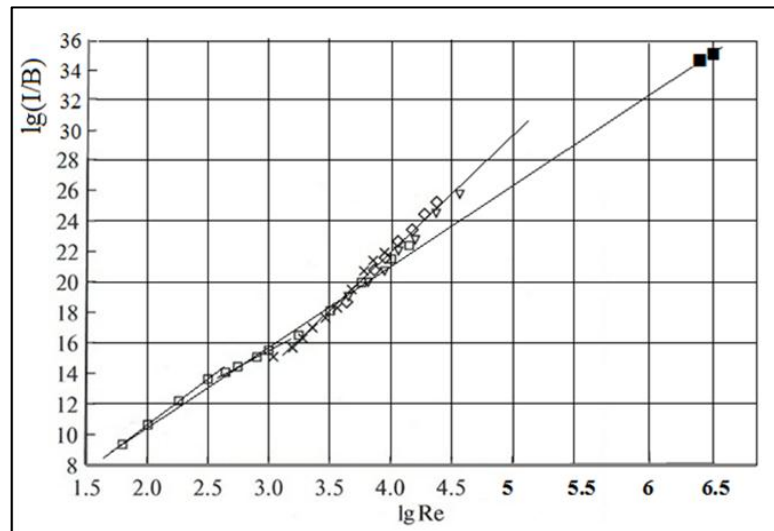


Рисунок 2.37– Зависимость интенсивности излучения вихревого звука от числа Рейнольдса потока. □-  $d=0,317$  см [105]; ×-  $d=0,2$  см, ◇-  $d=0,5$  см, ◁-  $d=0,8$  см [97]; ■ - винты самолетов Вильга-35А и Ан-2

Видно, что в разных диапазонах чисел Рейнольдса зависимости интенсивности излучения от  $Re$  – наклоны кривой – различны. В работе [97] представлены экспериментально установленные показатели степени при интенсивности вихревого шума. При изменении значения  $\lg Re$  в диапазоне 1,8 до 5, итоговая зависимость показателя степени роста скорости сначала падает от 6 до 3, сохраняется равной 3 в диапазоне  $\lg Re$  2,65-3,2, а затем растет вплоть до 8 и далее.

В данной работе исследована эта зависимость для более высоких чисел Рейнольдса ( $\lg Re=6,5$ ). Установлено, что показатель степени (наклон кривой) снова начинает падать (до значения  $\sim 5$ ). Полученная зависимость в логарифмических координатах не противоречит результатам исследований различных авторов и свидетельствует о том, что, несмотря на наличие дополнительных источников вихревого шума, шум турбулентного следа является

доминирующим в широкополосном акустическом излучении силовых установок легкомоторных самолетов типа «Вильга-35А» и «Ан-2».

## 2.5. Влияние капотирования двигателя на акустические характеристики авиационной поршневой СУ

Для оценки влияния капотирования двигателя на излучаемые им уровни шума была выполнена гонка СУ сверхлегких самолетов «МАИ-223М» и «МАИ-890У» в статических условиях при различных режимах работы, характеризующихся различной частотой вращения коленвала двигателя [106]. При этом номинальные значения частоты вращения коленвала изменялись от 4000 до 5000 об/мин с шагом 200 об/мин.

Методика проведения испытаний, оборудование и методика обработки измеренного сигнала аналогичны, представленным в разделе 2.1.1. Силовая установка самолета «МАИ-223М» включает в себя двигатель «ROTAX-912ULS», заключенный в капот, и тянущий трехлопастной воздушный винт фиксированного шага (рисунок 2.15). В свою очередь, силовая установка самолета «МАИ-890У» включает в себя двигатель «ROTAX-912ULS» без капота и толкающий трехлопастной воздушный винт фиксированного шага (рисунок 2.38).



Рисунок 2.38– Общий вид СУ самолета «МАИ-890У»

На рисунке 2.39 представлено сравнение измеренных узкополосных спектров акустического излучения СУ самолетов «МАИ-223М» (двигатель заключен в капот) и «МАИ-890У» (двигатель без капота). Спектры измерены в направлении распространения излучения  $\varphi=150^\circ$ . На рисунке обозначены первые четыре гармоники на частотах кратных частоте следования лопастей винта ( $f_{1в}$ ,  $f_{2в}$ ,  $f_{3в}$ ,  $f_{4в}$ ), гармоники кратные частоте следования вспышек в

цилиндре ( $f_{1ц}$ ,  $f_{2ц}$ ,  $f_{3ц}$ ,  $f_{6ц}$ ,  $f_{7ц}$ ) и первые две гармоники шума двигателя ( $f_{1д}$ ,  $f_{2д}$ ). Также следует обратить внимание на то, что 5-я гармоника на частоте следования вспышек в цилиндре оказалась замаскирована второй гармоникой шума вращения винта.

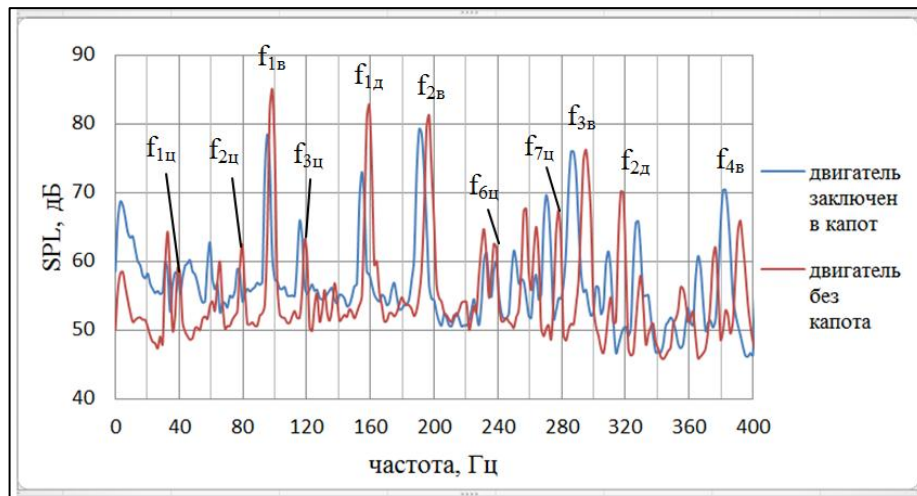


Рисунок 2.39– Сравнение измеренных узкополосных спектров акустического излучения силовых установок с двигателем, заключенным в капот ( $n_{к.в.}=4632$ об/мин), и без капота ( $n_{к.в.}=4785$ об/мин) в диапазоне частот 0 – 400 Гц ( $\varphi=150^\circ$ )

В таблице 2.11 представлены частоты и уровни гармонических составляющих шума СУ самолетов «МАИ-223М» и «МАИ-890У» соответствующие узкополосным спектрам (рисунок 2.39).

Таблица 2.11 – Частоты и уровни отдельных гармонических составляющих шума СУ самолетов «МАИ-890У» и «МАИ-223М», соответствующие спектрам на рисунке 2.39

Обозначение спектрального уровня	«МАИ-890У» (двигатель без капота)		«МАИ-223М» (двигатель заключен в капот)	
	частота, Гц	L, дБ	частота, Гц	L, дБ
$f_{1в}$	98,44	85,14	95,31	78,53
$f_{2в}$	196,88	81,31	190,62	79,27
$f_{3в}$	295,31	76,29	285,94	76,02
$f_{4в}$	390,62	64,41	381,25	70,31
$f_{1ц}$	39,06	59,07	37,5	58,43
$f_{2ц}$	79,69	62,48	76,56	58,95
$f_{3ц}$	118,75	63,25	115,62	65,96
$f_{6ц}$	239,06	62,58	232,81	61,28
$f_{7ц}$	278,12	67,42	270,31	69,66
$f_{1д}$	159,38	82,84	154,69	73,06
$f_{2д}$	318,75	70,22	309,38	61,47



Можно видеть (рисунок 2.39, таблица 2.11), что среди гармонических составляющих шума, обусловленных работой двигателя, излучение на частоте первой гармоники шума двигателя ( $f_{1д}$ ) является наиболее значимым в суммарном шуме СУ по сравнению с другими составляющими акустического излучения от двигателя. Особенно, если рассматривать акустическое поле силовой установки, включающей двигатель, незаключенный в капот. В этом случае уровень первой гармоники шума двигателя превышает уровни других гармонических составляющих, обусловленных работой двигателя как минимум на 10 дБ, и соизмерим с уровнями гармонических составляющих шума винта. Таким образом, первая гармоника шума двигателя ( $f_{1д}$ ) является «основным тоном» двигателя и в дальнейшем «основной тон» будет использован для оценки влияния капотирования двигателя на акустические характеристики СУ.

#### *Энергетические характеристики акустического излучения двигателей*

Также было исследовано влияние капотирования двигателя на энергетические характеристики акустического излучения двигателя внутреннего сгорания и оценена роль излучения на частоте основного тона двигателя в суммарном шуме рассматриваемых силовых установок.

Для каждого режима работы СУ определяется уровень звуковой мощности на частоте излучения основного тона двигателя, а также суммарный уровень звуковой мощности СУ согласно выражению (2.1).

На рисунке 2.40 представлены зависимости уровня звуковой мощности от режима работы СУ для заключенного в капот двигателя СУ самолета «МАИ-223М» и для двигателя СУ самолета «МАИ-890У» без капота.

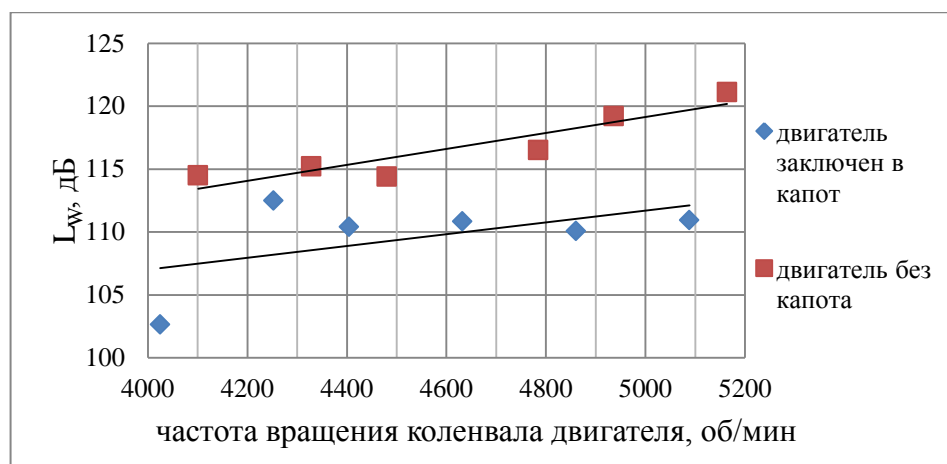


Рисунок 2.40 – Влияние капотирования двигателя на уровень звуковой мощности основного тона двигателя при различных режимах работы СУ

Можно видеть (рисунок 2.40), что заключение двигателя в капот приводит к снижению уровней звуковой мощности основного тона двигателя от 2 до 7 дБ в зависимости от режима работы СУ. Это показывает, что существенная часть акустической энергии поршневого двигателя на частоте основного тона излучается через корпус двигателя, а заключение двигателя в капот может быть предложено на основании полученных экспериментальных данных как один из конструктивных способов существенного снижения шума силовой установки самолета «МАИ-890У».

Результаты расчетной оценки вклада основного тона двигателя в суммарную звуковую мощность СУ рассматриваемых самолетов представлены в таблице 2.12.

На основании полученных данных можно сделать вывод о том, что заключение двигателя в капот, как правило, приводит к существенному снижению вклада основного тона двигателя в суммарную звуковую мощность СУ самолета.

Таблица 2.12– Вклад излучения на частоте основного тона двигателя (в процентном соотношении) в суммарную звуковую мощность СУ самолетов «МАИ-890У» (двигатель без капота) и «МАИ-223М» (двигатель заключен в капот) в зависимости от режима работы СУ

№ режима	Вклад основного тона двигателя («МАИ-890У»), %	Вклад основного тона двигателя («МАИ-223М»), %
1	18,5	3
2	19,5	17
3	12	6
4	14,8	6
5	18,2	3
6	18,2	2,5

#### *Влияние капотирования на характеристику направленности основного тона двигателя*

Влияние капотирования двигателя на характеристику направленности излучения на частоте основного тона двигателя. Можно видеть, что при отсутствии капота (рисунок 2.41) при повышенных режимах работы СУ (режимы 5 и 6, таблица 2.4) излучение основного тона двигателя происходит относительно равномерно по пространству. В то же время при пониженных режимах работы (режимы 1-3, таблица 2.4) наблюдаются два характерных максимума в передней полусфере в направлении  $15^\circ$  и в задней полусфере в направлении  $150^\circ$ .

В тоже время для случая закапотированного двигателя максимумы характеристики направленности в передней полусфере соответствуют азимутальному углу  $0^\circ$  и углам  $135-150^\circ$  в задней полусфере (рисунок 2.42).

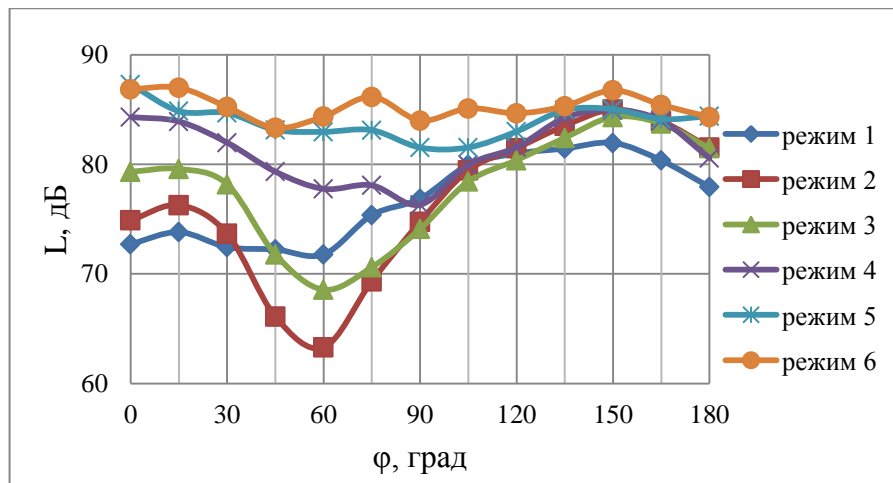


Рисунок 2.41 – Влияние режима работы на характеристику направленности основного тона двигателя. Самолет «МАИ-890У» двигатель «ROTAX-912ULS» без капота

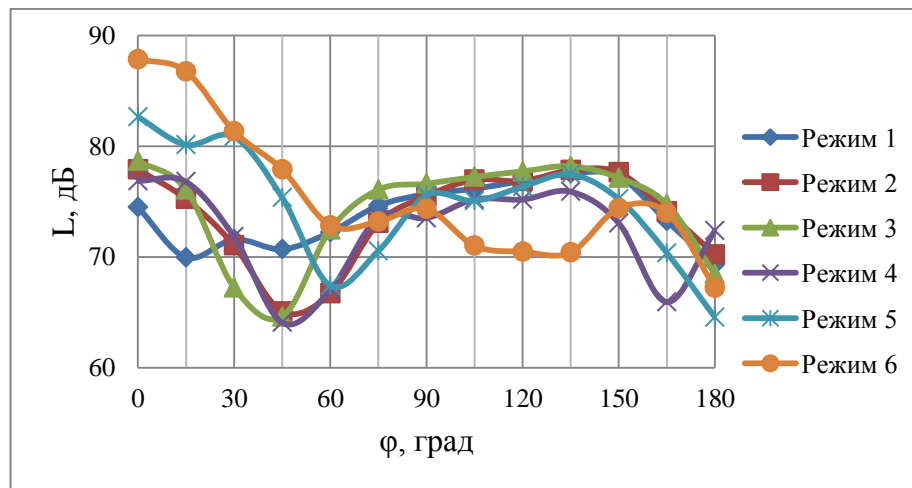


Рисунок 2.42 – Влияние режима работы на характеристику направленности основного тона двигателя. Самолет «МАИ-223М» двигатель «ROTAX-912ULS» заключен в капот

Существенное отличие в характеристике направленности двигателя, заключенного в капот (рисунок 2.42), от случая двигателя без капота (рисунок 2.41) свидетельствует о том, что существенная часть акустической энергии распространяется через корпус двигателя и, особенно, при повышенных режимах работы. Это объясняется тем, что глушитель шума выхлопа подбирается, как правило, для эффективной работы на повышенных режимах.

## 2.6. Оценка влияния диаметра винта на акустические характеристики силовой установки самолета

В зарубежных работах на сегодняшний день опубликованы следующие представления о влиянии диаметра винта на акустические характеристики воздушных винтов [68,107,108]. При увеличении диаметра винта нагрузка на лопасти уменьшается, что приводит к уменьшению

гармонической составляющей шума от аэродинамической нагрузки. Поэтому увеличение диаметра приводит к снижению шума на взлетном режиме работы СУ. В тоже время, при низкой окружной скорости следует ожидать более высокий КПД у винта с увеличенным диаметром, и поэтому для заданной тяги требуется меньшая располагаемая мощность силовой установки. Увеличение диаметра винта может сочетаться с уменьшением окружной скорости в концевом сечении лопасти винта для более существенного снижения шума.

В тоже время подобные заключения справедливы при существенном изменении величины диаметра винта. Представляет интерес рассмотреть ситуацию незначительного уменьшения или увеличения диаметра винта на 3-5% и оценить при этом влияние диаметра винта на акустическое поле СУ при условии сохранения законов распределения по размаху лопасти основных геометрических параметров (хорда, крутка и толщина). Следует отметить, что при незначительном уменьшении диаметра необходимо незначительно увеличить шаг винта для обеспечения сохранения тяги на взлетном режиме работы СУ по сравнению с винтом большего диаметра.

*Условия проведения исследования по оценке влияния диаметра винта на акустические характеристики СУ*

Корректная оценка влияния конструктивных, геометрических и кинематических параметров на акустические характеристики подразумевает выполнение следующих условий сравнения:

- принцип неизменности максимальной тяги винта;
- принцип сохранения аэродинамического подобия (квазипостоянство числа  $Re_{0.75}$  скорости обтекания лопасти);
- условие постоянства частоты вращения винтов.

Ниже проводится оценка влияния диаметра винта на его акустические характеристики с помощью экспериментального и расчетного методов. Экспериментальный метод основан на сравнительном анализе измеренных в статических условиях акустических характеристиках силовых установок ЛВС, отличающихся только диаметрами винтов и соответственно окружными скоростями при постоянной частоте вращения винтов. Расчетная оценка базируется на полуэмпирическом методе расчета шума воздушных винтов.

*Экспериментальное исследование влияния диаметра винта на энергетические характеристики акустического излучения СУ*

Сравнительный анализ акустических характеристик винтов разного диаметра проводится на примере силовых установок двух легких винтовых самолетов «МАИ-223М» и «F30». Общий

вид самолетов представлен на рисунках 2.15 и 2.43. Силовые установки самолетов «МАИ-223М» и «F30» включают в себя поршневые двигатели «ROTAX-912ULS», заключенные в капот, и тянущие трехлопастные воздушные винты фиксированного шага производства «КиевПроп» диаметрами 1,8 м и 1,74 м, соответственно [102,109]. Уменьшение диаметра составляет  $\approx 3.3\%$ . Законы распределения по размаху лопасти основных геометрических параметров (хорда, крутка и толщина) являются практически неизменными. Следует отметить, что шаг винта меньшего диаметра по данным ОСКБЭС МАИ возрос до 1,3 в сравнении с 1,25 у винта большего диаметра. Незначительное увеличение шага винта необходимо для обеспечения сохранения неизменной тяги на взлетном режиме работы.

Акустические испытания были проведены для шести различных режимов работы СУ (таблица 2.4). Методика проведения акустических испытаний и обработки измеренного звукового давления аналогична представленной в разделе 2.1.1.



Рисунок 2.43 – Общий вид самолета «F30»

Поскольку диаметры у рассматриваемых винтов различаются незначительно (расхождение не превышает 3,5%), то можно ожидать, что обобщенные пространственные и спектральные характеристики винтов на сходных режимах работы также будут близкими. Поэтому ниже рассматривается влияние диаметра винта только на энергетические характеристики акустического поля силовой установки.

Оценка суммарного уровня звуковой мощности, а также звуковой мощности отдельных составляющих излучения производилась в соответствии с методикой, представленной в разделе 2.1.3.

На рисунке 2.44 показаны для статических условий зависимости суммарных уровней звуковой мощности СУ самолетов «МАИ-223М» с винтом диаметром 1,8 м и «F30» с винтом диаметром 1,74 м в зависимости от режима работы СУ, характеризуемого частотой вращения воздушного винта. Можно видеть, что на сходственных режимах работы СУ суммарный уровень звуковой мощности СУ с винтом диаметром 1,8 м на  $\sim 1,5$  дБ выше, чем суммарный

уровень звуковой мощности СУ с винтом диаметром 1,74 м и это соотношение справедливо для всех рассматриваемых режимов.

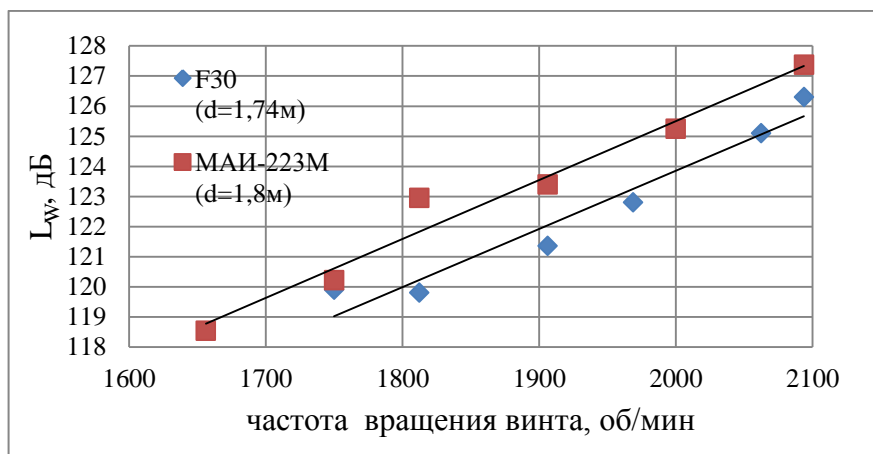
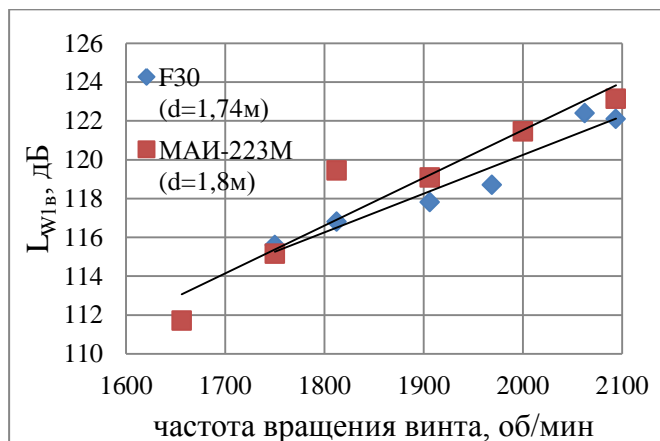
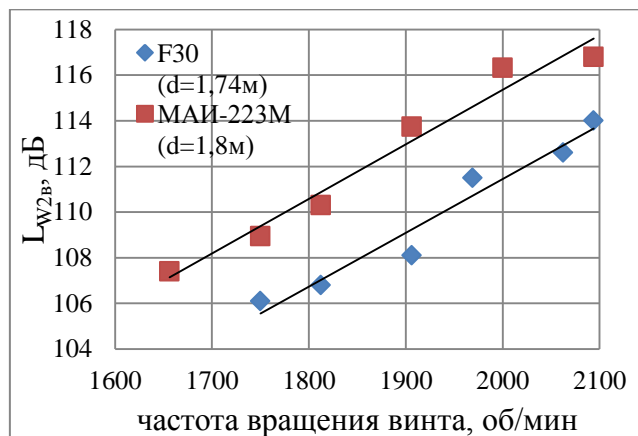


Рисунок 2.44 – Снижение суммарного уровня звуковой мощности винта при уменьшении его диаметра при условии сохранения неизменными тяги и частоты вращения при различных режимах работы СУ

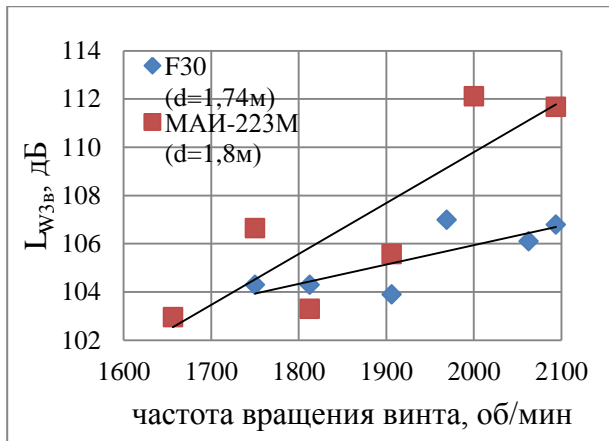
На рисунках 2.45 а,б,в,г представлены зависимости уровней звуковой мощности излучения на частотах, кратных частоте следования лопастей винта ( $L_{W1B}$ ,  $L_{W2B}$ ,  $L_{W3B}$ ), а также суммарной звуковой мощности первых шести гармоник шума вращения винта ( $L_{W1-6B}$ ) от режима работы СУ при различных значениях диаметра винта.



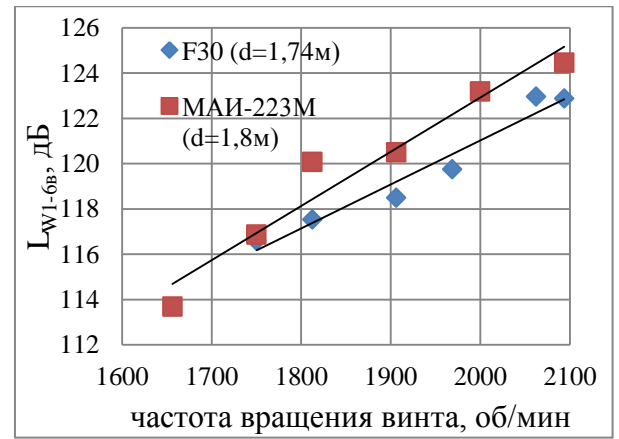
а)



б)



в)



г)

Рисунок 2.45 – Снижение суммарного уровня звуковой мощности отдельных составляющих излучения воздушного винта при уменьшении его диаметра при условии сохранения неизменными тяги и частоты вращения при различных режимах работы СУ: а) уровни звуковой мощности излучения на частоте 1-й гармоники шума вращения винта,  $L_{W1B}$ , б) уровни звуковой мощности излучения на частоте 2-й гармоники шума вращения винта,  $L_{W2B}$ , в) уровни звуковой мощности излучения на частоте 3-й гармоники шума вращения винта,  $L_{W3B}$ , г) уровни суммарной звуковой мощности первых шести гармоник шума вращения винта,  $L_{W1-6B}$ .

Можно видеть (рисунок 2.45 а,в), что при данных условиях сравнения уменьшение диаметра приводит к уменьшению уровней звуковой мощности излучения на частоте первой и третьей гармоник шума вращения на 0-2 дБ и 1-5 дБ, соответственно, в зависимости от режима работы СУ. При этом уменьшение уровня звуковой мощности излучения на частоте второй гармоники шума вращения винта составляет 4 дБ и это соотношение справедливо во всем диапазоне рассматриваемых режимов работы (рисунок 2.45 б). В то же время уменьшение суммарного уровня звуковой мощности первых шести гармоник шума винта составляет 1-2 дБ (рисунок 2.45 г), что свидетельствует о доминирующей роли первой гармоники в гармонической составляющей шума вращения винта.

На рисунке 2.46 рассмотрены графики изменения уровней звуковой мощности широкополосного высокочастотного излучения в диапазоне частот 1000-5000 Гц силовых установок самолетов «МАИ-223М» и «F30» при различных режимах работы СУ. Можно видеть, что у самолета «МАИ-223М» суммарные уровни звуковой мощности широкополосного излучения превышают на 1,5-4 дБ соответствующие уровни звуковой мощности самолета «F30». Возможно, что доминирующим источником широкополосного акустического излучения в случае СУ самолета «МАИ-223М» является обтекание воздухозаборника радиатора двигателя индуктивным потоком от винта, габариты которого заметно больше, чем у самолета «F30» (рисунки 2.15 и 2.43).

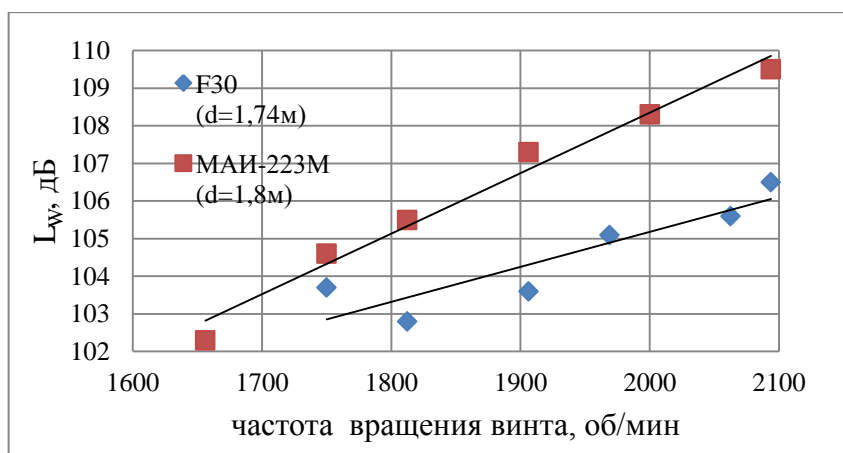


Рисунок 2.46 – Снижение суммарного уровня звуковой мощности широкополосного излучения (1000 - 5000 Гц) воздушного винта при уменьшении его диаметра при условии сохранения неизменными тяги и частоты вращения при различных режимах работы СУ

Ранее было показано, что основными составляющими акустического излучения воздушного винта являются так называемый «шум вращения», источниками которого являются действующая на лопасть винта аэродинамическая нагрузка и вытеснение среды телом лопасти, и шум вихревого происхождения, источником которого является турбулентный след за лопастями. В шуме винтомоторной СУ самолета, помимо винта и двигателя, может иметь место дополнительный источник акустического излучения, связанный с обтеканием индуктивным потоком от винта элементов конструкции планера самолета (например, обтекание воздухозаборника радиатора (рисунок 2.15)). Сравнение уровней звуковой мощности СУ самолетов «МАИ-223М» и «F30», имеющих аэродинамически подобные винты разного диаметра, показало, что различие в уровнях звуковой мощности может быть связано не только с различием в диаметрах винтов, но и с наличием дополнительных источников генерации шума, связанных с компоновкой винтомоторной силовой установки.

#### *Расчетная оценка влияния диаметра винта на его звуковую мощность*

При анализе полуэмпирической модели шума винта было установлено, что мощность акустического излучения малонагруженного воздушного винта, у которого доминирующими являются источники дипольного типа от аэродинамической нагрузки, пропорциональна числу Маха характерной скорости обтекания профиля лопасти в восьмой степени " $M_{окр}^8$ ", квадрату коэффициента тяги винта " $\alpha^2$ " и коэффициенту мощности " $\beta$ " (2.2).

Отметим, что винты рассматриваемых самолетов являются геометрически и аэродинамически подобными, а режимы их работы соответствуют автотельным режимам. В этом случае, используя выражение (2.2), можно оценить влияние диаметра на звуковую мощность шума гармонической составляющей шума вращения воздушного винта.



Основным условием сравнения акустических характеристик двух винтов является равенство их тяг на сходственных режимах работы, то есть:

$$\frac{\alpha_2 n_2^2 d_2^4}{\alpha_1 n_1^2 d_1^4} = 1 \quad (2.8)$$

У винта самолета «F30» при меньшем диаметре  $d_1$  шаг увеличен на 4% и, следовательно, выше значение коэффициента тяги, то есть  $\alpha_1 > \alpha_2$ . Если допустить, что в соотношении (2.8) увеличение шага винта самолета «F30» на 4% полностью компенсируется соответствующим уменьшением диаметра на 3,3%, то при равенстве частот вращения  $n_2 = n_1$  число Маха окружной скорости винта ( $M_{\text{окр}} = \frac{\pi d n}{c_0}$ ) самолета «F30» также уменьшится на 3,3%. В этом случае, в соответствии с соотношением (2.2), для составляющей шума вращения винта от аэродинамической нагрузки отношение мощностей акустического излучения винтов самолетов «МАИ-223М» и «F30» будет равно:

$$\frac{W_2}{W_1} = \frac{\alpha_2^2 M_{\text{окр}_2}^2 n_2^6 d_2^8}{\alpha_1^2 M_{\text{окр}_1}^2 n_1^6 d_1^8} = \frac{d_2^2 U_2^6}{d_1^2 U_1^6} \quad (2.9)$$

При условии, что малое изменение диаметра не влечет за собой заметного изменения пространственных и частотных характеристик акустического излучения винта, ожидаемое расчетное изменение уровня интенсивности шума за счет изменения диаметра винта и соответствующего изменения окружной скорости при условии постоянства частоты вращения винтов ( $n_1 = n_2$ ) и тяги будет равно:

$$\Delta L_w = L_2 - L_1 = 20 \lg \frac{d_2}{d_1} + 60 \lg \frac{U_2}{U_1} \quad (2.10)$$

где  $U_1 = \pi d_1 n_1$ ,  $U_2 = \pi d_2 n_2$  – окружные скорости сравниваемых винтов.

Подставляя в выражение (2.10) диаметры воздушных винтов самолетов «МАИ-223М» ( $d_1 = 1,8$  м) и «F30» ( $d_2 = 1,74$  м) и отношение окружных скоростей то получим, что для рассматриваемых условий сравнения ожидаемое расчетное снижение уровня звуковой мощности составляющей шума вращения от аэродинамической нагрузки винта самолета «F30» по сравнению с винтом самолета «МАИ-223М» составляет ~1,2 дБ.

Экспериментально установленное снижение суммарного уровня звуковой мощности силовой установки самолета «F30» по сравнению с винтом самолета «МАИ-223М» (рисунок 2.44) составляет ~1,5 дБ. Расчетное значение снижения шума винта за счет уменьшения диаметра и соответствующего уменьшения окружной скорости несколько ниже полученного в эксперименте. Это, возможно, связано с тем, что при расчете не учитывалась составляющая шума вращения винта «от вытеснения».

## 2.7. Исследование влияния зазора между толкающим воздушным винтом и крылом на уровень шума ЛВС на местности

В данном подразделе представлены основные результаты экспериментального исследования влияния зазора между толкающим воздушным винтом и расположенным перед ним верхним крылом на уровень шума на местности сверхлегкого самолета типа «Авиатика-МАИ-890» с максимальной взлетной массой 450 кг [110].

Общий вид самолета представлен на рисунке 2.47. Силовая установка самолета включает в себя поршневой двигатель типа «Rotax-912А» максимальной мощностью 80 л.с. и 2-х лопастной толкающий воздушный винт фиксированного шага типа «ВВ-89Д-7» диаметром 1,78 м. Средняя аэродинамическая хорда крыла ( $c$ ) составляет 1,03 м [111]. Модификация компоновки винта заключается в установке специальной проставки длиной 0,1 м, увеличивающей осевой зазор между винтом и фланцем вала редуктора двигателя. При этом минимальное расстояние между плоскостью диска винта и задней кромкой верхнего крыла увеличивается от  $x=0,13$  м до  $x=0,23$  м.

Испытания, измерения и обработка экспериментальных данных выполнены в соответствии с требованиями к методике испытаний и к измерительной аппаратуре, которые определяются Авиационными Правилами РФ (Часть АП-36) и стандартом ИКАО (Приложение 16, Том 1, Глава 10), регламентирующими предельно допустимые уровни шума самолетов на местности [1,2]. Измерения уровней звукового давления выполнялись двумя микрофонами, установленными под трассой полета самолета на высотах ( $h_m$ ) 1,2 м и 0,007 м относительно поверхности земли. Контрольной точкой измерения шума при взлете является точка на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы (ВПП), расположенная на удалении 2500 м от начала разбега при взлете. Единицей оценки шума легких винтовых самолетов на местности является скорректированный по шкале «А» суммарный уровень шума.

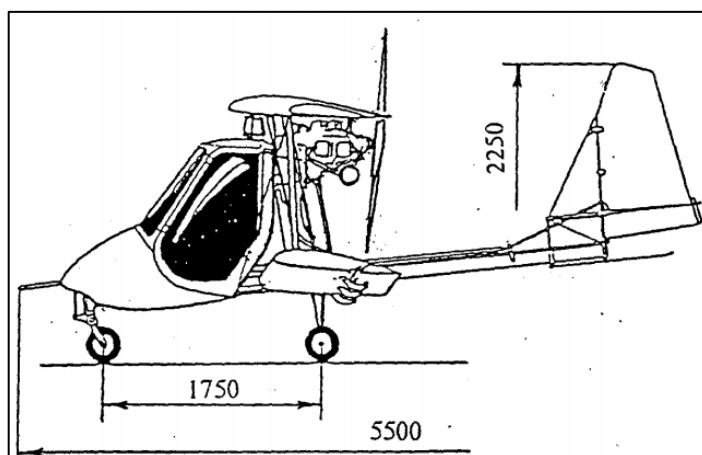


Рисунок 2.47 – Общий вид самолета «Авиатика-МАИ-890»

Экспериментально установлено, что уровень шума на местности в стандартной контрольной точке, при взлетах самолета с модифицированной компоновкой винта на 4,3дБА ( $h_m=1,2$  м), 4,6дБА ( $h_m=0,007$  м) ниже уровня шума самолета с исходной компоновкой винта.

На рисунке 2.48 представлено сравнение измеренных третьоктавных спектров уровней звукового давления (12-10000 Гц) при взлетах самолета с исходной и с модифицированной компоновками винта. Данные на рисунке 2.48 соответствуют измерениям, выполненным при расположении микрофона на высоте 1,2 м, высоте полета самолета 116,5 м и частоте вращения коленвала двигателя  $5300\pm 10$  об/мин. Снижение уровней шума самолета обусловлено уменьшением интенсивности акустического излучения в области частот 160-400 Гц (рисунок 2.48). В этой области частот максимальная спектральная плотность соответствует излучению на частотах, кратных частоте следования лопастей воздушного винта, а также частотам, кратным частоте следования вспышек в цилиндрах двигателя.

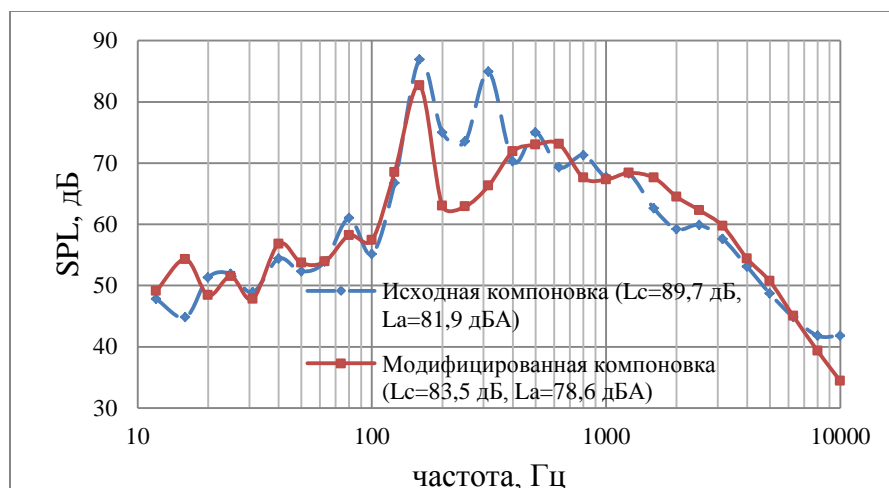


Рисунок 2.48 – Сравнение третьоктавных спектров уровней звукового давления при взлетах самолета «Авиатика-МАИ-890» с исходной и с модифицированной компоновками винта

Для оценки влияния зазора между крылом и винтом на уровни гармонических составляющих излучения воздушного винта была определена разность между суммой первых четырех гармоник на частотах, кратных частоте следования лопастей, для случаев исходной и модифицированной компоновок винта на самолете. Уровни гармонических составляющих шума винта определялись на основании измеренных третьоктавных спектров. В таблице 2.13 представлены расчетные частоты первых четырех гармоник на частотах, кратных частоте следования лопастей винта и соответствующие им центральные частоты третьоктавных полос, используемые при данной оценке.

Таблица 2.13 – Расчетные частоты гармоник шума вращения винта и соответствующие им центральные третьоктавные полосы частот

Номер гармоники	1	2	3	4
Расчетная частота, Гц	77,7	155,4	233,1	310,8
Центральная частота 1/3-октавной полосы, Гц	80	160	250	315

Следует заметить, что уровни звукового давления в рассматриваемых третьоктавных полосах частот (80 и 160 Гц, таблица 2.10) определяются акустическим излучением, как от винта, так и от поршневого двигателя. В тоже время изменение величины осевого зазора оказывает влияние только на акустические характеристики винта. Поэтому приводимая оценка влияния зазора на гармонические уровни шума винта является достаточно корректной. В результате получено, что увеличение осевого зазора между задней кромкой крыла и плоскостью вращения винта приводит к снижению суммарного уровня первых четырех гармоник на частотах, кратных частоте следования лопастей винта, на  $\sim 6,3$  дБ.

Для оценки согласования результатов, полученных в настоящем исследовании, с данными других авторов, отметим на графике (рисунок 2.49) точку «3», соответствующую данным о снижении суммарного уровня первых четырех гармоник шума винта самолета «Авиатика-МАИ-890». Точка «3» на графике (рисунок 2.49) соответствует величине снижения шума  $\Delta L=6,3$  дБ и нормализованному расстоянию между винтом и крылом  $x/c=0,22$ . Данные зарубежных авторов [74,112], обозначенные на рисунке 2.49, цифрами «1» и «2», соответствуют снижению суммы первых восьми гармоник шума винта. Эти результаты были получены при проведении модельных испытаний в АДТ. В реальных полетных условиях, как видно из рисунка 2.48 гармонические составляющие шума винта уже не выделяются на фоне широкополосного шума в области частот (свыше 630 Гц), поэтому в полетных условиях первые четыре гармоники фактически определяют суммарное гармоническое излучение от винта.

Фактически увеличение зазора между плоскостью вращения винта в толкающей компоновке и задней кромкой крыла приводит к уменьшению степени турбулентности потока, набегающего на диск винта, что и приводит к снижению уровней на частотах гармоник шума вращения винта. При дальнейшем увеличении осевого зазора до  $x/c=0,5$  стоит ожидать снижения суммарного гармонического шума на  $\sim 10$  дБ (рисунок 2.49).

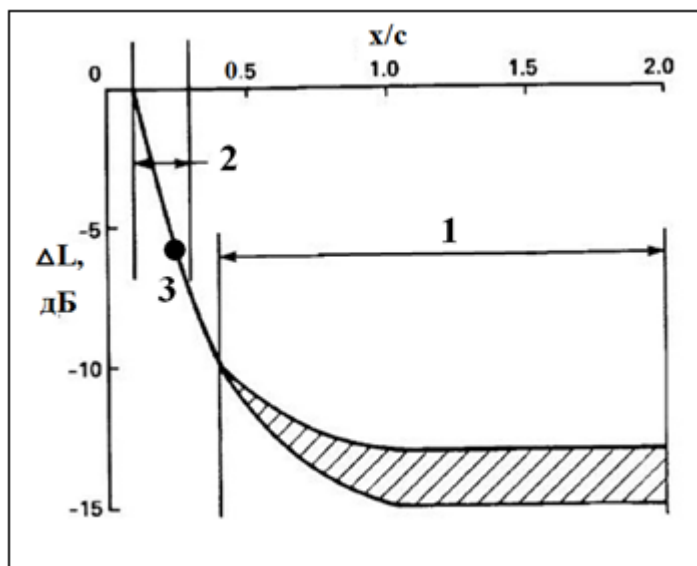


Рисунок 2.49 - График затухания гармонических составляющих шума винта с увеличением зазора между винтом и крылом: 1 – данные работы [74], 2 – данные работы [112], Точка 3 на графике - результаты данного исследования

Можно видеть (рисунок 2.49), что результаты данного исследования согласуются с результатами исследований других авторов [74, 112].

В общем случае акустическая эффективность воздействия турбулентного следа на винт будет зависеть не только от величины осевого зазора между задней кромкой крыла и плоскостью диска винта, но и от радиальной координаты области взаимодействия лопастей с турбулентным следом. Чем ближе к втулке винта расположена эта область взаимодействия, тем меньше величина окружной скорости в районе области взаимодействия и тем слабее будет аэродинамическое воздействие турбулентного следа на аэродинамические и акустические характеристики винта. Поэтому ожидаемое проявление влияния величины осевого зазора на шум винта при приближении области взаимодействия к втулке винта также будет ослабевать.

## 2.8. Рекомендации по снижению шума и разработке малозумных СУ для ЛВС и БПЛА

Для существенного снижения уровня шума легкого винтового самолета с поршневым двигателем на местности необходим комплексный подход, заключающийся в снижении шума СУ, т.е. шума, излучаемого воздушным винтом и шума, излучаемого ДВС. Снижение шума воздушного винта является достаточно сложной задачей. Решение ее основано на оптимизации геометрических, аэродинамических и акустических характеристик воздушного винта. Интенсивность акустического излучения винта при условии сохранения неизменной тяги можно снизить за счет оптимизации соотношения между числом лопастей, диаметром винта и величиной окружной скорости по критерию минимальной мощности акустического излучения.

В частности, на основании выполненных в диссертации исследований можно дать следующие рекомендации по снижению шума и разработке малошумных СУ.

1) Уменьшение диаметра винта на 3-5% (при незначительном увеличении шага для сохранения постоянной тяги на взлетном режиме) приводит к снижению шума винта на ~1,5 дБ.

2) Для снижения шума, излучаемого поршневым двигателем, необходимо применять глушители шума в трактах всасывания и выхлопа ДВС, а также по возможности заключать двигатели в капоты или даже в звукоизолирующие капоты, поскольку значительная часть акустической энергии в случае заглушенного выхлопа может распространяться через корпус двигателя.

3) Если на двигателе уже установлен глушитель шума выхлопа, то представляет интерес рассмотреть возможность установки глушителя с увеличенным объемом резонатора, по сравнению со штатным глушителем. Увеличение объема резонатора может привести к существенному уменьшению уровней излучаемого шума в области низких и средних частот.

4) При выборе СУ для ЛВС и БПЛА следует учитывать то, что двухтактные поршневые двигатели являются доминирующим источником в шуме винтомоторных СУ при отсутствии капота и глушителей в трактах впуска и выхлопа.

5) При разработке СУ с толкающим воздушным винтом необходимо учитывать влияние турбулентных следов за элементами планера. Чем меньше степень турбулентности потока и чем меньше окружная скорость винта в области взаимодействия, тем меньше интенсивность акустического излучения винта на частотах, кратных частоте следования лопастей винта.

## **Выводы по разделу 2**

На основании выполненных экспериментальных исследований получены обобщенные акустические характеристики винтомоторных СУ с толкающими и тянущими винтами. Установлено влияние числа Рейнольдса на интенсивность вихревого шума воздушного винта. Определена роль различных источников в суммарном шуме СУ. Установлены методы снижения шума на местности ЛВС и БПЛА, а также даны рекомендации по созданию современных малошумных СУ для ЛВС и БПЛА.

Установлена зависимость обобщенных акустических характеристик СУ ЛВС от конструктивных особенностей ДВС и особенностей организации рабочего цикла в двигателе, а также от режима работы СУ.

*В частности, при испытаниях СУ самолетов «Ан-2», «МАИ-223М» определено, что основная доля энергии (до 75%) акустического излучения СУ легкого винтового самолета при*

умеренных величинах числа Маха окружной скорости  $M_{\text{окр}} < 0,72$  сосредоточена в области низких частот (16-100 Гц) и важную роль здесь играют гармонические и низкочастотная широкополосная составляющие излучения винта и поршневого двигателя. При высоких числах Маха окружной скорости  $M_{\text{окр}} \approx 0,8$  до  $\sim 94\%$  акустической энергии СУ излучается винтом, в основном, на гармониках, кратных частоте следования лопастей воздушного винта.

Получено, что акустический КПД СУ ( $\eta$ ) самолета зависит от числа лопастей винтового движителя и от наличия в выхлопном тракте системы шумоглушения. При отсутствии системы шумоглушения, например у СУ самолета «Ан-2» с 4-х лопастным винтом на максимальном режиме работы  $\eta \approx 0,055\%$ , что в несколько раз ниже, чем у самолетов с 2-х лопастными винтами ( $\eta \approx 0,123\%$  у СУ самолета «Вильга-35А» и  $\eta \approx 0,15\%$  у СУ самолета «Як-18Т»). При наличии в выхлопном тракте двигателя глушителя шума выхлопа акустический КПД существенно снижается ( $\eta \approx 0,01\%$  у СУ самолета «МАИ-223М» (двигатель заключен в капот) и  $\eta \approx 0,012\%$  у СУ самолета «МАИ-890У» (двигатель без капота)).

У силовых установок с двухтактными поршневыми двигателями воздушного охлаждения при отсутствии системы шумоглушения (малоразмерный БПЛА) величина акустического КПД существенно возрастает и на режиме максимальной мощности СУ составляет  $\sim 1,1\%$ . При этом суммарный уровень шума СУ БПЛА определяется, в основном, первыми 10-ю гармониками шума двигателя и первыми 5-ю гармониками шума вращения винта. Например, вклад первых пяти гармоник шума вращения винта в суммарную интенсивность акустического излучения СУ БПЛА составляет на режиме малого газа  $\sim 38\%$ , на крейсерском режиме  $\sim 23\%$ , на режиме полного газа только  $\sim 3\%$ , а остальная акустическая энергия излучается двигателем. В шуме силовой установки БПЛА, включающей двухтактный поршневой двигатель воздушного охлаждения и винтокольцевой движитель, при отсутствии в выхлопном тракте двигателя глушителя шума выхлопа, определяющим источником внешнего шума является поршневой двигатель.

*При исследовании области автомодельности процессов генерации широкополосного шума дозвуковым воздушным винтом было установлено, что влияние числа Рейнольдса на интенсивность вихревого (широкополосного) шума воздушного винта проявляется в различии показателей степени зависимости интенсивности излучения от характерной скорости обтекания профиля лопасти при работе винта в различных диапазонах чисел Рейнольдса. В данной работе установлен интервал чисел Рейнольдса  $\lg Re = 6,36 \div 6,5$ , в котором работают малонагруженные винты ЛВС. Экспериментально получена зависимость интенсивности вихревого шума от характерной скорости обтекания профиля лопасти в степени  $\sim 5$ . Эта зависимость не противоречит результатам исследований других авторов и свидетельствует о том, что вихревая пелена за*

лопастями винта является доминирующим источником вихревого шума СУ самолетов типа «Ан-2» и «Вильга-35А».

*В результате экспериментального исследования капотирования двигателя на акустические характеристики авиационной поршневой СУ установлено следующее.*

Заклочение двигателя в капот приводит к существенному снижению уровня звуковой мощности основного тона двигателя на всех рассматриваемых режимах работы. Выполнена количественная оценка вклада основного тона двигателя в суммарную звуковую мощность СУ сверхлегких самолетов «МАИ-223М» и «МАИ-890У». Установлено, что заклочение двигателя «ROTAX-912ULS» в капот может быть рассмотрено как один из конструктивных вариантов снижения шума на местности сверхлегкого самолета «МАИ-890У».

*В результате выполненного исследования влияния диаметра винта на акустические характеристики СУ установлено следующее.*

Мощность акустического излучения СУ легкого винтового самолета с тянущим винтом зависит от интенсивности акустического излучения винта и от аэродинамической компоновки агрегатов двигателя. Для самолета «F30» значительное снижение суммарного уровня звуковой мощности силовой установки по сравнению с СУ самолета «МАИ-223М» на величину до 1,5 дБ при прочих равных условиях объясняется снижением шума винта от аэродинамической нагрузки. При этом расчетное ожидаемое снижение уровня звуковой мощности гармонической составляющей шума вращения винта от аэродинамической нагрузки, связанной с уменьшением диаметра винта на 0,06 м, и соответствующим уменьшением окружной скорости в концевом сечении лопасти винта при постоянной частоте вращения винта, составляет 1,2 дБ. Незначительное расхождение расчетных и экспериментальных данных объясняется тем, что при расчетной оценке не учитывалась составляющая шума винта от «вытеснения».

Таким образом, применение на самолете «МАИ-223М» воздушного винта меньшего диаметра по сравнению со штатным можно рассматривать как конструктивный способ снижения шума на местности данного самолета. При этом необходимо учитывать также влияние компоновки агрегатов двигателя на генерацию широкополосного акустического излучения СУ в целом.

На основании полуэмпирической модели шума винта получено соотношение для определения влияния диаметра винта на уровень звуковой мощности СУ при условии геометрического, аэродинамического подобия винтов и постоянстве частоты вращения.

*В результате экспериментального исследования влияния зазора между толкающим винтом и крылом установлено следующее.*



Увеличение зазора между плоскостью вращения винта в толкающей компоновке и задней кромкой крыла приводит к снижению уровней гармонических составляющих шума винта от неустановившейся аэродинамической нагрузки, и может рассматриваться как конструктивный способ снижения шума на местности ЛВС. Также следует учитывать этот эффект при разработке новейших ЛВС и БПЛА с различными винтовыми двигателями в толкающей компоновке.

### **3. Методика расчетной оценки акустических характеристик винтомоторных силовых установок**

Для корректной оценки шума на местности легкомоторных самолетов и БПЛА необходим комплексный подход, заключающийся в оценке излучаемых уровней шума воздушного винта и поршневого двигателя. Поэтому в диссертации акустическое поле винтомоторной СУ рассматривается как суперпозиция полей формируемых излучением от воздушного винта и от поршневого двигателя. Оценку спектральных составляющих и суммарных уровней шума винтомоторных СУ можно выполнить согласно выражению:

$$L_{СУ} = 10 \lg(10^{0,1L_{винта}} + 10^{0,1L_{двигателя}}) , \quad (3.1)$$

где  $L_{СУ}$  – общий уровень шума СУ,  $L_{винта}$  – уровень шума винта,  $L_{двигателя}$  – уровень шума двигателя.

Расчет шума винта базируется на полуэмпирической модели шума винта [25,26]. При этом данная модель скорректирована на основании данных, полученных в диссертации в части прогнозирования широкополосного (вихревого) шума, а также в части учета влияния осевого зазора между толкающим винтом и расположенными перед ним элементами планера на акустические характеристики СУ.

#### **3.1. Метод расчета шума авиационных поршневых двигателей**

Краткий обзор методов расчета шума поршневых двигателей представлен в разделе 1. В разделе 2 получены в рамках данной диссертационной работы обобщенные энергетические характеристики поршневых авиационных двигателей и факторы направленности типовых авиационных двигателей. Все эти данные используются в предлагаемой методике прогнозирования шума авиационных поршневых двигателей.

Суммарный уровень шума авиационного поршневого двигателя в дальнем поле может быть оценен по формуле:

$$L = 10 \lg W + \Delta - 20 \lg R + 10 \lg \Phi , \quad (3.2)$$

где  $L$  – суммарный уровень звукового давления в направлении  $\phi$ ,  $W$  – суммарная звуковая мощность авиационного поршневого двигателя,  $R$  – расстояние от источника до точки наблюдения,  $10 \lg \Phi$  – фактор направленности,  $\Delta = 10 \lg(1/(W_0 4\pi)) = 109$  дБ – при излучении в сферу или 112 дБ при излучении в полусферу.

Факторы направленности суммарного излучения типовых авиационных поршневых двигателей, характерных для легкомоторной авиации, на основании экспериментальных

исследований, выполненных в диссертационной работе, можно определить по данным графика (рисунок 2.35).

На основании выполненных в диссертационной работе экспериментальных исследований известная формула М.Хекла (1.3), предложенная для ДВС наземного применения, может быть скорректирована для расчета спектров уровней звуковой мощности типовых авиационных поршневых двигателей следующим образом:

$$L_{wf} = A_i + 10 \lg \left( \frac{N_e n_n (1 + N_e / V_H)}{\left( \frac{f}{f_1} + \frac{f_1}{f} \right)} \right) + B_j \lg \left( \frac{n}{n_n} \right), \quad (3.3)$$

где  $n_n$  – номинальная частота вращения коленвала, об/мин;  $f$  – центральная частота третьоктавной полосы;  $N_e$  – номинальная эффективная мощность, кВт;  $n$  – частота вращения коленвала на заданном режиме,  $f_1$  – центральная частота третьоктавной полосы, соответствующая частоте излучения основного тона двигателя;  $A_i$  и  $B_j$  – эмпирические коэффициенты, представленные в таблице 3.1, зависят от типа двигателя;  $V_H$  – рабочий объем двигателя, л.

Таблица 3.1– Коэффициенты в модели расчета шума авиационных двигателей и характерные особенности этих двигателей

тип двигателя	АИШ-62ИР	ROTAX-912ULS (без капота)	ROTAX-582UL (без капота)	ROTAX-912ULS (с капотом)
Тактность	4	4	2	4
Система охлаждения	воздушная	жидкостно-воздушная	воздушная	жидкостно-воздушная
коэффициенты $A_i$	48	44	40	39
коэффициенты $B_j$	38	65	68	65

Коэффициенты  $B_j$  получены из обобщенных энергетических характеристик поршневых двигателей и характеризуют влияние режима работы на уровень шума при работе по внешней скоростной характеристике. Величины этих коэффициентов зависят от конструктивных особенностей двигателей и изменяются в соответствии с значениями показателей степени ( $x$  и  $y$ ) при мощности ( $N_e$ ) и при частоте вращения коленвала двигателей ( $n_{кв}$ ) для суммы гармонических составляющих шума различных авиационных двигателей  $W \propto N_e^x, n_{кв}^y$ , представленным в таблице 2.10.

Наличие глушителей в выхлопном тракте двигателей приводит к тому, что шум выхлопа перестает быть доминирующим источником (превышать по уровню на 10-15 дБ остальные источники) в суммарном шуме ДВС и существенную роль начинает играть, так называемый, структурный шум, распространяющийся в окружающую среду через корпус двигателя. Поэтому при расчете шума двигателей типа ROTAX-912ULS с глушителем шума выхлопа, заключенных в

капот, следует использовать коэффициент  $A_i$  на 5 дБ ниже, чем для случая двигателя без капота (таблица 3.1). Величина снижения шума на 5 дБ была предложена на основании экспериментального исследования влияния капотирования на шум авиационной поршневой СУ, представленного в разделе 2.6.

Согласно модели М. Хекла спектральный максимум третьоктавного спектра всегда будет расположен в фиксированной полосе с центральной частотой 1000 Гц. В предложенной в настоящей работе модели спектральный максимум третьоктавного спектра предлагается принимать на частоте основного тона двигателя. При расчете авиационного поршневого двигателя номинальным режимом следует считать взлетный режим работы СУ.

Также можно видеть (таблица 2.9), что более показательным параметром, характеризующим авиационный двигатель, является, не принятая в модели М. Хекла удельная мощность, а литровая мощность двигателя. Поэтому литровая мощность используется в качестве параметра в новой расчетной модели.

Таким образом, предложенная модель учитывает основные особенности авиационных двигателей по сравнению с двигателями наземного применения и, как следствие, отражает особенности механизмов генерации шума такими двигателями.

*Сравнение расчетных и измеренных суммарных уровней звуковой мощности авиационных двигателей*

На рисунках 3.1-3.3 представлены рассчитанные и измеренные суммарные уровни звуковой мощности авиационных двигателей при работе по внешней скоростной характеристике. Также для сравнения на графиках представлены данные расчета по модели М. Хекла.

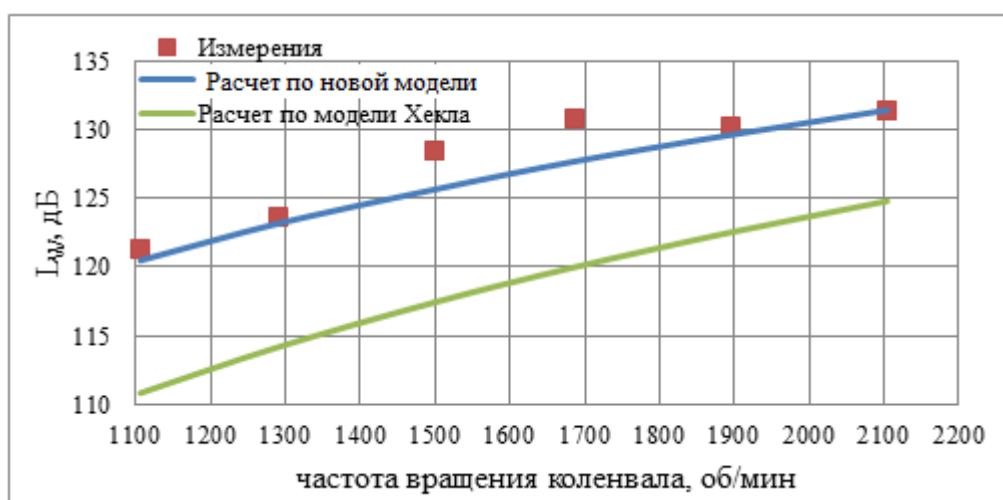


Рисунок 3.1– Сравнение измеренных и рассчитанных уровней звуковой мощности двигателя АШ-62ИР

Можно видеть (рисунки 3.1-3.3), что расчет по модели Хекла не дает удовлетворительных результатов, за исключением экспериментальных точек, выпадающих из общего тренда, и эту модель нельзя использовать для расчета шума авиационных поршневых двигателей. В тоже время можно видеть хорошее согласование расчетных данных по предложенной модели (3.2) с результатами экспериментов (рисунки 3.1-3.3) за исключением нескольких, выпадающих из общего тренда режимов. Но даже для выпадающих из общего тренда режимов отклонение расчетных и экспериментальных данных достаточно приемлемое для аэроакустики и составляет 1-2 дБ.

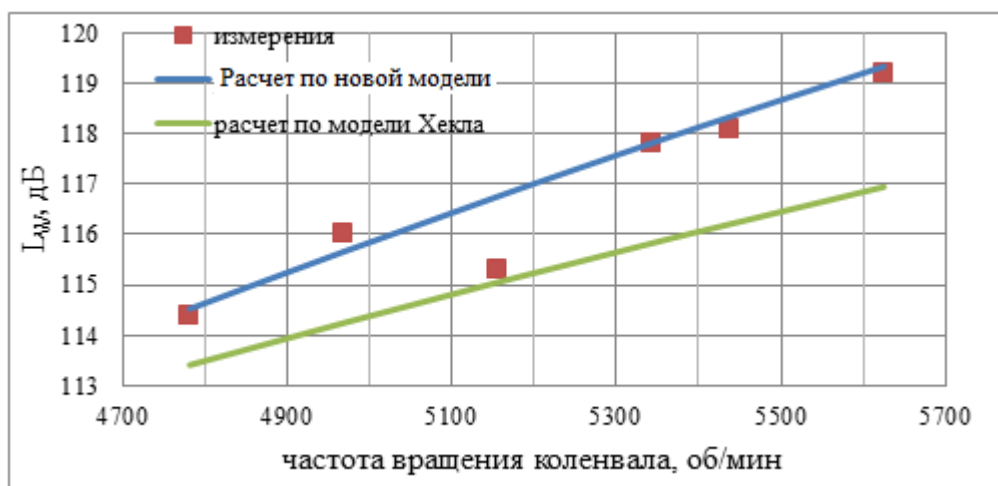


Рисунок 3.2– Сравнение измеренных и рассчитанных уровней звуковой мощности двигателя ROTAX-582UL

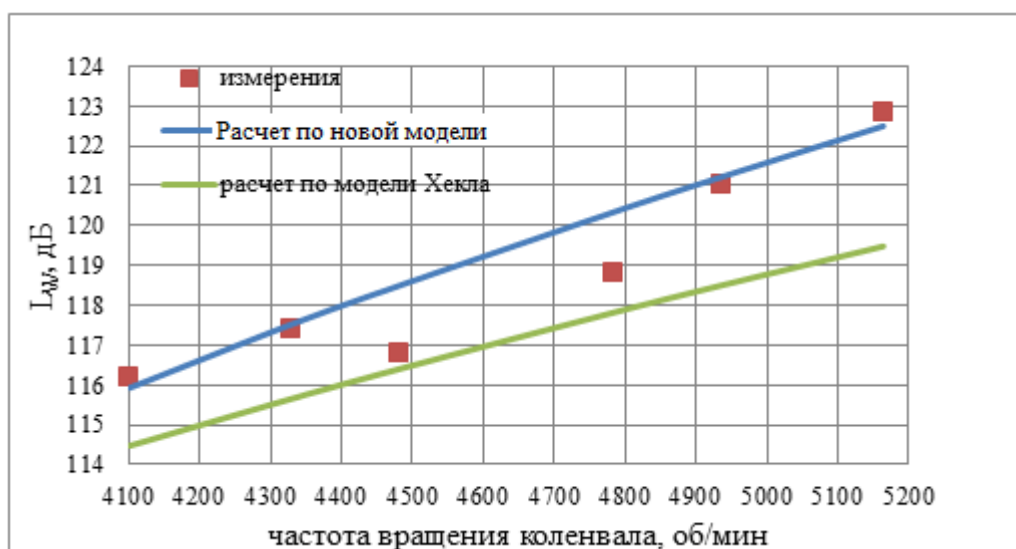


Рисунок 3.3– Сравнение измеренных и рассчитанных уровней звуковой мощности двигателя ROTAX-912ULS (без капота, самолет МАИ-890У)

*Сравнение расчетных и измеренных характеристик направленности авиационных двигателей*

На рисунках 3.4-3.6 представлены рассчитанные и измеренные характеристики направленности суммарного излучения двигателей АШ-62ИР, ROTAX-582UL и ROTAX-912ULS без капота.

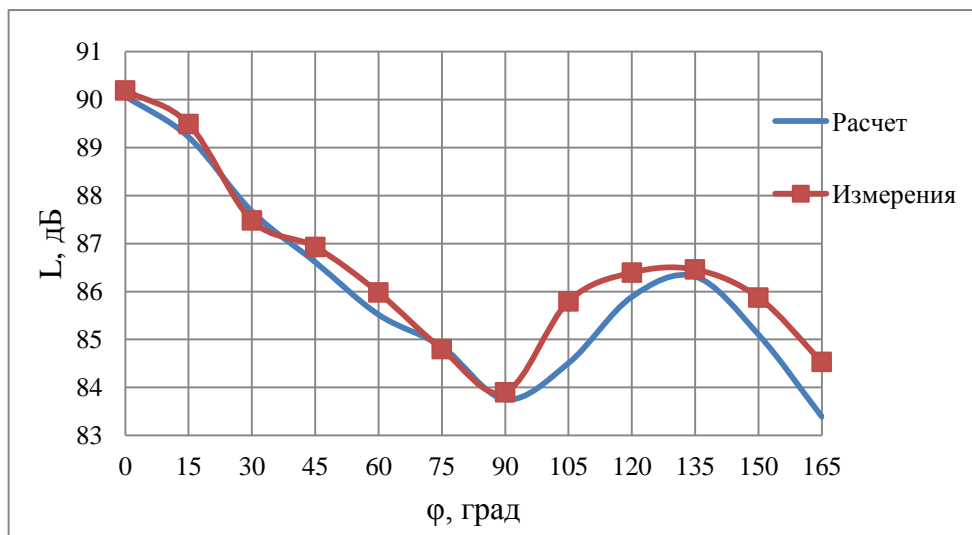


Рисунок 3.4 – Характеристика направленности шума поршневого двигателя АШ-62ИР  
( $n_{кв}=1291,7$  об/мин,  $R=30$  м)

Можно видеть (рисунок 3.4) хорошее согласование расчетных уровней шума двигателя АШ-62ИР с экспериментальными данными во всем рассматриваемом диапазоне азимутальных углов.

Для двигателя ROTAX-582UL (рисунок 3.5) получено в целом хорошее согласование рассчитанных и измеренных уровней шума в пределах 1-2 дБ.

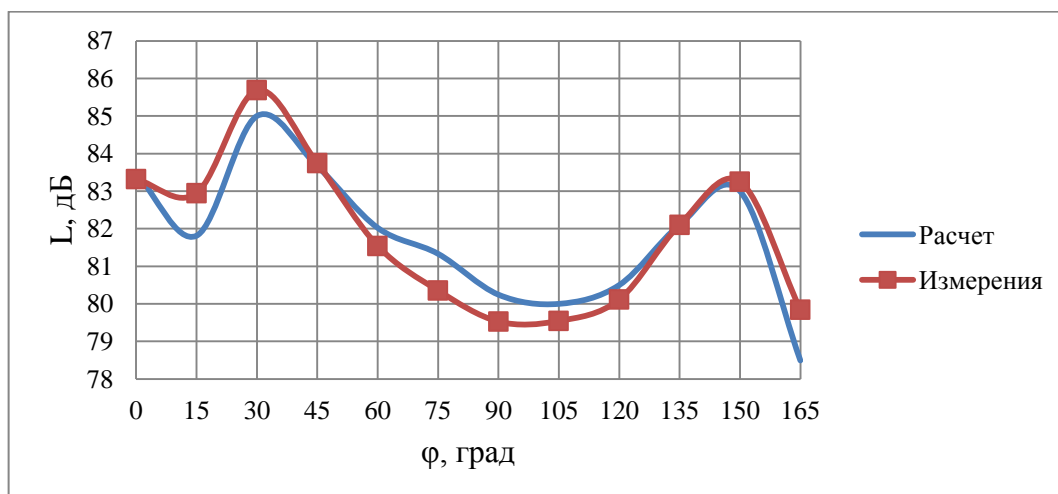


Рисунок 3.5– Характеристика направленности шума поршневого двигателя ROTAX-582UL  
( $n_{кв}=5625$  об/мин,  $R=30$  м)

Для двигателя ROTAX-912ULS без капота (рисунок 3.6) получено хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных в диапазоне углов 45-165°. Различие в пределах 2,5 дБ в передней полусфере (0-30°) связано с влиянием режима работы двигателя на характеристику направленности излучения, поскольку в расчетной модели заложен осредненный фактор направленности двигателя по всем режимам работы.

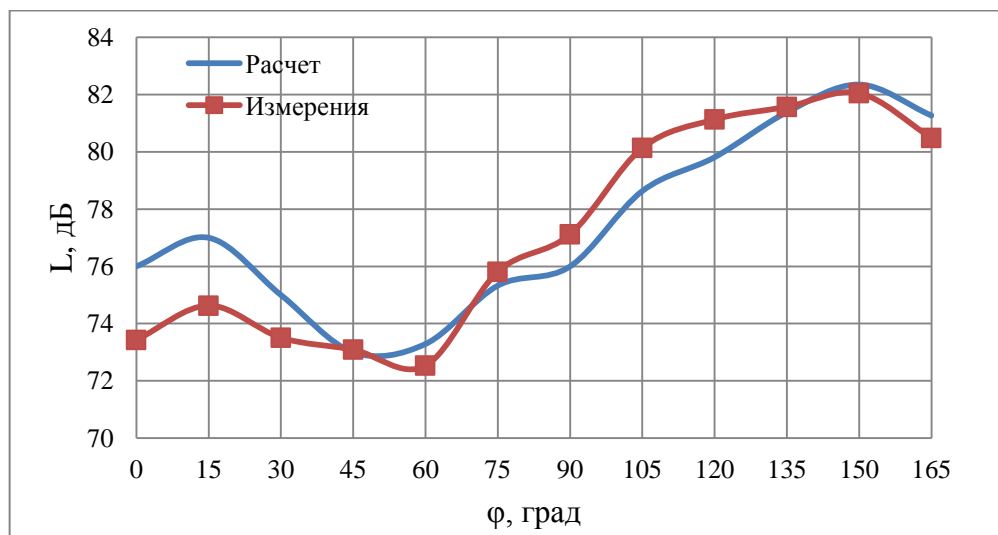


Рисунок 3.6– Характеристика направленности шума поршневого двигателя ROTAX-912ULS без капота ( $n_{кв}=4101$  об/мин,  $R=30$  м)

Коэффициент детерминации  $R^2$ , который является показателем качества предложенной расчетной модели, для трех представленных примеров расчета характеристик направленности двигателей изменяется в пределах  $0,87 < R^2 < 0,93$ . Полученные значения  $R^2 > 0,87$  свидетельствуют о хорошем качестве предложенной модели при решении задачи прогнозирования шума типовых авиационных двигателей.

Следует заметить, что при расчете шума легкомоторных самолетов на местности следует учитывать падение мощности двигателя при подъеме на высоту.

### 3.2. Расчет уровней шума винтомоторной силовой установки

Расчет шума воздушного винта самолета МАИ-890У был выполнен в программном комплексе «АЭРОШУМ», разработанном в ЦАГИ [53]. Алгоритм расчета шума винта основан на полуэмпирической модели [25,26]. Расчет шума поршневого двигателя ROTAX-912ULS (без капота) выполнен согласно разработанной в разделе 3.1 методике.

Для сравнения расчетных и экспериментальных данных был выполнен расчет спектра уровней звуковой мощности воздушного винта, поршневого двигателя и расчет общего акустического поля СУ самолета. Результаты расчета сравниваются с экспериментальными данными на рисунках 3.7 и 3.8.

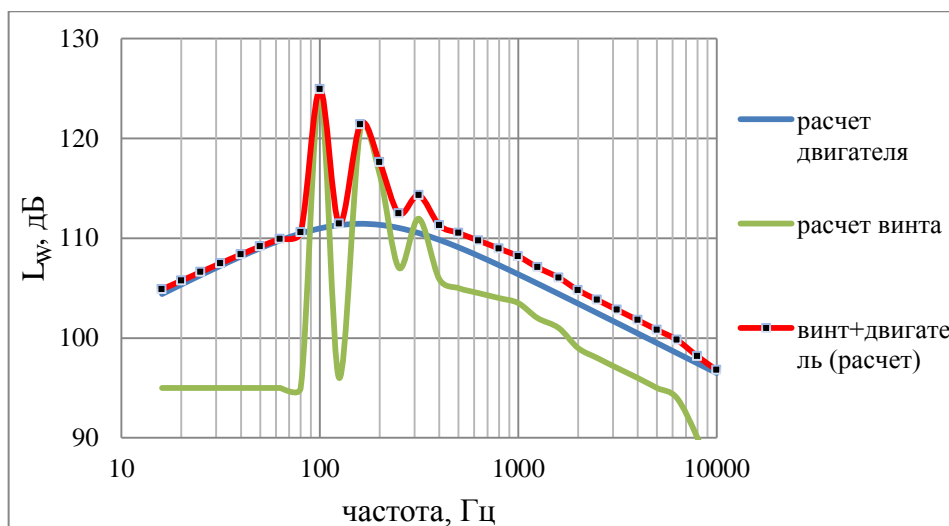


Рисунок 3.7 – Результаты расчета спектра суммарного уровня звуковой мощности СУ самолета МАИ-890У и спектров двигателя и винта ( $n_{KB}=5165$ об/мин)

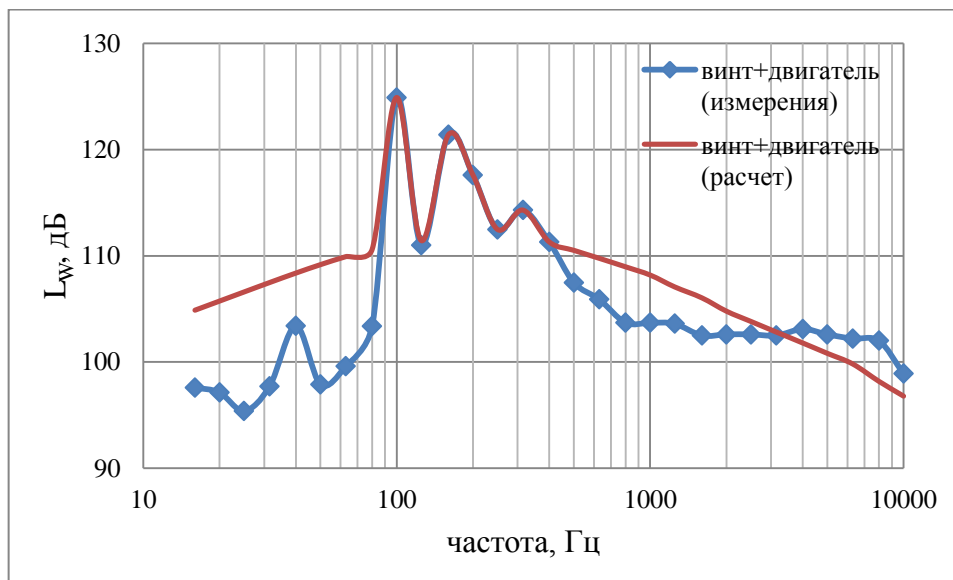


Рисунок 3.8– Сравнение рассчитанных и измеренных спектров уровней звуковой мощности СУ самолета МАИ-890У ( $n_{KB}=5165$ об/мин)

В целом получено удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных по спектру уровней звуковой мощности и хорошее согласование по суммарному уровню звуковой мощности СУ самолета, поскольку суммарный уровень звуковой мощности



определяется и излучением в области частот 100-500 Гц. В этой области частот максимальная спектральная плотность соответствует первым трем гармоникам шума винта и основному тону двигателя.

### 3.3. Рекомендации по расчету широкополосного (вихревого) шума воздушного винта

Ранее при экспериментальном исследовании винтомоторных СУ было установлено влияние числа Рейнольдса на интенсивность широкополосного (вихревого) шума воздушного винта (раздел 2.5), которое проявляется в отличии показателя степени зависимости интенсивности шума от характерной скорости обтекания профиля лопасти. В частности для воздушных винтов, работающих на режиме автомодельности, была установлена зависимость интенсивности вихревого шума от характерной скорости обтекания профиля лопасти в степени  $\sim 5$ . В связи с этим, представляет интерес скорректировать существующую модель расчета вихревого шума воздушного винта с учетом этого фактора.

Согласно полуэмпирической модели шума винта [25,26], звуковую мощность широкополосной составляющей можно рассчитать согласно выражению (2.2). При этом в качестве коэффициента  $c_1$  с учетом работы винта на режиме автомодельности при характерной скорости обтекания профиля лопасти  $\lg Re \approx 6,5$ :

$$c_1 = \frac{D_i}{M_{\text{окр}}^3}, \quad (3.5)$$

где  $D_i$  – эмпирический коэффициент пропорциональности, в частности для винта самолета МАИ-890У  $D_i = 0,014$ ,  $M_{\text{окр}}$  – число Маха окружной скорости в концевом сечении воздушного винта.

Следует заметить, что выражения (2.2) и (3.5) справедливы только при расчете вихревой составляющей шума винтов, работающих в области автомодельных ( $Re > 10^6$ ) режимов.

### Выводы по разделу 3

В данном разделе представлен предложенный автором метод прогноза общего акустического поля винтомоторной СУ, учитывающий основные источники шума. Предложена модель для расчета шума авиационных поршневых двигателей основных типов. Модель является эмпирической и используется для определения интегральных характеристик акустического поля двигателя. При этом рассматривается общее акустическое поле типовых авиационных двигателей, т.е. суммарный шум не подразделяется на отдельные составляющие. В тоже время модель учитывает особенности механизмов генерации шума авиационными поршневыми двигателями, а также влияние капотирования двигателя, которое проявляется в снижении структурного шума.

Расчет шума воздушного винта производится на основании полуэмпирической модели шума. При этом модель скорректирована в части расчета широкополосного шума с учетом установленного в диссертации влияния характерной скорости обтекания профиля лопасти на интенсивность вихревого шума. Показано хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных по шуму винтомоторных силовых установок.

#### **4. Акустическая заметность ЛА с винтомоторной силовой установкой**

Проблему акустической заметности необходимо рассматривать в двух аспектах. В одном случае необходимо обеспечить незаметность ЛА отечественных вооруженных сил. А в другом случае, необходимо распознавать ЛА противника. При этом проводить исследования, связанные с проблемой акустической заметности, можно в двух основных направлениях. Первое направление это исследование возможности обнаружения и идентификации ЛА при помощи специальной измерительной аппаратуры и специализированного программного обеспечения. Другое направление связано с исследованием субъективной возможности обнаружения ЛА наблюдателем (на слух). В рамках данной диссертационной работы рассматривается второе направление исследований.

Для решения проблемы аудио заметности ЛА с винтовыми двигателями необходимо в первую очередь иметь данные об акустических характеристиках природного фона в приземном слое атмосферы в различных природно-климатических зонах и о закономерностях его формирования. Во-вторых, необходимо выбрать критерий для оценки акустических характеристик ЛА. В-третьих, для расчета границ аудио заметности необходима верифицированная программа расчета шума ЛА на местности учитывающая основные источники шума и особенности его распространения в турбулентной атмосфере. В-четвертых, для снижения акустической заметности уже существующих ЛА необходимо снижение шума основных источников.

Чем меньше уровень шума, излучаемый ЛА, тем меньше расстояние до наблюдателя, на котором может находиться ЛА без обнаружения. Поэтому одни из первых опубликованных работ [41,42] по проблеме обнаружения ЛА с винтовыми двигателями в основном посвящены методам снижения шума самолетов на местности. Характеристиками «обнаруживаемости» авторы считают дальность обнаружения ЛА по траектории полета и высоту горизонтального полета над точкой расположения наблюдателя без возможности распознавания ЛА.

##### **4.1.Спектральные и интегральные характеристики природного акустического фона в приземном слое атмосферы**

Основные результаты экспериментальных исследований природного акустического фона опубликованы автором диссертации в статье [113]. В работе дано общее описание приземного турбулентного слоя атмосферы и показано на основе анализа модели Лайтхилла генерации звука низкоскоростным потоком, что основным источником природного фона является «собственный» шум турбулентности, возникающей при взаимодействии потока ветра с конвективными потоками.

### Район проведения акустических измерений и используемое оборудование

В акустические измерения природного фона производились на аэродроме МАИ. Измерения проводились при субъективном отсутствии источников техногенного фонового шума.

Аэродром представляет собой окруженное лесом ровное поле с размерами  $\approx 1500 \times 2500$  м (рисунок 4.1). С севера и с востока территория аэродрома ограничена автодорогами Р-107 и Р-108. Кратчайшее расстояние от места измерения шума до автодорог составляет 2,5-3 км. Поверхность земли на аэродроме – заросший травой суглинок. Траву периодически выкашивают.

Наземная измерительная система включала в себя систему измерения и регистрации звукового давления и систему измерения параметров атмосферы в месте проведения акустических испытаний.

Для измерения уровней звукового давления природного акустического фона использовался портативный многофункциональный шумомер типа «Экофизика – 110А». Прибор выполняет функции шумомера 1 класса точности, виброметра, анализатора спектров, узкополосного анализатора (БПФ). Для измерения параметров атмосферы использовался электронный метеометр типа «МЭС-200А».

Акустические измерения выполнялись микрофоном, расположенным на высоте 1,2 м относительно поверхности земли. При этом на микрофоне устанавливалась ветрозащита.

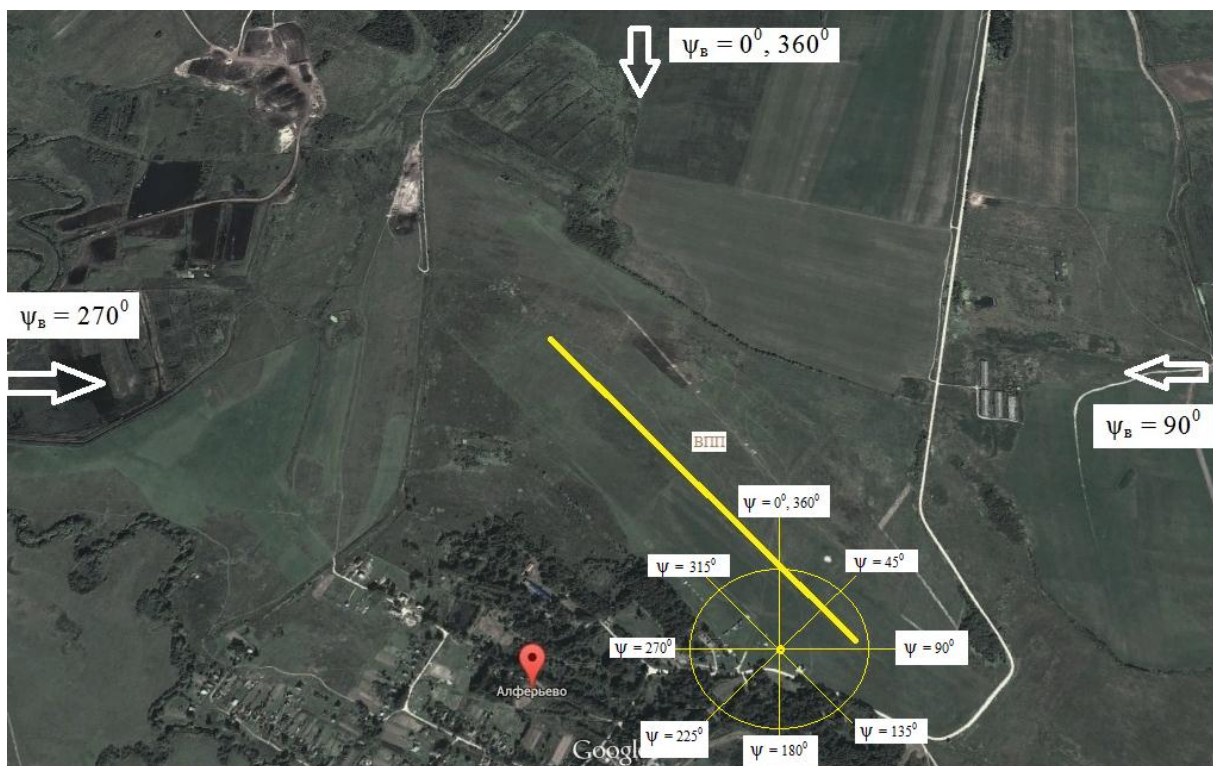


Рисунок 4.1 - Положение точки измерения шума и метеопараметров атмосферы на карте аэродрома с указанием взлетно-посадочной полосы (ВПП) и румба направлений ветра

## **Процедура формирования банка данных по спектральным характеристикам природного акустического фона**

Облик банка данных по интенсивности и спектральным характеристикам шума приземного слоя атмосферы определяется теми задачами, при решении которых будет использоваться данная информация. Одна из основных задач – это расчетно-экспериментальное определение границ области, в пределах которой шум самолета или БПЛА может быть выделен наблюдателем.

В авиационной акустике и, в частности, в проблеме шума ЛА на местности основной формой представления данных [1,2] является спектр звукового давления в третьоктавных полосах частот. Спектр звукового давления является основой для определения интегральных характеристик шума на местности ЛА различных классов и назначения. Массив спектров уровней звукового давления, полученных для локального интервала времени с постоянными или слабо изменяющимися во времени параметрами атмосферы, служит основой для статистической оценки амплитудных и частотных характеристик природного акустического фона для локальной комбинации параметров атмосферы.

Спектр акустического фона зависит от большого числа параметров, характеризующих состояние атмосферы в приземном слое в момент проведения акустических измерений. Но даже в условиях совершенно спокойного состояния атмосферы в локальной области приземного слоя, где проводится регистрация уровня звукового давления, природное звуковое давление является случайной величиной. Величина уровня звукового давления природного фона зависит от большого числа параметров, характеризующих состояние приземного слоя в области генерации акустического излучения и на пути распространения этого излучения до точки приема, из которых многие также являются случайными.

Методика сбора данных о спектральном составе природного акустического фона для заданной природно-климатической зоны может быть следующей. В течение конечного, например, дневного интервала времени суток может иметь место несколько локальных интервалов времени, внутри которых значения параметров состояния приземного слоя сохраняются неизменными. Для диапазона времени, в течение которого параметры состояния приземного слоя атмосферы практически сохраняют постоянные значения (температура, давление, влажность, скорость и направление ветра, характер облачности и направление движения облаков), спектры звукового давления регистрируются с шагом 1, 2 или 5 секунд на временном промежутке 60-90 с. В течение локального интервала времени протяженностью 2-3 часа измерения повторяются с шагом 15-30 минут всего 6-7 раз. В настоящей работе обработка измеренного звукового сигнала включала в себя получение третьоктавных спектров в диапазоне частот 16-10000 Гц, суммарного уровня

звукового давления и суммарного уровня, скорректированного по шкале А стандартного шумомера, для диапазона частот 10-20000 Гц.

Была выполнена статистическая обработка измеренных третьоктавных спектров природных акустических фонов согласно [43]. Расчет доверительного интервала производился для 90%-го уровня надежности, согласно t-распределению Стьюдента.

В результате был сформирован банк данных по интенсивности и спектральным характеристикам шума приземного слоя атмосферы. Он включает в себя числовые и графические матрицы спектров уровней звукового давления природного фона в третьоктавных полосах частот, осредненные для 90%-го уровня надежности оценки и сгруппированные по метеопараметрам с указанием доверительных интервалов.

### **Графические матрицы третьоктавных спектров природного фона**

Результаты измерений третьоктавных спектров звукового давления природного акустического фона представлены в виде типовых нормализованных графических матриц спектров уровней звукового давления на рисунках 4.2-4.7. Можно отметить, что измерения природного фона и формирование базы данных по его интегральным и спектральным характеристикам проводились в период с апреля по сентябрь 2014 года и с марта по июнь 2015 года.

На рисунках 4.2, 4.4, 4.6 представлены измеренные в течение 1 мин. интервала времени с шагом 5 секунд третьоктавные спектры звукового давления природного акустического фона, а на рисунках 4.3, 4.5, 4.7 представлены осредненные за интервал времени 60 секунд спектры уровней звукового давления.

На каждом рисунке приведена идентификационная надпись, содержащая: дату проведения испытаний, время начала измерений ( $\tau$ ), скорость ветра, оценка состояния облачности. Параметры атмосферы во время испытаний изменялись в следующих диапазонах: скорость ветра ( $W$ ) – 0-6 м/с; температура ( $t$ ) – 8-30<sup>o</sup>С; относительная влажность – 30-59%; состояние облачности – от «ясно» до «кучевые облака».

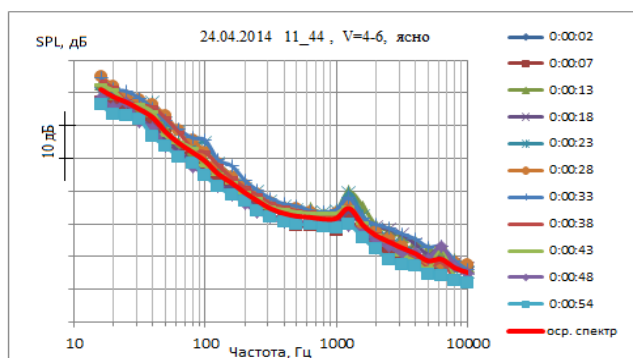
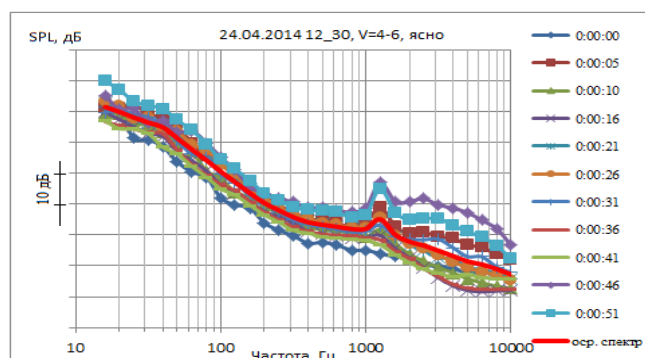
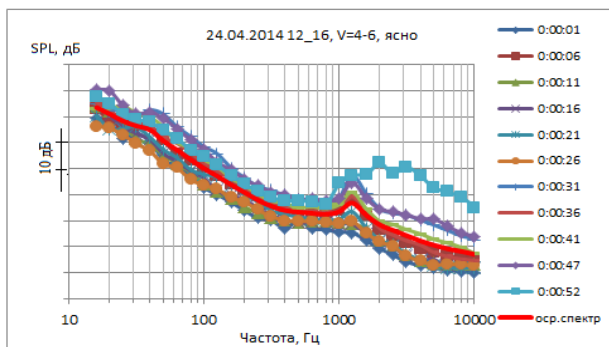
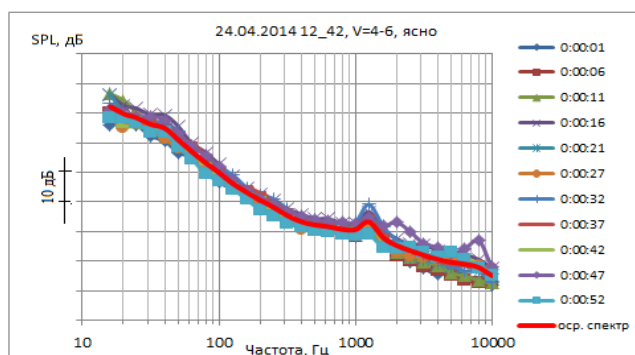
а)  $\tau = 11.44$ в)  $\tau = 12.30$ б)  $\tau = 12.16$ г)  $\tau = 12.42$ 

Рисунок 4.2- Спектры природного акустического фона при измерениях в течение 1 мин с шагом 5с.  
24.04.2014 ( $W=4-6\text{м/с}$ )

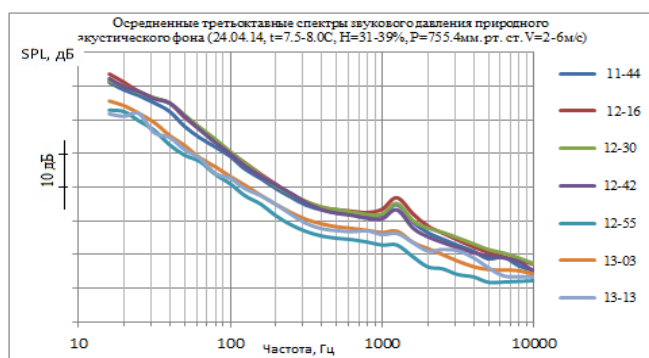


Рисунок 4.3 – Изменение осредненных спектров природного фона при измерении в течение дня  
24.04.2014 ( $W=4-6\text{м/с}$ )

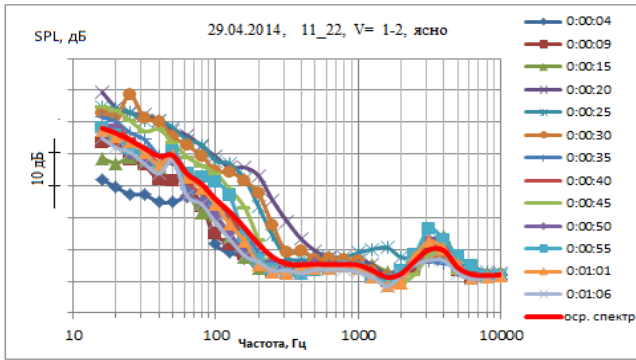
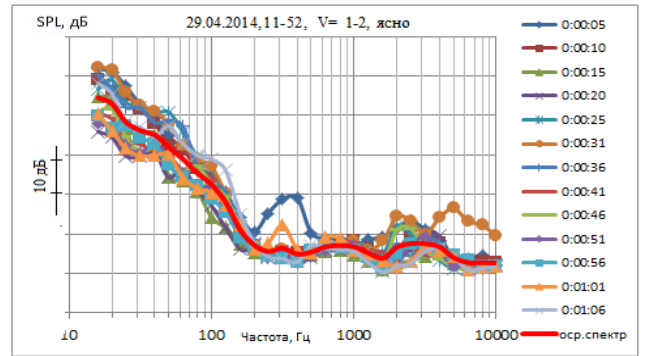
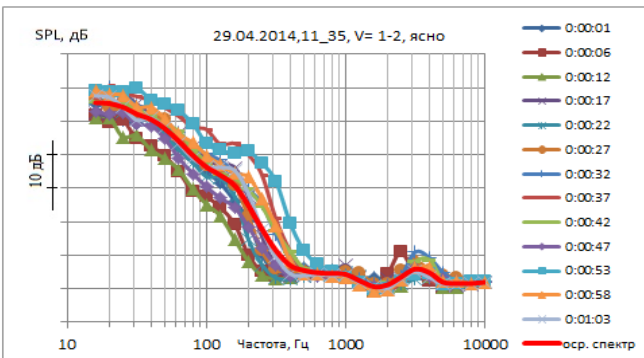
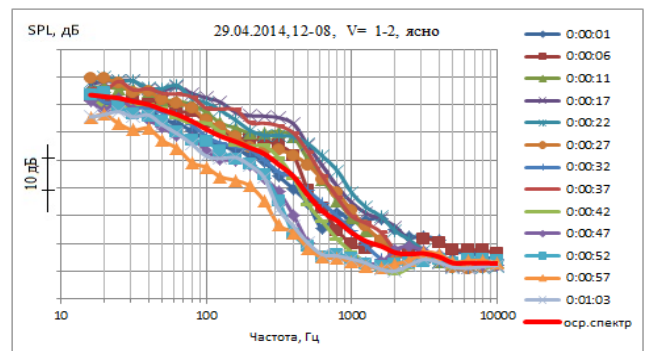
а)  $\tau = 11.22$ в)  $\tau = 11.52$ б)  $\tau = 11.35$ г)  $\tau = 12.08$ 

Рисунок 4.4 - Спектры природного акустического фона при измерениях в течение 1 мин с шагом 5с. 29.04.2014 ( $W=1-2\text{м/с}$ )

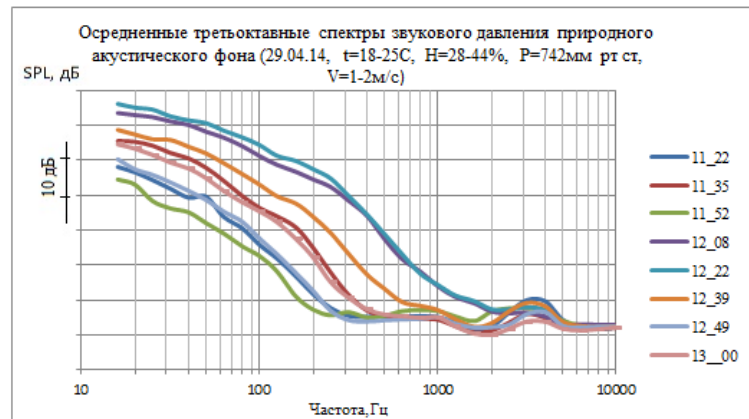
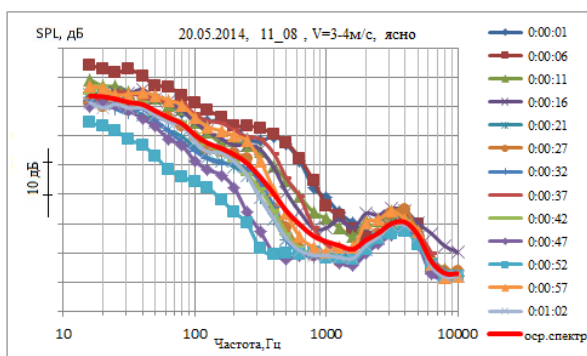
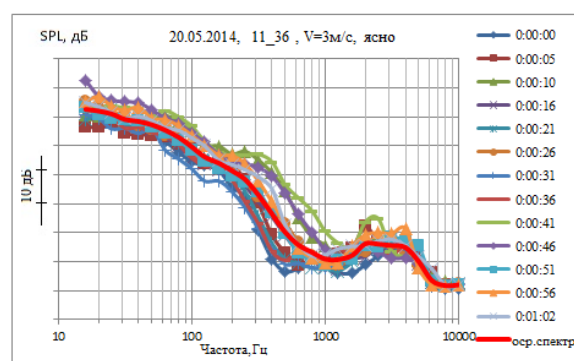


Рисунок 4.5 - Изменение средних спектров природного фона при измерении в течение дня 29.04.2014 ( $W=1-2\text{м/с}$ )

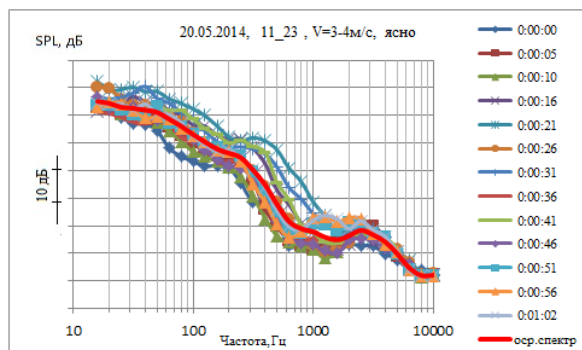




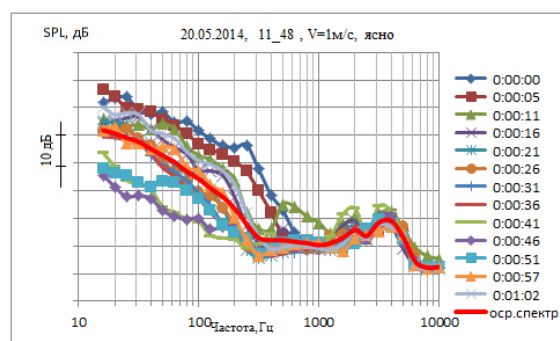
а)  $\tau = 11.08$



б)  $\tau = 11.36$



в)  $\tau = 11.23$



г)  $\tau = 11.48$

Рисунок 4.6 - Спектры природного акустического фона при измерениях в течение 1 мин с шагом 5с. 20.05.2014 ( $W=1-4\text{ м/с}$ )

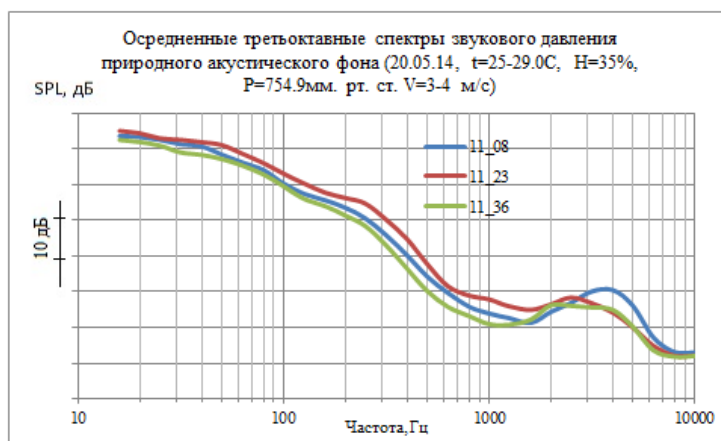


Рисунок 4.7 - Изменение осредненных спектров природного фона при измерении в течение дня 20.05.2014 ( $W=1-4\text{ м/с}$ )

На основании полученных третьоктавных спектров уровней звукового давления природного акустического можно сделать следующие выводы:

1. Акустическое излучение, соответствующее природному акустическому фону, является широкополосным в широком диапазоне частот 16-10000 Гц.

2. Форма спектров природного акустического фона – спадание интенсивности спектральных составляющих по частоте - согласуются с известной моделью распада вихрей в турбулентном приземном слое атмосферы [114] .

3. В спектре природного акустического фона можно выделить, по крайней мере, четыре диапазона частот, в которых отмечается характерное изменение уровней спектральных составляющих по частоте. Это:

- диапазон частот 16-400Гц, где отмечается монотонное уменьшение спектрального уровня звукового давления при увеличении частоты;
- диапазон частот 400-10000 Гц, где с ростом частоты спектральный уровень звукового давления уменьшается слабо или даже сохраняет постоянное значение;
- диапазоны частот 1000-2000 Гц и 3000-4000 Гц, в которых имеет место возрастание спектрального уровня звукового давления природного акустического фона.

Источники излучения в данных диапазонах частот предстоит определить в дальнейшем.

4. Спектральные уровни природного акустического фона могут быть весьма нестабильны даже в процессе интервала времени, равном 1 мин, при отсутствии или при низкой (до 2м/с) скорости ветра. И, наоборот, спектральные уровни звукового давления могут мало изменяться во времени даже при повышенной (до 6 м/с) скорости ветра.

### **Статистическое обобщение экспериментальных данных по природному акустическому фону в приземном слое атмосферы. Влияние различных параметров на суммарный уровень звукового давления природного фона**

#### *Осредненные спектры звукового давления и доверительные интервалы*

На представленных ниже рисунках 3.8-3.10 приведены осредненные спектры звукового давления для нескольких дней наблюдения, показаны границы доверительного интервала для каждой полосы частот и значения суммарных по спектру уровней звукового давления для осредненного спектра и для граничных спектров.

Осредненные спектры уровней звукового давления природного фона являются составной частью базы данных по природному акустическому фону в приземном слое атмосферы и позволяют провести оценку влияния скорости ветра и типа подстилающей поверхности на спектральные уровни звукового давления и на величину суммарного по осредненному спектру уровня звукового давления.

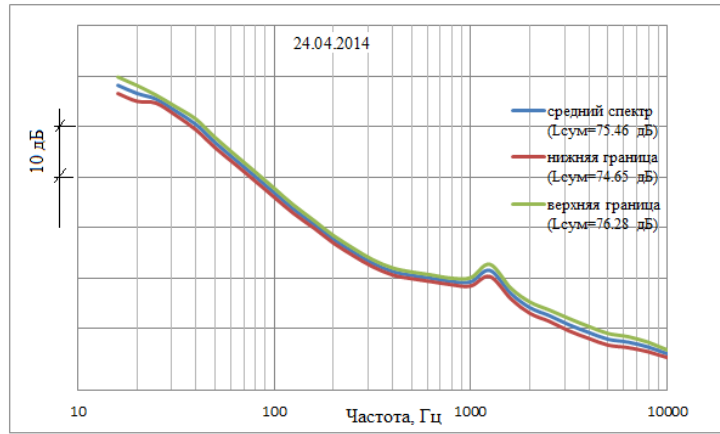


Рисунок 4.8 – Осредненный спектр акустического фона в третьоктавных полосах частот, границы доверительных интервалов и суммарные уровни звукового давления для  $W=4-6$  м/с. Измерения 24.04.2014 ( $t=8^{\circ}\text{C}$ ,  $P=1007$  гПа, относ. влажность - 38%,  $\psi_{\text{в}}=330^{\circ}-360^{\circ}$ , ясно. Доверительный интервал для частот 16-10000 Гц:  $\delta=\pm(1,6\div 0,2)$  дБ)

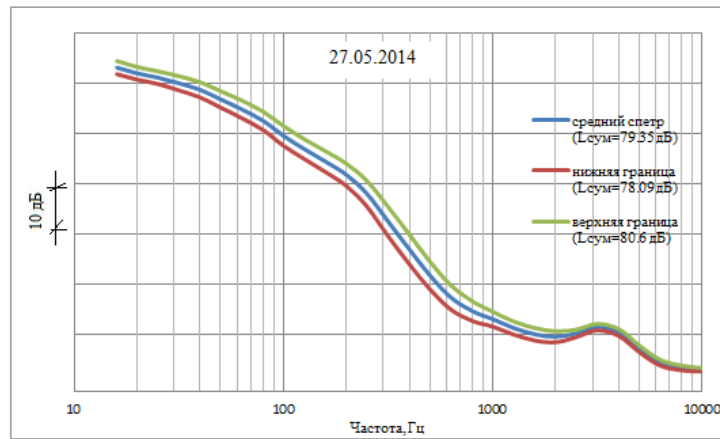


Рисунок 4.9 – Осредненный спектр акустического фона в третьоктавных полосах частот, границы доверительных интервалов и суммарные уровни звукового давления для  $W=2-3$  м/с. Измерения 27.05.2014 ( $t=28^{\circ}\text{C}$ ,  $P=989$  гПа, относ. влажность - 42%,  $\psi_{\text{в}}=40^{\circ}-50^{\circ}$ , кучевые облака. Доверительный интервал для частот 16-10000 Гц:  $\delta=\pm(2,96\div 0,36)$  дБ)

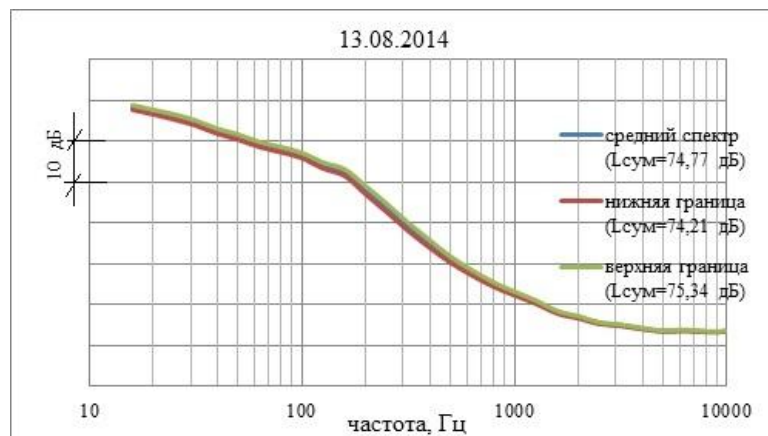


Рисунок 4.10 – Осредненный спектр акустического фона в третьоктавных полосах частот, границы доверительных интервалов и суммарные уровни звукового давления для  $W=3,5-4$  м/с. Измерения 13.08.2014 ( $t=20^{\circ}\text{C}$ ,  $P=991$  гПа, относ. влажность - 52%,  $\psi_{\text{в}}=240^{\circ}-260^{\circ}$ , ясное небо. Доверительный интервал для частот 16-10000 Гц:  $\delta=\pm(0,6\div 0,1)$  дБ)

Полученная в работе база данных может использоваться для расчета координат границ зоны акустической заметности при использовании БПЛА в аналогичной природно-климатической зоне. При этом при оценке в первом приближении можно использовать осредненные спектры фона. При более детальном расчете необходимо использовать спектры соответствующие нижней и верхней границам доверительного интервала. В этом случае координаты границ зоны аудио заметности ЛА будут характеризоваться собственным доверительным интервалом.

### ***Влияние типа подстилающей поверхности на суммарный уровень звукового давления природного фона***

Важнейшими факторами, влияющими на приземный пограничный слой атмосферы, и как следствие, на механизмы генерации шума в нем являются конвективная турбулентность и вертикальный градиент скорости ветра. В свою очередь, градиент скорости ветра и конвективная турбулентность в приземном слое, определяющие интенсивность турбулентности потока, существенно зависят от типа подстилающей поверхности. В настоящей работе предпринята попытка оценить влияние типа подстилающей поверхности на уровень звукового давления природного фона.

Осредненные спектры звукового давления, соответствующие скорости ветра 4-6м/с и разным значениям румбов ветра (рисунок 4.1), были измерены 24.04.2014, 7.05.2014 и 14.05.2014. В представленной ниже таблице 4.1 приведены измеренные значения скорости и направления ветра, суммарного уровня звукового давления, рассчитанного по осредненному спектру ( $L_{\Sigma}$ ), и величина разности температур воздуха на высоте 2м ( $\Delta t$ ) между дневной температурой (в 13<sup>00</sup> часов) и минимальной ночной температурой воздуха. Эти температуры определялись по данным метеостанции г. Волоколамска [115].

Аналогичные данные для скорости ветра 2-2,5м/с (измерения 29.04.2014, 20.05.2014 и 14.05.2014) представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.1 – Суммарные уровни фона и метеопараметры для измерений при скорости ветра 4-6 м/с

Дата испытаний	24.04.2014	7.05.2014	14.05.2014
Скорость ветра, (м/с)	4 – 6	4,5 - 5	4 - 6
Угол ветра, (град.)	330-360	270	248
$L_{\Sigma}$ , (дБ)	75,5	74,2	69,8
$\Delta t$ (воздух), (°C)	6,9	5,8	11,5
$t_{13-00}$ , (°C)	6,1	8,1	18,5

Таблица 4.2 – Суммарные уровни фона и метеопараметры для измерений при скорости ветра 2-2,5 м/с

Дата испытаний	29.04.2014	20.05.2014	14.05.2014
Скорость ветра, (м/с)	2	2	2 – 2,5
Угол ветра, (град.)	220	100	260
$L_{\Sigma}$ , (дБ)	64,4	79	59,1
$\Delta t$ (воздух), ( $^{\circ}\text{C}$ )	16	10,5	11,5
$t_{13-00}$ , ( $^{\circ}\text{C}$ )	18,9	27,5	18,5

Наибольшие суммарные уровни звукового давления отмечаются в случаях, когда ветер распространяется над ровной поверхностью при отсутствии лесного покрова (измерения 24.04.2014 в таблице 4.1 и измерения 20.05.2014 в таблице 4.2). Снижение суммарного уровня звукового давления природного фона при распространении ветра над подстилающей поверхностью с лесным покровом, по сравнению со случаем распространения ветра над земной поверхностью без лесного покрова, составляет: при скорости ветра 4-6 м/с -  $\Delta L_{\Sigma} = 4,5 \div 5,7$  дБ, а при скорости ветра 2-2,5 м/с -  $\Delta L_{\Sigma} = 14 \div 18$  дБ.

Полученные оценки являются приближенными, поскольку величина снижения уровня шума будет зависеть не только от вида подстилающей поверхности, но и от скорости передачи тепла от земли к воздуху, которая зависит от скорости нагрева верхнего слоя подстилающей поверхности. Этим можно объяснить различие в уровнях фона, измеренных 29.04.2014 и 14.05.2014 (таблица 4.2). Поэтому приведенные оценки показывают скорее тенденцию изменения уровня шума в приземном слое при изменении вида подстилающей поверхности.

Полученный результат качественно согласуется с предложенной моделью генерации шума в приземном слое атмосферы [103], в рамках которой уровень шума тем больше, чем выше интенсивность турбулентности в приземном слое. А интенсивность турбулентности определяется величинами скоростей ветра и конвективного потока и соотношением между этими скоростями. Скорость конвективного потока определяется степенью прогрева подстилающей поверхности, вдоль которой распространяется ветер, и она существенно выше на открытых для солнечной радиации поверхностях по сравнению с поверхностями с лесным покровом.

Отмеченное выше заметное превышение влияния конвекции на уровень шума при относительно низкой скорости ветра (2-2,5 м/с), по сравнению со случаем повышенной скорости ветра (4-6 м/с), обусловлено, возможно, тем, что в рассматриваемом сравнении случаю с пониженной скоростью ветра соответствует более высокий прогрев подстилающей поверхности (на  $10,5^{\circ}\text{C}$  нагрев воздуха, таблица 4.2) и, следовательно, более высокая скорость

конвективного потока, чем это имело место в случае повышенной скорости ветра (на 6,9°C нагрев воздуха, таблица 4.1).

***Влияние скорости ветра на суммарный уровень звукового давления природного фона***

Ниже рассматриваются результаты измерений суммарных уровней природного фона и метеопараметров для различных скоростей ветра, но при одинаковом типе подстилающей поверхности. В таблицах 4.3 и 4.4 представлены результаты измерения уровней фона при разной скорости ветра. Данные результаты получены для открытой и покрытой лесом подстилающих поверхностей.

Таблица 4.3 – Суммарные уровни фона и метеопараметры для измерений при открытой подстилающей поверхности

Дата испытаний	20.05.2014	20.05.2014
Скорость ветра, (м/с)	2	3
Угол ветра, (град.)	100	100
$L_{\Sigma}$ , (дБ)	79	80,9
$\Delta t$ , (°C)	10,5	10,5
$t_{13-00}$ , (°C)	27,5	27,5

Таблица 4.4 – Суммарные уровни фона и метеопараметры для измерений при покрытой лесом подстилающей поверхности

Дата испытаний	14.05.2014	14.05.2014
Скорость ветра, (м/с)	4-5	2 – 2,5
Угол ветра, (град.)	220	260
$L_{\Sigma}$ , (дБ)	64,4	59,1
$\Delta t$ , (°C)	16	16
$t_{13-00}$ , (°C)	18,5	18,5

Из представленных в таблицах 4.3 и 4.4 данных видно, что при прочих равных условиях увеличение скорости ветра от 2 до 3 м/с (таблица 4.3) приводит к возрастанию суммарного уровня звукового давления на 1,9 дБ, а увеличение скорости ветра в два раза (таблица 4.4) вызывает возрастание суммарного уровня звукового давления на 5,3 дБ.

***Влияние вертикальных конвективных потоков на уровень природного фона***

С целью определения роли конвективных потоков в формировании природного акустического фона, были выполнены измерения 11.03.2015 в условиях промерзшей земли (рисунок 4.11). Ниже рассматриваются результаты измерений фона в подобных метеорологических условиях (таблица 4.5).



Рисунок 4.11 – Общий вид микрофона и поверхности промерзшей земли во время испытаний 11.03.2015

Таблица 4.5 – Суммарные уровни фона и метеопараметры для измерений при промерзшей подстилающей поверхности (11.03.2015) и нормально прогретой поверхности (14.05.2014)

Дата испытаний	11.03.2015	14.05.2014
Скорость ветра, (м/с)	2 – 2,5	2 – 2,5
Угол ветра, (град.)	220	260
$L_{\Sigma}$ , (дБ)	53,1	59,1
$\Delta t$ , ( $^{\circ}\text{C}$ )	10	11,5
$t_{13-00}$ , ( $^{\circ}\text{C}$ )	10	18,5

Можно видеть, что при фактическом отсутствии термиком вблизи поверхности земли суммарный уровень звукового давления, соответствующий природному фону, существенно ниже (на 6 дБ, см. таблицу 4.5) уровня природного фона при нормально прогреваемой поверхности.

**Суммарные уровни природного фона и согласование полученных данных с опубликованными работами других авторов**

В таблице 4.6 представлены суммарные уровни фона в единицах дБ и дБА и метеоданные за 10 дней наблюдений. Данные представлены в виде диапазонов изменения метеопараметров и интегральных характеристик природного фона за время наблюдения. Диапазон изменения интегральных уровней фона определялся на основании осредненных за время записи сигнала величин.

Таблица 4.6 – Данные об интегральных характеристиках природного фона в приземном слое атмосферы

№	дата	t, °С	давление, гПа	H, %	W, м/с	угол ветра, °	L <sub>Σ</sub> , дБ	L <sub>A</sub> , дБ
1	24.04.2014	8	1007	31-39	2-6	350-365	64-86	33-57
2	29.04.2014	18-25	989	28-44	1-2	220	59-65	30-33
3	7.05.2014	8-10	999	39-45	4-5	270	72-76	37-41
4	14.05.2014	16-18	995	49-59	2,5-6	260	49-78	31-47
5	27.05.2014	26-29	989	37-47	0,5-3	270	47-80	30-52
6	20.06.2014	22-24	982	38-44	1,5-5	210	57-79	33-46
7	1.07.2014	23-33	993	28-31	0-2	200	53-72	34-38
8	8.07.2014	26-28	999	33-41	1-2,5	300-360	59-69	27-36
9	28.08.2014	18	983	46	1,5-2	200-220	55-71	34-40
10	11.03.2015	8-10	999	54-65	0-3	220	53-56	30-33

Можно видеть, что природный акустический фон очень неустойчив. Суммарные уровни фона, скорректированные по шкале А стандартного шумомера находятся в пределах 30-57 дБА. Средние уровни природного фона соответствуют величине 30-40 дБА, причем за все время измерений уровень природного фона, скорректированный по шкале А стандартного шумомера



не опускался ниже 27 дБА. Существенное влияние на суммарные уровни природного фона оказывает скорость ветра.

На сегодняшний день в литературе представлено крайне мало информации о природном акустическом фоне [116,117] в приземном слое атмосферы. Данные зарубежных авторов [116] о природном фоновом шуме во время летных акустических испытаний тактического БПЛА с винтомоторной СУ представлены на рисунке 4.12. Измерительный микрофон был установлен на высоте 1,83 м (6 футов) над уровнем земли. Измерения выполнялись с ветрозащитой. В работе сказано, что во время испытаний скорость ветра была непостоянной, ветер периодически усиливался. И указано на то, что уровни гармонических составляющих шума винта были примерно на 10 дБА выше природного акустического фона при сильном ветре. На рисунке 4.12 помимо информации о природном фоне представлены данные о шуме на местности БПЛА при пролетах над контрольной точкой на различной высоте. Можно видеть, что при пролете на высоте 3048 м (10000 футов) уровень шума БПЛА превышает уровень природного фона всего на 1-7 дБА.

Природный фоновый шум (рисунок 4.12) изменялся в диапазоне значений 30-40 дБА. Но при этом в статье не указывается диапазон частот, для которого рассчитывался суммарный взвешенный уровень фона. Учитывая монотонный характер спада по частоте спектральной плотности природного акустического фона можно сделать вывод о том, что возможно суммарные уровни в 30-40 дБА несколько занижены относительно данных, полученных при измерениях в рамках настоящей работы, где суммарный уровень и суммарный взвешенный уровень определялись для диапазона частот 10-20000 Гц. Но в целом можно отметить, что представленные в работах [116,117] данные о естественном природном фоне полностью согласуются с результатами настоящего исследования.

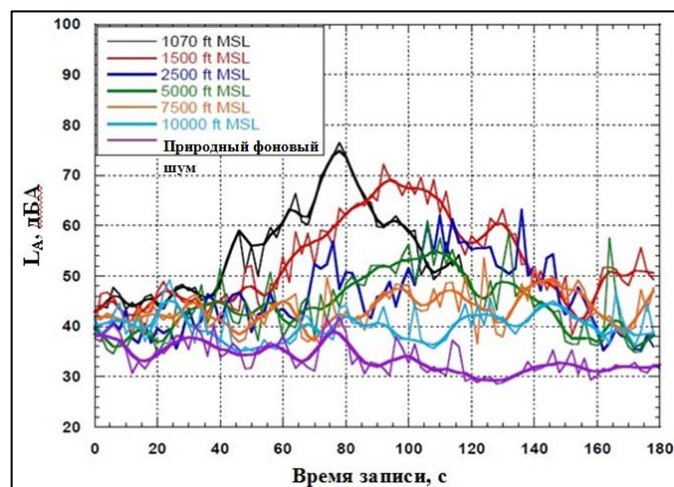


Рисунок 4.12 – Данные о природном фоновом шуме и о пролетном шуме тактического БПЛА, представленные в работе [116]

**Частотное распределение доверительных интервалов для оценок осредненных уровней звукового давления**

Частотное распределение доверительных интервалов для оценок осредненных уровней звукового давления показывает стабильность уровней звукового давления природного фона в третьоктавных полосах частот и может свидетельствовать о роли отдельных источников акустического излучения в формировании уровня звукового давления в конкретной полосе частот.

На рисунке 4.13 представлены графики частотного распределения доверительных интервалов для оценок осредненных уровней звукового давления природного акустического фона, рассчитанные для измеренных третьоктавных спектров звукового давления.

Малые величины доверительных интервалов (0,5-1,5 дБ) в области средних частот наблюдаются в случаях относительно прохладной погоды при повышенной скорости ветра 4-6 м/с (24.04.2014, 7.05.2014,  $T=7-8^{\circ}\text{C}$ ), когда конвективные потоки имеют малую скорость и достаточно равномерно распределены в пространстве приземного пограничного слоя атмосферы.

Можно видеть (рисунок 4.13), что величина доверительного интервала для оценки осредненных спектральных уровней звукового давления природного фона не постоянна по частоте и может изменяться в широких пределах от 0,1 дБ в области высоких частот до 3,2 дБ в области средних и низких частот.

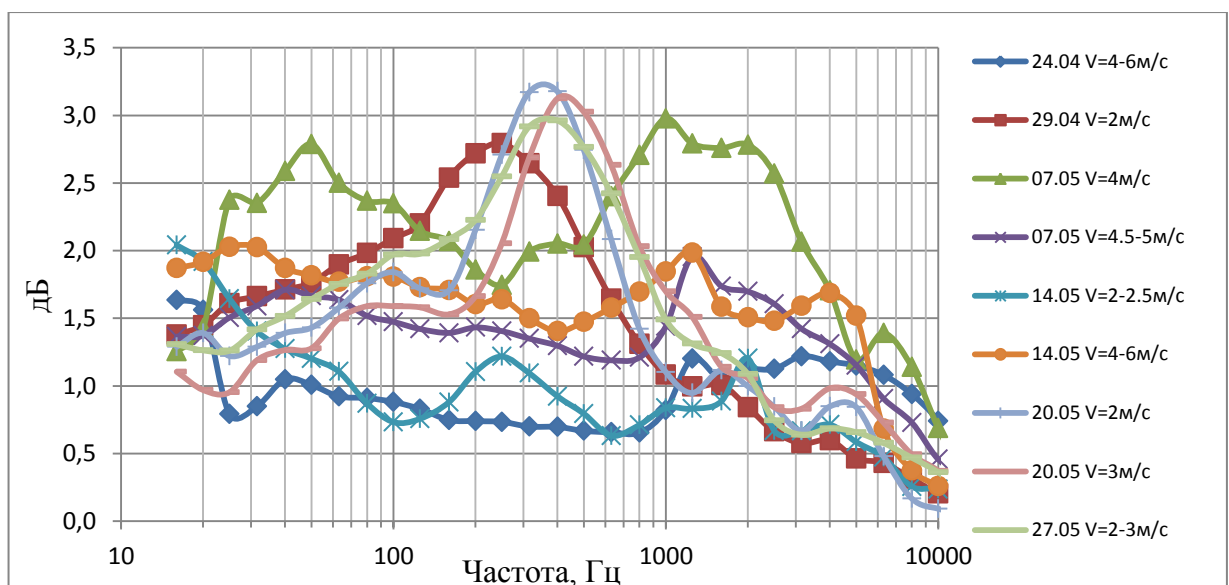


Рисунок 4.13 - Третьоктавные спектры доверительных интервалов для осредненных спектральных уровней звукового давления природного фона

#### 4.2.О проблеме маскировки шума ЛА

Проблема маскировки шума имеет большое значение в задачах авиационной акустики, связанных с прогнозированием предельных дистанций акустической заметности ЛА специального назначения и, в частности, в плане формирования критерия акустической заметности. Исследования эффектов маскировки проводятся, в основном, в рамках психологической и физиологической акустики. Более подробно проблема маскировки рассмотрена в работах [118-120], в данном подразделе рассмотрим только основные особенности одновременной и неодновременной маскировки звуковых сигналов.

В целом можно отметить, что явление маскировки звука фиксируется только наблюдателем и носит физиологический характер. Маскировка происходит вследствие повышения у наблюдателя порога слышимости звука от источника под влиянием акустических помех. Эффект маскировки проявляется при определенном соотношении между уровнями звукового давления сигнала и помехи, приводящем к изменению слуховой чувствительности слуха к маскируемому сигналу в присутствии маскирующего.

При одновременном звучании сигнала от источника и маскирующего сигнала эффект маскировки проявляется в наибольшей степени в следующих случаях:

- если частота маскируемого звука близка к частоте маскирующего звука: степень маскировки уменьшается по мере увеличения разницы, между частотами маскирующего и маскируемого тонов;
- степень маскировки увеличивается по мере нарастания интенсивности маскирующего звука;
- по мере нарастания интенсивности маскера маскировка становится все более несимметричной относительно частоты маскера;
- высокочастотные маскеры эффективно маскируют лишь звуки в относительно узком диапазоне частот, тогда как звуки низкой частоты являются эффективными маскерами для звуков в очень широком диапазоне частот, то есть высокочастотные звуки маскируются сильнее, чем низкочастотные звуки.

При неодновременном звучании сигнала от источника и маскирующего сигнала степень проявления эффекта маскировки зависит: от временного интервала между приходом к наблюдателю сигнала и маскера, от уровня интенсивности маскера и от длительности его воздействия.

При маскировке тонального излучения широкополосным шумом не вся ширина полосы шума участвует в маскировке данного тона. С ростом ширины полосы шума порог маскировки также будет расширяться, однако до определенной критической ширины полосы. Критическая

ширина полосы составляет для человека около 80 Гц при частоте тона ниже 500 Гц и  $\approx 16\%$  от средней частоты при частотах тона выше 1 кГц.

Отмеченные особенности маскировки акустического излучения источника могут быть использованы в целях снижения степени акустической заметности ЛА.

### **4.3. Выбор и обоснование критерия акустической заметности ЛА с винтовыми двигателями**

Один из аспектов проблемы акустической заметности, заключается в необходимости определения критерия аудио заметности для расчетного определения координат границ зоны заметности ЛА.

Критерий аудио заметности – это некий показатель, который является критерием слышимости ЛА. Использование данного критерия в прогностических моделях позволяет оценить предельное расстояние между наблюдателем и источником шума, при уменьшении которого ЛА будет обнаружен наблюдателем. Одним из требований, предъявляемых к критерию, является возможность его определения как экспериментально, так и с помощью аналитической модели явления.

Критерием акустической заметности ЛА в контрольной точке на местности может служить, например, выполнение условия:

$$\Delta L = L_c - L_p \geq 0, \quad (4.1)$$

где  $L_p$  – "пороговое" значение уровня помех, с которым сопоставляется уровень полезного сигнала  $L_c$ . Естественным порогом слышимости ЛА является природный акустический фон. В определенных условиях природный фон может выступать в роли маскира полезного сигнала.

В качестве уровня звукового давления в соотношении (4.1) могут использоваться как спектральные уровни звукового давления сигнала и фона, так и суммарные по спектру уровни звукового давления с линейной или нелинейными амплитудно-частотными характеристиками.

В настоящей работе в качестве сравниваемых параметров полезного сигнала и природного фона будем использовать третьоктавные спектры уровней звукового давления в диапазоне частот 16–20000 Гц, суммарные уровни звукового давления (10-20000 Гц) при линейной амплитудно-частотной характеристике, и суммарные взвешенные уровни звукового давления (10-20000 Гц) при нелинейной амплитудно-частотной характеристике стандартного А фильтра. Сравнение уровней полезного сигнала и фона осуществляется для момента времени, когда шум самолета либо начинает, либо перестает выделяться наблюдателем на окружающем природном акустическом фоне.

## Экспериментальное исследование критериев аудио заметности ЛА

### Методика проведения испытаний и обработки акустических сигналов

Конечной целью акустических испытаний являлось установление величины критерия слышимости источника шума (соотношение (4.1)) в моменты времени, соответствующие началу (при приближении) или окончанию (при удалении) слышимости самолета.

Акустические измерения выполнялись согласно рекомендуемой ИКАО методике проведения сертификационных испытаний [1]. Измерительный микрофон в развернутом положении был установлен на 0,007 м выше и параллельно круглой металлической плите. Микрофон устанавливался на расстоянии, равном  $\frac{3}{4}$  от центра до края плиты по радиусу и перпендикулярно трассе полета самолета.

При этом измерялись уровни шума самолета Ан-2 на местности при выполнении им горизонтальных пролетов с постоянной скоростью на высоте около 100 метров (Н) над контрольной точкой измерения шума. Схема выполнения полетов показана на рисунке 4.14.



Рисунок 4.14 – Схема выполнения горизонтальных пролетов при акустических испытаниях

Протяженность мерного участка трассы полета составляла  $\approx 10$  км. Пролеты осуществлялись с приборной скоростью 160–180 км/час. На борту регистрировались: курсовой угол, приборная скорость и высота полета, частота вращения коленвала и давление наддува двигателя. На земле регистрировались: скорость и направление ветра, температура, относительная влажность и барометрическое давление воздуха.

Акустический регистратор (шумомер типа «ЭКОФИЗИКА-110А») фиксировал в течение всего мерного участка полета самолета с шагом 0,34 с: спектры звукового давления в третьоктавных полосах частот с и без частотной коррекции, суммарные уровни звукового давления и суммарные уровни звукового давления, скорректированные по шкале «А» стандартного шумомера. Кроме этого одновременно с регистрацией уровней звукового давления фиксировались три отметки явления, соответствующие трем моментам времени (рисунок 4.15):  $t_1$ —начало прослушивания шума самолета при его приближении к наблюдателю,

$t_2$ —момент пролета самолета над наблюдателем,  $t_3$ —момент исчезновения шума самолета при его удалении от наблюдателя. На рисунке 4.15 момент времени  $t_0$  соответствует началу регистрации акустических характеристик самолета,  $t'_1$  и  $t'_3$  - расчетные моменты времени излучения звука, зарегистрированного в точке наблюдения в моменты времени  $t_1$  и  $t_3$ .

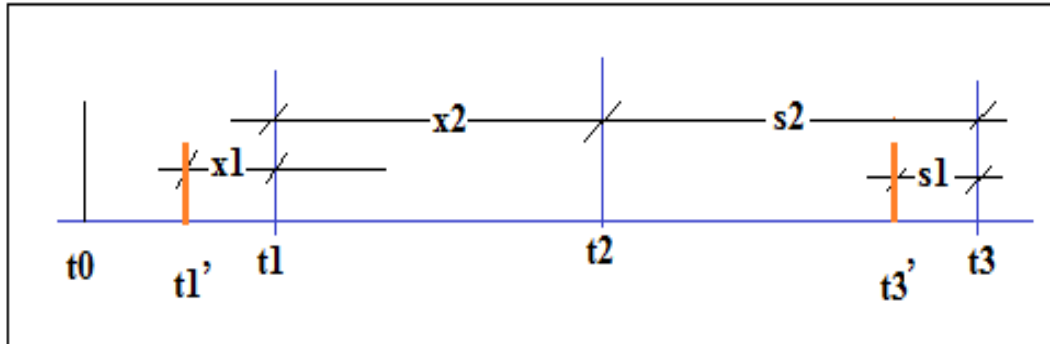


Рисунок 4.15 – Характерные моменты времени, отмечаемые при регистрации акустических характеристик самолета

Параметры  $x_1$ ,  $x_2$ ,  $s_1$ ,  $s_2$  соответствуют расстояниям вдоль трассы полета между отметками времени, которые рассчитываются и вместе с высотой ( $H$ ) служат для определения моментов времени  $t'_1$  и  $t'_3$ . При расчете путевой скорости самолета необходимо учитывать величину и направление скорости ветра:

$$V_{\text{пут}} = V_{\text{приб}} + W_{\text{в}} \cos(\psi_{\text{с}} - (\pi + \psi_{\text{в}})) , \quad (4.2)$$

где  $V_{\text{пут}}$  и  $V_{\text{приб}}$  – путевая и приборная скорости полета самолета,  $M_{\text{пут}}$  – число Маха для путевой скорости полета,  $W_{\text{в}}$  и  $\psi_{\text{в}}$  – скорость и угол ветра,  $\psi_{\text{с}}$  – курсовой угол полета самолета.

Расчет критерия слышимости (соотношение (4.1)) производился для моментов времени  $t_1$  и  $t_3$ . При этом уровень фонового сигнала определяется по средней величине уровня звукового давления: на этапе приближения самолета к наблюдателю – для момента времени до начала слышимости самолета, а на этапе удаления самолета от наблюдателя – для момента времени, когда шум самолета не выделяется на фоне природного шума.

#### *Основные результаты измерений*

Протокол параметров режимов полета самолета «Ан-2» при измерениях уровней шума на местности представлен в таблице 4.7. Азимут ветра при испытаниях составлял  $\approx 260^\circ$  для первых 12-ти полетов и  $180^\circ$  - для полетов 13-15 (таблица 4.7).

Каждый режим полета самолета включает в себя два характерных участка – участок приближения самолета к точке измерения шума и участок удаления от точки измерения. Предварительный анализ временных реализаций уровней шума самолета показал, что для

пролетов № 1, 2, 4, 5, 6, 7, 8, 11,14 и 15 репрезентативными можно считать оба участка полета, для пролетов № 12 таковым является участок удаления самолета от точки измерения шума, для пролетов № 3,9,13 – участок приближения самолета к точке измерения шума. Полет № 10 был забракован ввиду высокого уровня акустических помех на обоих участках траектории полета.

Таблица 4.7 – Параметры режимов полета самолета Ан-2 при проведении акустических испытаний

№ пролета	частота вращения коленвала, об/мин	давление наддува, мм.рт.ст	приборная скорость, км/ч	приборная высота (бар), м	курс, °	скорость ветра, м/с
1	1800	650	175	90	140	1,5-2
2	1800-1820	650	185	90	305	2
3	1800	650	175	95	140	0,5-1
4	1800	650	180	95	305	1
5	1820	650	175	90	130	1
6	1600	600	170-150	90	140	3,5
7	1600	600	165-170	105	300-310	3,5
8	1600	600	165	100	130	3-4
9	1600	600	160	110	300	2
10	1600-1650	600	160	100	130	3
11	1640	600	170	100	300	1,5
12	1700	500	110-120	40-50	135	1,5
13	1700	580	165	100	312	0-1
14	1700	580	170	100	132	0-1
15	1700	580	165	100	312	0-1

Рассмотрим на примере одного из пролетов самолета процедуру анализа экспериментальных данных. В качестве примера выбран полет №4, как один из полетов, где проявление неустойчивости акустического фона оказалось наименьшим. На рисунке 4.16

показано для пролета №4 изменение в процессе пролета самолета суммарных уровней звукового давления с линейной ( $L_c$ ) и нелинейной ( $L_a$ ) амплитудно-частотной характеристикой.

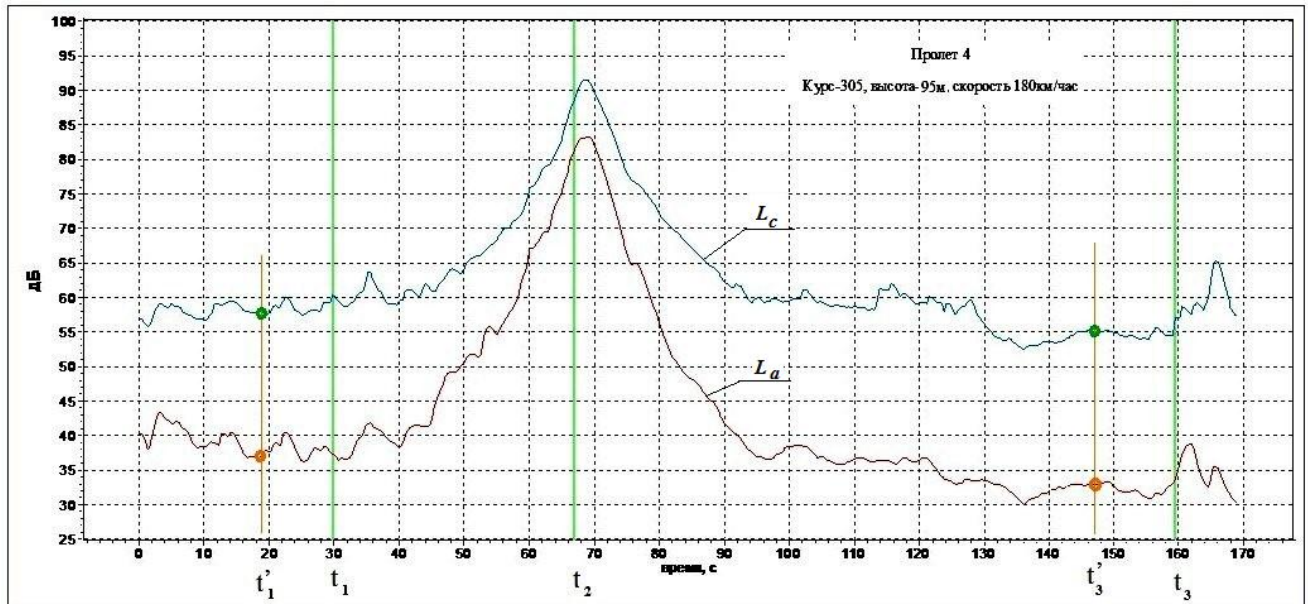


Рисунок 4.16 – Изменение в процессе пролета самолета (пролет №4, таблица 4.7) суммарных уровней звукового давления с линейной ( $L_c$ ) и нелинейной амплитудно-частотной характеристикой ( $L_a$ )

На графике обозначены измеренные моменты времени  $t_1$ ,  $t_2$ ,  $t_3$ , и расчетные моменты времени  $t'_1$  и  $t'_3$ , соответствующие акустическому излучению, соответственно, при возникновении слышимости и при окончании слышимости самолета. Для выделения наблюдателем полезного сигнала на фоне акустических помех уровни акустического фона должны быть ниже уровней полезного сигнала.

Поэтому спектры сигнала для моментов времени  $t_1$  и  $t_3$  сравниваются с осредненными спектрами акустического фона, полученными для характерного участка времени (до начала слышимости и после окончания) оценивается степень их расхождения и в соответствии с соотношением (4.1) находятся численные значения критерия слышимости для разных единиц оценки уровня шума самолета – в нашем случае это  $\Delta L_a$  и  $\Delta L_c$ .

На рисунках 4.17 и 4.18 представлены спектры природного фона и спектры для моментов времени  $t_1=30,94$  с и  $t_3=160,14$  с, а также для сравнения на рисунках 4.17 и 4.18 приведены спектры шума самолета в моменты времени, когда уровни шума самолета существенно доминируют над осредненными фоновыми уровнями. На относительно близком расстоянии самолета от наблюдателя спектральные уровни шума самолета превышают уровни фона на низких частотах (100 Гц) на величину до 30 дБ, а на высоких частотах (свыше 1000 Гц) – на величину до 60 дБ. Однако с удалением самолета от наблюдателя уровни высокочастотных



составляющих быстро уменьшаются вследствие интенсивного поглощения звуковой энергии в атмосфере (до 12 дБ на каждые 100 м дистанции).

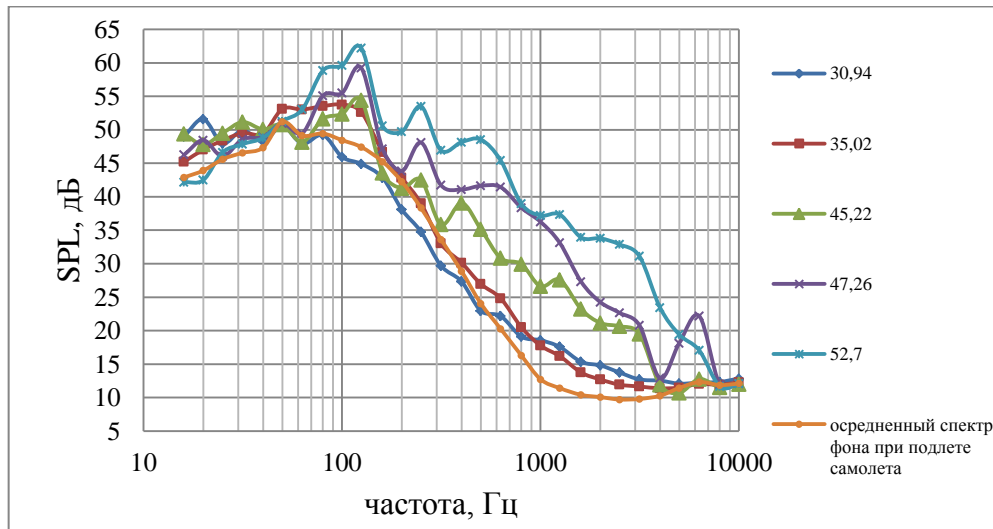


Рисунок 4.17 – Спектры звукового давления природного акустического фона и излучения самолета Ан-2 в момент появления слышимости самолета (полет 4 против ветра, передняя полусфера,  $H=95$  м,  $V=180$  км/час,  $W=1$  м/с,  $\psi_c=305$ ,  $\psi_b=260$ , 13.08.2014). Спектры: 35,02;45,22;47,26;52,7 и  $t_1=30,94$  секунд зарегистрированы в соответствующие моменты времени (рисунок 4.16)

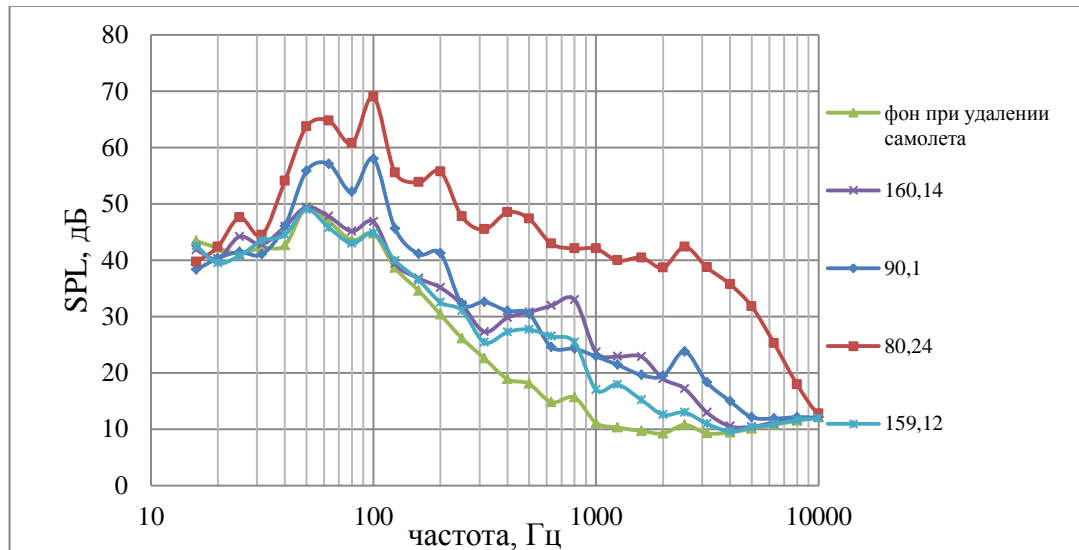


Рисунок 4.18 – Спектры звукового давления природного акустического фона и излучения самолета Ан-2 в момент исчезновения слышимости самолета (полет 4 против ветра, задняя полусфера,  $H=95$  м,  $V=180$  км/час,  $W=1$  м/с,  $\psi_c=305$ ,  $\psi_b=260$ , 13.08.2014). Спектры 80,24;90,1; 159,12 и  $t_3=160,14$  секунд зарегистрированы в соответствующие моменты времени (рисунок 4.16)

Предел слышимости самолета и на участке приближения, и на участке удаления от наблюдателя, возникает, когда спектральные уровни звукового давления сигнала и фона

становятся близкими. При этом и начало слышимости самолета (рисунок 4.17), и окончание слышимости (рисунок 4.18) отмечаются в моменты времени, когда спектральные уровни сигнала несколько превышают спектральные уровни фона в области средних и высоких частот – на величину до 2-5 дБ на участке приближения, и на величину до 3–14 дБ - на участке удаления.

Значения критерия аудио заметности (слышимости) для рассматриваемого режима полета самолета Ан-2, определенные как разность между суммарным уровнем шума самолета в моменты начала и окончания слышимости его на фоне акустических помех и уровнем акустического фона, приведены в таблице 4.8.

Таблица 4.8 – Критерии аудио заметности для режима полета №4 самолета Ан-2 по суммарным уровням звукового давления (линейному и взвешенному)

Критерий заметности	Приближение самолета	Удаление самолета
$\Delta La$ , дБА	2,5	4
$\Delta Lc$ , дБ	2	-1

Можно отметить, что оба рассматриваемых критерия имеют близкие значения для моментов начала или исчезновения слышимости самолета, при этом критерий слышимости по суммарному уровню звукового давления с линейной частотной характеристикой ( $\Delta Lc$ ) может принимать даже отрицательные значения.

Последнее обстоятельство объясняется тем, что критерий  $\Delta Lc$  показывает соотношение между звуковыми энергиями полезного сигнала и фона, поскольку величина  $Lc$  определяется низкочастотными составляющими акустического излучения самолета и фона, интенсивность которых доминирует в спектре излучения.

В то же время величина критерия  $\Delta La$  показывает соотношение между уровнями шумности излучений от самолета и от акустического фона, поскольку уровень  $La$  определяется высокочастотной составляющей излучения. Учитывая, что аудио восприимчивость человека более чувствительна к высокочастотному излучению, можно полагать, что критерий  $\Delta La$  правильнее отражает аудио способность выделять акустическое излучение от самолета на фоне акустических помех.

Данное утверждение в отношении критерия выделения шумности самолета на фоне акустических помех возможно является справедливым лишь для самолетов с винтомоторной силовой установкой, в суммарном акустическом излучении которой заметную роль играет высокочастотное излучение, генерируемое поршневым двигателем.

Можно ожидать, что для самолета с воздушно-реактивным двигателем, наибольшая шумность которого проявляется в той же области спектра излучения, что и шумность

природного акустического фона, оба рассматриваемых критерия акустической заметности окажутся равноправными.

В таблице 4.9 приведены значения критерия заметности  $\Delta La$ , определенные для репрезентативных режимов полета самолета Ан-2.

Таблица 4.9 – Значения критерия заметности  $\Delta La$ , определенные для горизонтальных режимов полета самолета Ан-2

Номер пролета	Приближение самолета	Удаление самолета
1	2,5	3
2	5	0,5
3	-	1
4	2,5	4
5	0,5	3
6	2	1
7	0,5	2
8	5	3
9	-	5
11	0,5	0,5
12	0,5	-
13	-	1
14	1	2
15	0,5	0,5
Среднее значение	1,86	2,04

Из представленных в таблице 4.9 данных следует, что в среднем на участках приближения и удаления самолета от наблюдателя величина критерия слышимости составляет  $\Delta La \approx 1,86 \div 2,04$  дБА. Это означает, что в большинстве случаев, когда природные условия соответствуют рассматриваемым в настоящей работе, наблюдатель обнаруживает шум самолета, когда величина критерия заметности  $\Delta La$  уже несколько превышает нулевое значение.

На основании полученных данных можно скорректировать выражение (4.1). Таким образом, критерием аудио заметности ЛА в контрольной точке на местности служит выполнение условия:

$$\Delta La = L_{\text{ЛА}} - L_{\text{фона}} \geq 2 \text{ дБА} , \quad (4.3)$$

где  $L_{\text{фона}}$  – суммарный уровень природного фона, скорректированный по шкале «А» стандартного шумомера,  $L_{\text{ЛА}}$  – суммарный уровень шума ЛА на местности в единицах дБА.

#### **Объективность и показательность критерия $\Delta La$ (дБА) в сравнении с $\Delta Lc$ (дБ)**

При нестабильном порывистом ветре суммарные уровни звукового давления, соответствующие природному фону, могут изменяться существенным образом даже за

небольшой промежуток времени, при этом достигая уровней шума БПЛА на местности. В этих условиях выделение полезного сигнала на фоне помех с помощью аппаратных методов становится невозможным. Если же при измерении применить на входе регистратора амплитудно-частотную характеристику А стандартного фильтра, то полезный сигнал легко может быть выделен на фоне помех.

Для примера рассмотрим один из пролетов малоразмерного БПЛА с винтомоторной СУ. Данные об изменении в течение пролета суммарного уровня шума и суммарного уровня шума, скорректированного по шкале «А» стандартного шумомера представлены на рисунке 4.19, при этом скорость ветра в течение всего времени записи изменялась в пределах 2-5 м/с. Здесь, также как на рисунке 4.16, сделаны три характерные отметки времени. Это момент начала слышимости ЛА, момент пролета над контрольной точкой и момент окончания слышимости. График изменения суммарного уровня шума во времени при пролете БПЛА над контрольной точкой не отражает характерные моменты времени, и без отметок на рисунке 4.19. определить местоположение БПЛА невозможно.

Применения А-фильтра позволяет понизить уровни низкочастотных составляющих спектра природного фона на 30-50дБ и, тем самым, выделить полезный сигнал. До начала слышимости БПЛА суммарные уровни звукового давления соответствующие природному фону изменялись при линейной амплитудно-частотной характеристике в диапазоне 51-68 дБ и нелинейной в диапазоне 27-43 дБА.

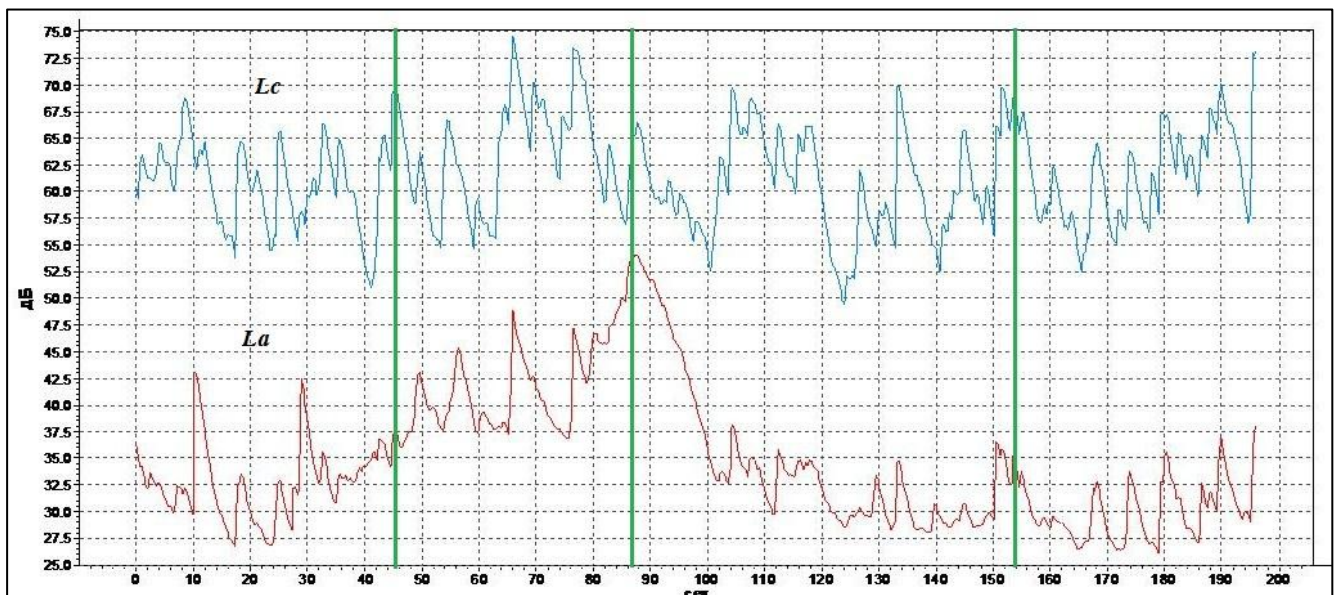


Рисунок 4.19 – Изменение при пролетах БПЛА суммарных уровней звукового давления с линейной ( $L_c$ ) и нелинейной амплитудно-частотной характеристикой ( $L_a$ )

Суммарный уровень шума, скорректированный по шкале «А» стандартного шумомера, увеличивается от момента начала слышимости с небольшими пиками при приближении к контрольной точке, достигает максимального значения в окрестности контрольной точки и при удалении БПЛА уменьшается до уровня природного фона.

Анализ физиологических характеристик шума и существующих единиц оценки слышимости, проведенный по результатам медицинских и социологических исследований субъективной оценки громкости и шумности акустического излучения от наземного и воздушного транспорта, показал, что лучше всего измерениям шумности соответствуют интегральные по спектру излучения оценки в единицах дБА. Поэтому суммарный уровень шума в единицах дБА хорошо отражает восприятие наблюдателем пролетного шума и наглядно отражает три характерных момента времени: момент начала слышимости, момент пролета над контрольной точкой и момент окончания слышимости.

#### **4.4.Методика расчетной оценки координат границ зоны аудио заметности БПЛА и ее применение на практике**

*Под зоной акустической заметности* понимается область пространства вокруг самолета, при нахождении вне которой наблюдателя летательный аппарат не может быть обнаружен по его акустическому излучению. Границей ЗАЗ является окружающая эту область замкнутая поверхность, на которой выполняется основное условие слышимости ЛА (4.3).

Составными элементами методики расчета являются:

1. Интегральные характеристики природного фона, экспериментально определенные в рамках диссертации.
2. Верифицированная программа расчета шума ЛА с винтомоторной СУ на местности («АЭРОШУМ»[53]), учитывающая особенности распространения звука в реальной турбулентной атмосфере.
3. Критерий слышимости ЛА (выражение 4.3) для оценки границ области заметности.
4. Определение координат границ зоны слышимости.

Предложенная методика оценки границ зоны аудио заметности была использована на практике при оценке акустических характеристик БПЛА с винтомоторной СУ.

Суммарный уровень шума ЛА, скорректированный по шкале «А» стандартного шумомера в контрольной точке на местности предлагается определять с помощью разработанного в ЦАГИ программного комплекса «АЭРОШУМ» [53] с учетом полученных в

настоящей работе корректирующих коэффициентов для алгоритма расчета шума воздушного винта и с учетом акустического излучения от авиационного поршневого двигателя.

Алгоритм расчета спектра акустического излучения воздушного винта в программном комплексе «АЭРОШУМ» прошел верификацию на данных экспериментальных исследований акустических характеристик легкомоторных самолетов в полетных и в статических условиях. В частности, сравнение расчетных и измеренных спектров шума самолета «Авиатика-МАИ-890» (рисунок 4.20) показывает их удовлетворительное согласование. Расчет дает несколько завышенные уровни звукового давления на частоте первой гармоники шума винта и уровни широкополосного шума в диапазоне частот 630-3150 Гц, что может быть обусловлено, в том числе, приближенностью заложенных в расчет данных о параметрах винта и параметрах атмосферы при испытаниях.

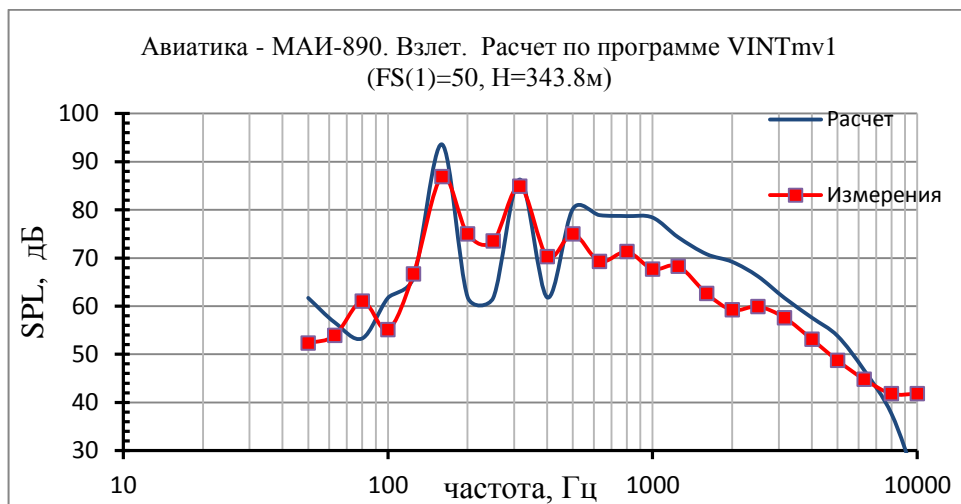


Рисунок 4.20 - Сравнение расчетных и измеренных пролетных спектров уровней звукового давления самолета «Авиатика-МАИ-890», соответствующих максимальному уровню шума на местности

При расчете суммарного уровня полезного сигнала в месте расположения наблюдателя учитывается поглощение звуковой энергии в атмосфере, ослабление интенсивности звука при распространении его вблизи поверхности земли, интерференция звуковых волн в месте расположения наблюдателя, изменение интенсивности звука в точке приема вследствие рефракция звуковых волн при наличии ветра (скорость и направление ветра). Контрольная точка располагается на высоте 1,2 м относительно поверхности земли. При этом в рамках программного комплекса «АЭРОШУМ» можно учитывать различные типы отражающей поверхности на уровень шума в месте наблюдения.

Ниже представлен пример расчетного определения границ зоны аудио заметности малоразмерного БПЛА, выполненный с помощью рассмотренной выше методики.

Расчетная схема для оценки координат границ зоны аудио заметности показана на рисунке 4.21. В данном случае рассматривается высота полета БПЛА – 3000м. Боковое удаление от трассы полета (Y) – 1000,2000,3000 и 5000м. Представлены направления ветра, которым соответствуют углы относительно вектора скорости полета БПЛА, равные  $\psi=0^\circ$ ,  $\psi=90^\circ$ ,  $\psi=180^\circ$ ,  $\psi=270^\circ$ .

Параметрами расчетной матрицы (SPL[24,50]) являются центральные частоты третьоктавных полос (24 третьоктавных полосы в диапазоне частот 45-11300 Гц) и номера позиций самолета на траектории полета, следующих с шагом 2 секунды (число позиций  $k=50$ ). Для каждого положения самолета определяется суммарный по спектру уровень звукового давления, скорректированный по шкале «А» стандартного шумомера.

Расчет координат границ зоны аудио заметности сводится к определению положений ЛА (продольная координата-X, поперечная координата-Y) относительно наблюдателя при пролете БПЛА над контрольной точкой в момент времени, когда суммарный уровень звукового давления скорректированный по шкале «А» стандартного шумомера, соответствующий излучению от ЛА превышает суммарный взвешенный уровень природного фона на 2дБА (выполняется условие слышимости (4.3)).

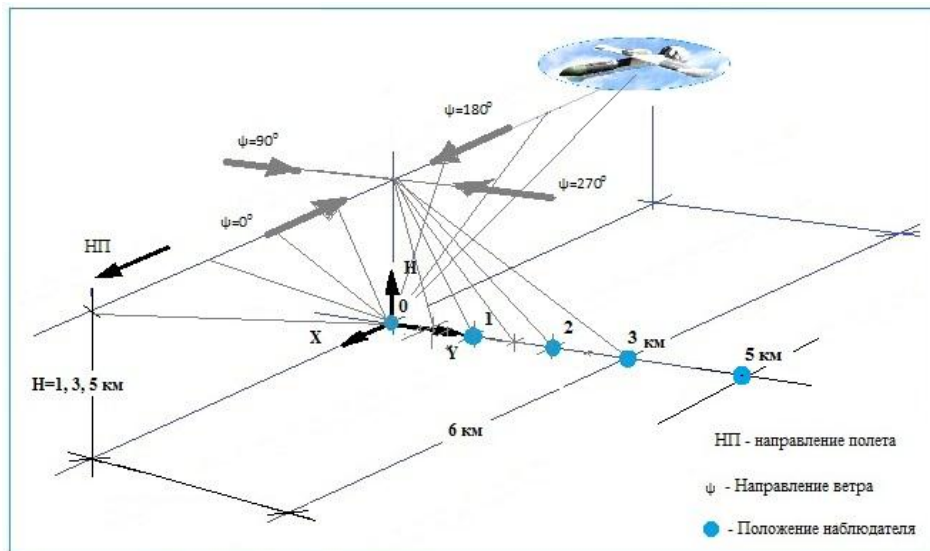


Рисунок 4.21 - Общая схема положения ЛА и наблюдателя при расчете границ зон акустической заметности

Рассматривается БПЛА (рисунок 4.22) с низкорасположенным крылом большого удлинения и V-образным вертикальным хвостовым оперением. Длина самолета составляет  $\approx 8$  м, размах крыла  $\approx 16$  м. Максимальная взлетная масса самолета равна 1000 кг. Крейсерская скорость горизонтального полета равна 140 км/час, а рабочая высота полета – 3000м.

Силовая установка включает поршневой двигатель типа «ROTAX – 914» и толкающий 4-х лопастной винт фиксированного шага диаметром 1,8 м. Силовая установка размещается в хвостовой части самолета внутри фюзеляжа.

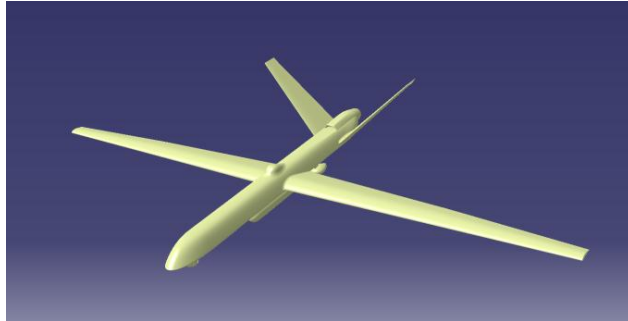


Рисунок 4.22 – Общий вид БПЛА

Полагалось, что основным источником акустического излучения БПЛА является воздушный винт в толкающей компоновке, поскольку роль двигателя «ROTAX-914» в суммарном шуме БПЛА на местности предполагалась незначительной. Это предположение было сделано в связи с тем, что на двигателе устанавливаются глушители шума выхлопа, а сам двигатель на реальном летательном аппарате предполагается заключать в звукоизолирующий капот.

В расчете принималось, что земная поверхность представляет собой плотный грунт, покрытый травой умеренной высоты.

Рассчитывалась матрица из 50 спектров уровней звукового давления в третьоктавных полосах частот в точке на местности. Каждый спектр звукового давления соответствует определенному положению самолета на траектории крейсерского полета и, соответственно, определенному направлению распространения акустического излучения от БПЛА.

В качестве примера на рисунках 4.23 и 4.24 представлены в графическом виде расчетные матрицы спектров звукового давления, определенные для высоты полета самолета 3000 м в точке местности, удаленной от трассы полета на  $Y=1000$  м, для направления ветра  $\psi=0^\circ$  и скоростей ветра  $W \approx 3$  м/с (рисунок 4.23) и  $W \approx 6$  м/с (рисунок 4.24). Для сравнения на рисунках представлен спектр акустического фона, соответствующий скоростям ветра  $W \approx 3$  м/с и 6 м/с.



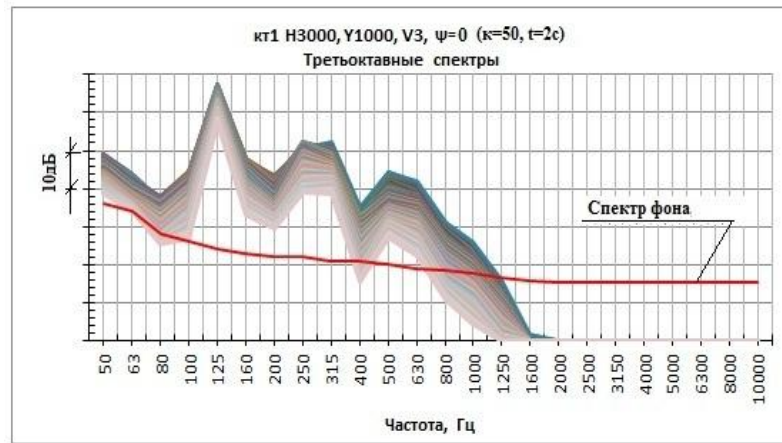


Рисунок 4.23 - Графическая матрица спектров звукового давления при  $H=3000\text{м}$  ( $Y=1000\text{м}$ ,  $\psi=0^\circ$ ,  $W\approx 3\text{м/с}$ )

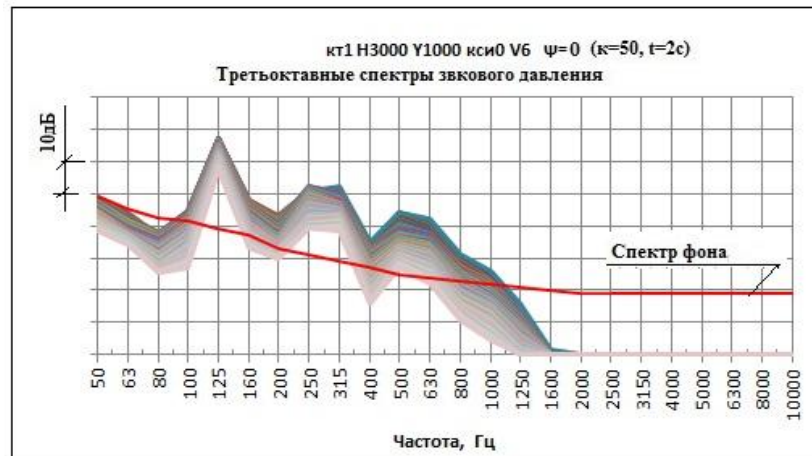


Рисунок 4.24 - Графическая матрица спектров звукового давления при  $H=3000\text{м}$  ( $Y=1000\text{м}$ ,  $\psi=0^\circ$ ,  $W\approx 6\text{м/с}$ )

Можно видеть, что при скорости ветра  $W\approx 3\text{ м/с}$  спектральные уровни звукового давления в точке на местности с координатой  $Y=1000\text{м}$ , превышают уровни акустического фона: при высоте полета  $H=3000\text{м}$  – в области частот ниже  $1250\text{ Гц}$ . При скорости ветра  $W\approx 6\text{м/с}$  уровни акустического фона возрастают и область частот, в которой уровни звукового давления от излучения БПЛА превышают уровни акустического фона, уменьшается (рисунок 4.24).

Представление о соотношении между взвешенными суммарными уровнями шума БПЛА на местности и уровнями звукового давления, соответствующими природному фону при скоростях ветра  $W\approx 3\text{ м/с}$  и  $6\text{ м/с}$  дают графики зависимостей вида  $L_A = f(\Delta X, \psi, H)$ , представленные на рисунках 4.25 ( $W\approx 3\text{ м/с}$ ) и 4.26 ( $W\approx 6\text{ м/с}$ ) для различных направлений ветра. Здесь  $\Delta X = |X_{\text{ЛА}} - X_{\text{КТ}}|$  - продольная дистанция между ЛА и контрольной точкой на местности,  $\psi$  – угол ветра,  $H$  – высота полета.

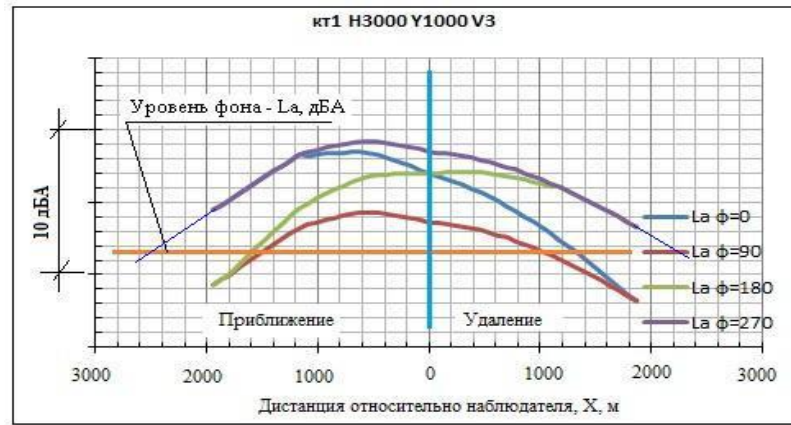


Рисунок 4.25 - Изменение уровня шума в точке на местности с поперечной координатой  $Y=1000\text{м}$  при полете самолета на  $H=3000\text{м}$  для различных направлений ветра и скорости  $W\approx 3\text{м/с}$

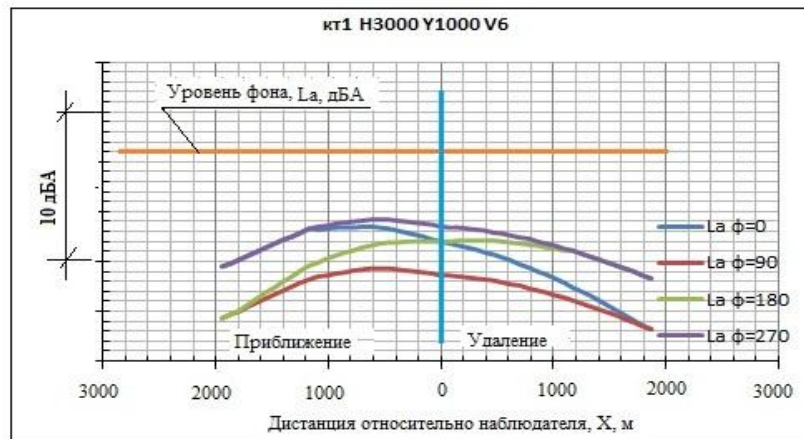


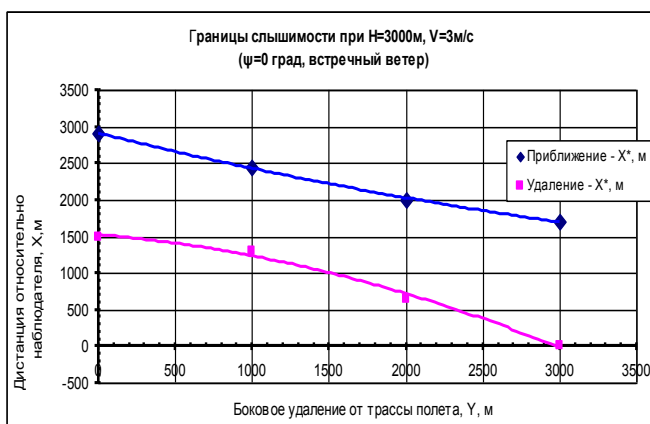
Рисунок 4.26 - Изменение уровня шума в точке на местности с поперечной координатой  $Y=1000\text{м}$  при полете самолета на высоте  $3000\text{м}$  для различных направлений ветра и скорости  $W\approx 6\text{ м/с}$

Из представленных на рисунках 4.25 и 4.26 данных следует, что направление ветра оказывает заметное влияние на характер изменения уровня шума самолета в контрольной точке на местности. Наибольшие уровни шума отмечаются при направлении ветра  $\psi=270^\circ$  (ветер дует от наблюдателя в сторону трассы полета самолета – рисунок 4.21), а наименьшие уровни шума – при направлении ветра  $\psi=90^\circ$  (ветер дует от ЛА в сторону наблюдателя).

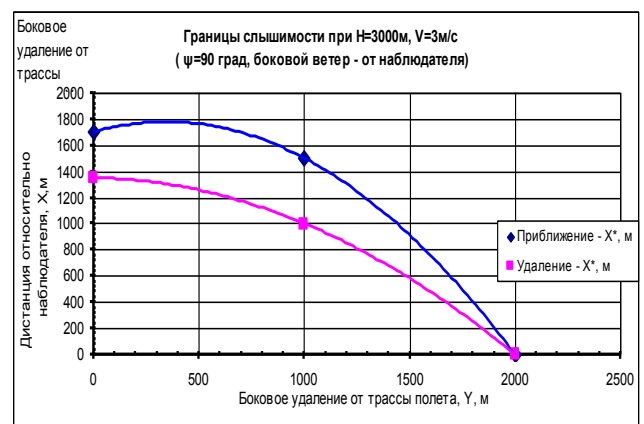
Если ветер дует вдоль трассы полета самолета, то при встречном ветре ( $\psi=0^\circ$ ) наибольшие уровни шума на местности отмечаются в передней полусфере самолета (самолет приближается к наблюдателю), а наименьшие уровни шума – в задней полусфере (самолет удаляется от наблюдателя). При полете с попутным ветром ( $\psi=180^\circ$ ) картина противоположная – наибольшие уровни шума на местности отмечаются в задней полусфере, а наименьшие – в передней полусфере самолета.

Важно, что уровни шума самолета ( $L_A$ , дБА) превышают уровни акустического фона в ограниченной области пространства вокруг наблюдателя только при относительно низкой скорости ветра (рисунок 4.25,  $W \approx 3$  м/с). Однако уже при скорости ветра  $W \approx 6$  м/с (рисунок 4.26) уровни шума самолета не превышают уровней акустического фона при всех рассматриваемых высотах полета и направлениях ветра.

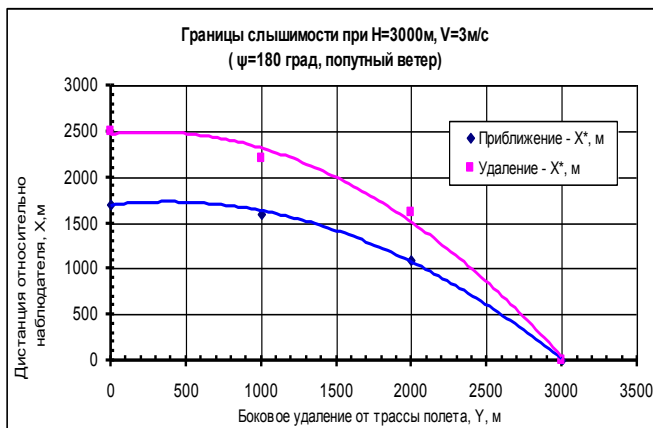
Пример определения координат границ зон акустической заметности БПЛА рассмотрен для случая скорости ветра  $W \approx 3$  м/с ( $\psi = 0^\circ$ ,  $\psi = 90^\circ$ ,  $\psi = 180^\circ$ ,  $\psi = 270^\circ$ ) при высоте полета самолета 3000 м. Результаты расчета приведены на рисунке 4.27 ( $H = 3000$  м).



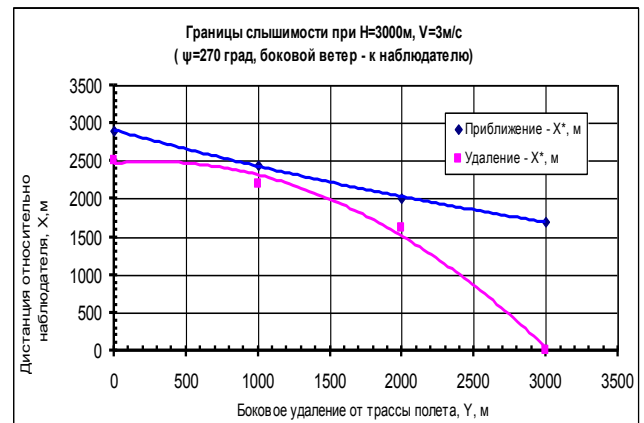
а)



в)



б)



г)

Рисунок 4.27 - Координаты границ зоны акустической заметности БПЛА при  $H = 3000$  м и  $W \approx 3$  м/с для различных направлений ветра: а)  $\psi = 0^\circ$  б)  $\psi = 180^\circ$  в)  $\psi = 90^\circ$  г)  $\psi = 270^\circ$

Представленные расчетные данные показывают, что в рассматриваемом примере расчета координат границы зоны акустической заметности БПЛА для высоты полета  $H = 3000$  м самолет не слышен на земле при удалении наблюдателя от трассы полета на 3000 м при направлениях ветра  $\psi = 0^\circ$  и  $\psi = 270^\circ$  – в задней полусфере самолета, а при направлениях ветра  $\psi = 90^\circ$  и  $\psi = 180^\circ$  –

в передней полусфере самолета; при расположении наблюдателя под траекторией полета самолета продольная координата (X) границы зоны заметности составляет: около 2500-3000м - в передней полусфере самолета при направлениях ветра  $\psi=0^\circ$  и  $\psi=270^\circ$  и около 1500м – в задней полусфере самолета при направлениях ветра  $\psi=0^\circ$  и  $\psi=90^\circ$ .

#### Выводы по разделу 4

1. В результате выполненных измерений спектральных характеристик природного акустического фона в условиях аэродрома базирования малой авиации получены нормализованные графические матрицы третьоктавных спектров уровней звукового давления природного акустического фона в приземном слое. Установлены значения доверительных интервалов для оценок математического ожидания спектральных уровней звукового давления фона для 90% уровня надежности для различных значений метеорологических параметров, характеризующих состояние атмосферы.

Акустическое излучение, соответствующее природному акустическому фону, является широкополосным в диапазоне частот 16-10000 Гц. Форма спектров природного акустического фона – спадание интенсивности спектральных составляющих по частоте - согласуются с известной моделью распада вихрей в турбулентном приземном слое атмосферы. В спектрах фона можно выделить, по крайней мере, четыре диапазона частот, в которых отмечается характерное изменение уровней спектральных составляющих по частоте. Возможно, что эти диапазоны частот соответствуют различным источникам (или механизмам генерации звука) природного происхождения.

Показано, что даже в условиях равнинной местности спектральные уровни природного акустического фона могут быть весьма не стабильны даже в процессе интервала времени, равном одной минуте, при отсутствии или низкой (до 2 м/с) скорости ветра. И, наоборот, спектральные уровни звукового давления могут слабо изменяться во времени даже при повышенной (до 6 м/с) скорости ветра. Спектральные уровни природного акустического фона зависят от скорости ветра и характера подстилающей поверхности на пути распространения ветра.

При отсутствии конвективных потоков вблизи поверхности земли (в условиях зимнего времени года) уровни природного фона становятся значительно ниже.

Полученные в результате исследования данные о спектральных и интегральных характеристиках природного акустического фона не противоречат результатам исследований других авторов.

2. В результате летного эксперимента установлен критерий аудио заметности самолетов и БПЛА с винтомоторной силовой установкой. Показано, что в качестве критерия аудио

заметности ЛА можно применять параметр  $\Delta La$ , представляющий собой разность между суммарными по спектру излучения уровнями звукового давления с нелинейной амплитудно-частотной характеристикой стандартного А-фильтра, соответствующими излучению самолета и природному акустическому фону. Критерий  $\Delta La$  может использоваться в расчетных моделях для оценки координат границы аудио заметности БПЛА.

3. Пример расчетного определения координат границы зоны акустической заметности БПЛА с винтомоторной СУ показал, что разработанный расчетный метод позволяет оценивать влияние уровня и спектральных характеристик природного акустического фона на координаты границы области аудио заметности БПЛА.

## Заключение

Диссертация посвящена проблеме шума на местности ЛВС и проблеме акустической заметности ЛА с винтовыми движителями. Основные результаты работы заключаются в следующем.

1. Получены обобщенные акустические характеристики СУ ЛВС. Установлены методы снижения шума ЛВС на местности и даны рекомендации по созданию современных малозумных СУ для ЛВС и БПЛА.
2. Определена роль различных источников в суммарном шуме винтомоторных СУ.
3. Установлено влияние числа Рейнольдса на интенсивность широкополосного (вихревого) шума воздушного винта.
4. Предложена модель для прогнозирования общего акустического поля винтомоторных силовых установок, включающих в себя различные поршневые двигатели и одиночные воздушные винты.
5. Выполнено экспериментальное определение энергетических и спектральных характеристик природного акустического фона для заданной природно-климатической зоны. Установлено влияние скорости ветра, типа подстилающей поверхности и конвективных потоков вблизи поверхности земли на спектр и уровень звукового давления природного фона.
6. В результате летного эксперимента установлен критерий аудио заметности ЛА с винтомоторной силовой установкой, который может использоваться в расчетных моделях для оценки координат границ зоны аудио заметности БПЛА.
7. Разработана и использована на практике методика расчета координат границ зоны аудио заметности БПЛА с винтовым движителем.

### *Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы:*

- Разработка аналитических моделей для расчета шума на местности мини- и микро-БПЛА с винтовыми движителями. Воздушные винты таких ЛА работают при малых числах Рейнольдса ( $Re < 10^6$ ), что приводит к существенному изменению аэродинамических и, как следствие, акустических характеристик, по сравнению со случаем работы воздушных винтов на режиме автомодельности ( $Re > 10^6$ ).
- Исследования по формированию банка данных по природному акустическому фону в различных природно-климатических зонах.
- Разработка аналитической модели для оценки спектральных характеристик природного акустического фона.

- Исследования возможности распознавания акустических сигналов от различных ЛА и их идентификация с помощью специальных алгоритмов и программ.
- Расчетно-экспериментальные исследования эффекта экранирования шума от винтомоторной СУ БПЛА.

Автор диссертационной работы выражает благодарность начальнику отделения «Аэроакустики и экологии ЛА» Центрального аэрогидродинамического института имени проф. Н.Е. Жуковского Копьеву Виктору Феликсовичу и сотрудникам отделения, а также сотрудникам Летного комплекса Отраслевого специального конструкторского бюро экспериментального самолетостроения МАИ за помощь в организации и проведении акустических испытаний легких винтовых самолетов. Также автор выражает признательность проректору по научной работе Шевцову Вячеславу Алексеевичу и начальнику авиабазы МАИ Кожевникову Евгению Владимировичу за поддержку проводимых на аэродроме института исследований.

## Список литературы

1. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Том 1. Авиационный шум. Изд. 6-е, ИКАО, 2011.
2. Авиационные Правила. Часть АП-36, Сертификация воздушных судов по шуму на местности. Межгосударственный авиационный комитет, 2003.
3. Гутин Л.Я. О звуковом поле вращающегося винта// ЖТФ, 1936, Т.6, № 5, С. 899-909.
4. Гутин Л.Я. О звуке вращения воздушного винта // ЖТФ, 1942, Т.12, № 2-3, С.76-85.
5. Непомнящий Е.Я. Исследование и расчет звука воздушного винта// Труды ЦИАМ, 1941, вып. 39, С. 71-78.
6. Исследование шума воздушного винта. Сборник переводов под ред. Непомнящего Е.А. – М.: ОБОРОНГИЗ, 1943. – 118 с.
7. Непомнящий Е.А. Результаты исследования шума пропеллера// Успехи физических наук, 1945, Т. XXVII, вып. 1, С 72-95.
8. Непомнящий Е.Я. Зависимость звука воздушного винта от его аэродинамических и конструктивных параметров// Известия Ленинградского электротехнического института, 1955, вып. 28, С. 106-113.
9. 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 1198, 1954.
10. Юдин Е.Я. О вихревом шуме вращающихся стержней// ЖТФ, 1944, Т.12, №9, С.561-567.
11. Юдин Е.Я. Исследование шума вентиляторных установок и методов борьбы с ним// Труды ЦАГИ, вып. 713– М.: ОБОРОНГИЗ, 1958. – 227 с.
12. Deming A.F. Noise from propellers with symmetrical section at zero blade angle. NASA TN 605, 1937.
13. Lowson M.V. The sound field for singularities in motion. Proc. R. Soc. London, ser.A, 1965, vol. 286, no. 1407, pp. 559-572.
14. Hubbard H.H., Regier A.A. Propeller-loudness charts for light airplanes. NASA TN 1358, 1947.
15. Regier A.A., Hubbard H.H. Factors affecting the design of quiet propellers. NASA RM L7H05, 1947.
16. Hubbard H.H. Sound from dual-rotating and multiple single-rotating propellers. NASA TN 1654, 1948.
17. Heller H., Dahlen H. and Dobrzynski W. Acoustic of Ultralight Airplanes. Journal of Aircraft. 1990, Vol. 27, no. 6, pp. 529-535.



18. Farassat F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise. *AIAA Journal*, 1981, Vol. 19, no. 9, pp. 1122-1130.
19. Hanson D.B. Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field. *AIAA Journal*, 1980, Vol. 18, no. 10, pp. 1213-1220.
20. Hanson D.B. Compressible helicoidal surface theory for propeller aerodynamics and noise. *AIAA Journal*, 1983, Vol. 21, no. 6, pp. 881-889.
21. Hanson D.B. Near-field frequency-domain theory for propeller noise. *AIAA Journal*, 1985, Vol. 23, no. 4, pp. 499-504.
22. *Авиационная акустика/ Под. ред. Мунина А.Г., Квитки В.Е. – М.: Машиностроение, 1973. – 448 с.*
23. 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.
24. Ганабов В.И., Кукинова Н.А., Мунин А.Г. О расчете шума вращения соосных винтов// *Труды ЦАГИ*, 1993, вып. 2508, С. 15- 22.
25. Самохин В.Ф. Об одном подходе к расчету дальнего акустического поля воздушного винта// *Труды ЦАГИ*, 1988, вып. 2355, С. 65-75.
26. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта// *Инженерно-физический журнал*, 2012, Т.85, №5, С. 1064-1072.
27. Зинченко В.И. Шум судовых двигателей. – М.: Судпромгиз, 1957. – 271 с.
28. *Справочник по технической акустике: Пер. с нем./ Под ред. Хекла М. и Мюллера Х.А. – Л.: Судостроение, 1980. – 440 с.*
29. Инзель Л.И. Основы глушения шума выхлопа двигателей внутреннего сгорания. - М.: Машгиз, 1949. – 196 с.
30. Алексеев И.В. Проблемы акустической доводки ДВС// *Двигателестроение*, 1982, №3, С. 55-57.
31. Луканин В.Н. Шум автотракторных двигателей внутреннего сгорания. - М.: Машиностроение, 1971. – 271 с.
32. Луканин В.Н., Гудцов В.И. Бочаров Н.Ф. Снижение шума автомобиля. - М.: Машиностроение, 1981. – 158 с.
33. *Двигатели внутреннего сгорания. В 3 кн. Кн. 1. Теория рабочих процессов: Учебник для вузов/ Луканин В.Н., Морозов К.А., Хачиян А.С. и др.: Под ред. Луканина В.Н. и Шатрова М.Г. – 3-е изд., перераб. и испр. – М.: Высшая школа, 2007. – 479 с.*
34. Тольский В.Е. Виброакустика автомобиля. - М.: Машиностроение, 1988. – 144 с.
35. *Техническая акустика транспортных машин: справочник/ Балишанская Л.Г., Дроздова Л.Ф., Иванов Н.И. и др.; Под. ред. Иванова Н.И. - СПб.: Политехника, 1992. – 365 с.*

36. Двухтактные карбюраторные двигатели внутреннего сгорания/ Кондрашов В.М., Григорьев Ю.С., Тупов В.В. и др.- М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.
37. Davis D.D., Stokes G.M., Moore D., Stevens G.L. Theoretical and experimental of mufflers with comments on engine exhaust muffler design, NASA Report no. 1192, 1954.
38. Davis P.O.A.L. The design of silencers for internal combustion engine. Journal Sound and Vibration, 1964, Vol.1, no. 2, pp. 185-201.
39. Davis P.O.A.L., Halliday R.F. Radiation of sound by a hot exhaust. Journal Sound and Vibration. 1981, no. 76 (4), 591-594.
40. Davis P.O.A.L., Holland K.R. IC engine intake and exhaust noise assessment. Journal Sound and Vibration. 1999, no. 223 (3), 425-444.
41. Barry F.W., Magliozzi B. Noise detectability prediction method for low tip speed propellers. Wright-Patterson AFB, Ohio, AFAPL-TR-71-37, 1971.
42. Джанакирам Д.С., Скраггс Б.В. Характеристики обнаруживаемости и шума маломасштабных воздушных винтов беспилотных летательных аппаратов// Аэрокосмическая техника, 1983, Т.1, №10, С.108-117.
43. Техническое руководство ИКАО по окружающей среде, регламентирующее использование методик при сертификации воздушных судов по шуму, Издание третье, ИКАО, 2004.
44. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Акустические характеристики легкого винтового самолета с двигателем внутреннего сгорания// Труды МАИ, 2012, выпуск № 57, Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30715> (дата публикации 30.06.2012).
45. Мошков П.А. Классификация источников шума легких винтовых самолетов на местности// Научно-технический вестник Поволжья, 2015, №4, С. 101-106.
46. Авиационная акустика. В 2-х ч. Ч 1. Шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов/ Мунин А.Г., Самохин В.Ф., Шипов Р.А. и др.; Под общей ред. Мунина А.Г. - М.: Машиностроение, 1986. – 248 с.
47. Шум автомобильных двигателей внутреннего сгорания: учеб. пособие/ Шатров М.Г., Яковенко А.Л., Кричевская Т.Ю. – М.: МАДИ, 2014. – 68 с.
48. Иванов Н.И. Инженерная акустика. Теория и практика борьбы с шумом: учебник. – М.: Университетская книга, Логос, 2008. – 424 с.
49. Справочник по технической акустике: Пер. с нем./ Под ред. Хекла М. и Мюллера Х.А. – Л.: Судостроение, 1980. – 440 с.
50. Харкевич А.А. Спектры и анализ. – М.: Физматгиз, 1962. – 236 с.

51. Малкин И.В. Разработка технических средств снижения шумовых излучений системы газообмена двигателя легкового автомобиля: дис. ... канд. техн. наук/ И.В. Малкин. – М.: ГНЦ РФ «НАМИ», 2014. – 245 с.
52. Лэмб Г. Гидродинамика. - М.: Гостехиздат, 1947. – 928 с.
53. Дмитриев В.Г., Самохин В.Ф. Комплекс алгоритмов и программ для расчета шума самолетов на местности// Ученые записки ЦАГИ, 2014, Т. XLV, № 2, С. 137-157.
54. Roger M., Moreau S. Bach-Scattering Correction and Further Extensions of Amiet's Trailing Edge Noise Model, Part 1: Theory. Journal of Sound and Vibration, Vol. 286, No. 3, 2005, pp. 477-506.
55. Moreau, S., Roger, M., Competing Broadband Noise Mechanisms in Low-Speed Axial Fans. AIAA Journal, Vol. 45, No. 1, 2007, pp. 48-57.
56. Amiet R. K. Noise Due to Turbulent Flow Past a Trailing Edge. Journal of Sound and Vibration, Vol. 47, No. 3, 1976, pp. 387-393.
57. Rozenberg, Y., Modelisation Analytique du Bruit Aerodynamique a Large Bande des Machines Tournantes: Utilisation de Calculs Moyennes de Mecanique des Fluides. Ph.D. thesis, Ecole Centrale de Lyon, December 2007.
58. Мошков П.А., Яковлев А.А. К вопросу численного моделирования шума воздушного винта// Научно-технический вестник Поволжья, 2014, №6, С. 275-277.
59. Ffowcs Williams, J. E. and Hawkings, D. L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A, Vol. A264, No. 1151, 1969, pp. 321-342.
60. Копьев В.Ф., Титарев В.А., Беляев И.В. Применение суперкомпьютерных технологий к расчету шума винта// Третья открытая всероссийская конференция по аэроакустике. 1-3 октября 2013 г, Москва, Тезисы докладов. – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2013, С. 66-67.
61. 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.
62. Копьев В.Ф., Беляев И.В., Зайцев М.Ю., Панкратов И.В., Скворцов Р.А., Титарев В.А. Аэроакустические исследования винтов: эксперимент и численное моделирование// XXVI Научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 26-27 февраля 2015г., Материалы конференции, ЦАГИ, 2015, С. 137-138.
63. Timouchev S, Tourret J. Prediction of BPF Pressure Pulsation Field In Centrifugal Pumps And Ventilators. 4th European Conference on Turbomachinery. Florence, Italy 20-23 Mach, 2001.
64. Timouchev S., Tourret J. Numerical Simulation of BPF Pressure Pulsation Field In Centrifugal Pumps. 19th International Pump Users Symposium, February 2002, Houston, Texas.

65. Тимушев С.Ф. Численное моделирование нестационарных гидродинамических процессов в центробежных насосах и вентиляторах с целью снижения их виброактивности и шума: автореф. дис. ... д-ра. техн. наук/ С.Ф. Тимушев. – М.: МАИ (ГТУ), 1996. – 30 с.
66. Reynolds O. On the dynamical theory of incompressible viscous fluids and the determination of the criterion. Phil. — Trans. Of the Roy. Soc, 1895.
67. Лысенков А.В., Павлик С.В. Разработка методологии расчета аэродинамических характеристик воздушных винтов// Труды МФТИ, 2013, Т.5, №3, С.174-186.
68. Aeroacoustics of flight vehicles: Theory and Practice. Volume1: Noise sources. NASA References Publication 1258, vol.1, WRDC, Technical report 90-3052, 1991.
69. Ianniello S., Mascio A. D., Salvatore F., Sollo A., Aversano M., and Gennaretti M. Evaluation of Noise Excess for Pushing Propeller Aircraft by CFD Aeroacoustic Calculation, 10<sup>th</sup> AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2004, AIAA Paper 2004-3006.
70. Расчеты и измерения характеристик шума, создаваемого в дальнем звуковом поле реактивными самолетами/ Под. ред. Соркина Л.И. – М.: Машиностроение, 1968. - 99 с.
71. Аэрогидродинамический шум в технике: Пер. с англ./ Под ред. Хиклинга Р. – М.: Издательство «МИР», 1980. – 336 с.
72. Яковенко А.Л. Разработка методики и инструментальных средств для прогнозирования структурного шума двигателя внутреннего сгорания: автореф. дис. ... канд. техн. наук/ А.Л. Яковенко. – М.: МАДИ (ГТУ), 2009. – 24 с.
73. Славин И.И. Производственный шум и борьба с ним. – М.: Профиздат, 1955. – 336 с.
74. Soderman P.T., Clifton Horne W. Acoustic and aerodynamic study of a Pusher-Propeller aircraft model. NASA TP-3040, 1990.
75. Ricouard J., Julliard E., Omais M., Regnier V., Baralon S., and Parry A. B. Installation effects on contra-rotating open rotor noise. 16<sup>th</sup> AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Stockholm, Sweden. 2010.
76. Verdhuis L.L.M., Sinnige T. The effect of pylon trailing edge blowing on the performance and noise production of a propeller. 29<sup>th</sup> Congress of ICAS, St. Petersburg, Russia, 7-12 September 2014.
77. Бузыкин О.Г., Казаков А.В. Численное моделирование ближнего следа за моделью полукрыла в аэродинамической трубе при умеренных числах Рейнольдса// Ученые записки ЦАГИ, Том XXXVIII, 2007, №3-4, С. 31-43.
78. Lee H. and Kroo I. M. Two Dimensional Unsteady Aerodynamics of Miniature Trailing Edge Effectors, AIAA Paper 2006-1057, 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 9-12, 2006.
79. Gerz, T., Holzäpfel, F., and Darracq, D., Commercial Aircraft Wake Vortices. Progress in Aerospace Sciences, 2002, Vol. 38, No. 3, pp. 181–208. DOI:10.1016/S0376-0421(02)00004-0.

80. Вышинский В.В, Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере (физические и математические модели)// Труды ЦАГИ, 2005, вып. 2667. – 156 с.
81. Graham W.R., Park S.W., Nickels T.B. Trailing vortices from a wing with a notched lift distribution. AIAA Journal, 2003, Vol. 41, no. 9, pp. 1835-1838.
82. Magliozzi B. The Influence of Forward Flight on Propeller Noise. NASA CR-145105, 1977.
83. Pegg R. J., Farassat F. and Magliozzi B. Some Measured and Calculated Effects of Forward Velocity on Propeller Noise. ASME Gas Turbine Conference and Products Show, Philadelphia, PA., March 27-31, 1977, ASME Paper No. 77-GT-70.
84. Липин А.В., Остроухов С.П., Серохвостов С.В., Устинов М.В., Флакман Я.Ш., Шустов А.В. Экспериментальное исследование зависимости характеристик воздушного винта от числа Рейнольдса// Ученые записки ЦАГИ, 2007, Том XXXVIII, №3-4, С. 102-110.
85. Остроухов С.П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. — 328 с.
86. Merchant M.P. Propeller performance measurement for low Reynolds number unmanned aerial vehicle applications, Master's thesis, Department of Aerospace Engineering, Wichita State University, Kansas, 2005.
87. Merchant M.P. and Miller L.S. Propeller performance measurement for low Reynolds number UAV applications, 2006, AIAA Paper 2006-1127.
88. Brandt J.B. and Selig M.S. Propeller performance data at low Reynolds number, AIAA Paper 2011-1255, 49<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting, 4-7 January 2011, Orlando, FL.
89. Oleson R.D., Patrick H. Small aircraft propeller noise with ducted propeller. AIAA Paper 98-2284, 1998.
90. Lefebvre T., Canard S., Le Tallec C., Beaumier P., David F. ANIBAL: A new aero-acoustic optimized propeller for light aircraft applications, 27<sup>th</sup> Congress of ICAS, Nice, France, 19 - 24 September 2010.
91. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Исследование акустических характеристик легкого винтового самолета «Вильга-35А» на режимах горизонтального полета// Вестник Московского авиационного института, 2014, Т.21, №2, С.55-65.
92. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолета «Ан-2» в статических условиях// Труды МАИ, 2015, выпуск №82, Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58711> (дата публикации 26.06.2015).
93. Мошков П.А. Некоторые результаты экспериментального исследования акустических характеристик силовой установки сверхлегкого самолета в статических условиях// Научно-технический вестник Поволжья, 2014, №6, С. 265-270.

94. Самохин В.Ф., Остроухов С.П., Мошков П.А. Экспериментальное исследование источников шумности беспилотного летательного аппарата с винто-кольцевым движителем в толкающей компоновке// Труды МАИ, 2013, выпуск № 70. Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=44459> (дата публикации 25.11.2013).
95. Бочаров В.Е., Гутман Л.Д. Авиационный мотор АШ-62ИР. Описание конструкции и эксплуатация. – М.: Редакционно-издательский отдел Аэрофлота, 1951. - 305 с.
96. Лабазин П.С. Авиационный двигатель АШ-62ИР. – М.: Издательство «Транспорт», 1972. - 354 с.
97. Баженова Л.А., Семенов А.Г. О влиянии числа Рейнольдса на интенсивность вихревого звука при обтекании цилиндрического профиля// Акустический журнал. 2013, Т.59, №5, С. 586-595.
98. Hanson D.B., Parzych D.J. Theory for noise of propellers in angular inflow with parametric studies and experimental verification. NASA CR, 1993, no. 4499, 108 p.
99. Marulo F., Sollo A., Aversano M., Polimero U., and Perna F. Measurement and Prediction of Community Noise of a Pusher-Propeller General Aviation Aircraft, 26<sup>th</sup> AIAA Aeroacoustic Conference, 23-25 May 2005, Monterey, California, AIAA Paper 2005-2984.
100. Schulten J.B.H.M. Comparison of measured and predicted noise of the Brite-EuRam SNAAP advanced propellers, 3<sup>rd</sup> AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference May 12-14 1997, Atlanta, GA, AIAA Paper 97-1709-CP.
101. Матвеевко А.М., Горюнов Н.П., Демин В.Ю., Лапшин В.П. Разработка легкого многоцелевого двухместного самолета нового поколения «МАИ-223»// Вестник Московского авиационного института, 2005, Т. 12, №2, С. 10-17.
102. Руководство по технической эксплуатации самолета «МАИ-223М». – М.: МАИ, 2013. - 138 с.
103. Самохин В.Ф., Шпаковский А.А. Анализ фонового акустического поля в помещении АДТ с открытой рабочей частью с позиций волновой теории// XXV Научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 27-28 февраля 2014 г. Материалы конференции, ЦАГИ, 2014, С. 204-205.
104. Etkin В., Korbacher G. K., Keefe H. T. Acoustic radiation from a stationary cylinder in a fluid stream (Aeolian tones). J. Acoust. Soc. Amer. 1957. V. 29. Pt. 1. pp. 30-36.
105. Gerrard J.H. An experimental investigation of the oscillation lift and drag of a circular cylinder shedding turbulent vortices. J. Fluid Mech. 1961. V. 11. Pt. 2. pp. 244-256.
106. Мошков П.А., Яковлев А.А. Экспериментальное исследование влияния капотирования двигателя на акустические характеристики авиационной поршневогой силовой установки// Научно-технический вестник Поволжья, 2014, №6, С. 271-274.

107. Hanson D.B. Influence of propeller design parameters on far field harmonic noise in forward flight, 1980, AIAA, vol. 18, no. 2, pp. 1313-1319.
108. Prediction procedure for near-field and far-field propeller noise, AIR 1407, Soc. of Automotive Engineers, Inc., 1977.
109. Flight manual. «F30 Brio». F. G. model. 147 p.
110. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Экспериментальное исследование влияния интервала между толкающим воздушным винтом и крылом на уровень шума на местности сверхлегкого самолета// XXVI Научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 26-27 февраля 2015 г. Материалы конференции. ЦАГИ, С. 171.
111. Самолет «Авиатика-МАИ-890». Руководство по летной эксплуатации. – М.: МАИ, 1999.
112. Block P.J.W., Gentry C.L., Jr. Directivity and trends of noise generated by a propeller in a wake. NASA TP 2609, 1986.
113. Кажан В.Г., Мошков П.А., Самохин В.Ф. Природный фон при проведении акустических испытаний самолетов на аэродроме базирования малой авиации // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. №7. Режим доступа: <http://technomag.bmstu.ru/doc/782827.html> (дата обращения 15.07.2015).
114. Колмогоров А.Н. Уравнения турбулентного движения несжимаемой жидкости// Изв. АН СССР, сер. физ, 1942, Т.6, №1-2, С. 56-58.
115. Расписание погоды. Режим доступа: <http://www.rp5.ru> (дата обращения 16.03.2015).
116. Massey K., Gaeta R. Noise measurements of tactical UAVs, 16<sup>th</sup> AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2010, AIAA Paper 2010-3911.
117. Баженов А.А., Дроздова Л.Ф., Кирпичников В.Ю. Исследования минимальных уровней естественного фона шума// II Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием «Защита населения от повышенного шумового воздействия», г. Санкт-Петербург, 17-19 марта 2009 г., Сборник докладов. – СПб.: Изд-во ИННОВА, 2014, С. 331-337.
118. Цвикер Э., Фельдкеллер Р. Ухо как приемник информации. - 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Связь, 1971. – 255 с.
119. Гельфанд С. А., Слух: Введение в психологическую и физиологическую акустику: Пер. с англ. - М.: Медицина, 1984. – 352 с.
120. Алдошина И. Основы психоакустики. Режим доступа: <http://ir.nmu.org.ua/bitstream/handle/123456789/69534/fa7420ec91ad160f40a59c6aae031989.pdf?sequence=1> (дата обращения 05.05.2015).