

На правах рукописи

ВИНОГРАДОВ
Юрий Анатольевич



**АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ
КОМПЛЕКС ПАССИВНОЙ ИНФРАЗВУКОВОЙ ЛОКАЦИИ
ОБЪЕКТОВ, ДВИЖУЩИХСЯ В АТМОСФЕРЕ**

Специальность 25.00.10. – геофизика,
геофизические методы поисков полезных ископаемых

Диссертация на соискание ученой степени
доктора технических наук

Научный консультант
доктор физико-математических наук Сергей Николаевич Куличков

ОБНИНСК – 2022

Работа выполнена:

в Федеральном исследовательском центре

«Единая Геофизическая служба

Российской академии наук» (г.Обнинск)

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

ВВЕДЕНИЕ	3
ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ	6
ГЛАВА 1. ОСНОВЫ ТЕОРИИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ИНФРАЗВУКА В АТМОСФЕРЕ (ОБЗОР СОСТОЯНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ). СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ИНФРАЗВУКОВЫХ МЕТОДОВ МОНИТОРИНГА, МОДЕЛИ АТМОСФЕРЫ	16
Раздел 1.1. Современное состояние инфразвуковых исследований	16
Раздел 1.2. Инфразвуковые сигналы в атмосфере, возбуждаемые взрывами.	21
Раздел 1.3. Инфразвуковые сигналы, возбуждаемые движущимися в атмосфере объектами.	33
Раздел 1.4. Современные модели атмосферы	48
Раздел 1.5. Распространение инфразвука в атмосфере	58
ГЛАВА 2. АППАРАТНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОМПЛЕКСА	66
Раздел 2.1. Приборы для регистрации инфразвука	66
Раздел 2.2. Разработка аппаратной части комплекса	76
ГЛАВА 3. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМОВ И МЕТОДИК ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ И ПРОВЕДЕНИЯ НАБЛЮДЕНИЙ	105
Раздел 3.1. Описание алгоритма и методики детектирования многочисленных инфразвуковых сигналов	105
Раздел 3.3. Описание методики определения мест падения фрагментов ОЧ РН ...	124
Раздел 3.4 Описание программ, входящих в состав комплекса	132
Раздел 3.5. Описание этапов создания аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации	137
ГЛАВА 4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТИПА ИСТОЧНИКОВ ВОЗБУЖДЕНИЯ ИНФРАЗВУКОВОГО СИГНАЛА ПО ДАННЫМ НАТУРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ, РЕЗУЛЬТАТАМ ФИЗИЧЕСКОГО И ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	143
ГЛАВА 5. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ПАССИВНОЙ ИНФРАЗВУКОВОЙ ЛОКАЦИИ	155
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	195
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ СОКРАЩЕНИЙ	198
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	200

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение безопасности, в том числе, экологической, вдоль трасс запусков космических аппаратов и в районах падения отделяющихся частей ракет-носителей является важным элементом космической деятельности (Воздействие..., 2016). Основными направлениями обеспечения экологической безопасности являются:

- сокращение площадей районов падения отделяемых частей ракет-носителей, в том числе за счет совмещения районов падения отделяемых частей различных ракет-носителей;
- снижение остатков топлива в отработанных ступенях;
- экологическое обследование районов падения, космодромов и технологических объектов;
- поиск, фиксация и утилизация фрагментов отделяющихся частей ракет-носителей;
- детоксикация почвы на местах падения отделяющихся частей и ликвидация возникающих пожаров.

Насколько актуальна проблема обеспечения ракетно-космической деятельности районами падения свидетельствуют следующее: общая площадь районов падения для обеспечения пусков различных ракет-носителей с космодромов «Байконур», «Плесецк» и «Восточный» составляет более 21 млн. га (рисунок 1). Из них не менее 45 % расположены в зоне активной хозяйственной деятельности и каждый год этот процент увеличивается.

Непрерывное развитие промышленной и сельскохозяйственной инфраструктур, введение в хозяйственный оборот новых земель, ужесточение экологического законодательства, принятие новых земельных законов существенно усложняют проблему отведения районов падения ступеней ракет-носителей для новых трасс запусков космических аппаратов. В ряде случаев эти районы падения находятся на зарубежных территориях (Республика Казахстан, Туркмения, Монголия), поэтому проблема обеспечения безопасности при запусках спутников в космос обсуждается на уровне высшего руководства Российской Федерации и этих государств.

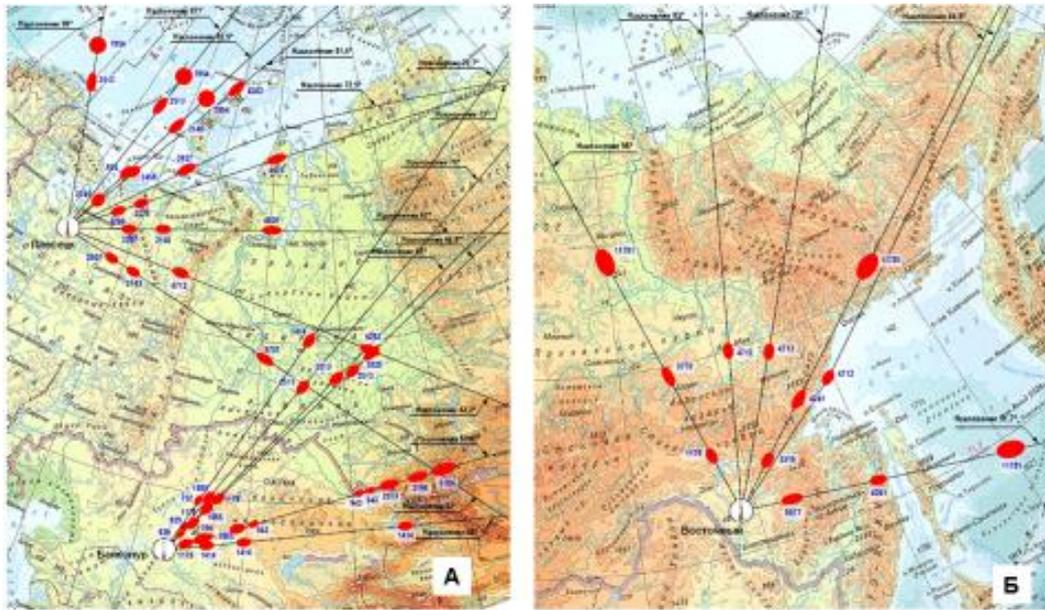


Рисунок 1. А – районы падения, необходимые для обеспечения пусков РН с космодромов «Байконур» ($42\,950\text{ км}^2$) и «Плесецк» ($92\,225\text{ км}^2$)
 Б – районы падения, необходимые для обеспечения пусков РН с космодрома «Восточный» ($55\,710\text{ км}^2$)

Размеры отчуждаемых территорий, выделяемых под районы падения, определяются, исходя из условия попадания снижающихся фрагментов в эти районы при пусках с имеющихся стартовых комплексов в любое время года, при существенно различных состояниях атмосферы. Многочисленные случаи падения фрагментов отделившихся частей ракет-носителей за пределами отведенных районов указывают на недостаточную адекватность расчетных траекторий движения ступеней ракет на пассивном участке траектории реальному полету, что приводит к снижению уровня безопасности близлежащих военных и гражданских объектов, населения, нанесению ущерба окружающей среде, значительным материальным затратам на восстановительные работы. Удаленность, сложный рельеф, наличие леса в большинстве районов падений существенно затрудняет обнаружение фрагментов, зачастую их не обнаруживают вообще. Измерительные средства поисковых групп для определения точек падения фрагментов на сегодняшний день практически отсутствуют. Методы оптического наблюдения, хотя и используются уже более 50 лет с момента начала активных испытаний ракетно-космической техники, но при всем достоинстве современных оптико-электронных средств они все-таки относятся к полигонному оборудованию, поскольку весят несколько сотен кило-

граммов и требуют для установки стационарное бетонное основание. Их применение ограничено в условиях плохой видимости. Одним из решений является использование компактных, мобильных радиолокационных станций, которые, в принципе, возможно оперативно доставить на борту вертолета в районы падения фрагментов вместе с автономным источником электропитания и обслуживающим персоналом. Однако, с одной стороны, стоимость таких станций очень велика, а с другой стороны, условия применения ограничены необходимостью оборудования специальных бетонных площадок и мощными источниками питания. Таким образом, в настоящее время возникла проблемная ситуация, в основе которой лежит противоречие между возможностями существующего математического аппарата по прогнозированию районов падения снижающихся ступеней ракет-носителей» и результатами реальных пусков. Необходимость разработки новой методологии прогнозирования районов падения отделяющихся частей ракет-носителей с учетом оперативных данных о состоянии атмосферы и фактора их разрушения на пассивном участке траектории, а также создании измерительных и программных средств, для оперативного контроля снижающихся фрагментов в режиме реального времени непосредственно в районах падений не вызывает никаких сомнений.

В данной работе описывается мобильный автономный аппаратно-программный комплекс пассивной инфразвуковой локации разработанный и внедренный в состав измерительных средств, обеспечивающих безопасность при проведении пусков ракеты-носителя нового типа «Ангара». Применение комплекса позволило разработать новый, теоретически обоснованный и практически апробированный, метод пеленгации объектов, движущихся в атмосфере, позволяющий с использованием 2-х и более мобильных инфразвуковых групп, надежно определять места падений, как одиночных, так и летящих группой многочисленных объектов, снижающихся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью. Данный метод был впервые успешно применен для целей ракетно-космической отрасли, доказав свою высокую эффективность, при применении в районах падений 1-х и 2-х ступеней ракет-носителей «Союз», «Протон» и «Ангара».

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Объектом данного исследования являются инфразвуковые волны, генерируемые различными движущимися объектами, и закономерности их распространения и затухания в атмосфере.

Предметом исследования являются основные факторы, способствующие надежной гарантированной регистрации инфразвуковых сигналов от источников различного типа, определение типов источников и их локация в атмосфере.

В настоящей работе изложены новые научно обоснованные технические и технологические решения, внедрение которых вносит значительный вклад в экологическую безопасность ракетно-космической деятельности на территории Российской Федерации. Результаты применения работы в хозяйственной деятельности (при осуществлении пусков ракет-носителей и уточнения площадей районов падения) приносят конкретный экономический эффект.

Актуальность работы определяется необходимостью разработки новой методологии прогнозирования районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. В Федеральной космической программе России на 2016–2025 годы, целью которой является удовлетворение растущих потребностей государственных структур, регионов, а также населения страны в космических средствах и услугах, отмечается важность практического решения экологических проблем, возникающих в результате космической деятельности. Обеспечение безопасности вдоль трасс запусков космических аппаратов (КА) и в районах падения отделяющихся частей (ОЧ) ракет-носителей (РН) является важным элементом космической деятельности. Непрерывное развитие промышленной и сельскохозяйственной инфраструктур, введение в хозяйственный оборот новых земель, ужесточение экологического законодательства, принятие новых земельных законов существенно усложняют проблему отведения районов падения ОЧ для новых трасс запусков КА. В ряде случаев районы падения ОЧ РН находятся на зарубежных территориях (Республика Казахстан, Республика Туркменистан), поэтому проблема обеспечения безопасности при запусках КА

обсуждается на уровне высшего руководства Российской Федерации и этих государств. Кроме проблемы обеспечения безопасности вдоль уже существующих трасс запуска КА и в выделенных районах падения, в настоящее время актуальна проблема отведения новых районов для приема ОЧ РН, запускаемых с космодрома «Восточный», и обеспечения экологической безопасности вдоль новых трасс запуска КА (Воздействие..., 2016). Результаты проводимых в последние годы пусков РН «Союз» и «Протон», показывают, что имеет место значительное отклонение размеров фактических эллипсов рассеивания точек падения ОЧ РН от данных, приведенных в баллистической документации предприятий-разработчиков. Их координатные привязки также имеют существенные отличия. Основными причинами несовпадения расчетных данных с фактическими являются:

- неучет фактического состояния параметров атмосферы;
- неучет возможного разрушения ОЧ на пассивном участке траектории;
- ошибки в определении начальных условий движения ОЧ РН.

Опыт эксплуатации районов падения показывает, что зачастую имеет место значительный рост размеров эллипсов рассеивания ОЧ РН по сравнению с характеристиками РП, представленными в баллистической документации на изделия и, соответственно, вылеты фрагментов за пределы выделенных районов, с нанесением вреда окружающей среде и снижением экологической безопасности (Чураков и др., 2011; Куреев, 1999). Кроме того, отличие прогнозируемых координат точек падения фрагментов ОЧ РН от фактических затрудняет их оперативный поиск, утилизацию, ликвидацию результатов воздействия на окружающую среду и ведет к росту материальных затрат. Повышение точности прогнозирования точек падения отделяющихся частей и фрагментов их конструкции возможно при привлечении дополнительной информации о реальных кинематических параметрах их полета на конечном участке траектории. Использование существующей технологии внешнетраекторных измерений полета ступеней ракет-носителей (установка активных ответчиков или навигационной аппаратуры потребителя) затруднено, так как конструкция

ступени при снижении с гиперзвуковой скоростью может разрушаться случайным образом. Измерительные средства поисковых групп для определения точек падения фрагментов на сегодняшний день практически отсутствуют. Методы оптического наблюдения, хотя и используются уже более 50 лет с момента начала активных испытаний ракетно-космической техники, но при всем достоинстве современных оптико-электронных средств они все-таки относятся к полигонному оборудованию, поскольку весят несколько сотен килограммов и требуют для установки стационарное бетонное основание. Их применение ограничено в условиях плохой видимости. Одним из решений является использование компактных, мобильных радиолокационных станций, которые, в принципе, возможно оперативно доставить на борту вертолета в районы падения фрагментов вместе с автономным источником электропитания и обслуживающим персоналом (Авдошкин, Двуреченский, 2017). Такая радиолокационная станция должна обнаруживать цели на дальностях 60–80 км (Булекбаев, 2014). Однако, с одной стороны, стоимость таких станций очень велика, а с другой стороны, условия применения ограничены необходимостью оборудования специальных бетонных площадок и мощными источниками питания.

Таким образом, проблема прокладки новых трасс запуска КА, отведения новых районов падения фрагментов ОЧ РН и определения фактических эллипсов рассеивания фрагментов отделяющихся ступеней ОЧ является актуальной, особенно в свете развития нового космодрома «Восточный» на Дальнем Востоке России. Данная проблема имеет не только организационное содержание (необходимость согласований на различных уровнях, вывод земель из землепользования и т.п.), но и требует разработки новой методологии прогнозирования районов падения отделяющихся частей РН с учетом оперативных данных о состоянии атмосферы и фактора их разрушения на пассивном участке траектории, а также создании измерительных и программных средств, для оперативного контроля снижающихся фрагментов в режиме близком к реальному

времени, которые было бы возможно применять заинтересованными организациями в повседневной практике.

Целью данной работы является разработка на основе эффективной технологии, опирающейся на современные достижения теории распространения звуковых волн в неоднородной среде, универсального аппаратно-программного комплекса для пассивной инфразвуковой локации объектов, движущихся в атмосфере и решения широкого круга научных и прикладных задач.

Идея работы состоит в использовании выявленных в последнее десятилетие закономерностей распространения инфразвуковых волн в атмосфере, образующихся при движении объектов, в атмосфере для создания эффективных моделей, алгоритмов, программных комплексов и аппаратуры, позволяющих производить пеленгацию мест генерации инфразвуковых сигналов, определять типы источников сигналов на основе специально разработанной базы данных типовых волновых форм и прогнозировать места возможных падений объектов на земную поверхность.

В настоящей работе были использованы следующие методы исследований:

- анализ и обобщение существующих методов регистрации и обработки инфразвуковых сигналов;
- математическое моделирование распространения звуковых и инфразвуковых волн в неоднородной среде;
- натурные экспериментальные исследования по изучению влияния строения и состояния атмосферы на распространение инфразвуковых сигналов;
- разработка алгоритмов для создания аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации движущихся в атмосфере объектов;
- компьютерная обработка, анализ и интерпретация геофизической информации, полученной в натурных экспериментах, с помощью разработанных алгоритмов и программных комплексов;
- физическое моделирование.

Обоснованность и достоверность научных положений, выводов и рекомендаций, приведенных в работе, подтверждается использованием апробиро-

ванных на практике классических и современных методов и моделей распространения звука в неоднородной среде, а также данными многочисленных экспериментов, проведенных автором.

Практическое значение работы заключается в разработке методического, аппаратного и программного обеспечения, аппаратно-программного комплекса для инфразвуковой локации объектов, движущихся в атмосфере, в интересах решения различных научных и практических задач.

Научные положения, выносимые на защиту:

1. *Новый алгоритм* выделения и выборки коррелированных по форме и времени прихода инфразвуковых импульсов на систему, состоящую из 3 инфразвуковых датчиков, впервые примененный для выделения слабых инфразвуковых сигналов импульсного типа, который позволяет надежно и более эффективно, чем традиционно применяемые методы, детектировать сигналы от источников инфразвука различного происхождения.

2. *Новый метод пеленгации* движущихся в атмосфере объектов, позволяющий с использованием 2-х и более мобильных инфразвуковых групп, надежно определять места падений, как одиночных, так и летящих группой многочисленных объектов, снижающихся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью и генерирующих ударные волны. Данный метод был *впервые* применен для целей ракетно-космической отрасли, доказав свою высокую эффективность.

3. Действующий портативный *аппаратно-программный комплекс пассивной инфразвуковой локации движущихся в атмосфере объектов*, предназначенный для решения широкого круга научных и прикладных задач, использующий современные средства передачи данных, обеспечивающий надежную регистрацию, накопление и оперативную передачу зарегистрированных данных в центр обработки.

4. *Уникальная база данных* волновых форм, созданная на основе многолетних наблюдений и подтвержденная данными физического моделирования, включающая различные параметры инфразвуковых сигналов, генерируемых

различными фрагментами снижающихся частей ракет-носителей. Использование данной базы данных позволяет в оперативном режиме определять возможный тип источника генерации инфразвуковых сигналов по зарегистрированным данным.

Научная новизна диссертационной работы заключается в создании оригинальных, научно-обоснованных и эффективных алгоритмов, методик и технологий, а также в создании пионерного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации, успешно прошедшего практическую апробацию в течении 2010–2021 гг. при решении различных практических задач.

Практическое значение работы заключается в разработке методического, аппаратного и программного обеспечения, аппаратно-программного комплекса для инфразвуковой локации объектов, движущихся в атмосфере, предназначенного для решения широкого круга научных и прикладных задач. Применение опытного образца комплекса при осуществлении пусков ракеты-носителя нового типа «Ангара», позволило сэкономить не менее 50 млн. рублей, оперативно обнаруживать упавшие фрагменты и подтверждать успешность запуска.

Основные научные результаты работы использованы при выполнении опытно-конструкторской работы «Разработка и создание опытного образца автономной полевой станции обслуживания районов падения отделяющихся частей ракет-носителей и отработка в реальных условиях способов и режимов ее применения», утвержденном ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева», и составной части опытно-конструкторской работы «Создание комплекса эксплуатации районов падения отделяемых частей РН «Ангара», ряда коммерческих договоров по определению мест падения фрагментов второй ступени ракеты-носителя «Протон» при запуске спутников различного назначения, в Программе обучения по курсу дополнительного образования «Программные средства для инфразвуковой локации объектов в атмосфере», внедренной в образовательный процесс Кольского филиала Петрозаводского Государственного университета в 2014 году.

По результатам работы получены 3 патента РФ, 1 авторское свидетельство о регистрации программы для ЭВМ.

Основные положения и результаты работы с 2003 по 2021 гг. докладывались на симпозиумах, международных научно-технических конференциях, научно-практических конференциях; специальных семинарах в заинтересованных организациях, в частности: Совместной ассамблее EGS-AGU-EGU, Ницца (Франция) 2003 г.; совместных российско-норвежских семинарах по сейсмическому и инфразвуковому мониторингу, 2003, 2005, 2008, 2009, 2012, 2014 г.г., Кьеллар (Норвегия); 5, 7, 9, 11 Международных научных конференциях «Комплексные исследования природы Шпицбергена», Мурманск, 2005, 2007, 2009, 2012, 2014 г.г.; XVI сессии Российского акустического общества, Москва, 2005 г.; Второй международной сейсмологической школе, Пермь, 2007 г.; Международной научно-технической конференции «Наука и образование – 2008», «Наука и образование – 2009», «Наука и образование – 2010», «Наука и образование – 2011», «Наука и образование – 2012», Мурманск, 2008, 2009, 2010, 2011, 2012 г.г.; Научно-технической конференции «Проблемные вопросы открытия и эксплуатации трасс запусков космических аппаратов, баллистического и метеорологического обеспечения пусков ракет-носителей», Москва, 2010 г.; Пятой международной сейсмологической школе «Современные методы обработки и интерпретации сейсмологических данных», Владикавказ, 2010 г.; Шестой международной сейсмологической школе «Современные методы обработки и интерпретации сейсмологических данных», Апатиты, 2011 г.; Всероссийской научно-практической конференции «Космодром «Восточный» – будущее космической отрасли России», Благовещенск, 2011 г.; Третьей, Шестой и Седьмой научно-технической конференции «Проблемы комплексного геофизического мониторинга Дальнего Востока России», Петропавловск-Камчатский, 2011, 2017, 2019 г.г.; 33-й Генеральной Ассамблее Европейской сейсмологической комиссии (ESC-2012), Москва, 2012 г.; Седьмой Международной сейсмологической школе «Современные методы обра-

ботки и интерпретации сейсмологических данных», Нарочь (Республика Беларусь), 2012 г.; Восьмой Международной сейсмологической школе «Современные методы обработки и интерпретации сейсмологических данных», Геленджик, 2013 г.; Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Защита от повышенного шума и вибрации», Санкт-Петербург, 2015 г.; Десятой Международной сейсмологической школе «Современные методы обработки и интерпретации сейсмологических данных», Баку, 2015 г.; Международной конференции «Нефтегазовые ресурсы и энергетика, как элемент политического взаимодействия и социального развития арктического региона», Осло (Норвегия), 2014 г.; Всероссийской научно-технической конференции «Проблемные вопросы создания единой многофункциональной системы радиоэлектронной борьбы Российской Федерации», Воронеж, 2017 г., XVII Геологическом съезде Республики Коми, Сыктывкар, 2019 г., Международной конференции «Научные исследования стран ШОС: синергия и интеграция», Пекин, 2019 г.

Основные научные результаты опубликованы в 63 печатных работах, внесенных в базу РИНЦ, в том числе 19 печатных работ из Перечня ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, утвержденного ВАК, и 12 печатных работ в журналах, индексируемых в Web of Science и Scopus.

Личный вклад автора состоит в постановке задачи, выборе методов исследований; в публикациях, как личных, так и выполненных в соавторстве; автор лично участвовал в экспедиционных работах, сборе и анализе экспериментальных данных, интерпретации полученных результатов и на их основе совершенствовании и доработки основных элементов аппаратно-программного комплекса. Основные исследования по теме диссертации выполнены в Кольском филиале Федерального исследовательского центра «Единая Геофизическая служба Российской академии наук» в кооперации с Государственным космическим научно-производственным центром имени Хруничева.

Автор благодарен научному консультанту доктору физико-математических наук С.Н. Куличкову за ценные советы при подготовке работы, кандидату

физико-математических наук Асмингу В.Э. за его участие в разработке оптимальных алгоритмов расчета, написание программного обеспечения и активную совместную работу практически на всех этапах исследования. Особую благодарность автор выражает начальнику департамента ГКНПЦ им. Хруничева кандидату технических наук Роскину О.К. за инициирование данной работы и всемерную ее поддержку при проведении экспериментальных наблюдений. Автор считает своим долгом отметить, что реализация идеи использования беспилотных летательных аппаратов для передачи данных и поиска упавших фрагментов была бы невозможна без кооперации с ООО «Специальный технологический центр» и лично с кандидатом технических наук Хохленко Ю.Л., Аврамовым А.В., Павловым Н.А. Большую помощь в создании технической части комплекса оказали инженеры КоФ ФИЦ ЕГС РАН Воронин А.И., Коцуба В.Н., Снегов Д.В., Постнов В.О. и Федоров И.В. Автор искренне признателен всем, кто оказывал действенную помощь в проведении натурных наблюдений, организации полевых и экспедиционных работ, прежде всего сотрудникам ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ФГУП ЦЭНКИ и Института водно-экологических проблем Сибирского отделения РАН.

Представленная работа состоит из введения, пяти глав, заключения и списка литературы из 262 наименований. Работа изложена на 225 страницах машинописного текста и содержит 99 рисунков и 23 таблицы.

Во введении описывается проблемная ситуация, которая инициировала написание данной работы, дается описание актуальности и новизны, выбранной для защиты темы, формулируются основные научные положения, выносимые на защиту; обосновывается практическая значимость работы, приводятся сведения о ее апробации и личном вкладе автора, а также высказываются благодарности коллегам, способствовавшим появлению данной работы.

В первой главе дается краткое описание инфразвукового метода мониторинга и современное состояние исследований в мире, рассмотрены типовые источники инфразвуковых колебаний, возбуждаемые в атмосфере движущимися объектами, отражены современные подходы к проведению инфразвукового и акустического мониторинга, проводимого ведущими специалистами

различных стран мира, рассмотрены и описаны современные модели атмосферы, обоснован их выбор для применения в составе описываемого аппаратно-программного комплекса, рассматриваются основные тенденции развития инфразвукового метода мониторинга.

Во второй главе производится анализ имеющейся аппаратуры для регистрации инфразвука, приводится обоснование выбора инфразвуковых датчиков. Дается подробное описание процесса создания и развития технической (аппаратной) части комплекса, описание его составных частей и их взаимодействия между собой.

В третьей главе описываются основные алгоритмы, используемые для выделения инфразвуковых сигналов от движущихся источников, приводится обоснование методики пеленгации движущихся целей, описание структуры программной части аппаратно-программного комплекса, описание и назначение основных программ, входящих в состав комплекса.

В четвертой главе рассмотрены результаты физического моделирования, проведенного в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского по определению аэродинамических характеристик типовых фрагментов конструкции ОЧ РН «Союз» и имитационного математического моделирования по распаду 1-й ступени. Описана методика создания базы данных инфразвуковых сигналов, генерируемых снижающимися фрагментами отделяющихся ступеней ракет-носителей.

В пятой главе приводятся некоторые примеры практического применения мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации и технологии инфразвуковой локации для определения мест падения снижающихся фрагментов 1-й и 2-й ступеней ракет-носителей в штатных районах падения.

В заключении делаются основные выводы по результатам работы и рассматриваются перспективы по ее возможному применению и развитию.

ГЛАВА 1. ОСНОВЫ ТЕОРИИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ИНФРАЗВУКА В АТМОСФЕРЕ (ОБЗОР СОСТОЯНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ). СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ИНФРАЗВУКОВЫХ МЕТОДОВ МОНИТОРИНГА, МОДЕЛИ АТМОСФЕРЫ

В Главе дается краткое описание инфразвукового метода мониторинга и современное состояние исследований в мире, рассмотрены типовые источники инфразвуковых колебаний, возбуждаемые в атмосфере движущимися объектами, отражены современные подходы к проведению инфразвукового и акустического мониторинга, проводимого ведущими специалистами различных стран мира, рассмотрены и описаны современные модели атмосферы, обоснован их выбор для применения в составе описываемого программно-аппаратного комплекса, рассматриваются основные тенденции развития инфразвукового метода мониторинга.

Раздел 1.1. Современное состояние инфразвуковых исследований

В данной работе за инфразвук будут приниматься звуковые волны, распространяющиеся в атмосфере с частотой $0.01-20$ Гц. Как известно звуковые волны являются продольными волнами, при которых движение частиц происходит в том же направлении, что и распространение. Звуковая волна, проходящая через газовую среду, нарушает ее равновесное состояние за счет сжатия и разрежения (Rain, 1983). Инфразвук распространяется в атмосфере со скоростью звука, которая составляет 343 м/с при температуре 20°C . Эта скорость сильно зависит от температуры и направления ветра и увеличивается с повышением температуры и при наличии попутного ветра, и, соответственно, уменьшается с понижением температуры и встречным ветром. Также в работе будут рассмотрены ударные волны, распространяющиеся в атмосфере в виде фронта резкого, почти мгновенного, изменения параметров среды: плотности, давления, температуры, скорости. Ударные волны генерируются в том случае, когда объект перемещается быстрее, чем скорость звука. Эти волны являются

нелинейными и некоторое время, в зависимости от энергии удара, распространяются со скоростями, превышающими скорость звука, но на некотором расстоянии от центра возбуждения ударные волны вырождаются в акустические и далее распространяются по законам звуковых волн, т.е. без учета нелинейных эффектов. Применение такого подхода существенно облегчает задачу траекторных расчетов, и является вполне оправданным при расчете акустических полей на значительных расстояниях (много больше длины волны) от места генерации ударной волны. В этом случае проводится линейризация уравнений гидродинамики, что обосновывается малостью амплитуды рассматриваемых возмущений по сравнению с фоновыми характеристиками атмосферы.

Систематические исследования за распространением инфразвука стали проводиться с начала XX века в Японии. В этих работах изучалось распространение звука от извержений вулканов, и в качестве источников информации использовались показания от наблюдателей. (Fujiwhara, 1914; Gutenberg and Benioff, 1941). Инструментальные наблюдения по регистрации инфразвука начались в 30-е годы прошлого столетия (Дуккерт, 1934), когда исследователи из Германии начали изучать распространение звука и инфразвука от наземных химических взрывов. Для анализа данных привлекалась информация аэрологического зондирования атмосферы до высот 10 км. Эксперименты показали сильную зависимость распространения звуковых волн от атмосферных условий (направление ветра, приземная инверсия) и были выделены зоны аномальной слышимости.

Российские ученые в это же время тоже активно занимались исследованиями по дальнему распространению инфразвука. Так в работе (Куличков, 1992) описываются эксперименты, проводившиеся в 30-е годы на Новой Земле и Земле Франца-Иосифа. Измерения проводились на расстояниях от 174 до 957 км от источника взрыва. Именно эти работы позволили обнаружить различие скоростей прихода инфразвука в противоположных направлениях, связанных с западно-восточным переносом зимой и восточно-западным переносом

сом летом на стратосферных участках траекторий распространения инфразвука. В период Второй мировой войны проводились теоретические исследования по разработке теории распространения звука в неоднородной среде, в которых основную роль играли советские ученые (Блохинцев, 1981).

С начала семидесятых годов наблюдается активизация исследований дальнего распространения звука в атмосфере (Куличков, 1992). Это обусловлено главным образом потребностями в развитии дистанционных методов зондирования ее верхних слоев и поисками нетрадиционных предвестников катастрофических возмущений атмосферы и земной поверхности (Ерущенков и др., 1990, Donn and Rind, 1972). В 80-е годы, опираясь на хорошо проработанную теорию волновых методов акустики в неподвижной среде, активное развитие получила теория волнового распространения звука в движущейся среде (Pridmons-Brown, 1962; Pierce, 1981, 1990; Бреховских, Годин, 1989, 2007; Чунчuzов 1983,1983,1985, 1992; Гончаров, 1984; Осташев, 1985, 1986, 1987, 1992; Разин, 1985, 1995; Григорьева, Явор, 1986; Годин, 1987, 1989,1990; Вдовичева и др., 1990; Ostashhev, 1997; Ostashhev, Wilson, 2015). Экспериментальные наблюдения в этот период ушли на второй план, лишь немногие исследователи в СССР (Ерущенков и др., 1992, Куличков, 1992), Австралии (Christie, 2004), Франции (Blanc, 1985; Blanc et.al., 1997), Нидерландах (Evers, 2008), Японии (Takanashi, 1994), Швеции (Liszka, 2008) и США (Whitaker, 1995) работали в этой области.

В современном мире наблюдениям за распространением инфразвуковых колебаний уделяется все большее и большее внимание. Это связано с относительно невысокой стоимостью создания инфразвуковых станций наблюдения (ИСН) и большим объемом информации, получаемым в процессе наблюдения. Мощный импульс развития сети инфразвуковых станций наблюдения дало подписание в 1996 г. «Договора о всеобъемлющем запрещении ядерных испытаний» (ДВЗЯИ) и включение наблюдений за инфразвуком в глобальную международную сеть мониторинга (IMS), наряду с сейсмическими, гидроакустическими и радионуклидными методами наблюдения. В рамках этого договора,

начиная с 1997 г. и по настоящее время в сети IMS установлено и работает 60 инфразвуковых станций наблюдения (рисунок 1.1), достаточно равномерно установленных по всему земному шару. (Brachet et al., 2010).

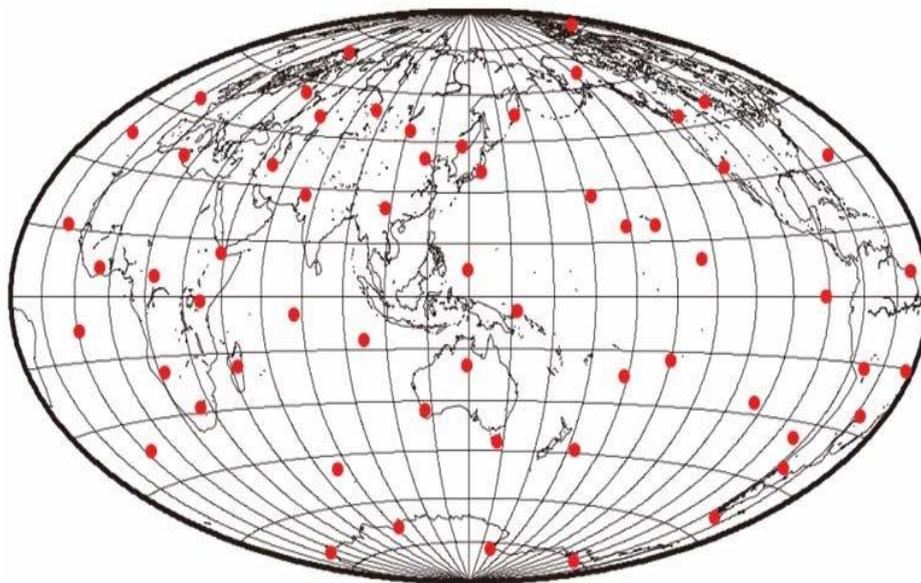


Рисунок 1.1. Инфразвуковые станции глобальной международной сети мониторинга, установленные в рамках ДВЗЯИ.

Современные исследования касаются таких аспектов, связанных с инфразвуком, как: модели источников инфразвука (Campus and Cheistie 2010), модели распространения инфразвука (Groot-Hedlin, 2010; Куличков 2010; Norris et al. 2010; Gainville et al., 2010) и инструменты для регистрации инфразвука (Ponceau and Bosca 2010; Walrer and Hedlin, 2010). Все более мощные вычислительные машины и средства наблюдения за атмосферой позволяют получать детальные знания для того, чтобы надежно определять типы источников инфразвука и их местоположение в пространстве. Это важно не только с точки зрения реализации ДВЗЯИ, но также и для мониторинга других различных геофизических явлений. Станции мониторинга инфразвука постоянно регистрируют много когерентных инфразвуковых сигналов, генерируемых различными естественными и техногенными источниками. Установлено также, что катастрофические возмущения атмосферы в виде смерчей, тайфунов, ураганов, гроз и т.д. сопровождаются низкочастотными инфразвуковыми колебаниями, распространяющимися на расстояния в несколько тысяч километров от источников (Воробьев и др., 1986; Буш и др., 1989; Нетреба, Свир-

кунов, 1995; Адушкин и др., 2020). Акустические волны могут являться предвестниками землетрясений (Куличков, Буш, 2001; Le Pichon et al., 2006), цунами (Бреховских, 1966; Donn and Posmentier, 1967). Инфразвуковой мониторинг может быть использован для дистанционного мониторинга штормов в океане (Ерущенков и др., 1976; Павлов, Сухоруков, 1984), крупных пожаров (Гостинцев и др., 1983; Грачев и др., 1997), извержений вулканов (Fujiwhara, 1914; Evers, 2005; Campus et al, 2006), геомагнитных возмущений (Ерущенков, 1976; Кузьмин, 1995), взрывов (Орлов, 1984; Рий, 1974; Буш и др., 1997; Чунчuzов, Куличков, 2020), стартующих и снижающихся ракет и их частей (Kaschak et al., 1970; Cotton and Donn, 1971; Donn et al., 1975), сверхзвуковых (Donn, 1978; Campus, Christie, 2004) и дозвуковых летательных аппаратов (Campus, 2008; Posmentier, 1971), метеоритов (Brown et al., 2002; Popova et al., 2013), гроз (Санина и др., 2008) и ряда других источников (Rockway et al, 1974; Scott et al, 2007; Едигаров, Сулейманов, 1995; Зецер и др., 2012). Описание сигналов от таких источников приводится во многих научных обзорах (Blanc, 1985; Куличков, 1992; Виноградов, 2004; Bedard, 2000; Evers, 2008; Le Pichon et al., 2010; Адушкин и др., 2020). Для целей данной работы наиболее важными являются сигналы, генерируемые в атмосфере сверхзвуковыми летательными аппаратами, ракетами и метеорами, поэтому информация об этих источниках будет рассмотрена более детально ниже. Также данные инфразвукового мониторинга можно применять для целей акустического дистанционного зондирования, где в инфразвуковые волны можно использовать, как инструмент пассивного зондирования атмосферы (Drobzheva, 1999; Le Pichon et al., 2010; Lott and Millet 2010). Волны сверхнизкого диапазона, такие как гравитационные волны, также регистрируются современными инфразвуковыми станциями и имеют важное значение для моделирования изменений климата (Blanc et al., 2010).

При разработке теории распространения акустических волн большинством авторов принимается, что акустическая волна является плоской. Однако в действительности, например, наземный точечный взрыв генерирует сферическую акустическую волну, полет ракеты со сверхзвуковой скоростью – цилиндрическую акустическую волну. Характеристики инфразвуковых сигналов

(такие как форма, амплитуда, длительность импульса, азимут и скорость прихода фронта волны), которые регистрируются инфразвуковыми станциями, сильно зависят от типа источника, его мощности. На расстояниях от источника, превышающих первые десятки километров, существенное влияние на характеристики сигналов начинает оказывать стратификация температуры и скорости ветра в атмосфере, благодаря которым в ней образуются акустические волноводы. Распространяясь в таких волноводах, а также пересекая их, импульсный сигнал значительно изменяет свою форму вследствие нелинейных эффектов и волноводной дисперсии. В работе (Чунчузов, Куличков, 2020) отмечено, что большинство факторов, которые обычно влияют на распространение высокочастотных звуковых волн, с частотами 100 Гц и выше, а именно – классическое молекулярное и релаксационное поглощения (Каллистратова, Кон, 1985), рассеяние на турбулентных пульсациях температуры и скорости ветра, возникающих в атмосферном пограничном слое (Ostashov et al., 2005; Wilson et al., 2015), рассеяние на растительности (Muhlestein et al., 2018), влияние импеданса подстилающей поверхности земли (Pierce, 1963, Wilson, 1997; Attenborough et al., 2004) – практически не оказывают влияние на распространение инфразвуковых волн. Автор поддерживает это утверждение, поэтому эти факторы при проведении расчетов по распространению и затуханию инфразвуковых волн в данной работе не учитывались.

Раздел 1.2. Инфразвуковые сигналы в атмосфере, возбуждаемые взрывами.

Основными источниками воздушных ударных волн в атмосфере, вызывающими инфразвуковые колебания, являются взрывы различного типа: при проведении горновзрывных работ, при строительстве различных инженерных сооружений, военного назначения, включая ядерные, аварийные взрывы газопроводов и т.д. При любом из указанных типов взрыва происходит быстрое, практически мгновенное, выделение энергии в ограниченном объеме, сопровождающееся расширением газообразных продуктов взрыва и образованием

воздушной ударной волны. В зависимости от начального давления в продуктах взрыва, их состава и свойств расширение облака продуктов происходит с различной скоростью, сопровождаясь образованием ударных волн различной интенсивности (Адушкин и др., 2020).

Т.к. взрывы проводятся регулярно, их координаты, и зачастую и мощность, известны, то именно инфразвуковые сигналы от взрывов служат источником для тестирования различных инфразвуковых станций и сетей, обработки оптимальных методик регистрации сигналов, верификации и отладки моделей распространения инфразвуковых сигналов на различные расстояния. В связи с этим изучению инфразвуковых сигналов от взрывов посвящено огромное количество научных работ как отечественных, так и иностранных ученых (Ландау, 1945; Коротков 1958; Hunt et al., 1960; Donn and Eving, 1962; Wexler and Hass, 1962; Адушкин, 1963; Harkrider, 1964; Губкин, 1970; Pierce et al., 1971; Reed, 1977; Гостинцев, Шацких, 1987; Harris, 1991; Садовский, 1994; Голицын и др., 1998; Рыбнов и др. 2003; Drobzheva and Krasnov, 2003; Куличков и др., 2004; Виноградов, 2004; Гохберг, Шалимов, 2008; Адушкин, 2019).

Основными параметрами воздушной ударной волны, которые поддаются непосредственному измерению, являются:

- скорость движения фронта ударной волны и ее изменение во времени;
- максимальное давление на фронте ударной волны;
- импульс давления положительной и отрицательной фазы ударной волны;
- продолжительность положительной и отрицательной фазы.

По этим параметрам воздушной ударной волны за многие годы их регистрации собраны и систематизированы огромные базы экспериментальных данных как по модельным взрывам химических взрывчатых веществ, так и по ядерным взрывам. По результатам обработки этих данных установлены экспериментальные зависимости основных параметров ударной волны от энергии взрыва и расстояния.

В зависимости от расстояния до источника взрыва принято выделять 4 зоны:

– собственно зона взрыва, где происходит образование сильной ударной волны путем передачи энергии от расширяющихся продуктов взрыва окружающему воздуху;

– зона энергетического подобия, в которой воздушные ударные волны от взрыва полностью отрываются от продуктов взрыва и становятся подобными;

– зона асимптотического затухания ударной волны, в которой она постепенно превращается в акустическую волну;

– дальняя зона распространения инфразвуковых волн, образовавшихся в окружающей атмосфере и в приземном слое атмосферы. Так как атмосфера характеризуется крайне неоднородным слоистым строением и наличием горизонтальных температурных границ, то в ней происходят многократные преломления и отражения инфразвуковых волн, и их рассеяние.

При проведении исследований в рамках данной работы наблюдения а ударными волнами проводятся на расстоянии 20 и более км от низкоэнергетических источников возбуждения, т.е. в дальней зоне, в соответствии с приведенной выше классификацией.

Форма и характеристики инфразвуковых сигналов от взрывов в дальней зоне зависят от высоты проведения взрыва, мощности (q) взрыва, условий распространения инфразвуковых возмущений в земной атмосфере, величины эпицентрального расстояния. Амплитуды и частоты инфразвуковых сигналов могут лежать соответственно в диапазонах от сотых долей Pa до единиц Pa , в частотном диапазоне 0.1–4 Гц. При регистрации инфразвуковых сигналов от взрывов в дальней зоне от одного и того же источника могут зачастую наблюдаться несколько фазовых приходов, характеризующихся разной групповой скоростью, т.к. инфразвуковые волны могут распространяться по нескольким атмосферным волноводам. В связи с этим была выработана номенклатура инфразвуковых фаз (Brown et. al, 2002), приведенная в таблице 1.1.

Таблица 1.1 Номенклатура инфразвуковых фаз по (Brown et.al, 2002)

Название фазы	Тип прихода волны
Iw	Тропосферный приход
Is	Стратосферный приход
It	Термосферный приход
Ilm	Приход волны Лэмба
Iwx	Кода тропосферного прихода
Isx	Кода стратосферного прихода
Itx	Кода тропосферного прихода

В 1999 г. в центре Кольского полуострова, при непосредственном участии автора, в дополнение к действующей сейсмической группе были установлены 3 микробарографа для регистрации инфразвуковых колебаний. Модернизированная сейсмическая группа получила название сейсмоинфразвуковой комплекс (СИЗК) «Апатиты» (Виноградов, 2005). Т.к. основные методические разработки, использованные в дальнейшем в данной работе, отрабатывались с использованием этого комплекса, рассмотрим его более подробно. СИЗК «Апатиты» состоит из сейсмической площадной группы, включающей в себя 11 сейсмометров, расположенных на двух концентрических окружностях радиусом 200 и 500 м, и инфразвуковой группы, состоящей из 3 микробарографов (Виноградов, 2004). Для снижения уровня техногенных помех комплекс удален от ближайшего населенного пункта (г. Апатиты) на 17 км. Схема расположения сейсмических и инфразвуковых датчиков комплекса приводится на рисунке 1.2.

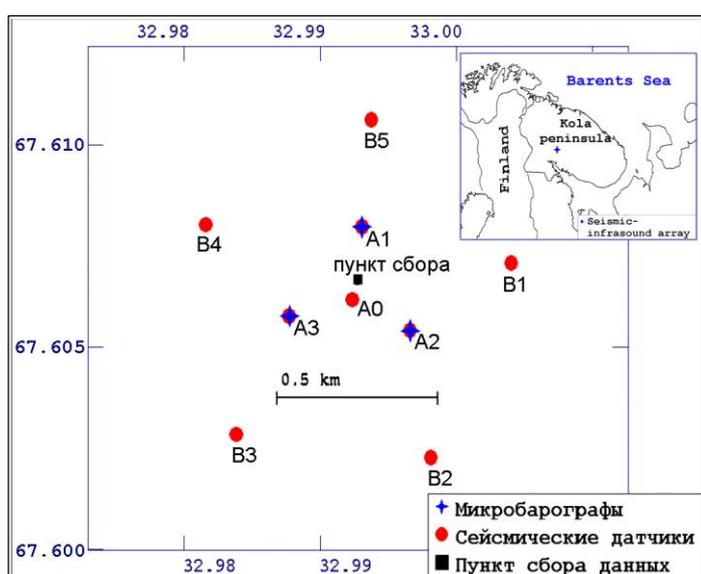


Рисунок 1.2. Схема расположения сейсмических и инфразвуковых датчиков сейсмоинфразвукового комплекса «Апатиты»

Наличие крупных горнодобывающих предприятий на территории Кольского полуострова и удачное расположение СИЗК «Апатиты» в центре Мурманской области позволяет уверенно регистрировать и лоцировать наземные взрывы даже небольшой мощности, при этом постоянно калибруя инфразвуковой метод регистрации. Основные направления, приходов инфразвуковых волн от наземных взрывов приведены на рисунке 1.3.

Характеристики принимаемого инфразвука определяются не только мощностью, но и в значительной степени состоянием среды, в которой происходит распространение. Период волны пропорционален мощности взрыва, и поскольку затухание звука в атмосфере пропорционально квадрату частоты волны, то эффект от взрывов можно обнаружить на значительном расстоянии от источника. В таких случаях создается благоприятная ситуация для проведения экспериментов с целью выяснения влияния атмосферы на распространение инфразвука при различных метеорологических условиях с целью тестирования и отладки существующих моделей атмосферы.

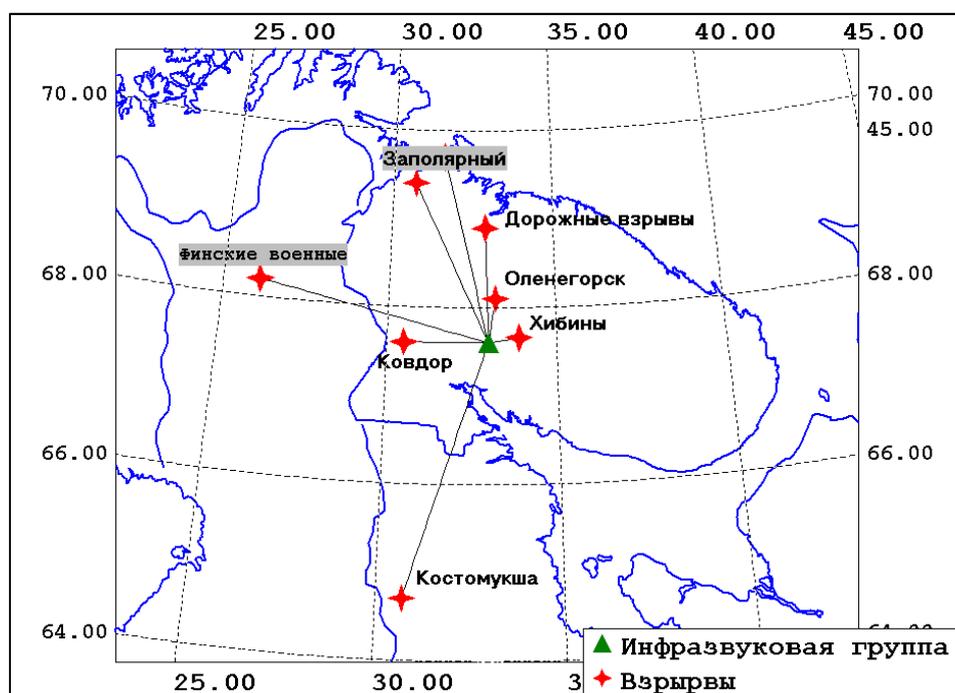


Рисунок 1.3. Промышленные взрывы, после которых были обнаружены акустические события.

В среднем за год в Мурманской области проводится 350–400 наземных взрывов. Примеры регистрации инфразвуковых сигналов от взрывов на расстоянии 62 и 224 км от СИЗК и соответствующие им спектры, приведены

на рисунке 1.4. Видно, что с увеличением расстояния до источника амплитуда сигнала снижается, а максимум спектра смещается в более низкую часть с 3 до 1.5 Гц. Пример регистрации активной взрывной деятельности приведен на рисунке 1.5. На рисунке отображен фрагмент записи длительностью 1 ч, в течение которого в разных местах области было произведено 4 карьерных взрыва вблизи гг. Заполярный, Кировск, Оленегорск. На верхней регистрограмме приведен сейсмический сигнал, на трех нижних – инфразвуковой, зарегистрированный каждым из трех микробарографов.

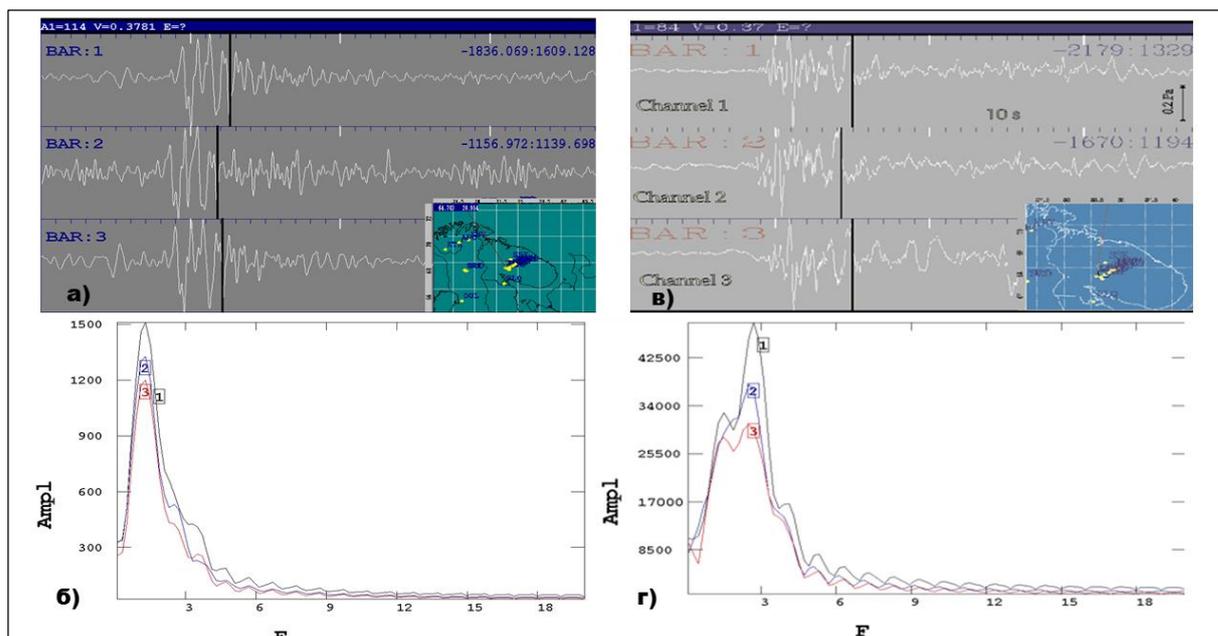


Рисунок 1.4. Типичные регистрограммы (а, в) и спектры сигналов (б, г), характерные для взрывов (а, б – взрыв в 224 км от СИЗК; в, г – взрыв в 62 км от СИЗК)

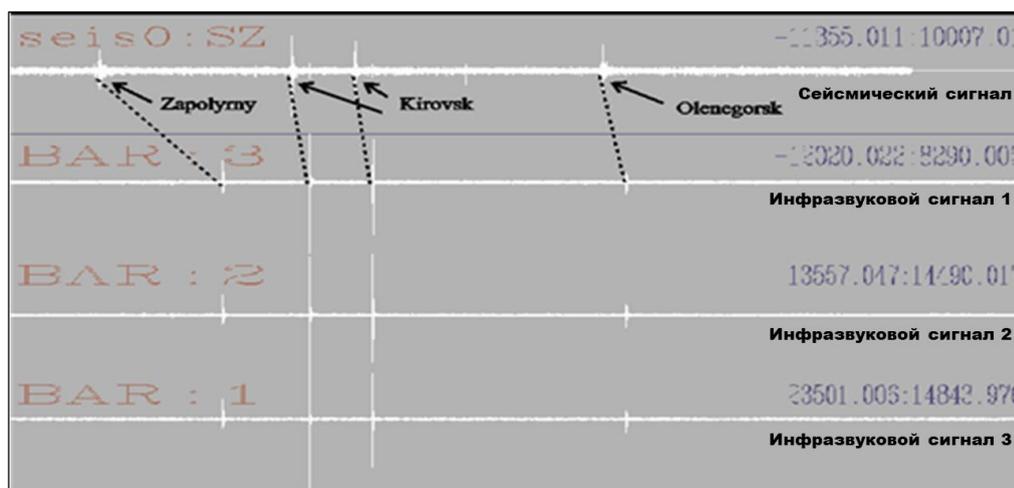


Рисунок 1.5. Пример совместной записи сейсмического и инфразвукового сигналов от 4 взрывов, зарегистрированных в течении 1 ч

Как было отмечено выше, от взрывов в дальней зоне от одного и того же источника могут зачастую наблюдаться несколько фазовых приходов, характеризующихся разной групповой скоростью. Это происходит в том случае, когда инфразвуковые волны распространяются по нескольким, расположенных на разных высотах, атмосферным волноводам. В период со 2 по 10 сентября 2002 г. в Северной Финляндии, в районе поселка Рокка, проводились наземные взрывы, связанные с уничтожением боезапасов с длительным сроком хранения. Мощности взрывов нам неизвестны, но сейсмическая волна от этих взрывов уверенно фиксировалась сейсмической группой ARCES в п. Карашьок (Северная Норвегия) и сейсмической группой комплекса «Апатиты». Расстояние до пункта взрыва составило 300 км. Инфразвуковой частью комплекса были зарегистрированы все 9 взрывов. При этом от 5 взрывов наблюдались по 3 отдельных фазовых прихода акустической волны с задержкой в среднем 90 и 200 с, связываемых с отражением от инверсного слоя нижней тропосферы (I_w), верхней границы стратосферы (I_s) и нижней границы термосферы (I_t), соответственно (рисунок 1.6). От двух взрывов (1 и 2 день) наблюдались только тропосферные и термосферные приходы, и от двух (5 и 9 день) – только стратосферные.

Все сигналы существенно различались по форме и амплитуде, но применяемая методика обработки позволила уверенно выделять их даже на фоне ветровых помех, иногда в 3 раза превышавших полезный сигнал. Сложная форма тропосферного сигнала свидетельствует о многократных отражениях от отдельных слоев, что связано с многослойной структурой «проводящего» волновода, а сигнал, достигнувший пункт регистрации по термосферному волноводу, наоборот имеет два четко выраженных максимума, что может быть связано с отражением от верхней и нижней границы волновода и позволяет оценить его мощность от 0.8 до 1.3 км.

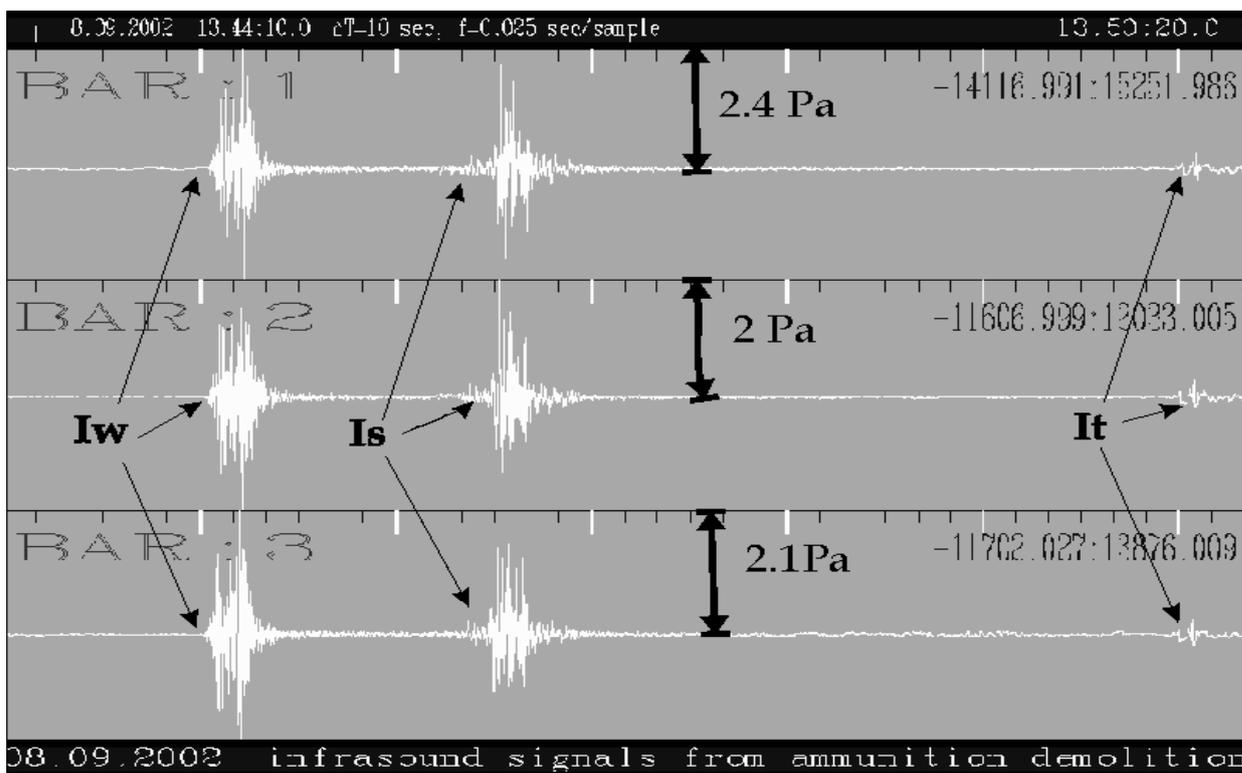


Рисунок 1.6. Многократные приходы инфразвуковых волн, зарегистрированные 3 инфразвуковыми датчиками, вызванные одним наземным взрывом 08 сентября 2002 г.

Средние скорости распространения изменялись от 326 до 336 m/s для тропосферной фазы, от 300 до 305 m/s для стратосферной фазы и от 244 до 254 m/s для термосферной фазы. Кажущиеся скорости прихода изменялись от 340 до 360 m/s для тропосферной фазы, от 357 до 365 m/s для стратосферной фазы и от 370 до 400 m/s для термосферной фазы. На рисунке 1.7 приведены сводные регистрограммы для всех 9 дней наблюдения, отсчитываемые от времени T_0 , являющимся моментом взрыва, и маркером соединены моменты прихода всех трех типов отражений. Даже по этому рисунку можно проследить за характером изменения высоты отражающих слоев. Сразу можно выделить, что стратосферный волновод подвержен гораздо меньшим изменениям по высоте, чем тропосферный и термосферный, т.к. времена прихода инфразвуковых сигналов, распространяющихся в стратосфере практически одинаковы для всех дней регистрации. В тоже время, распространение по стратосферному волноводу не всегда возможно, но почти всегда уровень стратосферного сигнала

сравним с тропосферным. Следует отметить, что в те дни, когда стратосферный сигнал не регистрировался, не было и прохождения микробаром из Северной Атлантики, что, вероятно, свидетельствует о нарушении «проводимости» этого волновода (Воробьев и др., 1986). Отсутствие тропосферного сигнала на 9 день, связано с резким изменением погодных условий.



Рисунок 1.7. Сводные за 9 дней участки регистрограмм, с приходами инфразвуковых волн, приведенные к времени взрыва, по одному микробарографу

Аналогичные результаты были получены и исследователями Норвегии (Gibbons et al., 2015). В 2014 г. инфразвуковой станцией ARCI, расположенной в 320 км северо-западнее поселка Рокка, где проводилось уничтожение боеприпасов, в период с 22 августа по 3 сентября было зарегистрировано 15 взрывов. Причем последние три взрыва были очень небольшими по мощности (магнитудой ниже 1). На рисунке 1.8 показаны отфильтрованные формы сейсмических и инфразвуковых записей на сейсмической станции ARCES и инфразвуковой станции ARCI, расположенных рядом, для каждого из этих 15 взрывов, выровненные по времени T_0 , являющимся моментом взрыва. Сейсмические записи по станции ARCES накладываются на начало трасс микробарографов станции ARCI. Первые 12 более сильных взрывов вызвали акустические

сигналы с очень высоким отношением сигнал/шум примерно через 18 минут (средняя скорость 0.296 км/с), при этом кажущаяся скорость прихода волнового фронта на станцию для всех акустических приходов между 18 и 20 мин довольно постоянна и составляет около 0.34 км/с , что указывает на очень небольшой угол падения. Между 20 и 22 мин наблюдаются фазы с более низкой частотой и, как правило, с более высокими кажущимися скоростями (около 0.4 км/с), а, следовательно, и углами падения. Эти кажущиеся скорости характерны для термосферного распространения. Следует отметить, что слабые инфразвуковые сигналы были обнаружены также для трех последних взрывов малой мощности.

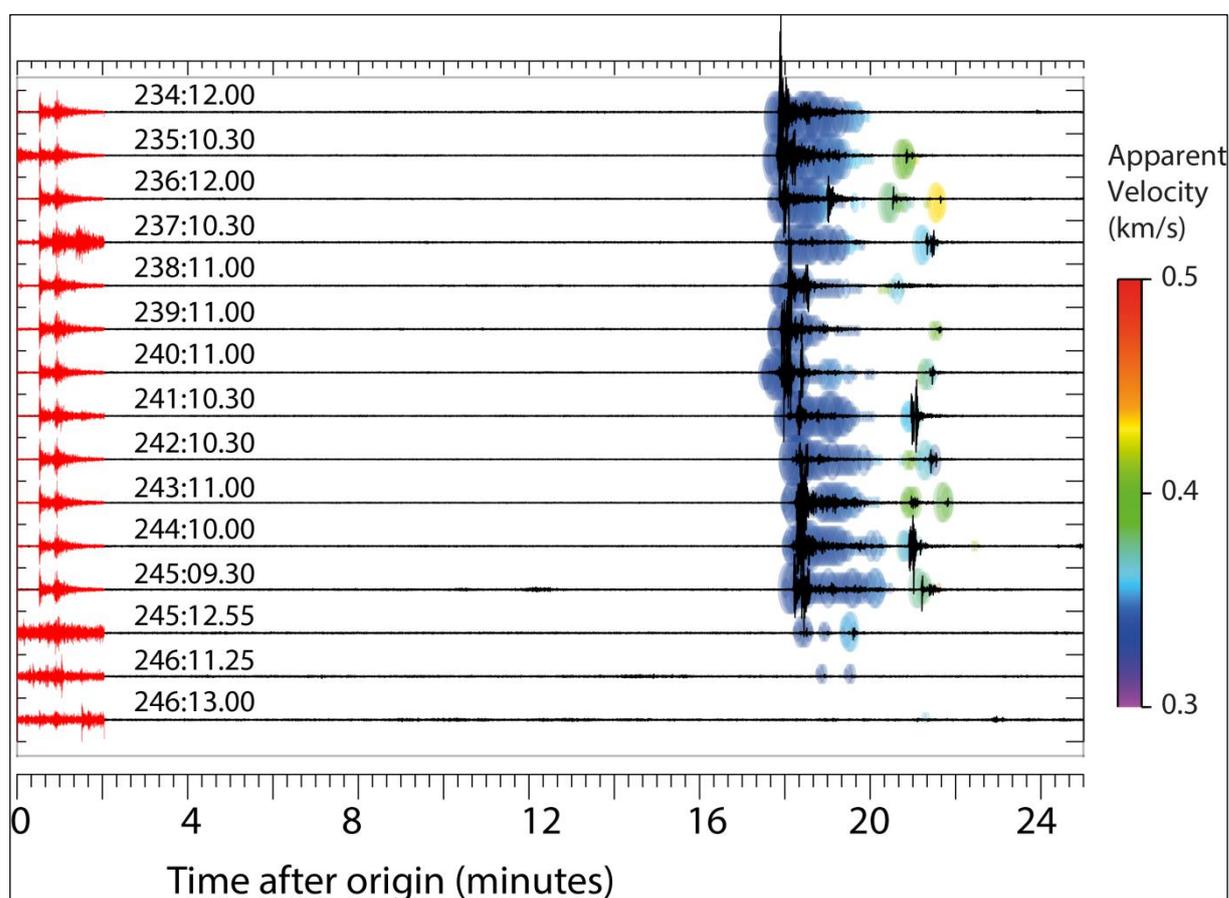


Рисунок 1.8. Сейсмические сигналы на станции ARCES (красные кривые) и соответствующие им инфразвуковые сигналы (черные кривые) на расположенной рядом инфразвуковой станции ARCI (по Gibbons, 2015)

Построенные с учетом температурной модели атмосферы траектории возможных путей распространения инфразвуковых сигналов, показывают, что на таком расстоянии возможно наличие как стратосферной, так и термосферной фаз прихода сигнала (рисунок 1.9).

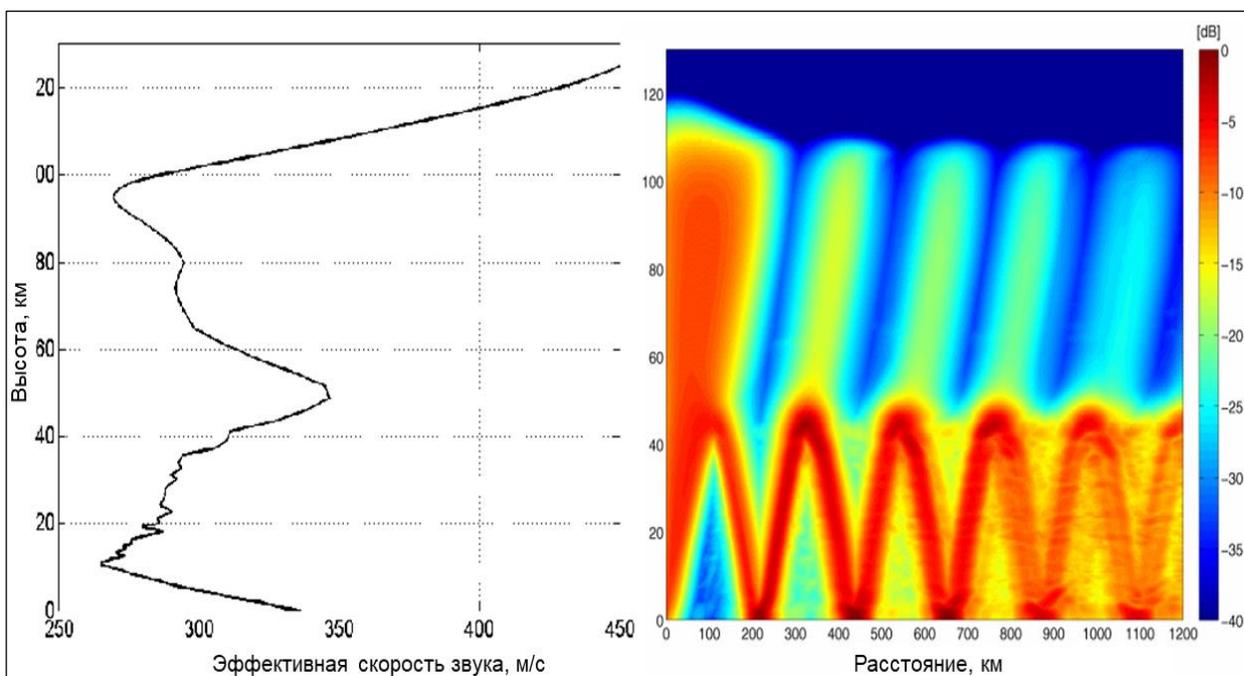


Рисунок 1.9. Траекторные расчеты путей распространения в атмосфере инфразвукового сигнала от взрыва на поверхности земли для скоростной модели, приведенной слева.

В случае наличия нескольких станций инфразвукового мониторинга в одном регионе появляется возможность достаточно точной локации мест возбуждения инфразвукового сигнала (взрыва). С 2008 г. такая локация была налажена в Кольском филиале ФИЦ ЕГС РАН (Виноградов, Евтюгина, 2009). Объединив обработку данных СИЗК «Апатиты» и инфразвуковой станции ARCI, расположенной на территории северной Норвегии (расстояние между станциями примерно 320 км), удалось с хорошей точностью лоцировать большое количество карьерных взрывов, проводимых на территории Мурманской области, северной Финляндии, северной Швеции и северной Норвегии. На рисунке 1.10 показан пример регистрации двумя инфразвуковыми группами карьерного взрыва на руднике ГМК «Норильский никель» в районе г. Заполярный. Пересечение двух азимутов прихода (на вставке в правом верхнем углу) точно соответствует местоположению карьера, где был произведен взрыв.

Эти работы были продолжены и существенно расширены в 2014 г., с подключением к совместной обработке 4 инфразвуковых станций шведского института космических исследований (Liszka, 1974) и инфразвуковой станции

IS37, открытой в рамках ДВЗЯИ в конце 2013 г. (Fuен et al., 2014). На рисунке 1.11 приведены места расположения инфразвуковых станций и места взрывов, которые были ими точно слотированы. Результаты такой обработки были интегрированы в крупный европейский проект по созданию региональной базы данных событий добычи полезных ископаемых в европейской Арктике, ранее пополняемую только по результатам сейсмологических наблюдений (Harris et al., 2003).

Таким образом, взрывы являются основным техногенным источником инфразвуковых волн. Так как их координаты и зачастую и мощность точно известны, то именно взрывы служат калибровочными источниками для отладки систем детектирования, построения и верификации моделей распространения инфразвуковых сигналов, а также разработки критериев оценки мощности источника по инфразвуковым данным.

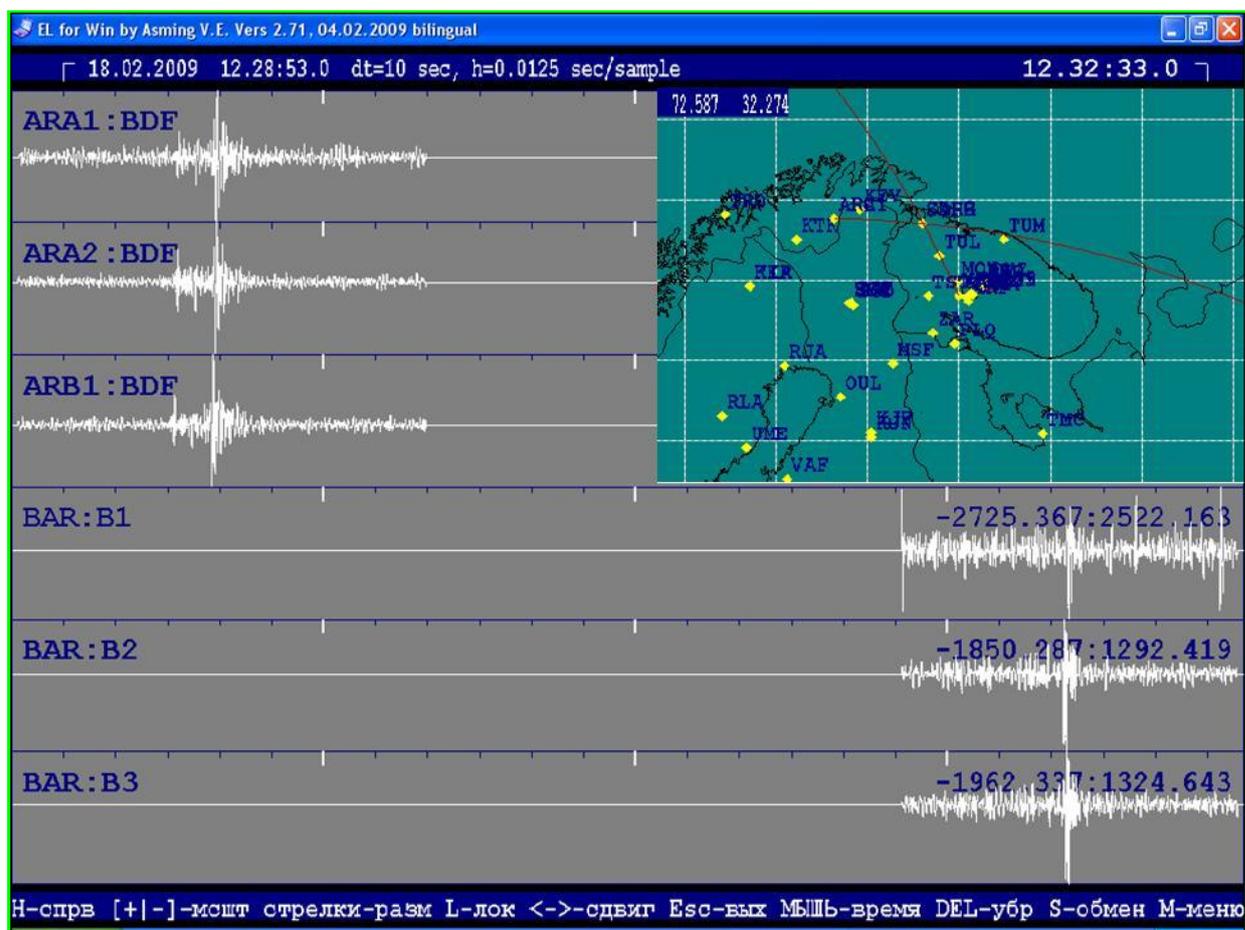


Рисунок 1.10. Инфразвуковые сигналы на инфразвуковых станциях ARCT (3 верхних канала) и «Апатиты» (3 нижних канала) и локация источника сигнала на карте

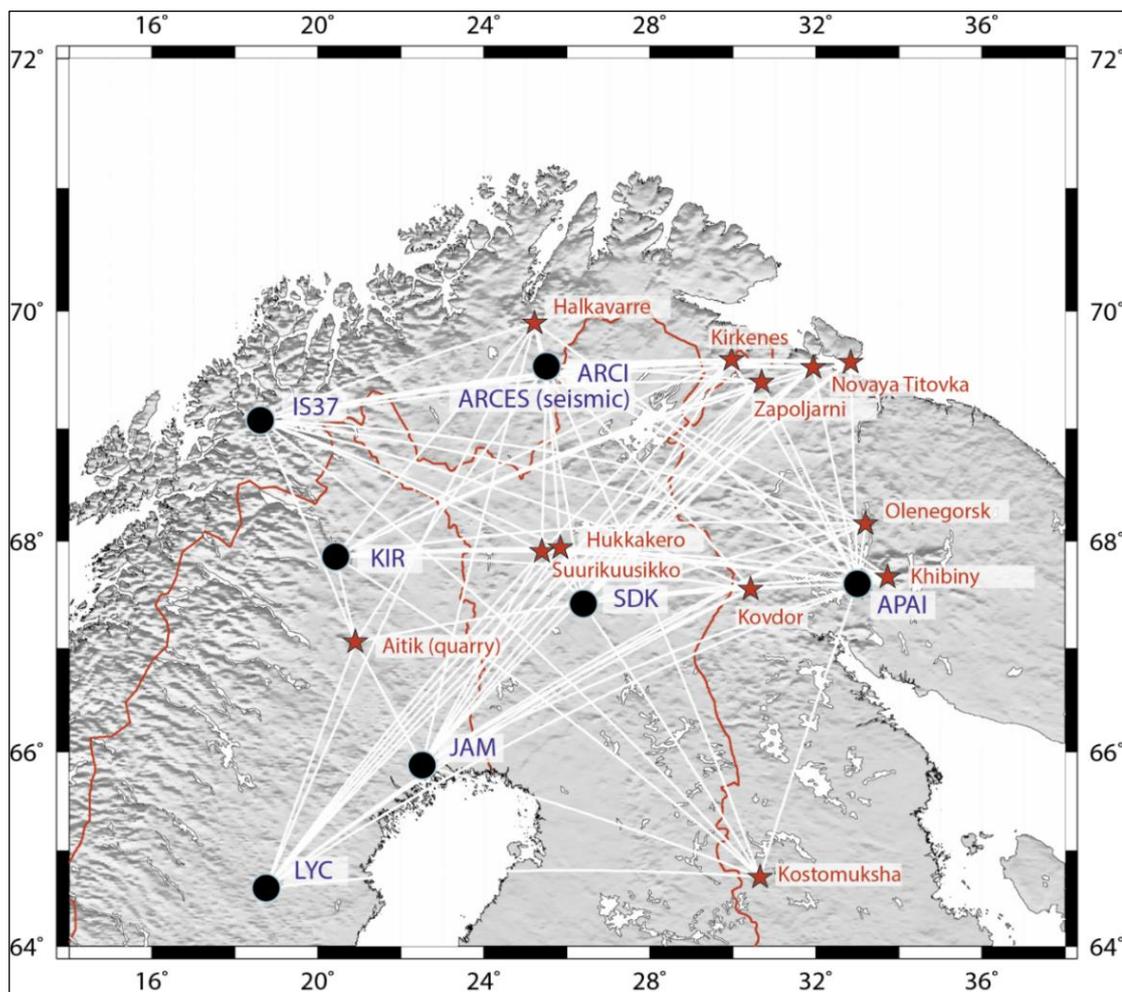


Рисунок 1.11. Места расположения российской, норвежских и шведских инфразвуковых станций (черные кружки) и места локаций взрывов (красные звездочки). Белыми линиями показаны пути распространения инфразвукового сигнала.

Раздел 1.3. Инфразвуковые сигналы, возбуждаемые движущимися в атмосфере объектами.

В разделе рассмотрены типовые характеристики инфразвуковых сигналов, возбуждаемых в атмосфере движущимися объектами. Эти сигналы могут иметь искусственное (инфразвуковые сигналы, вызванные пролетом самолетов, стартом, движением и снижением ракет и их частей) и естественное (метеориты) происхождение.

Инфразвуковые сигналы, вызываемые пролетом самолетов можно разделить на две категории:

1. Акустические волны от звуковых ударов, возникающих при движении самолета со сверхзвуковой скоростью;

2. Инфразвуковые сигналы, возникающие при работе двигателей самолетов (вертолетов), пролетающих в районе расположения инфразвуковой станции.

Так как 1 категория событий наиболее близка к тем сигналам, которые будут анализироваться в диссертации рассмотрим ее более детально.

При сверхзвуковом движении перед летящим объектом образуется конус Маха – узкая зона скачка давления, движущаяся вместе с объектом. При обтекании сверхзвуковым газовым потоком твердого тела на его передней кромке образуется ударная волна. На фронте ударной волны, являющейся по сути скачком уплотнения, имеющем очень малую толщину (доли миллиметра), почти скачкообразно происходят кардинальные изменения свойств потока — его скорость относительно тела снижается и становится дозвуковой, давление в потоке и температура газа скачком возрастают. Часть кинетической энергии потока превращается во внутреннюю энергию газа. Все эти изменения тем больше, чем выше скорость сверхзвукового потока. Фронт ударной волны по мере удаления от аппарата постепенно принимает почти правильную коническую форму, перепад давления на нем уменьшается с увеличением расстояния от вершины конуса и ударная волна превращается в звуковую. Угол между образующими конуса и его осью называется углом Маха, он связан с числом Маха следующим соотношением:

$$\sin \alpha = \frac{ct}{vt} = \frac{c}{v} = \frac{1}{M},$$

где:

α – угол Маха,

c – скорость звука,

v – скорость потока,

M – число Маха.

Когда фронт волны достигает наблюдателя, находящегося, например, на поверхности земли, он слышит громкий звук, похожий на взрыв. Импульсный сигнал, регистрируемый в таких случаях инфразвуковыми группами, соответствует пересечению территории, на которой расположена инфразвуковая группа, конусом Маха (Grover, 1973; Donn, 1978). Отличительным свойством

этих сигналов является то, что азимуты на источник, построенные по записям нескольких групп, не пересекаются в одной точке, поскольку на разные группы приходят сигналы, порожденные разными участками траектории движения объекта (Асминг и др., 2016; Евтюгина, Асминг, 2018).

Кажущиеся скорости подхода инфразвуковых волн на группу в случае таких сигналов могут оказаться очень большими, поскольку волны приходят на инфразвуковую станцию по направлениям, близким к вертикали. Однако сигналы от сверхзвуковых самолетов не ограничиваются этой относительно узкой зоной. Когда ударная волна отделяется от самолета на некоторое расстояние, высокочастотные компоненты быстро ослабевают, а возникающие инфразвуковые компоненты могут быть иногда обнаружены, в зависимости от условий, на расстояниях до 4000 км вдоль траектории полета воздушного судна (Balachandran et al. 1977; Liszka, Waldemark, 1995; Le Pichon, Cansi, 2003; Liszka, 2008). Инфразвуковые волны, генерируемые сверхзвуковыми летательными аппаратами, зачастую регистрируются как последовательность нескольких отдельных фаз, соответствующих к одному или нескольким преломлениям из стратосферы и нижней термосферы. Отличительной особенностью этих сигналов является направленность их распространения. Участок поверхности земли, на котором может быть зарегистрирован звуковой удар, называется зоной звукового удара. Размеры этой зоны очень сильно зависят от размеров самолета, профиля полета (набор высоты, снижение, горизонтальный полет) и атмосферных условий. Ширина зоны напрямую связана с рефракцией звуковых волн и увеличивается с увеличением высоты и уменьшением скорости полета. Этот факт обусловлен тем, что звуковые лучи составляют определенный угол к направлению движения самолета (рисунок 1.12).

Акустические волны от звуковых ударов, возникающих при прохождении самолетов через звуковой барьер, исследовались также в (Kaschak, Donn, 1970; Posmentier, 1971; Grover, 1973; Donn et al., 1975; Donn, 1978; Ерущенков и др., 1995; Адушкин и др., 2020). Регистрируемые амплитуды звуковых волн

зависят прежде всего от размеров источника и расстояния до него и могут быть описаны следующим соотношением, приведенным в (Справочник, 1965):

$$p = 0.53 p_0 (m^2 - 1)^{1/8} \frac{(d/l)}{(y/l)^{3/4}},$$

где:

p_0 – статическое давление газа в среде,

m – число Маха,

d – диаметр тела,

l – длина тела,

y – расстояние от траектории полета.

Обычные значения энергии акустических импульсов вблизи источников соответствуют эквивалентным взрывам порядка десятков килограмм тринитротолуола (ТНТ). До земной поверхности эти сигналы доходят, имея частоты в пределах от 0.3 до 12 Гц и амплитуды в диапазоне от 0.01 до 10 Па. Максимум спектра таких сигналов обычно приходится на частоты 2.5–3 Гц.

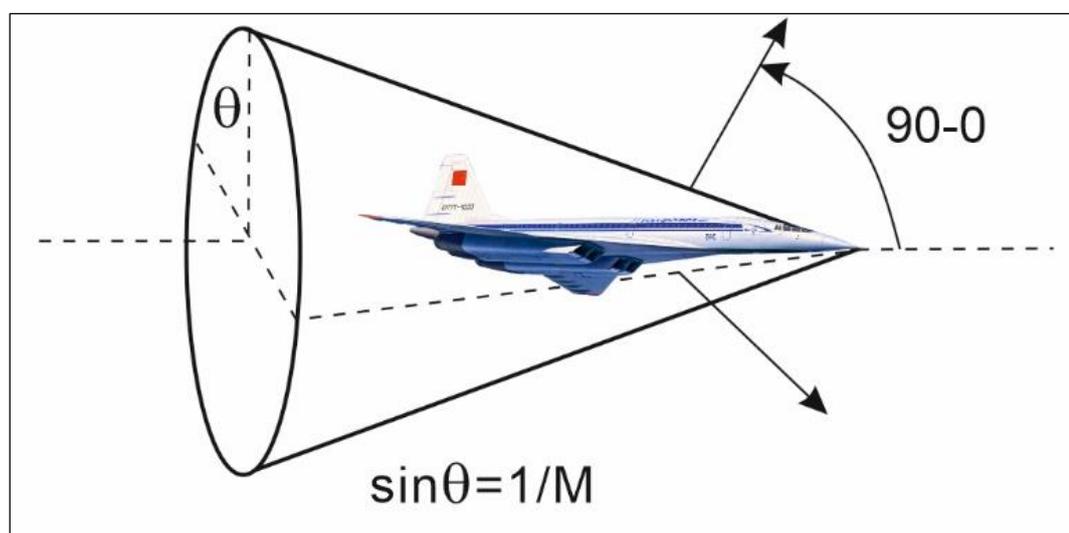


Рисунок 1.12. Образование конуса Маха при пролете сверхзвукового самолета

В работе (Liszka, 2008) детально описаны сигналы, регистрировавшиеся инфразвуковыми станциями Института космической физики (Лулео, Швеция), вызванные регулярными полетами сверхзвукового пассажирского лайнера «Конкорд» (Concorde) по маршруту Европа-Америка и обратно за период 1976–1977 годы. За период наблюдений около 1.5 лет было зарегистрировано более 500 сигналов, вызванных пролетом «Конкорда», причем их идентификация именно к этому источнику не вызывало сомнений, т.к. самолет следовал

одним и тем же маршрутом, по заданному расписанию. Сигналы регистрировались 3 инфразвуковыми группами, расположенными на расстоянии от 2000 до 4000 км от источника сигнала в городах Кируна, Лулео и Ликселе. Поскольку сами инфразвуковые группы были разнесены на значительное расстояние друг от друга (свыше 1000 км), то у исследователей имелась хорошая возможность определять местоположение самолета простым пересечением азимутов на источник и траектории его движения. Отмечается, что регистрировались аномально высокие амплитуды сигналов, которые в среднем составляли 0.1 Па на частоте регистрации 2 Гц и были практически одинаковы на расстояниях 2000 и 4000 км. Наблюдения за инфразвуком в ближней зоне на расстоянии 300 км от траектории полета «Конкорда» регистрировали сигналы амплитудой 0.4–0.8 Па (Liszka, Olsson, 1971). Таким образом было показано, что инфразвук от движущегося со сверхзвуковой скоростью источника на высоте 10–12 км может распространяться по атмосферному волноводу практически без затухания. По результатам работы были сделаны следующие выводы:

- большие сверхзвуковые самолеты, такие как «Конкорд», могут быть надежно обнаружены инфразвуковыми станциями мониторинга на очень больших расстояниях от маршрута полета (от 2000 до 5000 км);

- что в инфразвуковом сигнале преобладают частоты от 1 до 3 Гц;

- сигналы с такой частотой распространяются в нижнем атмосферном волноводе, расположенном на высоте стратосферы (40–45 км).

В работе (Адушкин и др., 2020) приводятся инфразвуковые сигналы и их спектры, вызванные пролетом сверхзвуковых истребителей МиГ-29 и Су-27 на сверхмалых расстояниях (рисунок 1.13). Измерения проводились на расстояниях 0.2–1 км от летательного аппарата. Высота пролета составляла 100–200 м. Для МиГ-29 среднее значение амплитуды сигнала составило 0.6 ± 0.44 Па, а максимум спектра сигналов – 0.39 ± 0.18 Гц. Для Су-27 среднее значение амплитуды сигнала составило 0.49 ± 0.25 Па, а максимум спектра сигналов расположен на частоте 0.46 ± 0.34 Гц. Пиковые значения амплитуд сигналов в ближней зоне (200–250 м) не превышали 1 Па.

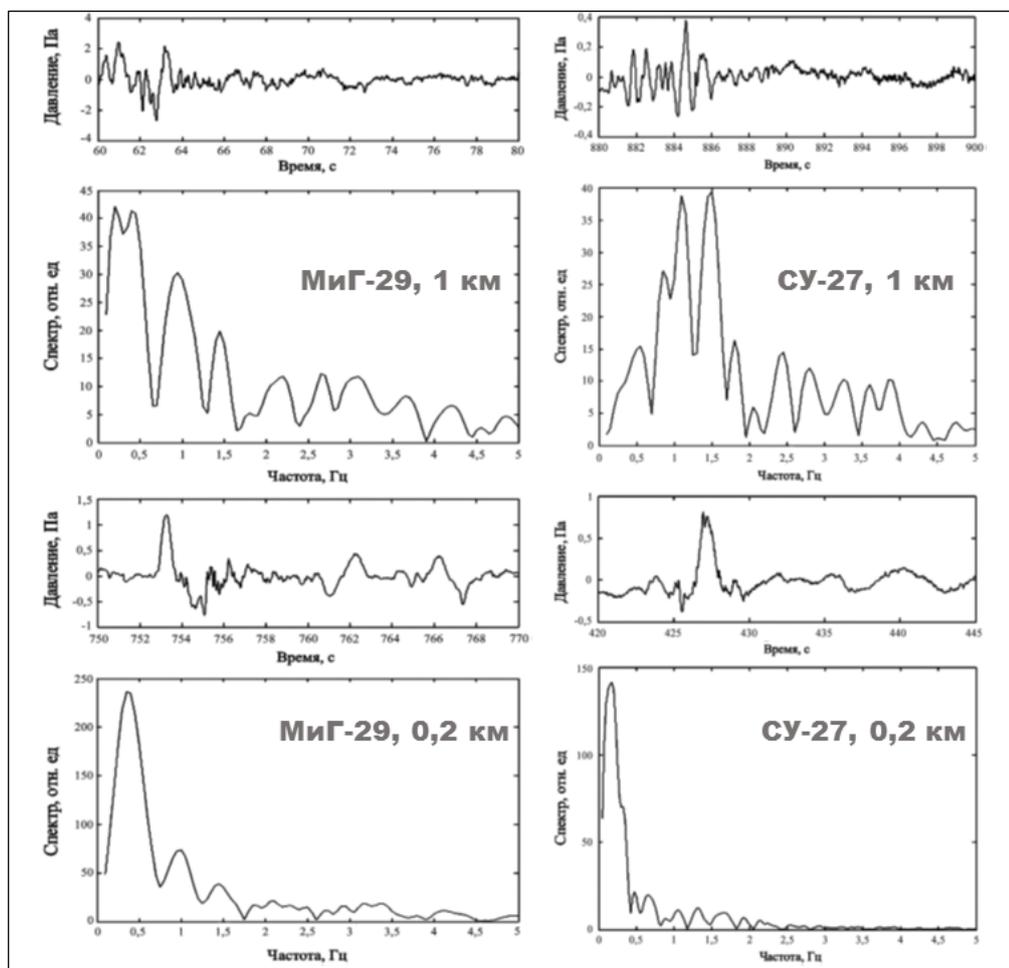


Рисунок 1.13. Волновые формы и спектры инфразвуковых сигналов от пролета самолетов МиГ-29 (слева) и Су-27 (справа) на расстояниях ~ 1 км (верхние графики) и $\sim 0,2$ км (нижние графики) (по Адушкин и др., 2020)

Похожие исследования проводились автором на сейсмоинфразвуковом комплексе «Апатиты» и были подробно описаны в его кандидатской диссертации. Наличие двух полков ПВО на территории Мурманской области и патрулирование государственной границы Россия-Норвегия, Россия-Финляндия силами ПВО НАТО позволяет фиксировать до 20 таких инфразвуковых сигналов в день. Основные азимуты прихода – юго-запад, запад, северо-запад и север (рисунок 1.14). Сигналы, регистрируемые в зимнее и летнее время года, имеют значительные различия по форме (рисунок 1.15). В зимнее время сигнал выглядит как одиночный отрицательный импульс амплитудой $0.5\text{--}1$ Па и длительностью $0.5\text{--}0.6$ секунды, в летнее время – как серия из 3–4 колебаний той же амплитуды, длительностью до 4 с. Такое различие в форме сигнала объясняется более сложным, расслоенным строением атмосферы в летний период.

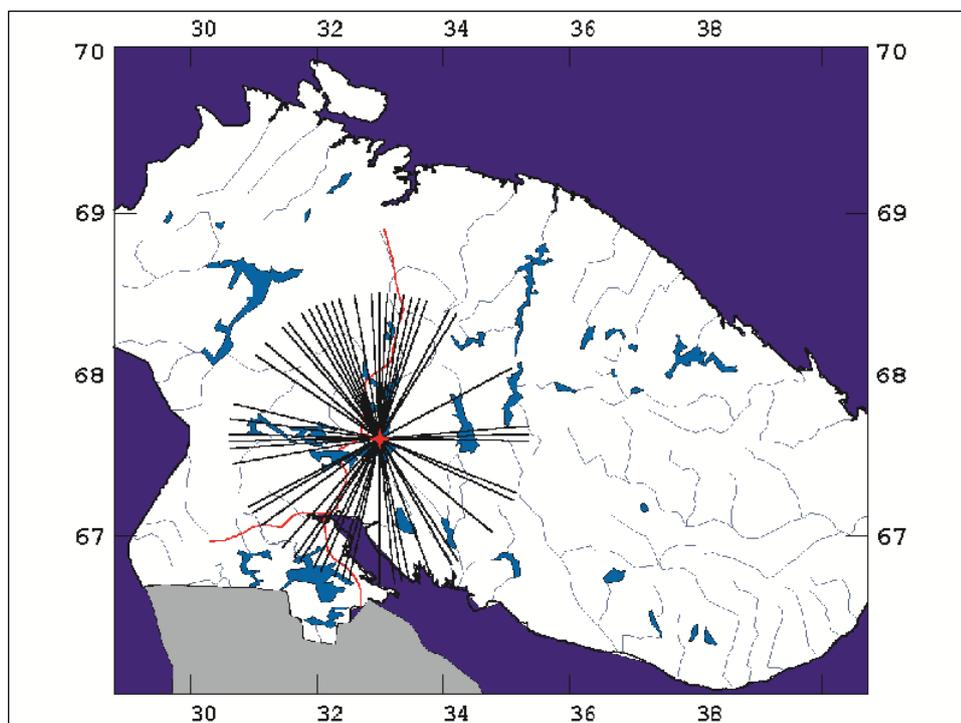


Рисунок 1.14. Основные азимута приходов инфразвуковых сигналов, вызванные пролетом сверхзвуковых самолетов в районе СИЗК «Апатиты»

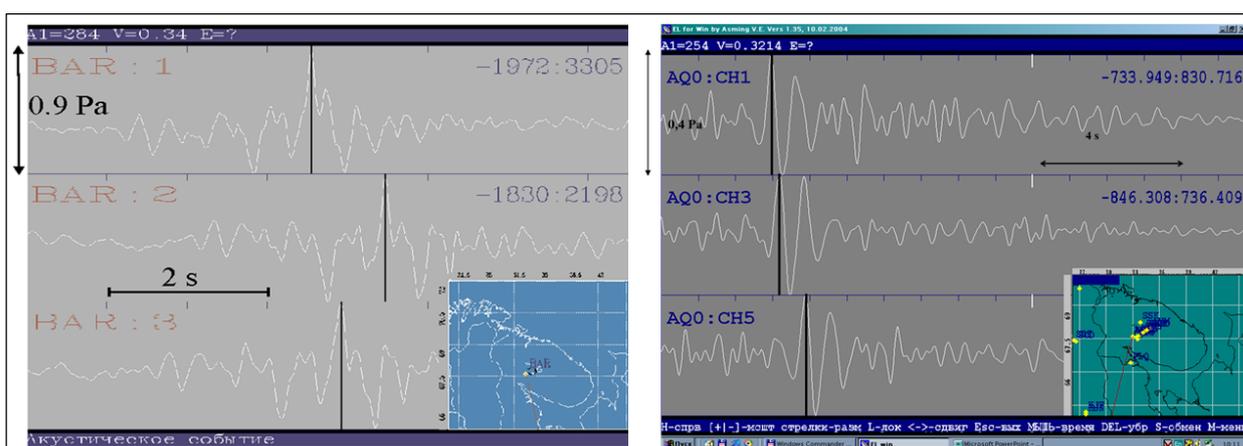


Рисунок 1.15. Характерные волновые формы инфразвуковых сигналов, вызванные пролетом сверхзвуковых самолетов в зимнее (справа) и летнее (слева) время

Отклик на пролетающие в районе инфразвуковой станции самолеты, двигающиеся с дозвуковой скоростью, выглядит в виде длительного (до 10 мин) непрерывного спектра высокой частоты (максимум в районе 12–14 Гц в зависимости от типа самолета). Сигналы этого типа хорошо отображаются на спектрально-временных графиках (сонограммах), на которых можно наблюдать изменение основной регистрируемой частоты (проявление эффекта Доплера), связанное с приближением и удалением самолета от станции наблюдения (рисунок 1.16).

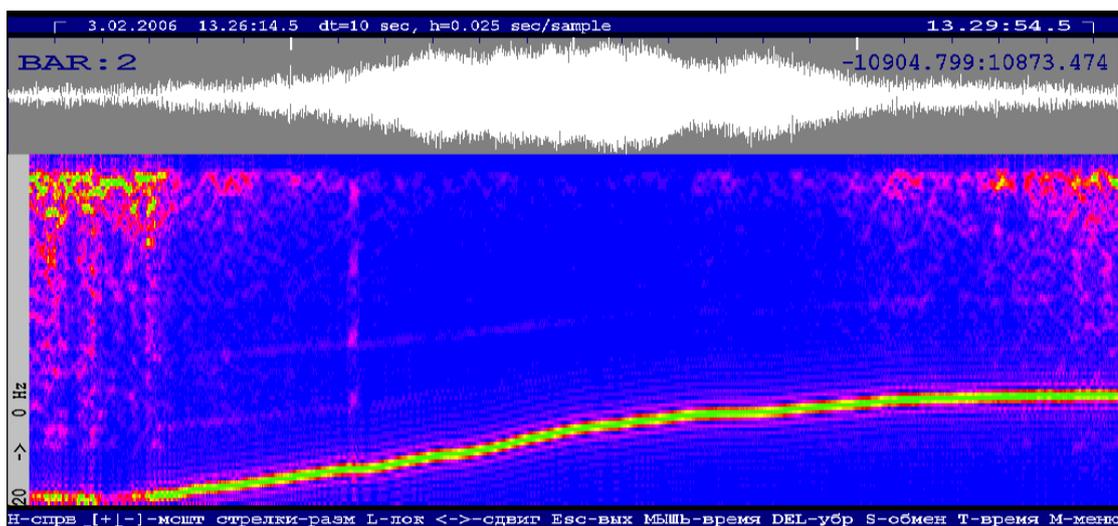


Рисунок 1.16 Волновая форма (сверху) и сонограмма инфразвукового отклика на удаляющийся от района СИЗК «Апатиты» реактивный самолет. Хорошо видно уменьшение частоты сигнала по мере удаления самолета

Инфразвуковые сигналы, вызванного стартом, пролетом и снижением ракет. При старте ракеты и ее движении в атмосфере после запуска возникают разнообразные по характеру излучения и мощности акустические поля. Акустические волны и шумы от ракет можно разделить на следующие категории:

- акустические шумы от работающих двигателей ракет при стендовых испытаниях;
- акустические шумы от работающих двигателей ракет при старте и полете;
- акустические волны от звуковых ударов, возникающих при прохождении ракетой через звуковой барьер.

Для целей данной работы интерес представляют две последние категории.

Инфразвук от запуска больших ракет может быть зарегистрирован на расстояниях до 3000 км (Balachandran and Donn, 1971; Posmentier, 1971; Campus, 2004). Такие сигналы обычно имеют частоты от 0,01 Гц до 10 Гц и длительность от 1 до несколько минут (Sokolova, Mikhailova, 2013; Соколова, Михайлова, 2014). Амплитуды на расстояниях до 1000 км, варьируются от нескольких десятков мПа до более чем 2 Па, в зависимости от времени года и степени сонаправленности стратосферных ветров вдоль направления волны

распространения. Несмотря на крайне разреженную атмосферу на высотах более 100 км (выше линии Кармана) имеются факты регистрации сигналов от пролета тяжелых ракет на орбитальной высоте (около 188 км) (Cotten and Donn, 1971; Cotten et al., 1971). Имеется огромное количество записей стартов и пролетов ракет различных типов, записанные различными инфразвуковыми станциями по всему миру. На рисунке 1.17 приведен пример регистрации инфразвуковых сигналов на СИЗК «Апатиты», излучаемых при запуске ракет с космодрома «Плесецк», расположенного в Архангельской области на расстоянии 630 км от СИЗК. Сигналы выделяются в виде 2–3 волновых пакетов длительностью несколько минут, имеющие звуковую групповую скорость (330–350 м/с) и широкий спектр частот (0.7–10 Гц). Волновые пакеты, связаны с продувкой и работой двигателей первой ступени и работой второй ступени ракет. Отмечено, что с увеличением тяги ракеты – максимум в спектре сигнала смещается в сторону низких частот.

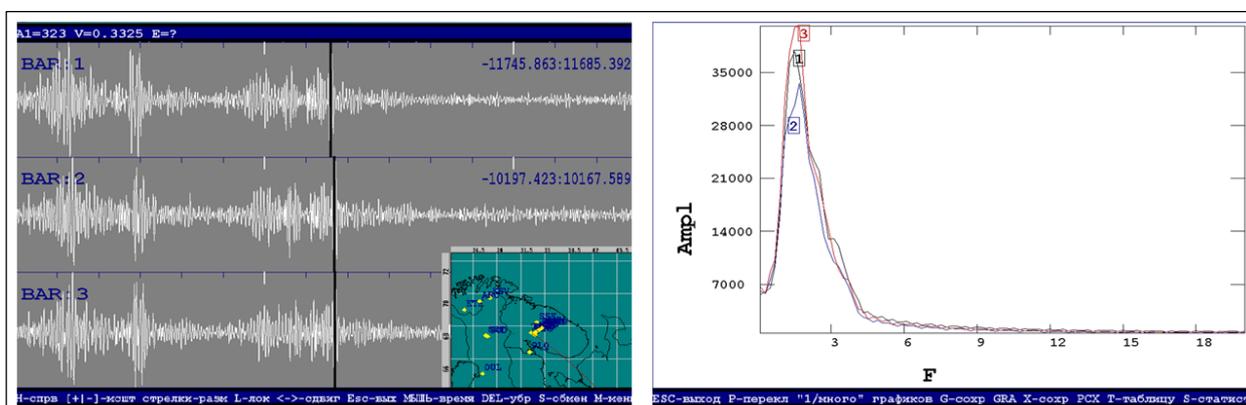


Рисунок 1.17. Волновая форма (слева) и спектр (справа) инфразвукового сигнала, вызванного стартом ракеты-носителя «Союз» с космодрома «Плесецк» 17 апреля 2004 г.

В работе (Pilger et al., 2021) приводится анализ 1001 запуска ракет за 11.5 лет наблюдений, зарегистрированных на инфразвуковых станциях, входящих в глобальную сеть ДВЗЯИ. Авторы собрали 7637 инфразвуковых записей, соответствующих пускам различного типа ракет. Этот набор данных позволил получить разнообразные характеристики инфразвукового сигнала от различных фаз запуска и движения ракеты. Такой большой массив данных позволил

вывести соотношение между энергией тяги ракеты и акустической амплитудой с поправкой на расстояние и условия распространения, что позволяет определять тип ракеты в зависимости от характеристик регистрируемого инфразвука (рисунок 1.18).

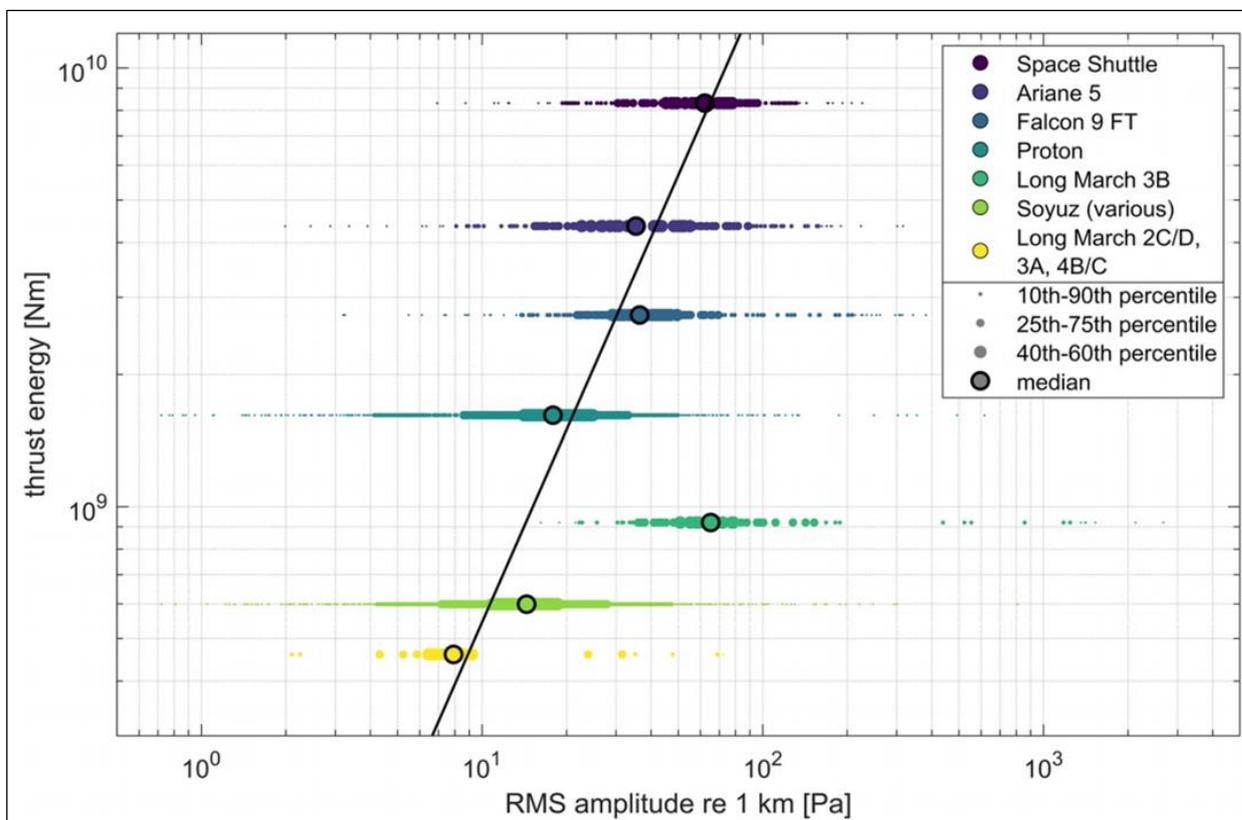


Рисунок 1.18. Оценка энергии, выделяемой первой ступенью ракет различного типа, по измеренным среднеквадратичным амплитудам с поправкой на расстояние и условия распространения (RMS - среднеквадратичное значение) по (Pilger et al., 2021)

Сигналы, вызванные запусками баллистических ракет с кораблей ВМФ («Булава», «Синева», «Циркон»), отличаются от запусков ракет-носителей космического назначения, более высокочастотным и более широким спектром сигнала, меньшей длительностью пакета волн и отсутствием 2 и 3 пакетов. Характерная форма сигнала и его амплитудно-спектральная характеристика приведены на рисунке 1.19. Запись проводилась в момент запуска баллистической ракеты в акватории Баренцева моря с атомной подводной лодки «Новоросийск» в ходе проведения учений в феврале 2004 года.

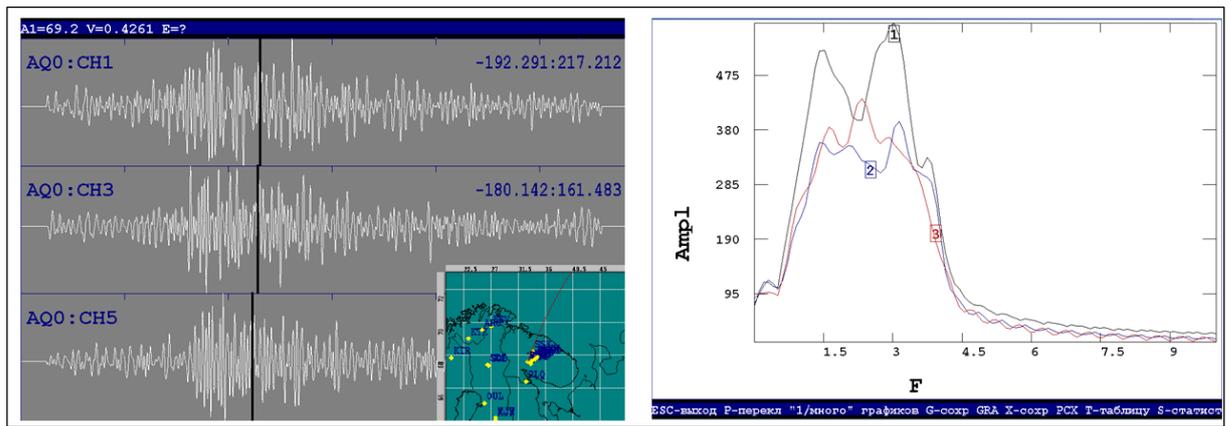


Рисунок 1.19. Волновая форма и спектр инфразвукового сигнала, вызванные стартом баллистической ракеты «Синева», запущенной с АПЛ «Новороссийск» 18 февраля 2004 года

Возврат космических кораблей на землю, фрагментов ракет и космического мусора также вызывает инфразвуковые сигналы, связанные с образованием фронта ударной волны при сверхзвуковом движении этих объектов в атмосфере Земли. Упрощенно, эти волны можно представить себе в виде конуса, сопровождающего полет спускающегося объекта, с вершиной, как бы привязанной к передней части объекта, а образующими, направленными против движения самолета и распространяющимися на значительные расстояния, достигая поверхности земли. Когда граница этого воображаемого конуса, обозначающая фронт основной звуковой волны, достигает регистрирующего сенсора, то резкий скачок давления воспринимается импульсный хлопок. Звуковой удар, как привязанный, сопровождает весь полет такого объекта пока он движется со сверхзвуковой скоростью, создавая «дорожку слышимости» на поверхности земли (рисунок 1.20). Длина такой «дорожки слышимости» может достигать 8000 км (Sorrells et al., 2002), что было зафиксировано при посадке космических челноков. В работах (Groot-Hedlin et al., 2007, Groot-Hedlin et al., 2008) подробно описываются исследования ударного фронта звуковой волны, генерируемый космическим челноком «Атлантис», во время посадки на базе ВВС «Эдвардс» в южной Калифорнии 22 июня 2007 года. Отмечается, что к востоку от траектории снижения были зарегистрированы только прямые приходы ударных волн, а западнее и северо-западнее траектории, как прямые,

так и отраженные от стратосферы вторичные приходы были выделены на расстоянии в несколько сотен километров. Проведенное впоследствии моделирование распространения с учетом реальных характеристик атмосферы показало, что наблюдения хорошо совпали с теоретическими расчетами.

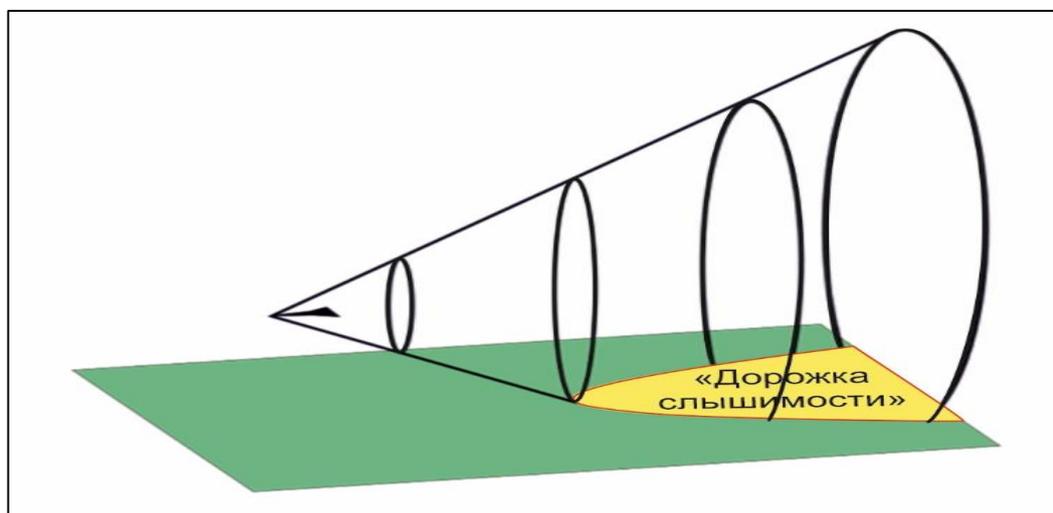


Рисунок 1.20. Образование «дорожки слышимости» вдоль трассы снижения со сверхзвуковой скоростью космического аппарата

Инфразвуковые сигналы, вызванные пролетом и взрывом метеоритов в атмосфере. Метеоритом называют тело космического происхождения, достигшее плотных слоев атмосферы Земли. Большинство найденных метеоритов имеют массу от нескольких граммов до нескольких десятков тонн (Кравчук, 1993). Считается, что в сутки на Землю падает примерно 5–6 тонн метеоритов, или 2 тысячи тонн в год. Космическое тело размером до 30 м называется метеорным телом, или метеороидом. Метеороиды размером 1–20 м разрушаются в атмосфере на высотах 25–35 км.

При пролете и разрушении космических тел в атмосфере Земли происходят процессы быстрого выделения большого количества энергии в ограниченном объеме, что приводит к созданию области высокого давления и образованию ударной волны (Цикулин, 1969; Адушкин и др., 2005). Инфразвуковые возмущения распространяются в атмосферных волноводах, что позволяет проводить их регистрацию на расстояниях в сотни и тысячи километров от места разрушения космического тела (ReVelle, 1997; Edwards et al., 2006; Ens et al., 2012; Рыбнов и др., 2013).

Для того чтобы зарегистрировать инфразвуковые сигналы, вызванные пролетом метеорита, необходимо чтобы были выполнены три основных требования:

1. Метеороид должен иметь достаточный размер и скорость, такие, чтобы создаваемая им исходная ударная волна могла достичь точки наблюдения, не затухнув в атмосфере.

2. Положение и направление траектории метеора должны быть такими, чтобы «дорожка слышимости» (рисунок 20) проходила через станцию наблюдения.

3. Уровень инфразвукового фонового шума в точке наблюдения должен быть достаточно низким, чтобы регистрировать слабые импульсные сигналы.

Начиная с 2000-х годов, когда количество станций инфразвукового наблюдения стало достаточно большим в Америке, Канаде и Европе, появилась возможность достаточно часто регистрировать инфразвук от метеоритов. Инфразвуковые данные стали хорошим дополнением к оптическим или радиолокационным наблюдениям и позволили производить примерную количественную оценку энергии метеорита (Ceplecha, 1996; Ceplecha and ReVelle, 2005; Рыбнов и др., 2014). Наблюденные данные по азимутам прихода, времени прихода и углу подхода (углу падения) инфразвуковой волны (Brown et al., 2004; Brown et al., 2007; Edwards et al., 2007), достаточно хорошо совпадали с данными математического моделирования путей распространения сигналов, рассчитанных с учетом эмпирических моделей атмосферы (Hedin et al., 1996) или доступных метеорологических данных (Swinbank and O'Neill 1994; Hocking, 1997).

Одним из самых обсуждаемых метеоров, упавших в России в 21 веке, стал Челябинский метеорит, поэтому рассмотрим имеющиеся инфразвуковые данные при его пролете. Наиболее подробно геофизические эффекты, вызванные этим событием описаны в (Le Pichon et al., 2013; Динамические..., 2014;). Челябинский метеороид вошел в земную атмосферу 15 февраля 2013 г. примерно в 09:13 UT. В настоящее время имеются хорошие оценки его траектории, полученные по данным оптического наблюдения (Емельяненко и др., 2013), которая на высотах 24–40 км прошла приблизительно в 30 км южнее г.

Челябинска. Расчеты показали, что болид вошел в атмосферу со средней скоростью порядка 19 км/с и под углом $\approx 18^\circ$, а его размер составил $\approx 19\text{--}20 \text{ м}$. Особенностью данного болида явилось то, что имеется большое количество фото- и видеofиксаций о его пролете в атмосфере (рисунок 1.21).



Рисунок 1.21. Фотографии разрушения болида: 09:13:35 – начало; 09:13:39 – конец; общая продолжительность $\approx 4 \text{ с}$; 09:13:47 – инверсионный след (по Адушкин и др., 2020)

Инфразвуковые возмущения от Челябинского события были зарегистрированы по всему миру, в том числе станциями Международной системы мониторинга ДВЗЯИ (рисунок 1.22), расположенными на территории РФ. Энергия болида оценена в $\approx 2 \cdot 10^{15}$ – $3.6 \cdot 10^{15} \text{ Дж}$ (Pорова et al., 2013; Brown et al., 2013; Рыбнов и др., 2014). Его основное разрушение сопровождалось яркой вспышкой (рисунок 1.21), которая хорошо была видна на расстояниях в десятки и сотни километров. На рисунке 1.23 приводятся волновые формы и спектры сигналов, вызванных метеором, со станций, расположенных в Москве (1440 км западнее места падения) и Томске (1530 км восточнее места падения). Амплитуда сигнала превысила 1 Па на обеих станциях, а максимум частоты пришелся на 0.005 Гц , что характерно для мощных взрывов в атмосфере выше 300 км (Бреховских, 1957). Оценки, выполненные с использованием методики, приведенной в (Pорова et al., 2013; Рыбнов и др., 2014) и уточненной в (Pорова et al., 2018), показывают, что энергия Челябинского болида

составляет ≈ 720 км. Это значение находится в хорошем согласии с данными, полученными в (Le Pichon et al., 2013; Brown et al., 2013), в которых энергия оценивается величинами ≈ 460 км и 900 км соответственно.

Однако следует отметить, что существует и альтернативное мнение относительно оценки энергии этого метеороида, высказанное в работе (Куличков и др., 2018). Авторы провели моделирование распространения инфразвуковых волн методом псевдодифференциального параболического уравнения. Было показано удовлетворительное согласие результатов расчетов с экспериментальными данными, зарегистрированными инфразвуковой станции международной сети мониторинга IS31 (Актюбинск, Казахстан), расположенной на расстоянии 542.7 км от предполагаемого места взрыва метеороида. Оценка энергии E взрыва метеороида была проведена двумя методами. Один основан на использовании закона сохранения акустического импульса. Второй метод использует взаимосвязь между энергией взрыва и доминантным периодом T регистрируемого сигнала. Для энергии взрыва получены величины в интервале 1.87–32 км ТНТ, что на порядок меньше вышеприведенных расчетов.

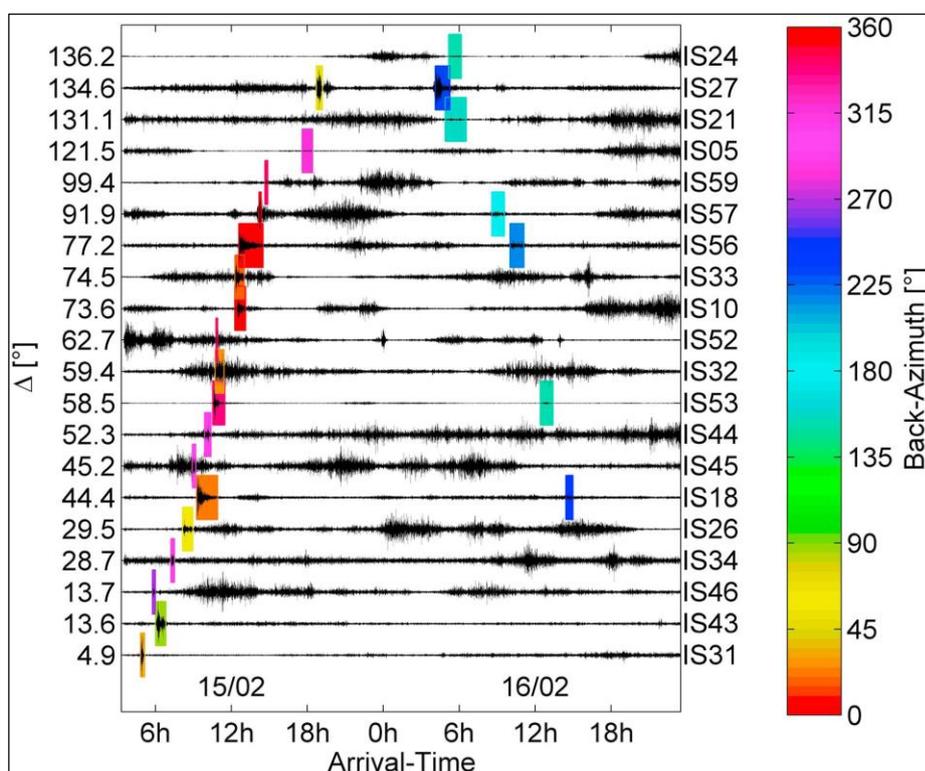


Рисунок 1.22. Волновые формы усредненных и совмещенных по фазе записей на 20 инфразвуковых станциях международной сети мониторинга (по Le Pichon et al., 2013). Станции отсортированы по дальности распространения (в градусах) от источника.

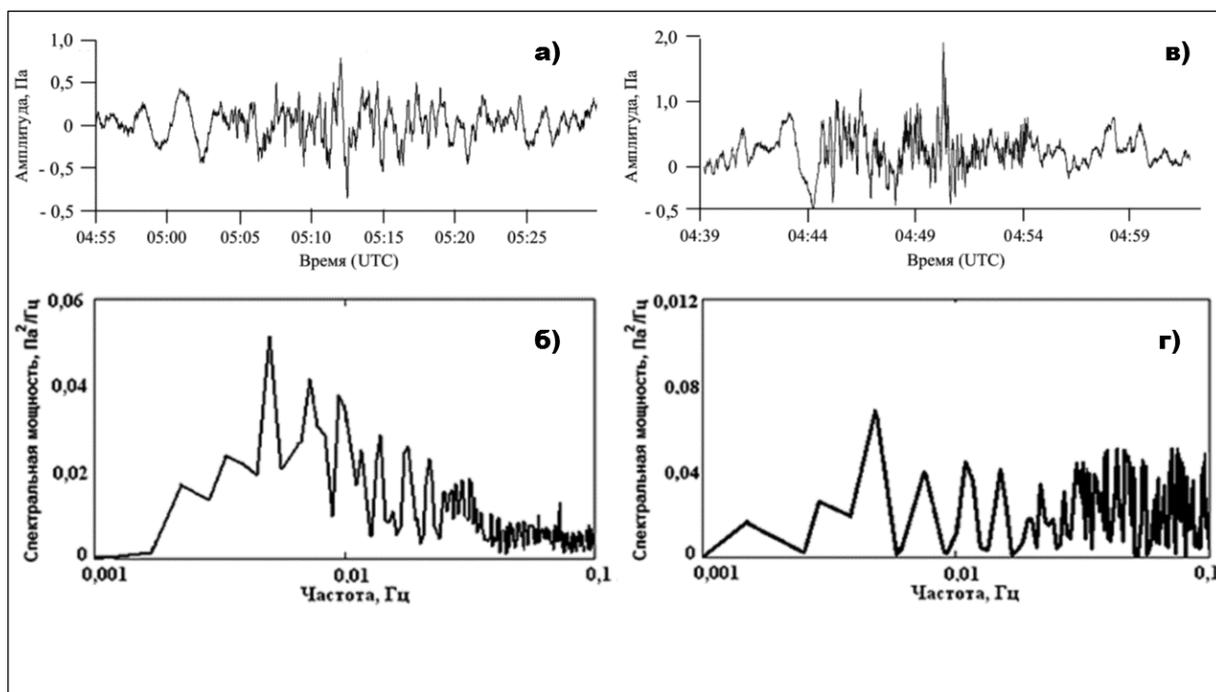


Рисунок 1.23. Волновые формы (а, в) и спектры (б, г) сигналов, вызванных Челябинским метеором, на инфразвуковых станциях в Москве (1440 км западнее места падения) и Томске (1530 км восточнее места падения) (по Адушкин и др., 2020)

Раздел 1.4. Современные модели атмосферы

В данном разделе рассмотрены типовые модели атмосферы, которые применяются для расчетов распространения инфразвука.

Состояние атмосферы зависит от многих факторов: скорость ветра, облачность, давление, влажность и др. Все эти факторы можно отразить в количественном виде: метры в секунду, миллиметры ртутного столба и пр. Если соотнести все показатели между собой, то можно получить математическую модель атмосферы. Физика процессов, происходящих в атмосфере достаточно сложна и не до конца изучена. Ранее, решение моделей для атмосферы было ограничено вычислительными ресурсами, в настоящее время точность расчетов ограничивается размером характерной ячейки сетки, на которой производится расчет. Пространственное разрешение моделей все еще недостаточно для прямого полного описания таких процессов как глубокая конвекция, поэтому такие процессы описываются параметрически. Разработка полного набора таких параметризаций является очень трудоемкой задачей.

Описание динамики атмосферных процессов, которые могут быть явно описаны на такой сетке, тоже имеет свои особенности (Толстых, 2016).

Для решения задачи распространения инфразвука в сложной и очень изменчивой атмосфере обычно используют менее детализированные модели, чем те, что используются для прогноза изменений погоды. Распространение инфразвуковой волны в первую очередь зависит от состава, ветровой и температурной структуры атмосферы. В формуле для расчета эффективной скорости звука заложен учет этих эффектов

$$C_{\text{eff}} = \sqrt{\gamma_g R T} + \hat{n} \cdot u,$$

где $\gamma_g R = 402,8 \text{ м}^2 \text{ с}^{-2} \text{ К}^{-1}$ – произведение отношения удельных теплоемкостей к газовой постоянной для воздуха, T – абсолютная температура, n , u – проекция ветра u в направлении от источника к наблюдателю n .

В нижней атмосфере температура понижается с высотой. В результате этого звуковые волны отклоняются вверх от горизонтального распространения. Преломление звуковой волны может происходить из областей, где C_{eff} становится больше, т.е. там, где происходит увеличение или скорости ветра, или температуры, или комбинацией этих двух параметров. На таких границах, согласно закону Снеллиуса (Ландсберг, 2003), инфразвук будет отклоняться обратно к поверхности Земли (Mutschlecner, Whitaker, 2010).

Основу атмосферы составляют молекулярный азот (78 %) и молекулярный кислород (21 %). Оставшийся 1 % приходится на водяной пар, двуокись углерода, озон и другие незначительные составляющие. Среднее давление и плотность в атмосфере уменьшаются с высотой приблизительно экспоненциально. Давление уменьшается со 105 Па , на поверхности, до 10 Па на высоте 15 км . Следовательно, 90 % массы атмосферы присутствует на первой 15 -километровой высоте. Плотность атмосферы на поверхности земли составляет $1,2 \text{ кг/м}^3$ и уменьшается с высотой с той же скоростью, что и давление. Т.к. средняя длина свободного пробега молекул изменяется обратно пропорционально плотности, следовательно, она экспоненциально возрастает с высотой от 10^{-7} м на поверхности до 1 м на 100 км (Salby, 1996).

Поглощение звука в атмосфере является функцией частоты и уменьшается с уменьшением частоты. Поглощение в молекулярном газе вызвано двумя различными механизмами – классическим и релаксационным. Классические механизмы происходят за счет движения молекул в газе и обусловлены молекулярной диффузией, внутренним трением и теплопроводностью. Последние два эффекта являются основными. Релаксационный механизм вызывается энергией сжатия, которая хранится во внутренних степенях свободы молекул и возбуждает внутренние энергетические состояния, возникающие во время столкновений. Релаксационный механизм можно условно разделить на вибрационный и вращательный. И классический, и релаксационный механизмы затухания являются функцией квадрата частоты (Bass, 1972). В связи с этим, из-за быстрого снижения затухания с частотой, низкочастотный инфразвук может перемещаться в верхней атмосфере на огромные расстояния.

Классически, атмосферу принято разделять на несколько слоев. Турбулентные вихри, присутствующие на высотах ниже 100 км интенсивно перемешивают атмосферу. Выше 100 км, турбулентные воздушные движения сильно затухают, и диффузия более сильное влияние, чем механизм вертикального перемещения. На высоте 500 км находится критический уровень, выше которого молекулярные столкновения настолько редки, что молекулы могут покидать атмосферу, вылетая в космическое пространство, если их скорость достаточно высока. Исходя из (Salby 1996), первые 100 км называют гомосферой, на высотах от 100 до 500 км расположена гетеросферы, а область с 500 км и выше называется экзосферой. Гомосферу принято делить по знакам температурных градиентов. Это более удобно для изучения распространения инфразвука, поскольку оно во многом контролируется температурой. Распределение температуры в стандартной атмосфере приведено на рисунке 1.24. Существует последовательность отрицательных и положительных градиентов температуры, которые разделены узкими областями постоянной температуры. Снизу-вверх атмосфера разделена на слои, называемые тропосферой, стратосферой, мезосферой, и термосферой, разделенных между собой тропопаузой, стратопаузой и мезопаузой, соответственно (U.S. Standard Atmosphere, 1976; Атмосфера, 1991).

Как следует из рисунка в стандартной атмосфере температура уменьшается с высотой в тропосфере. В реальной атмосфере может произойти инверсия температуры - в этом случае температура увеличивается с высотой в первые 100 м до нескольких километров. Такое явление в атмосфере достаточно частое, особенно в зимний период и его необходимо учитывать. На высоте 10–20 км сохраняется практически постоянная температура, а в стратосфере происходит ее повышение из-за присутствия озона. Так называемый озоновый слой активно поглощает УФ-излучение и нагревается. В мезосфере температура снова снижается, а в термосфере снова возрастает из-за высокоэнергетической солнечной радиации, поглощаемой малыми остатками молекулярного кислорода и азота. На высоте около 300 км температура может достигать от 700 до 1600 °С в зависимости от солнечной активности. Стандартная модель носит сильно упрощенный характер, не содержит информацию о скорости и направлении ветра, и, в связи с этим, может быть использована только в случае необходимости оперативного грубого расчета времен пробега инфразвуковых импульсов.

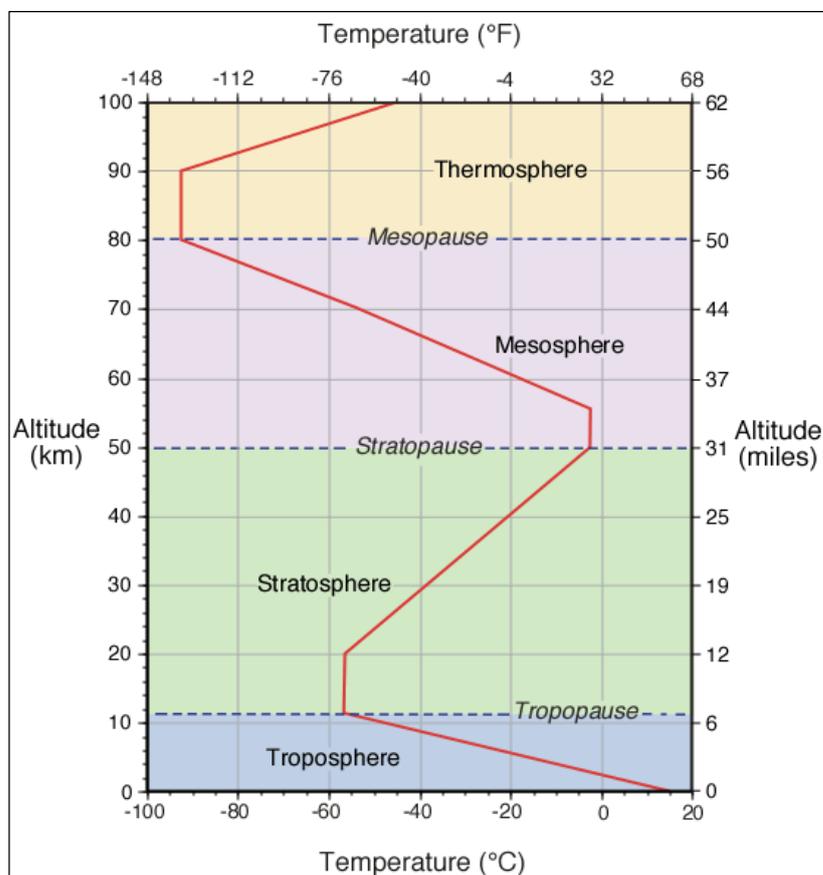


Рисунок 1.24. Структура «стандартной» атмосферы по (U.S. Standard Atmosphere, 1976) и распределение температуры в ней (красная кривая)

В общем случае модель атмосферы это выраженная в математическом виде теоретическая схема пространственно-временного распределения параметров атмосферы при определенных упрощающих предположениях относительно ее свойств. Модели атмосферы классифицируются на среднестатистические и прогностические. В данной работе использовались среднестатистические модели.

Среднестатистические модели описываются совокупностью формульных зависимостей, базирующихся на аппроксимации с помощью рядов (Фурье, степенного и др.) табличных функций метеорологических величин, полученных в результате обобщения данных аэрологических измерений за период порядка 15–20 лет. Для уменьшения объема коэффициентов разложения при описании вертикальных распределений термодинамических параметров применяют уравнения статики и газового состояния атмосферы, а при вычислении ветра – геострофические соотношения. В свою очередь среднестатистические модели можно подразделить на климатические и вероятностные (модели «случайной» атмосферы).

Климатические модели определяют многолетний среднестатистический годовой ход значений метеопараметров над различными районами Земли, обусловленный движением Земли вокруг Солнца и наклоном оси ее собственного вращения к плоскости эклиптики. Они позволяют рассчитывать в слое от 0 до 100 км. осредненное за год (сезон, месяц или сутки) вертикальное распределение термодинамических параметров, зональной и меридиональной составляющих ветра в точках с заданными географическими координатами.

Модели случайной атмосферы определяют случайные вариации метеопараметров относительно их среднестатистических значений, обусловленные многочисленными кратковременными причинами. Эти модели базируются на представлении вариаций термодинамических параметров и составляющих скорости ветра в виде канонического разложения либо разложения по эмпирическим ортогональным функциям, в качестве которых используются

собственные векторы корреляционной матрицы связи метеопараметров на различных высотах, нормированные собственными значениями.

Первые модели численного прогноза погоды появились почти одновременно с появлением первых компьютеров. Это были весьма несовершенные модели, основанные на одном двумерном уравнении переноса атмосферного вихря. По мере развития вычислительной техники происходило постепенное усложнение моделей оперативного прогноза погоды: в середине 60-х годов XX века одно двумерное уравнение уступило место системе уравнений мелкой воды на сфере. К концу 60-х годов были разработаны вычислительные методы, позволяющие решать трехмерные уравнения атмосферы (Марчук, 1967). В свою очередь, дальнейшее повышение производительности компьютеров в начале 70-х годов привело к моделям атмосферы, основанным на полной трехмерной системе уравнений атмосферы. В дальнейшем развитие моделей атмосферы шло, наряду с повышением разрешения, в направлении все большего усложнения параметрического описания процессов подсеточного масштаба (Толстых, 2016). В настоящее время в мире, с использованием регулярных спутниковых измерений и данных радиофизических методов построен ряд эмпирических моделей атмосферы для любого района земного шара. Для верхней атмосферы это модель Jасchia, задающая значения температуры, плотности, давления на высотах от 90 до 2500 км. Модель основана на данных о торможении космических аппаратов в атмосфере Земли и учитывает широтные, сезонные, геомагнитные и разнообразные солнечные эффекты. Модель Jасchia была впервые опубликована в 1964 году и затем претерпела несколько обновлений в 1971 и 1977 годах (Jасchia, 1964, Jасchia, 1971, Jасchia, 1977). Недостатком этой модели является то, что она должна быть дополнена другими моделями на высотах до 90 км.

В России широко распространена модель общей циркуляции атмосферы Гидрометцентра России (Дегтярев, 2008). Модель основана на численном интегрировании системы уравнений гидротермодинамики в квазистатическом приближении. Система уравнений состоит из уравнения движения, уравнения

притока тепла, уравнения переноса влаги, уравнения тенденции приземного давления и уравнения гидростатики. Для аппроксимации производных по вертикали применяется метод конечных разностей. По вертикали атмосфера разбита на 15 уровней. Основные прогностические и диагностические переменные рассчитываются в середине слоев. На границах слоев вычисляются значения аналога вертикальной скорости в σ -системе координат и радиационные потоки. Значения σ на основных вертикальных уровнях модели следующие (таблица 2):

Таблица 1.2. Значения σ на основных вертикальных уровнях модели общей циркуляции атмосферы Гидрометцентра России

N	15	14	13	12	11	10	9	
σ	0,99	0,96	0,91	0,85	0,77	0,68	0,59	
N	8	7	6	5	4	3	2	1
σ	0,50	0,45	0,34	0,26	0,19	0,15	0,07	0,05

Задача решается на сфере или полусфере в слое атмосферы, заключенном между поверхностью земли ($\sigma=1$) и верхним уровнем ($\sigma=0$). На верхней и нижней границах ставятся кинематические условия σ при $\sigma=1$, а при $\sigma=0$ ставятся условия отсутствия потоков тепла, влаги и импульса. На поверхности земли в качестве граничных условий задается ряд характеристик.

Система уравнений решается спектральным методом с треугольным усечением. Расчеты проводятся с помощью версии Т 40, что соответствует пространственному разрешению около 2.5° на гауссовой (неравномерной по широтам) сетке. В качестве схемы интегрирования по времени используется схема Немчинова- Сазонова-Роберта.

Большое внимание в модели уделено параметризации физических атмосферных процессов малых масштабов, которые не могут быть явно включены в численную модель. К этим относятся турбулентные и конвективные движения, фазовые преобразования воды, облачности, потоки солнечной радиации в атмосфере. Их воздействие на крупномасштабные течения общей циркуляции атмосферы может учитываться только параметрически, т.е. описание мелкомасштабных физических процессов производится с помощью параметров

модели – крупномасштабных переменных с использованием ряда гипотез и эмпирических соотношений (Переведенцев и др., 2013).

Наиболее популярной для вычисления температуры и химического состава атмосферы на высотах ниже 150 км является модель MSIS. Самая первая версия этой модели появилась в 1977 г. (Hedin et al., 1977). В дальнейшем, по мере накопления обширных экспериментальных данных об атмосфере, были созданы обновленные версии этой модели: MSIS83 (Hedin, 1983), MSIS86 (Hedin, 1987), MSIS90 (Hedin, 1991), NRL-MSISE-00 (Picone, 2002). В последних версиях MSIS90 и NRL-MSISE-00 заложена возможность для проведения расчетов параметров атмосферы при магнитных бурях. Новая эмпирическая атмосферная модель NRL-MSISE-00 значительно обновила модель MSISE-90 на термосферных высотах и с 2002 года выложена в открытый доступ.

Модель NRL-MSISE-00 сохраняет логику и последовательность запросов, принятых в модели MSISE-90 и более ранних моделях MSIS. Как и прежде, достоинством модели NRL-MSISE-00 является обширная, постоянно пополняемая база данных, охватывающая несколько десятилетий. В местах, где не проводились эмпирические наблюдения модель учитывает статистическую изменчивость при интерполяции или экстраполяции базовых наборов данных для оценки состава и температуры для времени, геофизических условий и местоположения. Модель выполняет автоматические расчеты путем подгонки набора параметрических уравнений к экспериментальным данным. Как и в более ранних версиях моделей класса MSIS, база данных NRL-MSISE-00 включает наземные, ракетные и спутниковые измерения. Данные, лежащие в основе MSISE-90, охватывают период 1965–1983 гг. и включают наблюдения с помощью радаров некогерентного рассеяния, масс-спектрометров, ракетных зондирований, барометров, спутниковых акселерометров.

Модели MSIS чувствительны к уровню геомагнитной активности и обеспечивают оценку среднего состояния верхних слоев атмосферы в условиях геомагнитной бури. Но учитывая, что в высоких широтах и при высокой геомагнитной активности имеющиеся базы данных достаточно скудны, модели

не отражают локальную структуру, связанную с каким-либо конкретным штормом. Входными параметрами модели NRL-MSISE-00 являются номер дня в году, высота, географические широта и долгота, местное или мировое время, усредненный индекс $F_{10.7}$ солнечной активности, индекс $F_{10.7}$ в день, предшествующий дню моделирования, набор значений магнитного индекса A_p (среднее значения индекса в день моделирования, трехчасовые значения за 3, 6, 9 ч до времени вычисления модельных значений, а также усредненные значения индекса от 12 до 33 ч и от 36 до 57 ч до указанного времени). Описание модели и параметров ввода детально описано на сайте <http://www.nrl.navy.mil/research/nrl-review/2003/atmospheric-science/picone/>. Исходный код на языке Fortran доступен по адресу <http://www.nrl.navy.mil/uap/?code=7643;content=nrlmsise00.dist17>.

Horizontal Neutral Wind Model 93 (HWM93) – эмпирическая модель горизонтального нейтрального ветра. Она основана на данных ветра, полученных с помощью спутниковых измерений. Первая версия модели (HWM87), опубликованная в 1987 г. (Hedin et al., 1988), описывала только ветры выше 220 км. С включением данных ветра, полученных при помощи наземных радаров некогерентного рассеяния и оптических интерферометров, модель HWM90 (Hedin et al., 1988) была расширена вниз до 100 км. Последняя версия модели дополнена метеоданными и была расширена до поверхности Земли (Hedin et al., 1996). Модель учитывает вариации солнечной активности и магнитного поля Земли для магнитоспокойных условий. Модель HWM07 (Drob et al., 2008) дает возможность рассчитывать горизонтальный ветер при магнитных бурях. Модель HWM93 позволяет рассчитывать меридиональный ветер (положительное значение обозначает северное направление) и зональный ветер (положительное значение которого соответствует восточному направлению). Входными параметрами модели являются номер дня в году, высота, географические широта и долгота, местное время, усредненный индекс $F_{10.7}$ солнечной активности, индекс $F_{10.7}$ в предыдущий день, магнитный индекс A_p в день моделирования.

К сожалению, в программном коде для версий модели HWM93 и HWM07 нет преемственности, код модели HWM07 на языке *Fortran* написан заново. В то же время модель HWM07 не отражает зависимости величины ветров спокойной ионосферы от уровня солнечной активности, в связи с для дальнейших вычислений распределений параметров нейтральной атмосферы использовалась модель HWM93. Детальное описание программы и параметров ввода в нее исходных данных приводится на сайте <http://uap-www.nrl.navy.mil/uap/?content=article0;code=7643>.

Существует большое количество моделей атмосферы используемых для прогноза погоды. Наиболее удачными среди них считаются глобальная модель европейского центра среднесрочных прогнозов ECMWF и американская глобальная модель Национальной метеорологической службы Соединенных Штатов – FS27.

Глобальная модель ECMWF это бесшовная европейская модель глобального прогнозирования. Она считается самой надежной среди всех моделей и самой удачной по осадкам и облачности. В модели используется концепция под названием 4D, которая представляет собой ассимиляцию, позволяющую постоянно обновлять модель по мере появления новых спутниковых или других входных данных. Общеизвестно, что ECMWF была единственной моделью, которая точно предсказала, куда движется ураган «Сэнди 2012». Расстояние между двумя точками сетки модели, или другими словами, ее разрешение составляет 14 км. Модель обновляется каждые 12 ч и предоставляет прогноз на 10 дней. Шаг прогноза ECMWF составляет 3 ч. Частота обновлений – 2 раза в день. Официальный сайт модели - Ecmwf.int.

Модель FS27 – глобальная модель, изначально предназначалась только для авиации. Модель имеет разрешение 13 км, сравнимое с моделью ECMWF. Обновляется 4 раза в день, предоставляет прогноз на 10 дней. В модель заложен прогноз состояния атмосферы на 16 дней, но точность его не велика. По вертикали модель разделена на 127 слоев и простирается до высоты мезопаузы

(примерно ~80 км). Модель выдает прогноз по времени на каждый час в течение первых 120 часов, на каждые три часа – с 6-го до 10-го дня и на каждые 12 часов с 10-го до 16-го дня. В 2019 г. была проведена серьезная модернизация модели FS27, в результате чего она была преобразована в GFS. Официальный сайт модели - https://ru.abcdef.wiki/wiki/Global_Forecast_System

Для расчета атмосферных моделей в районах расположения космодромов «Плесецк» и «Байконур» существуют локальные модели определения горизонтальной скорости ветра и термодинамических параметров атмосферы, выпущенные в виде отраслевых стандартов (ОСТ 92-5165-92, 1992; ОСТ 92-9704-95, 1995). Стандарт ОСТ 92-5165-92 устанавливает методику задания горизонтальной скорости ветра и термодинамических параметров атмосферы в районе полигона «Байконур» в диапазоне высот 0–120 км и применяется при расчетах, проводимых для активного участка движения ракет и ракет-носителей, а стандарт ОСТ 92-9704-95 устанавливает модель и методику расчета скорости ветра и отклонений термодинамических параметров атмосферы от климатических значений в диапазоне высот 0-120 км в районе космодрома «Плесецк» для календарных месяцев, сезонов и года в целом. Данные модели могут быть уточнены с использованием оперативной метеоинформации (Арсеньев и др., 2014; Дмитриев и др., 2017).

Раздел 1.5. Распространение инфразвука в атмосфере.

В разделе приводятся основы теории распространения инфразвука в атмосфере.

Акустическую волну в атмосфере можно рассматривать как колебательное движение гидродинамических частиц с малыми амплитудами в сжимаемой жидкости. В каждом месте жидкости в акустической волне происходят попеременные сжатия и разрежения. В связи с этим для расчета параметров движения акустической волны используются классические уравнения гидродинамики (Бреховских, 1957, Бреховских, 1973, Ландау, 1986).

Очевидно, что акустическая волна переносит импульс энергии. Приход положительной фазы волны способствует ускорению гидродинамических частиц. Из-за того, что воздействие этой фазы продолжается некоторое время, вследствие этого разным гидродинамическим частицам сообщается разная положительная скорость, в результате чего одна частица догоняет другую и происходит сжатие. Следом за положительной, приходит отрицательная фаза волны и сообщает тем же самым гидродинамическим частицам скорость прямо противоположного направления, вызывая разрежение. Т.к. акустическая волна является продольной, то вектор колебательной скорости строго параллелен направлению распространения волны. При распространении волны в жидкости или газе целесообразно использовать понятие – «фронт волны». Фронт волны – это поверхность, на которой волновой процесс имеет одинаковую фазу колебания, либо сжатия, либо растяжения. Таким образом, распространение акустической волны будет происходить в направлении, перпендикулярном поверхности фронта.

По виду фронта можно выделить следующие волны:

– плоская – распространяется в одном направлении по нормали к ее фронту и ее амплитуда одинакова во всем пространстве;

– сферическая – расходится радиально в сферической системе координат и ее амплитуда убывает обратно пропорционально расстоянию до центра (без учета нелинейных процессов);

– цилиндрическая – расходится радиально в цилиндрической системе координат и ее амплитуда убывает обратно пропорционально квадратному корню расстояния (без учета нелинейных процессов).

Цилиндрическая и сферическая волны называются расходящимися (Дробжева, 2016).

В случае, когда амплитуда и направление волны остаются неизменными на протяжении расстояний, сравнимых с длиной волны, можно ввести понятие о лучах, как о линиях, касательные к которым в каждой точке совпадают

с направлением распространения волны, и тогда принято говорить о распространении акустики (инфразвука) вдоль лучей, отвлекаясь при этом от ее волновой природы. В этом случае применимы уравнения лучевой акустики.

Самые первые исследования отклика ионосферы на атмосферные и подземные ядерные и наземные химические взрывы, проведенные в середине прошлого столетия, доказали возможность распространения акустических волн до высот верхней атмосферы (Dieminger and Kohl, 1962, Нагорский, 1985, Banister and Hereford, 1991, Pokhotelov et al., 1995, Fitzgerald and Carlos, 1995, Krasnov, 1999). Особенностью этих исследований явилось широкое применение высокочувствительных ионограммного и доплеровского методов наблюдений. В результате многочисленных экспериментов было выявлено, что между взрывными источниками и возмущениями в ионосфере существует прямая связь. Измерения критической частоты и профиля электронной концентрации F-слоя ионосферы с помощью ионограммного метода позволили обнаружить возмущения, вызванные взрывом, с периодами волн больше 10 мин. Доплеровский метод, как более чувствительный, смог зарегистрировать сигналы с гораздо меньшими периодами - от 0.5 до 10 мин. Максимальные колебания достигались в диапазоне от 30 до 100 с и регистрировались на высотах 150–200 км. Скорость распространения этих возмущений колебалась в диапазоне от 260 до 320 м/с. Скорости распространения от источника, наблюдаемая на высоте ионосферы, и разброс наблюдаемых скоростей, имели хорошее совпадение со скоростями, наблюдаемых на Земле с помощью микробарографов, акустических (прежде всего инфразвуковых) волн, что свидетельствует о тесной связи этих двух явлений. Дополнительно было определено, что фронт волны отклоняется вверх. В настоящее время, на большом количестве экспериментальных данных, доказан факт существования возмущений ионосферы, вызванных гораздо более слабыми акустическими волнами, источником генерации которых являются ракетносители или самолеты, двигающиеся со сверхзвуковой скоростью (Нагорский, 1998, 1999).

При решении задачи распространения акустических волн в атмосфере существует ряд сложных моментов, которые обязательно должны быть учтены:

1) акустическая волна, генерируемая различными техногенными источниками, как правило имеет несинусоидальный характер: начальный акустический импульс имеет сложный вид и ограничен во времени и в пространстве (Чунчuzов и др., 2010);

2) при дальнем распространении акустического импульса он проходит расстояния, на которых свойства атмосферы изменяются достаточно сильно, что необходимо учитывать, при этом, для повышения точности расчетов, желательно чтобы расчетные и реальные параметры атмосферы максимально совпадали (Куличков, Буш, 2001);

3) для адекватного описания процесса распространения акустических волн уравнения, описывающие этот процесс, должны также учитывать нелинейные эффекты, прежде всего поглощение и геометрическую расходимость волнового фронта (Буш и др., 1977, Дробжева, 2016).

При разработке теории распространения акустических волн большинством авторов принимается, что акустическая волна является плоской. Это справедливо на расстояниях, многократно превышающих длину волны. В действительности это не всегда выполняется. К примеру, наземный точечный взрыв генерирует сферическую акустическую волну, движущиеся со сверхзвуковой скоростью объекты – цилиндрическую акустическую волну, а такие источники как землетрясение, генерирует волну со сложным фронтом. В связи с этим необходимо учитывать геометрическую расходимость для разных волновых фронтов.

В большинстве случаев при интерпретации результатов наблюдений, вызванных взрывами, считается, что первичным носителем акустической энергии является ударная волна, которая на некотором расстоянии от центра

взрыва вырождается в акустическую волну и далее распространяется по законам звуковых волн, т.е. без учета нелинейных эффектов. Такой подход оправдан при расчете акустических возмущений на очень больших расстояниях от источника генерации акустических волн. Это существенно упрощает расчеты т.к. в этом случае производится линеаризация уравнений гидродинамики, что вполне обосновано из-за малости амплитуды рассматриваемых возмущений по сравнению с фоновыми характеристиками атмосферы. Однако это срабатывает не во всех случаях. В действительности, скорость распространения акустических возмущений может отличаться от скорости звука на величину порядка амплитуды волны. Это приводит к нелинейному искажению волны. Таким образом, линейная теория будет приводить к решениям близким к решениям точных уравнений лишь только в той области, в которой указанные искажения невелики.

В реальных условиях наблюдений, практически всегда присутствуют процессы, способствующие замедлению развития нелинейных эффектов, причем зачастую, влияние этих процессов настолько сильно, что нелинейными эффектами можно пренебречь. В тропосфере, вязкость и теплопроводность являются основными параметрами, замедляющими развитие нелинейных эффектов (Евтерев, Косяков, 2008). Дисперсия скорости звука также приводит к существенному снижению влияния нелинейных эффектов (Косяков и др., 2016). В условиях сильной дисперсии развитие нелинейных эффектов может быть сведено к минимуму, и не учитываться при расчетах (Ландау, 1986). Таким образом, в каждом конкретном случае, в зависимости от расстояния до источника, состояния атмосферы и требуемой точности расчетов, необходимо определять условия применимости теории линейной или нелинейной акустики.

В развитии теории нелинейной акустики важнейшую роль сыграли отечественные ученые (Солуян, Хохлов, 1961; Кузнецов, 1970; Руденко, Солуян, 1975; Бахвалов и др., 1982; Васильева и др., 1983) Асимптотический метод,

впервые предложенный Хохловым, заключается в предположении медленности изменения формы профиля волны в сопровождающей ее движение системе координат на расстояниях порядка длины волны. Этот метод был применен к решению проблем нелинейной акустики: уравнение Бюргерса удалось получить из системы гидродинамических уравнений, учитывающих вязкость и теплопроводность среды, с учетом членов второго порядка малости. Метод впервые позволил описать распространение плоских волн конечной амплитуды в нелинейной диссипативной среде в виде уравнения Бюргерса, на основе которого получилось детально исследовать различные эффекты, возникающие при распространении волн в диссипативных средах с квадратичной нелинейностью. Особо стоит выделить круг задач, связанных с нелинейным распространением акустических пучков в диссипативных средах. Эта проблема представляет существенный интерес для акустики, поскольку система гидродинамических уравнений, описывающая этот процесс в случае волн конечной амплитуды, принципиально не может быть сведена к простому линейному уравнению. Присущие реальным средам вязкость и теплопроводность требуют учета поглощения энергии при распространении волн. В работах Хохлова был проведен анализ распространения акустических пучков в нелинейных диссипативных средах на основе численного интегрирования приближенного уравнения нелинейной акустики ограниченных пучков с периодическим граничным условием. Проведенные аналитические расчеты показали, что при распространении звуковых пучков конечной амплитуды в вязкой теплопроводной среде форма волны искажается и в случае больших чисел Рейнольдса и больших значениях параметра, определяющего относительный вклад нелинейности и дифракции, волна становится квазиразрывной. При этом ширина фронта волны уменьшается с увеличением числа Рейнольдса. При распространении пучка также наблюдается асимметрия в искажении фазы сжатия и фазы разрежения (Дробжева, 2016).

Обычно большинство задач нелинейной акустики рассматривается во втором приближении по порядку величины возмущений, что естественно связано с чрезвычайными трудностями, возникающими при решении нелинейных задач. В связи с этим на сегодняшний день нет единого подхода к решению, в связи с чем каждый автор пытается решить эту задачу по-своему. Рассмотрим лишь несколько примеров. В конце прошлого века в Ливерморской национальной лаборатории было представлено уравнение, полученное в рамках приближения линейной геометрической акустики, а затем проведено его обобщение на случай распространения акустических импульсов вдоль лучевого пути в движущейся, неоднородной и поглощающей среде с учетом нелинейных процессов (Warshaw, 1980). Недостатком такого решения уравнения является то, что метод геометрической акустики справедлив только в случае, когда размеры акустического импульса гораздо меньше характерного масштаба неоднородности. Если рассматривать атмосферу, то этот масштаб должен быть равен высоте однородной атмосферы, т.е. около 10 км. Вертикальные размеры акустического импульса на высотах 100 км и выше могут быть больше этой величины, а значит, на этих высотах, решения геометрической акустики становятся не корректными. В работе (Руденко, Сухорукова, 1991) в качестве исходного уравнения использовалось уравнение типа Хохлова – Заболотской. Авторы попытались применить его для описания особенностей поведения пучков интенсивных пилообразных волн в плавно неоднородной нелинейной среде. Далее был сделан переход к приближению нелинейной геометрической акустики и в пределе коротких волн получена система двух уравнений, одно из которых описывает эволюцию произвольного исходного профиля волны и является обобщенным уравнением Бюргерса с тремя дополнительными членами, а другое уравнение описывает искривление лучей. Полученная система уравнений анализировалась для круглых в поперечном сечении пучков. Недостатком работы явилось то, что авторы не проводили сопоставление расчетов с экспериментом.

Попытка увязать теорию и эксперимент проводилась исследователями Института физики атмосферы РАН (Куличков и др., 2010; Косяков и др., 2019). В 1988–91-м годах. в Волгоградской области были осуществлены контролируемые опыты со взрывами и инъекциями вещества на высотах $120 < H < 150$ км, проведенные с помощью геофизических ракет. Опыты осуществлялись с целью изучения процесса переноса энергии возмущений с ионосферных высот до земной поверхности. Авторами было отмечено различие между наблюдаемыми и теоретическими данными, проявившиеся в значениях характерных амплитуд и длительностей зарегистрированных акустических импульсов. Так, в соответствии с известными эмпирическими зависимостями, если бы акустические волны от взрывов 5–15 кг ТНТ распространялись вдоль земной поверхности, то их амплитуды должны были бы в среднем составлять 0.03–0.05 Па, а их длительности – 0.05–0.07 с. В реальных же экспериментах амплитуды импульсов имели на порядок большие значения – 0.2–0.5 Па, а их длительности также были существенно больше – 0.09–0.38 с. Таким образом, значительная часть акустической энергии высотных взрывов доходит до земной поверхности, не испытывая заметного поглощения. Теоретически такое возможно, если обобщить уравнение Кортевега–де Вриза–Бюргерса на случай волнового знакопеременного движения. Авторами, на основе анализа нелокальной трехпоточковой газодинамической модели трансформации сильной взрывной волны в воздухе в непрерывное возмущение была выдвинута гипотеза о последовательном распаде волны от высотного взрыва в волновые пакеты (цуги волн). Перенос значительной доли энергии взрыва такими волновыми пакетами должен осуществляться в процессе их движения сверху вниз по атмосфере, которая должна быть практически «прозрачной» для таких акустических возмущений.

Приведенный обзор современного уровня разработки теории распространения акустических волн в атмосфере показывает, что эта теория все еще требует своего развития. Важнейшим моментом подтверждения работоспособности теории должен являться эксперимент. Такое сопоставление теории с экспериментом позволит оценить достоверность теоретических результатов и возможность применения теории для дальнейших исследований.

ГЛАВА 2. АППАРАТНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОМПЛЕКСА

В данной главе производится анализ имеющейся аппаратуры для регистрации инфразвука, приводится обоснование выбора инфразвуковых датчиков. Дается подробное описание процесса создания и развития технической (аппаратной) части комплекса, описание его составных частей и их взаимодействия между собой.

Раздел 2.1. Приборы для регистрации инфразвука

В данном разделе приводится описание применяемой для регистрации инфразвука аппаратуры. Приводится описание микробарографов Chapparral, MB-2000, МБ-03, низкочастотных микрофонов свободного поля, современных микробарографов, выполненных с применением MEMS-датчиков.

Измерения инфразвуковых волн производятся с использованием комплекта оборудования в целом называемым «инфразвуковая измерительная система». Современные средства измерения обычно включают в себя инфразвуковой сенсор (микробарограф, низкочастотный микрофон, MEMS-сенсор), усилитель сигнала, аналого-цифровой преобразователь (дигитайзер или рекордер), блок питания, накопитель для сбора данных и, как правило, пространственный инфразвуковой фильтр, предназначенный для снижения шума ветра.

Инфразвуковой сенсор – основной элемент для измерения инфразвука, определяющий частотный диапазон регистрации и качество записи сигнала. Он должен измерять изменения атмосферного давления в очень большом динамическом диапазоне и обеспечивать необходимый уровень выходного сигнала, согласованного к соответствующему рекордеру, диапазон ввода которого ограничен. В целом сенсор состоит из механической части, чувствительной к изменению давления и связанного с ним преобразователя.

На практике для регистрации инфразвуковых волн используют в основном компактные датчики, преобразующие акустические колебания в электрические сигналы с их дальнейшим усилением и обработкой средствами электроники:

– микробарометры для низкочастотного инфразвука (микробарографы). Так как инфразвуковые волны по сути являются упругими колебаниями среды распространения, представляющими собой чередующиеся зоны сжатия-разрежения, то периодические низкочастотные изменения давления (периодичность 1 колебание в секунды или минуты) по фронту его распространения возможно зафиксировать микробарометрами – приборами, измеряющими изменение внешнего давления относительно известного эталона давления, установленного в определенном объеме внутри датчика. Высокочастотный же инфразвук микробарометрами практически невозможно регистрировать из-за их реактивности (не успевают реагировать на столь быстрые незначительные изменения давления);

– низкочастотные конденсаторные микрофоны свободного поля (для высокочастотного инфразвука от 0.1 Гц и выше) - такими микрофонами невозможно зарегистрировать низкочастотный инфразвук физически, в связи с тем, что ЭДС микрофонов связана не с амплитудой движения мембраны, а с ускорением ее движения;

– пьезокерамические датчики – относительно недорогой сенсор для измерения инфразвука, в котором пьезокристалл регистрирует движение упругой мембраны, разделяющей замкнутый и соединенный с атмосферой объемы;

– MEMS-датчики давления – современное недорогое решение, пока еще не очень широко используемое, но активно пробивающееся на рынок инфразвуковых измерений.

Микробарографы. Первые микробарографы были абсолютными микробарометрами, т.е. в которых атмосферное давление сравнивали с известным эталоном давления, заключенного в герметичную полость. В качестве эталона зачастую использовали вакуум. Динамического диапазона преобразователей, подключаемым к сенсору, было недостаточно для измерения больших изменений давления при длительных (например, суточных) измерениях. (Kortschinski et al., 1971). Решение этой проблемы было впервые предложено Шоу и Дайнсом (Shaw and Dynes, 1905) в виде изобретения дифференциального микробарометра, принцип работы которого заключался в измерении разницы давлений внутри и снаружи замкнутой полости, в которой допускается небольшая калиброванная утечка давления. Кратковременные изменения давления регистрируются, в то время как поток через место утечки выравнивает внутреннее

и внешнее давление при длительных изменениях давления (Kortschinski et al., 1971). Дифференциальные инфразвуковые датчики иногда называют инфразвуковыми микрофонами, так как принцип их действия аналогичен принципу действия акустических микрофонов. В настоящее время, в связи с очень широким динамическим диапазоном регистраторов, используются в основном абсолютные микробарографы.

На рисунке 2.1 приведены фотографии современных абсолютных микробарографов выпускаемых фирмами Chaparral (США) и МВ (Франция). Именно такие сенсоры установлены на большинстве инфразвуковых станций международной системы мониторинга (Ронсеау, 2008). Диапазон регистрируемых частот таких приборов обычно покрывает диапазон от 0.01 Гц до 50 Гц , а чувствительность достигает до 2000 мВ/Па . Частотная характеристика обоих датчиков приведена на рисунке 2.2. Единственным недостатком таких приборов является их размер.



Рисунок 2.1. Абсолютные микробарографы серии Chaparral (1) и МВ (2)

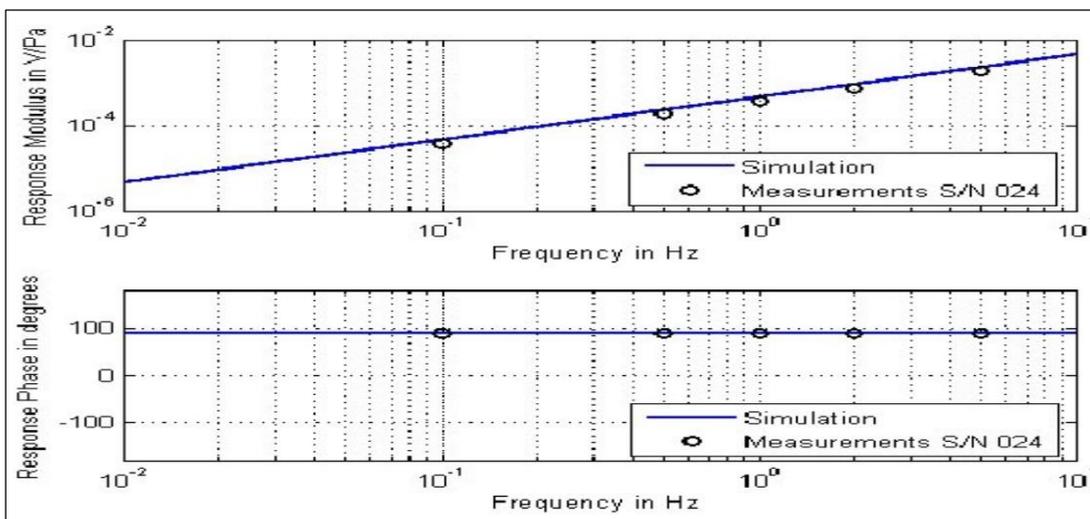


Рисунок 2.2 Частотная характеристика микробарографа МВ-2007 (по Ронсеау D., 2008)

В последние годы наметилась тенденция к существенному уменьшению размеров микробарографов, правда в ущерб диапазону регистрации. На рисунке 2.3 (1,2,3) приведены фотографии современной линейки микробарографов. Они стали более компактны, влагонепроницаемы, их регистрируемый диапазон составляет 0.01 Гц до 50 Гц, а чувствительность 500 мВ/Па.



Рисунок 2.3. Современные микробарографы.

1 – Chararral 5000, 2 – Hyperion-IFS 5000, 3 – Hyperion-IFS 3000, 4 – Rasberry Boom, 5 – датчик давления, изготовленный по MEMS-технологии

Дифференциальные микробарографы. Прямое измерение давления с помощью абсолютного микробарографа ограничено динамическим диапазоном регистратора. Дифференциальный микробарограф измеряет разницу давлений внутри и снаружи замкнутой полости, в которой допускается небольшая калиброванная утечка давления – в этом случае кратковременные изменения давления измеряются, а длительные (возможно очень сильные) нивелируются за счет утечки (рисунком 2.4). Инерционность сенсора регулируется скоростью утечки (проходным отверстием). Дифференциальный инфразвуковой датчик выдает сигнал, пропорциональный разнице между давлением внутри измерительной полости и давлением в вспомогательной или эталонной полости. Это

обеспечивает хорошие низкочастотные характеристики системы, позволяя регистрировать сигналы в частотном диапазоне $0.001\text{--}20\text{ Гц}$ (Rockard, 1971). Недостатком датчиков такого типа является его чувствительность к разнице температур между сообщающимися объемами. Для увеличения теплоизоляции объемы рекомендуется заполнять стальной ватой или вермикулитом, размещать внутри термостатированных объемов (Наак, de Wilde, 1996). В качестве примера на рисунке 2.4 приводится инфразвуковой микробарометр КИЗ, производимый НПО «Тайфун» (г. Обнинск). Данные микробарографы установлены в 6 пунктах наблюдения на всей территории России и за годы работы показали свою высокую надежность и эффективность (Иванов, Русаков, 2020).

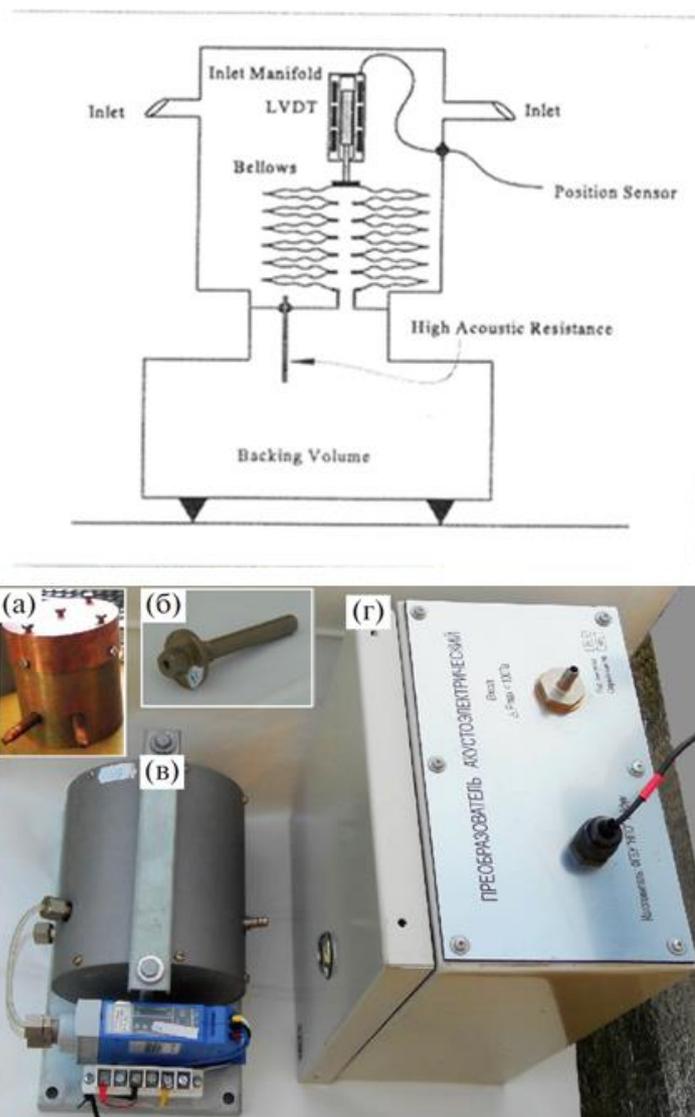


Рисунок 2.4. Схема дифференциального микробарографа – сверху (по Наак, de Wilde, 1996). Внизу – микробарограф КИЗ (НПО «Тайфун») и его основные элементы: а – двухкамерный ресивер; б – капиллярный узел; в – дифференциальный датчик давления в корпусе термоизолированного ресивера; г – общий вид

Низкочастотные микрофоны свободного поля. Принцип действия емкостных датчиков основан на измерении изменения емкости между двумя проводящими пластинами при изменении расстояния между ними. Эти изменения емкости могут быть преобразованы в электрическое напряжение двумя способами. Самый простой метод преобразования использует постоянный электрический заряд, который либо создается постоянным током, подводимым к пластинам конденсатора, либо заранее нанесен на одну из пластин. Иногда изменения емкости также могут быть преобразованы в напряжение с помощью высокочастотных цепей. Высокочастотное преобразование подразумевает частотную или фазовую модуляцию и использует различные типы мостовых соединений. В принципе, и тот, и другой методы работают на очень низких частотах (даже на постоянном токе) и поэтому хорошо подходят для измерений инфразвука. Однако на практике использование высокочастотных цепей встречается редко из-за их сложности, недостаточной стабильности и относительно высокого уровня шума, присущего этому методу преобразования.

Микрофоны свободного поля оптимизированы для обеспечения плоской частотной характеристики в свободном звуковом поле. Именно поэтому они настроены для регистрации низких и сверхнизких частот. На более высоких частотах наличие отражений и дифракции вызывает увеличение давления на диафрагму. Это давление необходимо корректировать с помощью характеристик усилителя, иначе оно приведет к увеличению выходного напряжения микрофона. Оптимизация к свободному полю означает, что частотная характеристика микрофона подобрана таким образом, чтобы обеспечивалась плоская частотная характеристика микрофона при угле падения звуковой волны 0° .

Имеется два типа конструкции микрофонов свободного поля (Brüel and Kjær, 1996) – в конструкции одного типа используется внешний источник напряжения для поляризации неподвижного электрода к воздушному зазору диафрагмы (внешняя поляризация), а в конструкции другого типа – поляризационный заряд нанесен в виде электретного слоя на неподвижный электрод микрофона (преполяризация). Технические характеристики микрофонов

с внешней поляризацией и микрофонов с преполяризацией практически одинаковы. В конце семидесятых годов Брюэль и Кьер (Brüel and Kjær, 1996) впервые представили преполяризованные емкостные преобразователи смещения для измерительных микрофонов и показали экспериментами, что такие микрофоны можно сделать очень стабильными и что они могут соответствовать всем требованиям, установленным для измерения инфразвука. Разработанный ими электрет состоит из специально подобранного и стабилизированного высокотемпературного полимерного материала, который наносится на неподвижную пластину конденсатора, закрепленную на корпусе микрофона. Электрет содержит стабильный отрицательный электрический заряд, которые создают необходимое электрическое поле в воздушном зазоре. Заряд сохраняется внутри электрета и остается стабильным в течение тысяч лет. Микрофоны с предварительной поляризацией в основном предназначены для создания портативных, легко перемещаемых инфразвуковых датчиках, работающими в основном от аккумуляторов или батареек. Поскольку этот тип микрофона не требует поляризационного напряжения, его наиболее часто используют для временных измерений, чтобы сэкономить место и мощность и упростить электронику.

В целом микрофоны с преполяризацией используют при работе во влажных средах, а микрофоны с внешней поляризацией обычно чаще используются для лабораторных измерений в условиях высоких температур и повышенного давления. В настоящее время на рынке имеется достаточно большое количество микрофонов свободного поля от разных производителей, незначительно отличающихся между собой по чувствительности и частотным характеристикам. На рисунке 2.5 приведены несколько вариантов таких микрофонов. На рисунке 2.6 приводится частотная характеристика преполяризованного микрофона MPA-201 (*BSWI Technology Ltd.*). Самые лучшие микрофоны имеют плоскую частотную характеристику в диапазоне 0.2–10.000 Гц и чувствительность 20–50 мВ/Па.



Рисунок 2.5. Преполяризованные низкочастотные микрофоны свободного поля.
 1 – фирмы GRAS, 2 – фирмы Brüel and Kjær,
 3 – фирмы BSWI Technology Ltd

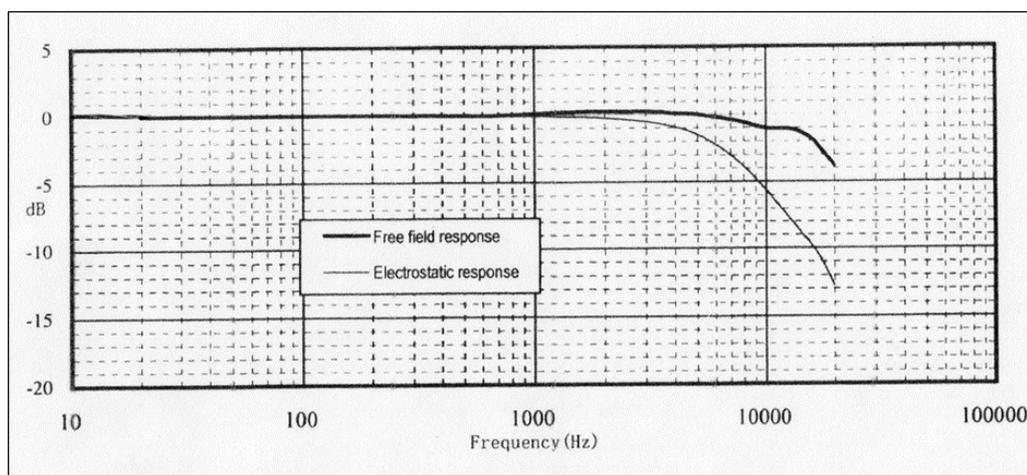


Рисунок 2.6. Частотная характеристика микрофона MP-201

По аналогичному принципу работает и микробарометр МБ-03, разработанный в Институте динамики геосфер РАН (Спивак и др., 2016). Первичным преобразователем является емкость конденсатора, обкладками которого служат зафиксированный неподвижно металлический электрод и мембрана (рисунок 2.7). Он расположен между двух совмещенных камер, разделенных тонкой металлической мембраной, служащей в качестве чувствительного элемента датчика. Вариация давления воздуха в воздуховоде 1 вызывает изменение расстояния между обкладками конденсатора, включенного по схеме емкостного делителя (рисунок 2.8). Напряжение на выходе делителя ΔU определяется напряжением U_0 , частотой ω , которое подается с генератора, величиной входного сопротивления высокоомного повторителя R , величиной исходной емкости датчика-конденсатора C_0 и изменением его емкости ΔC в результате прогиба мембраны. С целью выделения огибающей полезного сигнала используется детектор и фильтры низкой частоты (ФНЧ). Так как объем камер значительно больше, чем в микрофоне, то и частотные характеристики такого

сенсора более широкие в низкочастотной части. Он обеспечивает регистрацию сигнала в диапазоне $0.001\text{--}10\text{ Гц}$.

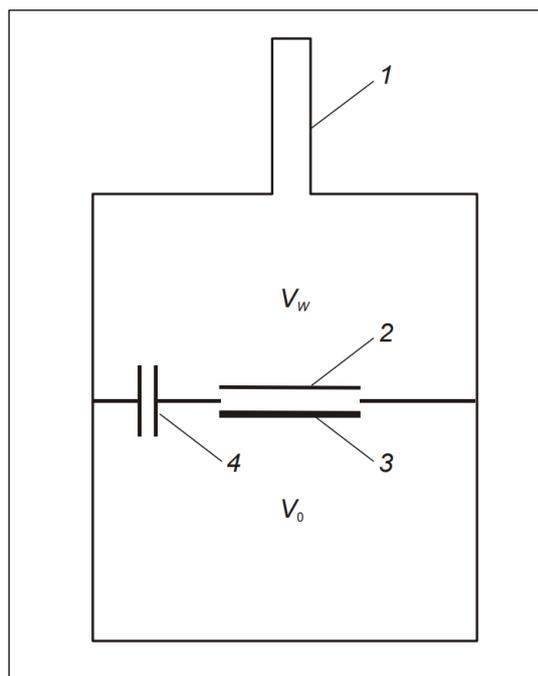


Рисунок 2.7. Схема емкостного датчика микропульсаций атмосферного давления (по Спивак и др., 2016): 1 – воздуховод; 2 – мембрана; 3 – электрод; 4 – капилляр

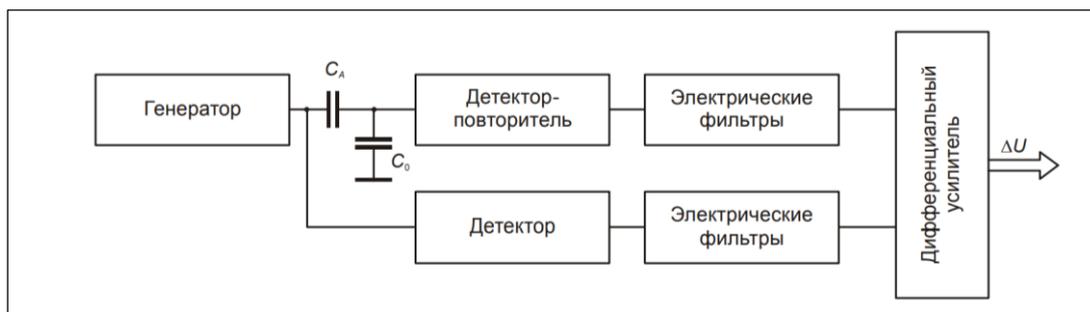


Рисунок 2.8. Структурная схема микробарометра. C_A – дополнительная емкость (по Спивак и др., 2016)

В качестве современного решения регистрации инфразвуковых колебаний компания Raspberry разработала систему Raspberry BOOM (<https://shop.raspberrypi.org/product/turnkey-iot-atmospheric-infrasound-monitor-rboom/>). Инфразвуковой датчик работает в частотном диапазоне от $\sim 0.05\text{ Гц}$ до 20 Гц . В качестве сенсора используется датчик давления, изготовленный по MEMS-технологии (рисунок 2.3 фотография 5). В едином, защищенном от дождя, пыли, насекомых, всепогодном корпусе со степенью защиты IP67 (рисунок 2.3 фотография 4) размещены 24-битный дигитайзер с частотой дискретизации 100 Гц , шина передачи данных, микрокомпьютер

Raspberry, на котором производится сохранение данных и предварительная обработка, WiFi и GSM модули, предназначенные для передачи данных, локальная батарея питания, обеспечивающая бесперебойную работу до 72 ч. При этом стоимость всего комплекта около 1.000 USD, что делает Raspberry Boom чрезвычайно конкурентоспособным с другими профессиональными датчиками, которые стоят в разы выше.

Пьезоэлектронные датчики давления. Такие типы преобразователей в настоящее время широко используются для измерений инфразвука. Основной принцип пьезокристалла - способность создавать напряжение пропорциональное деформации, в случае измерения инфразвука – деформации мембраны под действием акустического давления и/или инерционных воздействий. Пьезоэлектрический датчик, в Acoustic Technology Research (ATR) использует четыре пьезоэлектрических элемента, установленных в одной плоскости (DeWolf, 2006). Тип пьезоэлемента – тонкие пластины цирконата титаната свинца ($Pb(Zr_xTi_{1-x})O_3$), приклеенного к тонкому диску из латуни (рисунок 2.8). Они работают в дифференциальном режиме, поэтому сила, направленная вниз на верхнюю поверхность пластины с пьезокристаллом, создает положительное напряжение, а сила направленная вверх, на нижнюю поверхность пластины, отрицательное напряжение (рисунок 2.9). На рисунке 2.10 приведен одноэлементный пьезоэлектрический датчик DIGIQUARTZ.



Рисунок 2.9. Дифференциальный пьезокристаллический микробарограф, разработанный в Acoustic Technology Research (DeWolf, 2006)



Рисунок 2.10. Пьезокерамический датчик давления DIGIQUARTZ® (по Paroscientific, 2007)

Раздел 2.2. Разработка аппаратной части комплекса

Данный раздел посвящен описанию аппаратной части комплекса, как измерительной, так и системе сбора и передачи данных.

Как было показано в разделе 1.2 первые измерения инфразвуковых сигналов, генерируемых волнами ударного типа от пролетающих сверхзвуковых самолетов и ракет, проводились автором на СИЗК «Апатиты» (Виноградов, 2004). Для регистрации ударных волн применялся метод разнесенного приема, в котором по разнице прихода коррелированных сигналов на каждый из 3 инфразвуковых микрофонов определяется азимут и скорость подхода фронта инфразвуковой волны. По скорости подхода рассчитывается угол подхода относительно горизонта. Если в регионе находилось 2 инфразвуковые группы, то появлялась возможность производить локацию источника (Виноградов, 2009). Координаты источника возбуждения определяются по пересечению азимутов с двух или более станций, разнесенных на некоторое расстояние друг от друга (до 300 км), высота – по пересечению углов подхода (рисунок 2.11).

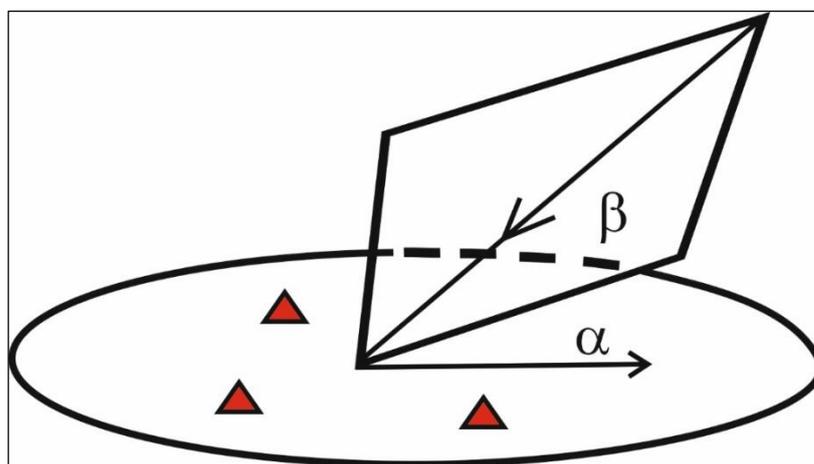


Рисунок 2.11. – Азимут (α) и угол подхода (β) инфразвуковой волны на измерительные микрофоны

В 2009 г. в Кольском филиале ФИЦ ЕГС РАН была разработана мобильная инфразвуковая станция (Виноградов, 2010). Здесь под словом мобильная подразумевается легко перевозимая, компактная. 3 такие станции были применены на первом этапе работ (2008–2012 г.) для регистрации инфразвуковых сигналов в районах падений фрагментов 1-х ступеней ракет-носителей «Союз» и «Протон» в Республике Казахстан (описание работ приводится в Главе 5 данной диссертации). Каждая станция состояла из 3 инфразвуковых каналов. Структурная схема инфразвуковой станции приведена на рисунке 2.12. Фотографии станции приведена на рисунках 2.13, 2.14.

Проводная инфразвуковая группа состояла из двух частей: подсистемы регистрации и преполяризованных микрофонов МРА-201 производства *BSWI Technology Ltd.* (рисунок 2.5, фотография 3). Оцифровка и система сбора данных была реализована на основе АЦП E-24 фирмы L-card и мини-ПК со специализированным ПО. Привязка к мировому времени производится посредством GPS. Амплитудно-частотная характеристика микрофонов приведена на рисунке 2.6. Для уменьшения влияния ветра каждый микрофон помещен в интегрирующую камеру, заполненную поролоном, которая в свою очередь установлена через уплотнительное кольцо в перфорированную пластиковую трубу. Такая схема позволяет снизить ветровую помеху в 2–3 раза в зависимости от силы ветра. Микрофоны соединены с блоком питания и усиления посредством кабельных линий длиной до 150 метров. Питание станций осуществлялось от 12-вольтовых гелевых свинцово-кислотных аккумуляторов

емкостью 12 А·ч. При среднем потреблении систем 250–500 мА таких источников питания хватало для работы станций на время всех мероприятий по регистрации снижающихся фрагментов ракет-носителей (обычно продолжающихся 30–40 мин). Аналоговый сигнал с микрофонов по коаксиальным высокочастотным кабелям RG-58 подавался на подсистему регистрации. По этим же кабелям осуществлялось и питание микрофонов через преобразователь напряжения. Частота дискретизации акустической записи составляла 100 Гц.

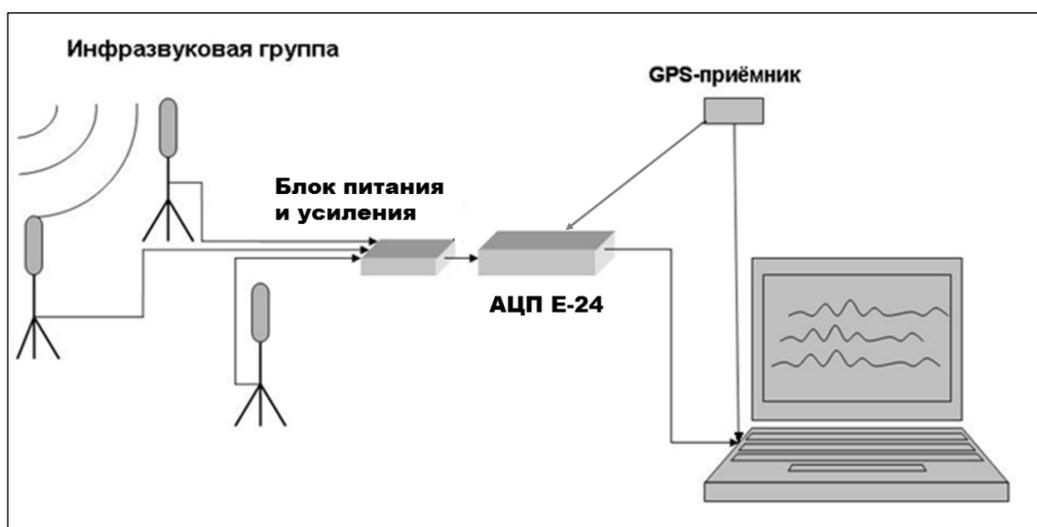


Рисунок 2.12. Структурная схема мобильной инфразвуковой группы

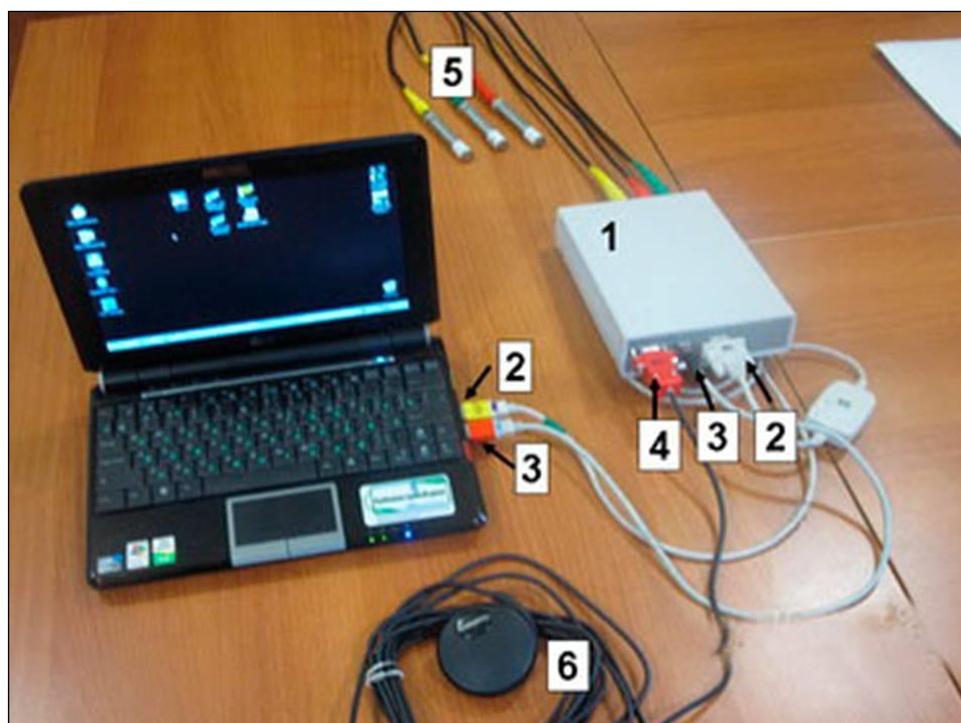


Рисунок 2.13. Общий вид мобильной инфразвуковой станции. 1 – блок питания и оцифровки, 5 – микрофоны МР-201 с усилителем, 6 – GPS-приемник



Рисунок 2.14. Общий вид 3 комплектов мобильных инфразвуковых станций, подготовленных к транспортировке

Использование описанной конструкции инфразвуковой группы с проводным подключением микрофонов выявило ряд недостатков, связанных со сложностью развертывания длинных линий проводных соединений и последующего их демонтажа по окончании работ, а также с риском повреждения проводов проезжающими снегоходами и другой техникой, в связи с чем на следующем этапе (2012–2014 г.) была разработана модернизированная инфразвуковая станция (Воронин, 2017). Основное отличие данной станции в том, что сигнал от микрофонов передается на вычислитель по радиоканалу, что позволило отказаться от кабельных линий. Это дает существенную экономию на времени разворачивания-сворачивания станции, а также повышает надежность работы станции, особенно в местах ее расположения вблизи населенных пунктов или дорог, по которым могут передвигаться люди или транспорт. Структурная и функциональная схема модернизированной инфразвуковой станции и ее отдельных блоков приведена на рисунках 2.15–2.18. Ее фотографии приведены на рисунке 2.19.

Беспроводная система регистрации инфразвуковых сигналов состоит из трех модульных радиомикрофонов, каждый из которых включает в себя необ-

ходимые функциональные блоки, скомпонованные в едином корпусе, и передает данные по радиосвязи в приемник сигналов – базовый модуль, который содержит контроллер управления, передающий собранные данные, поступающие по радиосвязи от модульных радиомикрофонов, в компьютер (Федоров и др., 2020).

Сенсором в каждом из трех модульных радиомикрофонов (рисунок 2.16) является поляризованный микрофон свободного поля МРА-201, используемый совместно с микрофонным усилителем. Выходной импеданс микрофонного усилителя согласован с входным импедансом аналого-цифрового преобразователя (АЦП) с использованием повторителя на операционном усилителе. АЦП построен на базе микросхемы, представляющей собой 24-битный преобразователь последовательного приближения (SAR). Преобразованный сигнал через блок гальванической развязки поступает в контроллер управления на 32-битном микропроцессоре с использованием последовательного синхронного интерфейса. К контроллеру подключаются модули радиомодема, работающего на индивидуальной для каждого из трех модульных радиомикрофонов частоте и GPS-приемника. Специально написанная оригинальная микропрограмма контроллера позволяет при помощи GPS-приемника синхронизировать поступающие с АЦП данные с точным временем с погрешностью менее 30 м/с и записывать координаты позиции данного устройства, а также, используя радиомодем передавать пакеты данных в базовый модуль. Для питания каждого из блоков предусмотрен миниатюрный преобразователь основного напряжения 12 В от индивидуального аккумулятора, в напряжения 3, 5 и 12 В для всех отдельных блоков. Аккумулятор размещен в этом же корпусе модульного радиомикрофона.

В корпусе базового модуля (рисунок 2.17) расположены – три радиомодема, каждый из которых принимает радиосигналы с данными от соответствующих им по передающей частоте модульных радиомикрофонов; контроллер управления, выполняющий прием пакетов от радиомодемов; преобразователь основных напряжений питания, осуществляющий питание базового модуля от

компьютера; конвертер COM-интерфейса в интерфейс USB, посредством которого выполняется передача данных от контроллера управления в компьютер.

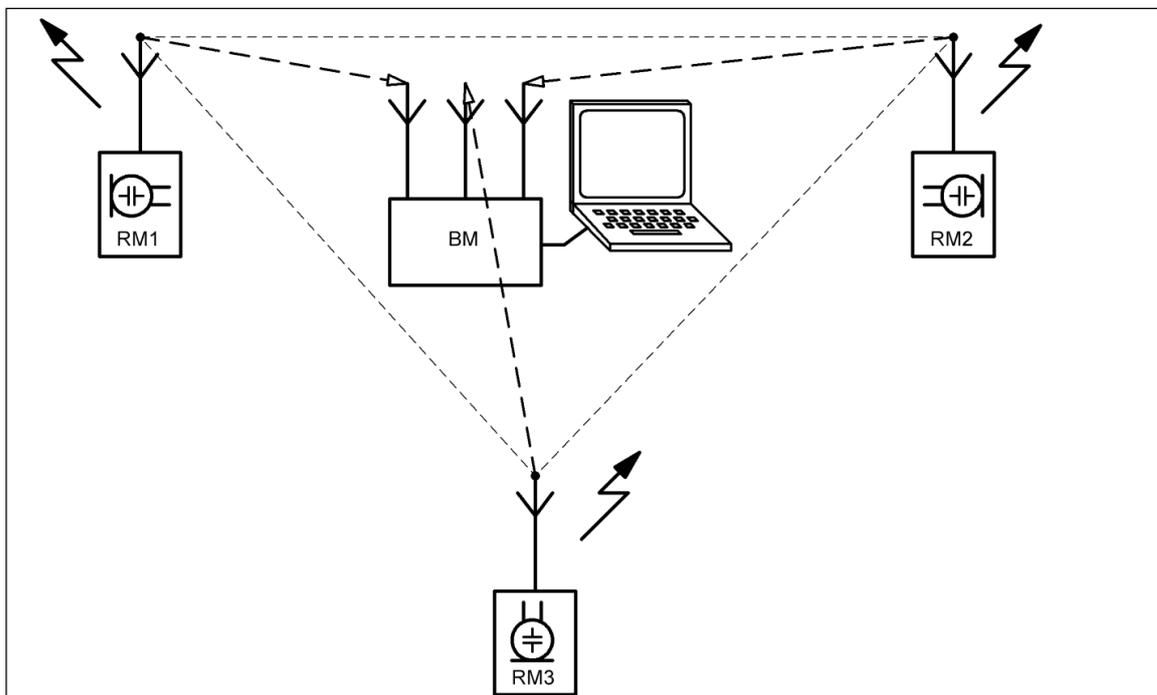


Рисунок 2.15. Схема расположения радиомикрофонов и базового модуля

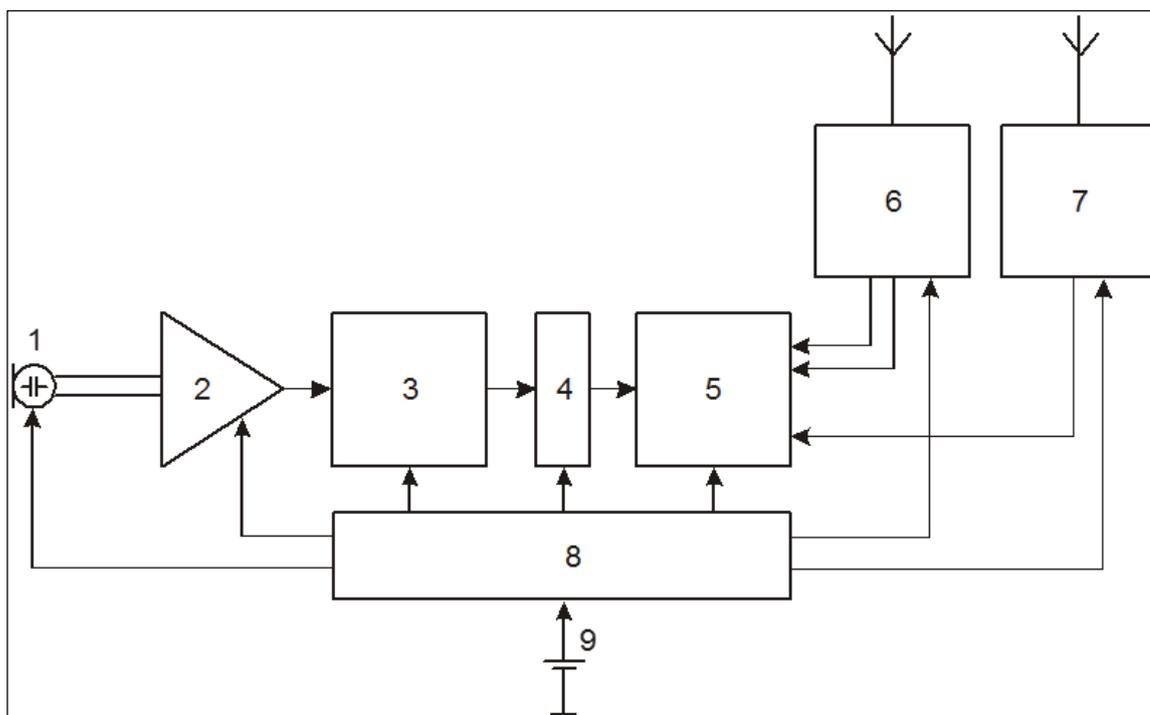


Рисунок 2.16. Функциональная схема модульного радиомикрофона
(по Федоров и др., 2020)

1 – микрофон с усилителем; 2 – согласующий повторитель; 3 – 24-битный аналого-цифровой преобразователь; 4 – гальваническая развязка; 5 – контроллер управления радиомикрофоном; 6 – модуль GPS-приемника; 7 – радиомодем; 8 – преобразователь основных напряжений; 9 – аккумулятор

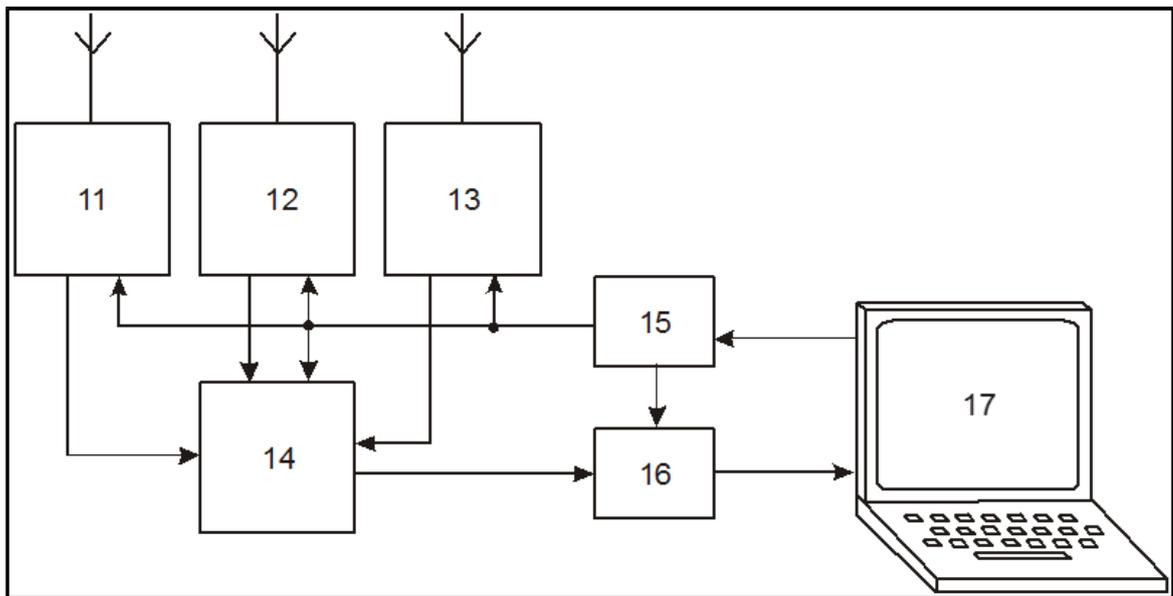


Рисунок 2.17. Функциональная схема базового модуля (по Федоров и др., 2020)
 11, 12, 13 – радиомодемы; 14 – контроллер управления базовым модулем;
 15 – преобразователь основных напряжений питания от интерфейса USB;
 16 – конвертер COM-интерфейса в интерфейс USB; 17 – компьютер

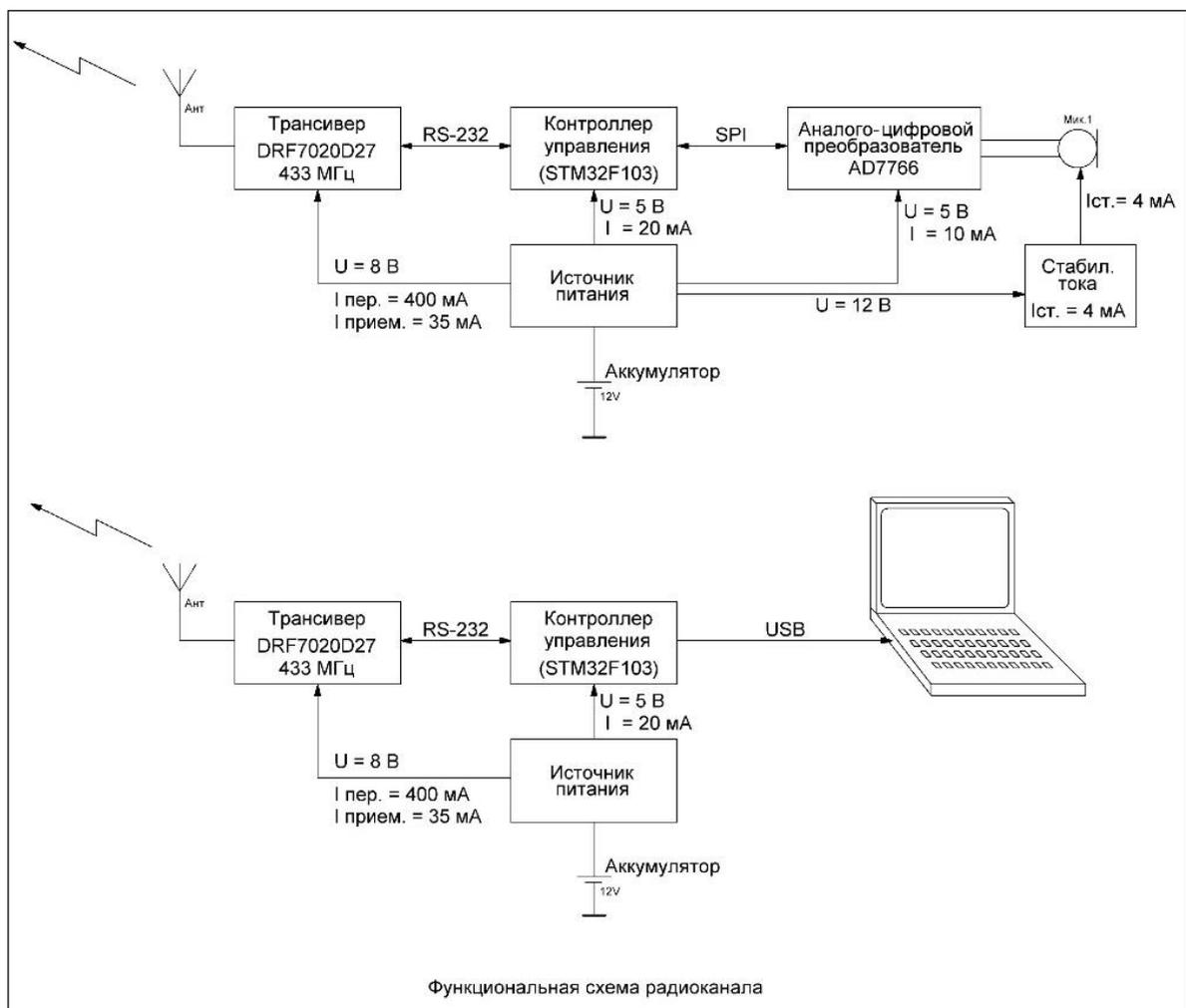


Рисунок 2.18. Функциональная схема модернизированной беспроводной инфразвуковой мобильной станции



Рисунок 2.19. Фотография блоков модернизированной мобильной инфразвуковой группы

Каждый блок с радиомикрофоном располагается на местности в виде равностороннего треугольника с расстоянием между вершинами до 200 м для записи инфразвукового поля. Включение-выключение каждого блока производилось вручную оператором станции. Для проведения работ использовалось от 3 до 5 таких станций. В ходе производства измерений каждая станция с оператором забрасывалась в район производства наблюдений, в заданное время оператор включал питание и производил запись. По окончании записи, оператор производил обработку данных, выделял коррелированные инфразвуковые сигналы, определял их параметры (время прихода, азимут прихода, кажущаяся скорость прихода) и вместе с координатами станции передавал их в центр обработки любым из доступных способов (рация, мобильный телефон, спутниковый телефон). В центре обработки, специалист вводил полученные со всех станций текстовую информацию и с помощью программы для подбора реалистических траекторий движения падающих фрагментов (программа СТ), описываемой в разделе 3.3 данной работы, производил расчет возможных мест падения, передавал их руководителю поисковой группы, после чего производился поиск с использованием имеющихся в наличии транспортных средств (автомобиль, вездеход, вертолет).

На третьем этапе (2014–2015 гг.) было принято решение о коренной модернизации комплекса с целью повышения оперативности обработки и поиска, для чего в состав комплекса был введен беспилотный летательный аппарат (БПЛА). Предполагалось, что инфразвуковые станции будут устанавливаться в фиксированных точках вблизи района падения, они будут оснащены источниками автономного питания, гарантирующими 3 года автономной работы станций, запуск станций в режим записи будет производиться при помощи команды передаваемой с БПЛА, с его же помощью будет производиться последовательный сбор данных с инфразвуковых станций и передача их в центр обработки, где производится расчет возможных мест падения и выдаются целеуказания на борт БПЛА, который облетает районы с указанными координатами, передавая в режиме online фото и/или видеоинформацию. БПЛА дополнительно оборудовался инфракрасной камерой для обнаружения мест возможного возгорания и/или еще не остывших фрагментов. Схема работы такого комплекса приведена на рисунке 2.20.

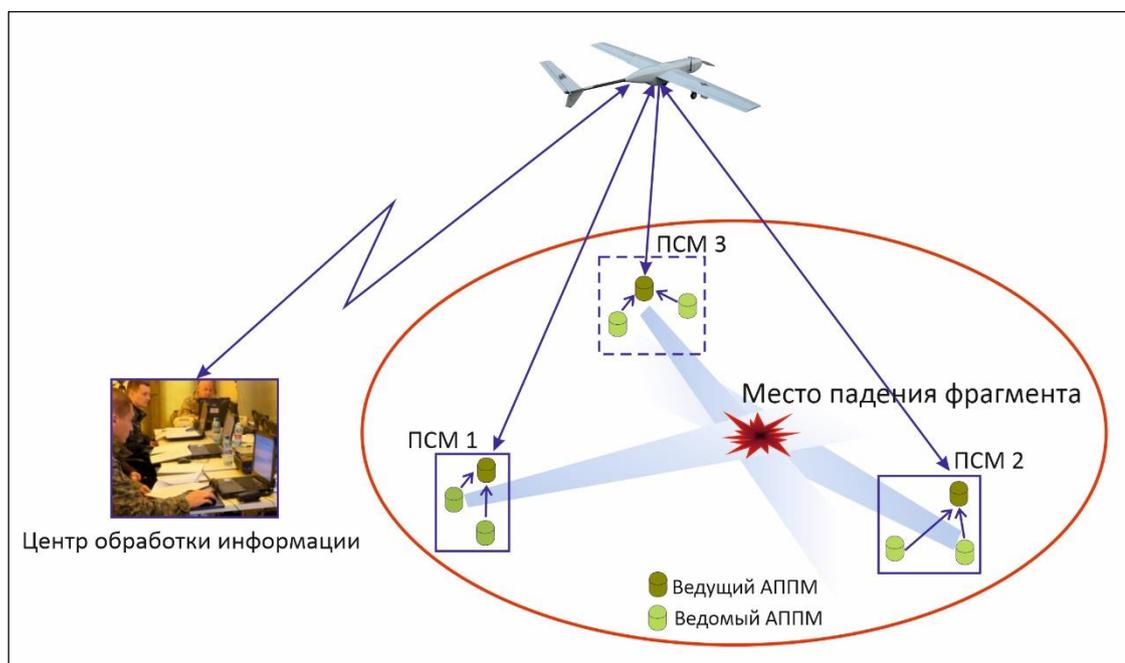


Рисунок 2.20. Схема работы комплекса инфразвуковой локализации мест падения фрагментов ракет-носителей.

Это потребовало существенно переработать как аппаратную, так и программную часть комплекса. Его описание приводится ниже.

Основу комплекса составляет полевая аппаратура мониторинга (ПАМ).

ПАМ предназначена для:

– синхронного добывания (регистрации и накопления) информации об инфразвуковой обстановке в зоне ее расположения (района падений 1-й или 2-й ступеней ракет-носителей) в заданный с автоматизированного пункта управления мониторингом (АПУМ) период времени;

– первичной обработки координатной информации;

– формирования файлов исходных данных для расчета координат точек падения фрагментов ракет-носителей;

– передачи файлов исходных данных на борт БПЛА по радиоканалу.

ПАМ состоит из трех (для района падений 1-й ступени) или шести (для района падений 2-й ступени) полевых станций мониторинга (ПСМ). Внешний вид полевой станции мониторинга для района падения 1-й ступени приведен на рисунке 2.21, для района падения 2-й ступени – на рисунке 2.22. Основное отличие между ними в том, что в первом случае аккумулятор размещен в герметичном ящике, а во втором он устанавливается внутри винтовой сваи, вкручиваемой в землю, что обеспечивает более стабильную работу аккумулятора при сверхнизких температурах в Томской области.

Каждая из ПСМ имеет в своем составе:

– один аппаратно-программный модуль мониторинга «ведущий» (АПММ-1);

– два аппаратно-программных модуля мониторинга «ведомых» (АПММ-2).



Рисунок 2.21 – Полевая станция мониторинга для работ в районе падения первой ступени ракет-носителей

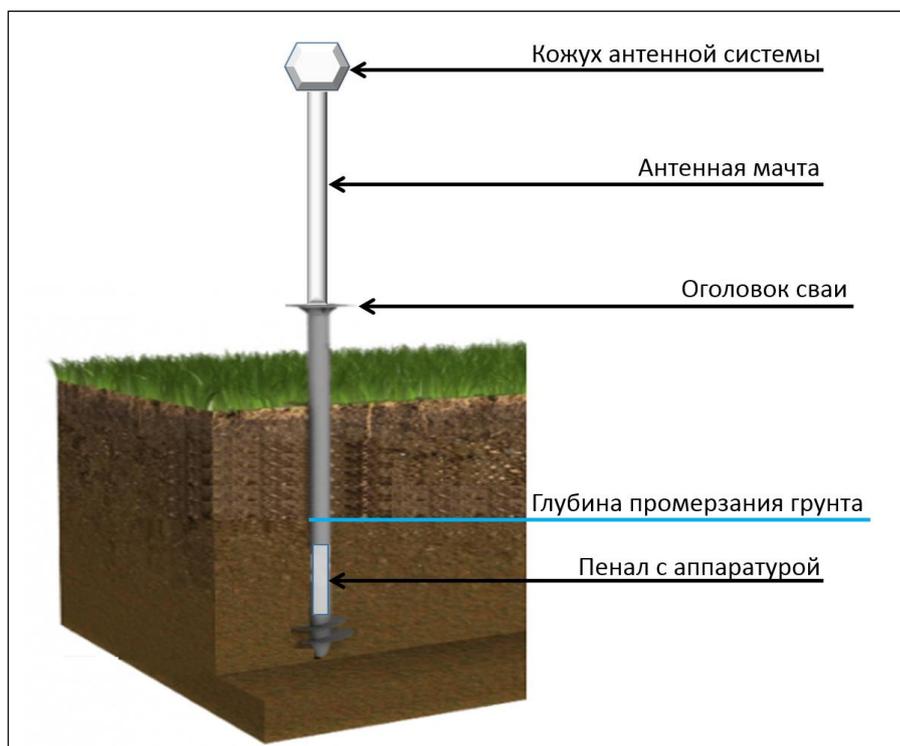


Рисунок 2.22. Конструкция размещения АПМ в районе падения второй ступени ракеты-носителя

Структурная схема комплекта ПСМ представлена на рисунке 2.23.

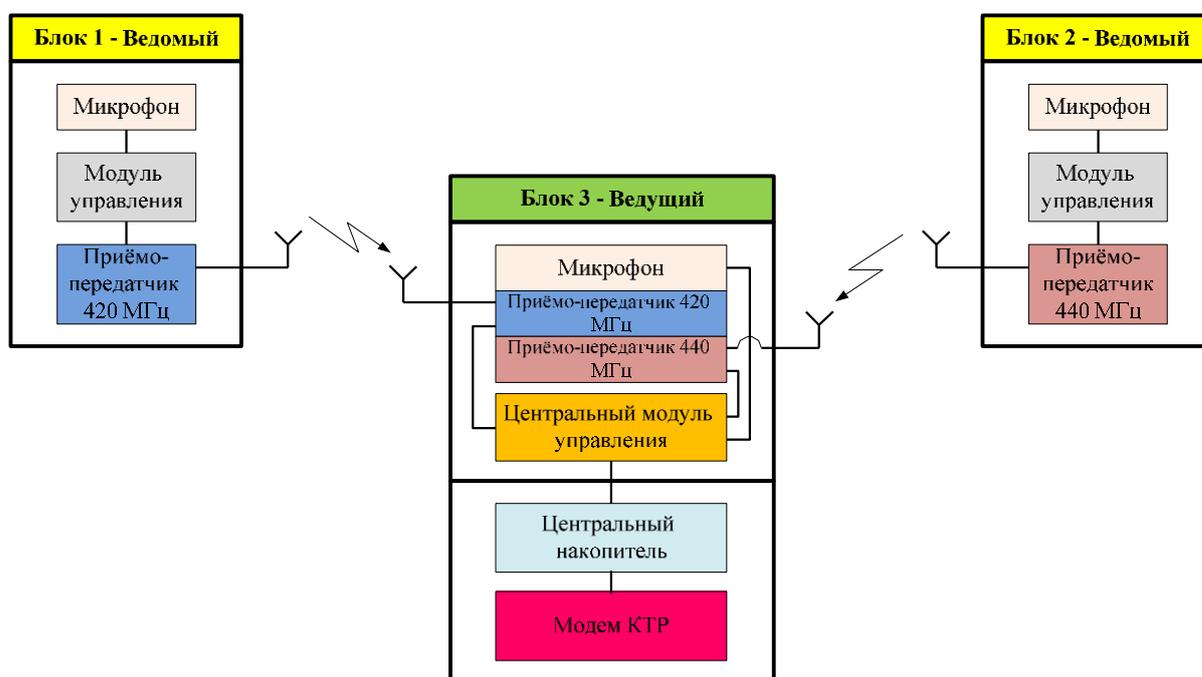


Рисунок 2.23. Структурная схема комплекта ПСМ

АПММ-1 «ведущий» состоит из 3 основных элементов:

- устройство приема, накопления и предварительной обработки инфразвуковых сигналов (УПНО), размещаемое в отдельном корпусе и включающее

в себя инфразвуковой микрофон, ветрозащитный фильтр для микрофона, плату АЦП, плату вычислителя-накопителя, плату коммутации, плату управления электропитанием, плату GPS-Глонасс;

– устройство приема, накопления, окончательной обработки и передачи данных (УППНО), размещаемое в герметичном корпусе и включающее в себя два радиомодема связи и управления «ведомыми» АПММ-2, плату вычислителя, плату накопителя, плату коммутации, плату управления электропитанием, плату GPS-Глонасс, радиомодем информационно-технического сопряжения с БПЛА. Корпус устанавливается на опоре высотой не менее 1.5 м, для предотвращения возможного засыпания его снегом.

– модуль энергообеспечения (МЭО), выполненный в виде герметичного ящика с резервным аккумулятором емкостью до 200 А*ч и коммутационными разъемами, предназначенных для подключения дополнительных источников электропитания.

АПММ-2 «ведомый» состоит из 3 основных элементов:

– устройство приема, накопления и предварительной обработки инфразвуковых сигналов (УПНО), размещаемое в отдельном корпусе и включающее в себя инфразвуковой микрофон, ветрозащитный фильтр для микрофона, плату АЦП, плату вычислителя-накопителя, плату коммутации, плату управления электропитанием, плату GPS-Глонасс, радиомодем связи с «ведущим» АПММ-1;

– модуль энергообеспечения (МЭО), выполненный в виде герметичного ящика с резервным аккумулятором емкостью до 140 А*ч и коммутационными разъемами, предназначенных для подключения дополнительных источников электропитания.

Назначение элементов ПСМ приведено в таблице 2.1.

Таблица 2.1. Назначение элементов ПСМ

Элемент	Назначение
Микрофон	Преобразование звуковых волн в пропорциональные им колебания аналогового напряжения

Элемент	Назначение
Аналогово-цифровой преобразователь+ GPS-Глонасс	Преобразование аналоговых сигналов в цифровую форму их координатная и временная привязка
Приемо-передатчик 420/440 МГц+модуль управления (устанавливается на ведомых АПММ)	<ol style="list-style-type: none"> 1. Организация сеанса записи данных получаемых с микрофона, и непосредственная передача их на центральный модуль управления. 2. Хранение данных последней записи в долговременной памяти. 3. Обмен командами с центральным модулем управления (ведущим) и выдача телеметрии. 4. Передача данных посредством радиосигналов от ведущего к ведомым и в обратном направлении. 5. Прием и интерпретация команд управления через радиомодем информационно-технического сопряжения с БПЛА
Центральный накопитель	Хранение до 18 файлов записей в долговременной памяти
Центральный модуль управления – вычислитель (устанавливается на ведущем АПММ)	<ol style="list-style-type: none"> 1. Передача по запросам центрального модуля управления данных последней записи через приемо-передатчики. 2. Получение через приемо-передатчики 420/440 МГц данных от модулей управления ведомых. 3. Отправка команд на модули управления ведомых. 4. Обмен командами с центральным накопителем и выдача телеметрии. 5. Управление режимами работы комплекта ПАМ (установка задания, считывание данных и т. д.). 6. Передача через радиомодем информационно-технического сопряжения с БПЛА статусной информации о состоянии ведомых и ведущего АПММ. 7. Прием через радиомодем информационно-технического сопряжения с БПЛА команд управления и трансляция их на центральный модуль управления. 8. Выдача на центральный накопитель общего файла последней записи со всех 3-х микрофонов. 9. Предварительная обработка зарегистрированных данных, автоматическое выделение (детектирование) импульсных сигналов в заданном диапазоне частот, формирование файлов с результатами детектирования.

Элемент	Назначение
Радиомодем информационно-технического сопряжения с БПЛА	<ol style="list-style-type: none"> 1. Реализация алгоритмов гарантированной доставки через радиомодем информационно-технического сопряжения с БПЛА необходимого файла записи. 2. Передача данных записанных на центральном накопителе и/или файлов с результатами автоматического детектирования в радиолинию. 3. Прием команд управления переданных в радиолинию с центрального пункта управления на центральный накопитель.

Основой конструкции радиомикрофона, как и в более ранних версиях, является поляризованный микрофон свободного поля МРА-201, используемого совместно с микрофонным предусилителем, подробно описанные в разделе 1, данной главы. Для согласования выходного импеданса микрофонного усилителя с входным импедансом аналого-цифрового преобразователя применен повторитель на микросхеме AD820. Аналого-цифровой преобразователь построен с использованием микросхемы AD7766-2, представляющей собой 24-битный преобразователь последовательного приближения (SAR). Результат преобразования через блок гальванической развязки посредством интерфейса SPI поступает в контроллер управления радиомикрофона. Контроллер выполнен на 32-битном микропроцессоре STM32F103C4T6 фирмы *STMicroelectronics*. К контроллеру так же подключаются модули GPS – приемника и радиомодема. Радиомодем настроен на несущую частоту 420 или 440 МГц, для АППМ-1 и АППМ-2 соответственно. Микропрограмма контроллера позволяет с помощью GPS – приемника синхронизировать поступающие с АЦП данные с точным временем и определять координаты позиции данного устройства, а также осуществляет передачу данных в виде пакетов через радиомодем на базовый модуль. Пакеты содержат помимо самих данных также служебную информацию, позволяющую контролировать целостность передачи. Преобразователь основных напряжений обеспечивает необходимое количество и качество отдельных напряжений для питания всех блоков устройства.

Информация, получаемая с ПСМ является уникальной, в связи с чем к ним предъявляются следующие требования:

- достоверность передачи информации;
- оперативность передачи информации;
- автономное существование в полевых условиях.

Достоверность передачи данных достигается периодическим сравнением контрольных бит-сумм (квитанций), формируемых ведомыми АПММ и, в случае их несовпадения на ведущем АПММ, повторением цикла.

Срок активной автономной работы ПСМ определяется энергопитанием аппаратуры. Для увеличения длительности автономной работы в полевых условиях в ПСМ реализована двухрежимная схема работы ПСМ:

- пассивный;
- активный.

В пассивном режиме потребление электроэнергии ПСМ от аккумуляторов, расположенных в энергоблоке, минимизируется. Для этого полностью отключается инфразвуковой датчик и часть периферийных устройств вычислителя–накопителя. Радиомодемы отключаются от питания на каждые 59 мин из 60. В этом случае среднее энергопотребление модуля в пассивном режиме составляет не более 0.0035 А.

В зависимости от поставленных задач по применению ПСМ и исходя из необходимых условий эксплуатации, емкость используемых в АПММ аккумуляторных батарей может изменяться от 20 до 200 А*ч. С этой целью создается модуль обеспечения энергопитания, к которому могут быть подключены различные источники электропитания.

Активация работы ПСМ производится по команде оператора с автоматизированного рабочего места (АРМ) и передается на АПММ «ведущий» через ретранслятор связи, установленный на БПЛА.

В этом режиме включаются все подсистемы ведущего АПММ: микрофон, вычислитель-накопитель, радиомодемы связи.

Максимальное потребление тока в этом режиме составляет 0.5 А.

Заданное время работы АПММ в активном режиме составляет от 10 до 30 мин для каждого сеанса работы. Суммарный расход энергии источника питания на обеспечение одного сеанса составит от 0.085 А*ч до 0.26 А*ч.

АППМ-1 «Ведущий» производит сбор, накопление и хранение данных со всех трех АППМ в бинарном формате (ARCII).

В этом формате данные от радиомикрофонов передаются пакетами. Используются пакеты двух типов – типа DAT (для передачи данных и импульсов pps) и типа GPS (для передачи символьной информации, генерируемой GPS-приемником, входящим в состав радиомикрофона).

Пакет типа DAT имеет фиксированную длину 51 *байт* и следующий формат, описанный в таблице 2.2.

Таблица 2.2. Описание пакета типа DAT

Позиции (номера байтов в пакете)	Содержимое
1–3	признак пакета – три символа DAT
4	номер микрофона
5	порядковый номер пакета
6–45	4-байтовые отсчеты. Три первых байта содержат значение отсчета, четвертый – значение pps GPS-приемника (0 или 1)
46–49	байты зарезервированы
50–51	контрольная сумма CRC

Пакет типа GPS имеет фиксированную длину 45 *байт* и следующий формат, описанный в таблице 2.3.

Таблица 2.3. Описание пакета типа GPS

Позиции (номера байтов в пакете)	Содержимое
1–3	признак пакета – три символа GPS
4	номер микрофона
6–7	час
8–9	минута
10–11	секунда
16	признак привязки к спутникам – символ A или V
17–25	широта (ggmm.dddd, где gg-градусы, mm-минуты, dddd-десятые минут)
26	код северной (N) или южной (S) широты
27–36	долгота (gggmm.dddd, где gg-градусы, mm-минуты, dddd-десятые минут)

Позиции (номера байтов в пакете)	Содержимое
37	код западной (W) или восточной (E) долготы
38–39	день
40–41	месяц
42–43	Год
44–45	контрольная сумма CRC

При передаче данных через модем БПЛА на пункт обработки имеется ограничение по скорости передачи модема, установленного на БПЛА. Для оптимизации времени передачи данных производится их упаковка (сжатие) при помощи вычислителя, установленного в АППМ-1 «ведущий». Данные файлы содержат записи трехканальной инфразвуковой группы.

Как и в случае неупакованных файлов, данные передаются пакетами типа DAT и типа GPS.

Каждый пакет представляет собой последовательность байтов, начинающуюся с байта начала пакета с кодом 255 (\$FF). Внутри пакета байты с кодом \$FF дублируются. Таким образом, одиночный байт \$FF является признаком конца предыдущего и начала следующего пакета. Внутренним содержанием пакета будем считать последовательность байтов между одиночными байтами \$FF, в которой удвоенные байты \$FF заменены на одиночные.

Последний байт внутреннего содержания является контрольной суммой предыдущих байтов. Если обозначить $b[i]$, $i=1,N$ – байты пакета, то контрольная сумма рассчитывается по следующему алгоритму:

```

Checksum:=0;
for i:=1 to N-1 do Checksum:=(Checksum+b[i]) mod 255;
b[N]:=Checksum;

```

Внутреннее содержание пакета трактуется побитово. Для описания формата введем следующие обозначения:

bit – один *бит*, значения 0 или 1,

bit0 – один *бит*, в обязательном порядке принимающий значение 0,

bit1 – один *бит*, в обязательном порядке принимающий значение 1,

$unsigned(N)$ – целое число без знака, состоящее из N битов. Например, $unsigned(4)$ – число из 4 битов,

$signed(N)$ – целое число со знаком, состоящее из N битов. Вначале содержит знаковый бит, то есть имеет вид $bit, unsigned(N-1)$. Значением числа является $unsigned(N-1)$, если $bit=0$ и $-unsigned(N-1)$, если $bit=1$,

$flush$ – дополнение последовательности битов нулями до целого числа байтов,

$Data[i], i=0,9$ – значения отсчетов в пакете, 10 целых чисел.

В этих обозначениях формат пакета данных выглядит следующим образом (таблица 2.4 и 2.5).

Таблица 2.4. Описание пакета типа упакованный DAT

Содержимое	Описание
$bit0$	Признак начала пакета
$bit0$	Признак пакета данных
$unsigned(2)$	Номер микрофона 1-3
$unsigned(8)$	Номер пакета
$bit0, signed(16)$ или $bit1, signed(24)$	Значение первого отсчета в пакете $Data[0]$. Если $ Data[0] < 32767$, выбирается первый вариант, иначе второй
$unsigned(5)$	Число битов на дальнейшие отсчеты, Дальше обозначим $Nbit$
$9\text{ раз } signed(Nbit)$	Значения первых разностей $Data[i] - Data[i-1], i=1,9$
$10\text{ раз } bit$	Значения PPS-ов для отсчетов пакета
$Flush$	Дополнение до целого числа байтов

Таблица 2.5. Описание пакета типа упакованный GPS

Содержимое	Описание
$bit0$	Признак начала пакета
$bit1$	Признак пакета GPS
$unsigned(2)$	Номер микрофона 1-3
$unsigned(8)$	Номер пакета
bit	Признак, видит ли GPS спутники. 0 – видит, 1 – не видит
$unsigned(12)$	12-битовый индикатор питания
$unsigned(17)$	Номер секунды в сутках

Содержимое	Описание
<i>unsigned(19)</i>	Условный номер дня (описание ниже)
<i>Bit</i>	Направление широты. 0 – северная (N), 1 – южная (S)
<i>unsigned(14)</i>	Число градусов и целых минут широты Градусы·100+минуты
<i>unsigned(14)</i>	Дробная часть минут широты (пояснения ниже)
<i>Bit</i>	Направление долготы. 0 – восточная (E), 1 – западная (W)
<i>unsigned(17)</i>	Число градусов и целых минут долготы Градусы·100+минуты
<i>unsigned(14)</i>	Дробная часть минут долготы (пояснения ниже)
<i>Flush</i>	Дополнение до целого числа байтов

Здесь условный номер дня – целое число, рассчитываемое по формуле:

Условный номер дня = (День месяца-1) + 31·((Месяц-1) + 12· Год), где год отсчитывается от 2000-ного, т.е., записывается двумя цифрами.

Широта и долгота записываются в виде пары целых чисел – $N1$ и $N2$. Первое число содержит число градусов и целое число минут, а второе – дробную часть минут и содержит 4 цифры. Таким образом, широта или долгота вычисляется по $N1$ и $N2$ следующим образом:

$$(N1 \text{ div } 100) + (N1 \text{ mod } 100 + N2/10000)/60,$$

где *div* – операция деления нацело, а *mod* – взятие одного числа по модулю другого.

Для реализации максимально быстрого обмена данными и проверки между АППМ-1 и АППМ-2, а также их включения и выключения с целью экономии электроэнергии было разработано специальное программное обеспечение для радиомодемов, состоящее из двух основных подсистем – микропрограммное обеспечение для модуля АППМ-1 (ведущий) и микропрограммного обеспечения для модуля АППМ-2 (ведомый). Ниже приводится их краткое описание.

Микропрограммное обеспечение модуля АППМ-1 (ведущий). Описываемое микропрограммное обеспечение (далее микропрограмма) разработано с целью обеспечения функционирования модуля АППМ-1 (ведущий). Разработка производилась на языке C в интегрированной среде разработки IAR Embedded workbench for ARM версии 6.10. Используемый тип процессора – STM32F103RCT6 фирмы *STMicroelectronics*. Рабочая версия микропрограммы записывалась во флеш память микропроцессора с помощью встроенного в отладочную плату STM32VLDISCOVERY SWD - программатора.

Основные пункты алгоритма работы микропрограммы базового модуля:

Включение питания. Выполняется процедура инициализации:

- Запуск и настройка тактового генератора микропроцессора.
- Инициализация портов ввода-вывода.
- Запуск таймера реального времени.
- Инициализация последовательных интерфейсов USART1, USART2, USART3, USART4, USART5.
- Настройка контроллера прерываний.
- Включение на прием радиомодемов.
- Запуск сторожевого таймера.
- Основная рабочая петля. Сон, ожидание получения команды, синхронизация времени, работа во время записи сеанса.
- Ожидание синхронизации радиомикрофона № 3 от встроенного GPS приемника и получение от него точного времени.
- Получение посредством радиомодемов (по запросу) статусов радиомикрофонов.
- Передача радиомодему, установленному на БПЛА по запросу статусы радиомикрофонов.
- Получение от радиомодема, установленного на БПЛА и транслирование на радиомикрофоны времени сеанса записи.
- Засыпание и пробуждение базового модуля от сигналов таймера реального времени.

– Во время записи сеанса - получение от радиомодемов пакетов с данными радиомикрофонов, проверка контрольной суммы пакетов, сжатие пакетов и передача их в накопитель радиомодема связи с БПЛА.

Микропрограммное обеспечение модуля АППМ-2 (ведомый). Аналогично ведущему модулю, разработка микропрограммы для модуля АППМ-2 (ведомый) велась также на языке С в интегрированной среде разработки IAR Embedded workbench for ARM версии 6.10. Используемый тип процессора – STM32F103CBT6 фирмы *STMicroelectronics*. Рабочая версия микропрограммы записывалась во флеш память микропроцессора с помощью встроенного в отладочную плату STM32VLDISCOVERY SWD - программатора.

Основные пункты алгоритма работы микропрограммы модуля АППМ-2 (ведомый) ПСМ:

Включение питания. Выполняется процедура инициализации:

- Запуск и настройка тактового генератора микропроцессора.
- Инициализация портов ввода-вывода.
- Запуск таймера реального времени.
- Инициализация последовательных интерфейсов USART1, USART2.
- Запуск таймера TIM2, генерация сигнала 1,024 МГц.
- Инициализация интерфейса (SPI) 24-битного аналого-цифрового преобразователя AD7766-2 (получение данных от микрофона).
- Инициализация встроенного в микропроцессор STM32F103CBT6 12-битного аналого-цифрового преобразователя (измерение напряжения аккумулятора).
- Настройка контроллера прерываний.
- Инициализация SD карты.
- Включение GPS приемника.
- Включение радиомодема.
- Запуск сторожевого таймера.
- Основная рабочая петля. Сон, ожидание получения команды, синхронизация времени, запись сеанса.

– Ожидание синхронизации встроенного GPS приемника и получение от него точного времени. Формирование пакетов точного времени.

– Получение амплитуды напряжения аккумулятора.

– Передача по запросу базового модуля своего статуса.

– Получение от базового модуля времени сеанса записи.

– Засыпание и пробуждение модуля радиомикрофона от сигналов таймера реального времени.

– Работа во время сеанса записи. Включение 24-битного АЦП. Получение от него данных. Формирование пакетов данных и точного времени. Подсчет контрольной суммы пакета (CRC) методом циклических избыточных кодов. Запись пакетов на внутреннюю SD – карту. Отправка пакетов посредством радиомодема на базовый модуль.

– Работа при чтении и передаче на базовый модуль последнего записанного на SD – карте сеанса.

Данные микропрограммы переводят модули управления ведущей и ведомой станций в один из трех режимов:

1) Режим сна. В этом режиме модуль не воспринимает поступающие команды, отсутствует подача питания на микрофон и блок АЦП, осуществляется режим пониженного энергопотребления.

2) Режим ожидания. В этом режиме модуль воспринимает поступающие команды и ожидает поступления данных о задании, отсутствует подача питания на микрофон и блок АЦП. В данном режиме модуль управления находится каждую первую минуту каждой пятиминутки.

3) Режим выполнения задания. В этом режиме модуль не воспринимает поступающие внешние команды, т.к. радиомодем связи с БПЛА отключается с целью минимизации помех. В этом режиме производится процедура получения данных от микрофона через АЦП и ее записи во внутреннюю память. Ведомые модули управления через приемо-передатчики 420/440 МГц производят отправку данных записи на центральный модуль управления. Микрофон и блок АЦП находятся в запитанном состоянии. Модуль управления ведущего

и ведомых входит в режим выполнения задания за 5 мин до временной метки начала задания. Это необходимо для того чтобы на блоках АЦП и микрофоне установилось рабочее стабильное рабочее напряжение и произошел их «прогрев». Таким образом, в режиме выполнения задания можно выделить два под-режима: «прогрев» и «запись». Установка режима задания на центральном модуле управления производится центральным накопителем. Модули управления ведомых переводятся в режим работы по заданию посредством отправки необходимых команд центральным модулем управления через приемо-передатчики 420/440 МГц. По окончании режима работы по заданию модуль управления автоматически переходит или в режим ожидания, или в режим сна, в зависимости от текущего значения времени. Диаграмма состояний модулей управления ведущего и ведомых АППМ приводится на рисунке 2.24.

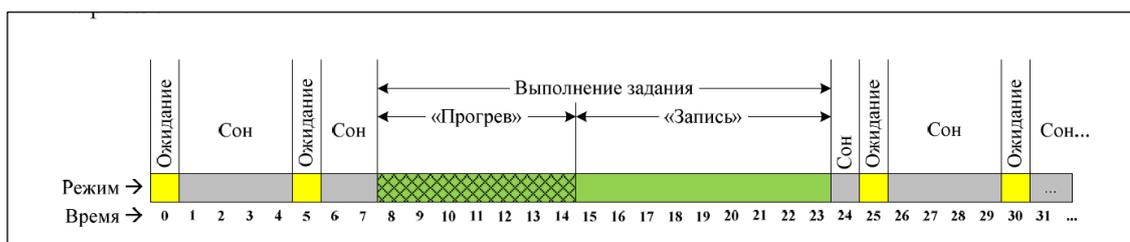


Рисунок 2.24. Диаграмма состояний модулей управления ведущего и ведомых АППМ

Центральный накопитель работает в четырех режимах:

1) Режим периодического выхода из сна. В этом режиме напряжение на радиомодем связи с БПЛА подается каждую первую минуту каждой десяти-минутки. При установлении радиосвязи через радиомодем связи с БПЛА возможно переключение центрального накопителя в режим ожидания. При первой подаче питания, накопитель находится в данном режиме. Переход из режима ожидания в режим сна производится только по команде с радиомодема БПЛА.

2) Режим ожидания. В этом режиме напряжение на радиомодем связи с БПЛА подается постоянно. Накопитель находится в рабочем режиме. Возможно производить чтение файловой таблицы сохраненных записей, считать конкретную запись с накопителя, установить время и продолжительность нового задания, перевести АППМ-1 ведущий в режим периодического выхода из сна.

3) Режим работы по заданию. В этом режиме напряжение на радиомодем связи с БПЛА подается постоянно. Накопитель ожидает поступления данных от центрального модуля управления и находится в рабочем режиме. Возможно произвести чтение файловой таблицы сохраненных записей, считать конкретную запись или произвести "online" считывание текущей сохраняемой записи. По окончании режима работы по заданию накопитель перейдет в режим, установленный до входа в режим работы по заданию. Центральный накопитель аналогично модулю управления переходит в режим выполнения задания за 7 мин до установленной временной метки начала выполнения задания. Переход в режим работы по заданию производится независимо от центрального модуля управления.

4) Режим получения данных без задания. В этом режиме напряжение на модем радиомодем связи с БПЛА подается постоянно. Накопитель ожидает поступления данных от центрального модуля управления и находится в рабочем режиме. В этом режиме возможно производить чтение файловой таблицы сохраненных записей, считывать конкретную запись. Режим предназначен для перезапроса с ведомых станций последнего записанного файла (необходим в случае наличия потерь в принятых в центре обработки файле данных).

Все команды по переходу из режима в режим, установке задания и считывания файлов данных поступают только через радиомодем БПЛА. Диаграмма состояний центрального накопителя приведена на рисунке 2.25.

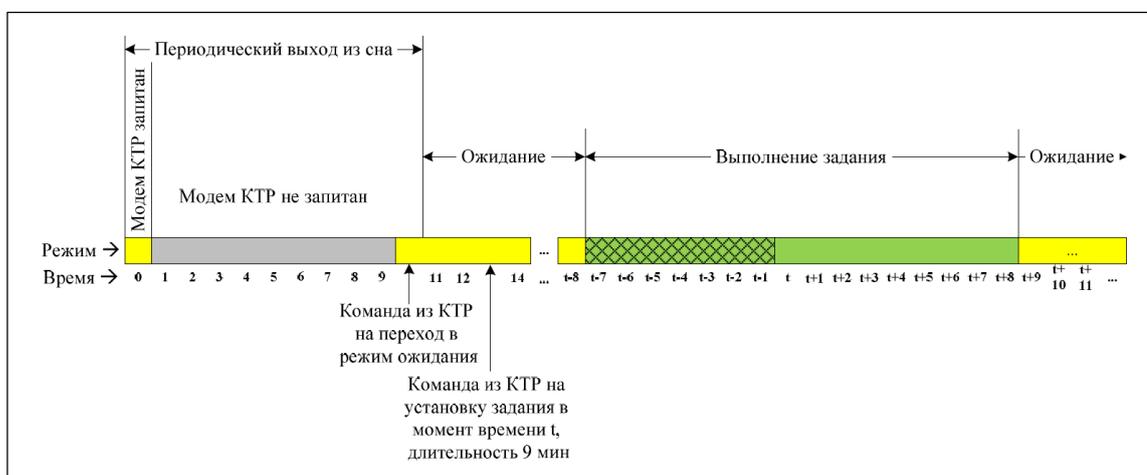


Рисунок 2.25. Диаграмма состояний центрального накопителя

Для осуществления задач по передаче данных с ПСМ в центр обработки, а также - фото-, видео- и тепловизионного наблюдения местности и объектов на фоне подстилающей поверхности земли в состав комплекса был введен БПЛА. В принципе можно использовать любой БПЛА с автономным полетом свыше 2 ч. В данном комплексе был использован БПЛА «Орлан-10» (Российский беспилотник Орлан-10, 2015) производства ООО «Специальный технологический центр» (г. Санкт-Петербург). Основным преимуществом БПЛА «Орлан-10» является время автономного полета свыше 12 ч и радиус действия радиоканала не менее 60 км, что позволяет его использовать, как в районах падения 1-х ступеней ракет-носителей, так и в районах падения 2-х ступеней ракет-носителей, которые значительно больше. Описание БПЛА «Орлан-10» приводится ниже.

Диапазон высот применения – от 300 до 5000 м.

Общая продолжительность полета БПЛА – не менее 12 ч.

При этом БПЛА обеспечивает решение задач по предназначению в условиях:

- днем и ночью, в любое время года;
- при скорости ветра у земли – до 10 м/с;
- при абсолютной высоте зоны старта и посадки – до 2000 м (над уровнем моря);
- температура окружающего воздуха – от -30°C до $+40^{\circ}\text{C}$;
- влажности – до 95 % при температуре плюс 35°C .

Оперативные нормативы:

- время развертывания (свертывания) и ввод полетного задания комплекса – до 30 минут;
- время проведения предстартовой подготовки – до 15 минут.
- время подготовки приземлившихся без повреждений БПЛА к повторному пуску (без учета времени поиска и доставки БПЛА, зарядки аккумуляторов) – до 30 мин;
- время выполнения послеполетной подготовки БПЛА (не входит во время свертывания) – 20 мин.

Система управления комплекса, состоящая из бортовой и наземной части, обеспечивает следующие режимы полета БПЛА:

- старт с наземной пусковой установки;
- набор высоты и снижение;
- прямолинейный горизонтальный полет;
- разворот в горизонтальной плоскости;
- удержание в пределах круга с заданным центром радиусом – не более 1 км при скорости ветра на высоте полета до 15 м/с;
- посадка на парашюте;
- резервную посадку – по самолетному типу.

Информационный обмен между центром обработки и БПЛА, включающий передачу телеметрической информации, данных, получаемых от целевого оборудования, команд управления целевым оборудованием, в автоматическом и полуавтоматическом режимах управления осуществляется в пределах прямой радиовидимости.

Автоматическое возвращение БПЛА и посадку в точке старта при потере связи с НПДУ осуществляется в автоматическом и полуавтоматическом режимах, по истечении заданного интервала автономного полета.

Краткое описание устройства БПЛА «Орлан-10» приводится ниже:

В состав БПЛА «Орлан-10» входят (рисунок 2.26):

- планер (корпус) БПЛА;
- силовая установка;
- топливная система (топливный бак, топливопроводы для двигателя внутреннего сгорания).
- бортовое радиоэлектронное оборудование – основные модули системы автоматического управления (САУ), командно-телеметрической радиосвязи (КТР), спутниковой навигации.
- полезная нагрузка;
- парашютно-амортизационная система;
- система бортового электропитания – аккумуляторная батарея (АКБ), стартер-генератор.

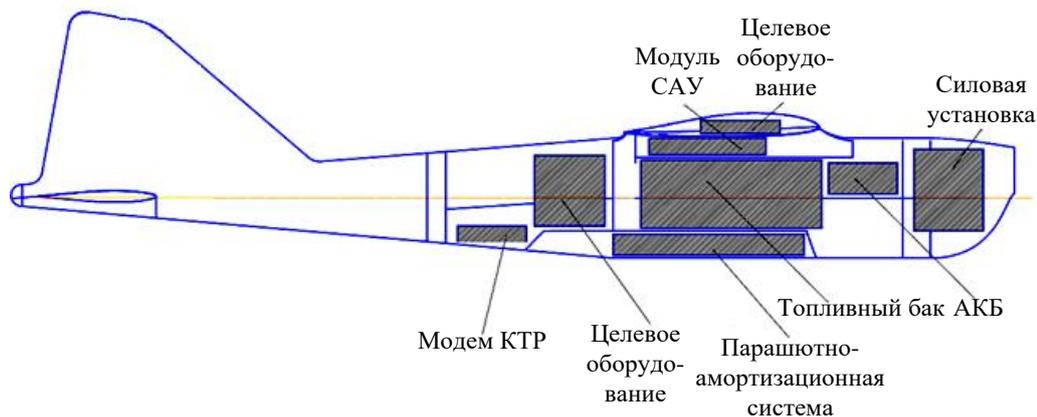


Рисунок 2.26. Состав БПЛА «Орлан-10»

Планер БПЛА конструктивно выполнен в виде легко-разборного моноплана-верхнеплана и состоит из следующих основных элементов (рисунок 2.27): левой (1а) и правой (1б) консоли крыла, стабилизатора (2) с расположенным на нем рулем высоты, фюзеляжа (3), киля и руля направления (4), элеронов (5), центроплана (6), хвостовой балки (7).

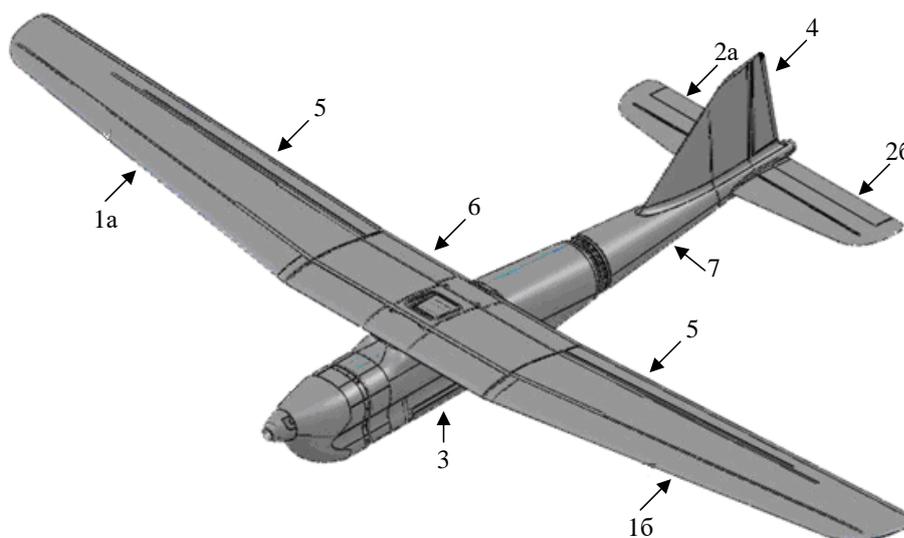


Рисунок 2.27. Планер БПЛА «Орлан-10»

Тактико-технические характеристики БПЛА «Орлан-10» приведены в таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Тактико-технические характеристики БПЛА «Орлан-10»

№ п/п	Характеристика	Значение
1	Радиус действия, км	До 120 (700 в автономном полете)
2	Время полета, ч	До 14
3	Взлетный вес, кг	До 18

№ п/п	Характеристика	Значение
4	Максимальная масса полезной нагрузки, кг	До 4
5	Диапазон высот полета, м	От 300 до 5000
6	Диапазон скоростей полета, км/ч	70...150
7	Крейсерская скорость полета, км/ч	100±10
8	Тип силовой установки	Двигатель внутреннего сгорания
9	Максимальная продолжительность полета, ч	Не менее 10
10	Габаритные размеры, м: – размах крыльев; – длина; – высота	3,095 1,862 0,265
11	Температура применения, °С	-30°...+40°
12	Время подготовки к полету, мин	До 30

БПЛА со всеми вариантами ЦО обеспечивают выполнение полета заданной продолжительности во всем заданном диапазоне высот и скоростей.

Старт БПЛА обеспечивается с наземной пусковой установки катапультным способом. Посадка БПЛА осуществляется при помощи парашюта и пневмоамортизатора на открытую неподготовленную в инженерном отношении площадку размерами 200×200 м с уклоном не более 5°. Старт и посадка БПЛА осуществляется при скорости приземного ветра до 10 м/с.

Резервная посадка БПЛА по самолетному типу без использования посадочных устройств (на фюзеляж) осуществляется при фактической скорости ветра у земли в районе выполнения посадки – более 8 м/с.

Внешний вид БПЛА «Орлан-10» представлен на рисунке 2.28.

В состав бортового оборудования БПЛА входят следующие системы:

1. Система автоматического управления (САУ), обеспечивающая:

– запоминание программы полета, вводимой на борт БПЛА с НПДУ на предполетной подготовке;

– непрерывное счисление по СНС координат местоположения БПЛА с точностью, определяемой текущим состоянием спутниковой группировки GPS и ГЛОНАСС;

– управление полетом БПЛА в автономном, автоматическом и полуавтоматическом режимах;

– автоматическое возвращение БПЛА и посадку в заданной точке (возврат домой) при непредусмотренной потере радиосвязи с НПДУ на время, превышающее заданный интервал автономной работы.

– фотокамера Canon EOS 550d, предназначенная для осуществления поиска упавших фрагментов, после проведенного пуска ракеты-носителя;

– видеокамера VEP-245-IP, предназначенная для осуществления поиска упавших фрагментов, после проведенного пуска ракеты-носителя;

– тепловизор Тау 640, предназначенный для осуществления поиска упавших фрагментов, после проведенного пуска ракеты-носителя.



Рисунок 2.28. Внешний вид БПЛА «Орлан-10»

ГЛАВА 3. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМОВ И МЕТОДИК ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ И ПРОВЕДЕНИЯ НАБЛЮДЕНИЙ

В данной главе описываются основные алгоритмы, используемые для выделения инфразвуковых сигналов от движущихся источников, приводится обоснование методики пеленгации движущихся целей, описание структуры программной части аппаратно-программного комплекса, описание и назначение основных программ, входящих в состав комплекса.

Раздел 3.1. Описание алгоритма и методики детектирования многочисленных инфразвуковых сигналов

Сигналы, несущие информацию об исследуемом физическом процессе, обычно сопровождаются шумом. Задача надежного детектирования (выделения) сигналов на уровне шума решается для различных физических полей поразному. В основе детектирования инфразвуковых сигналов, зарегистрированных группами из нескольких разнесенных датчиков, лежит представление инфразвукового сигнала в виде плоской волны. Поскольку длина инфразвуковой волны, составляющая десятки и сотни метров, сопоставима или даже больше расстояний между датчиками (элементами инфразвуковой группы), то сигнал на разных сенсорах является идентичным с точностью до временных задержек прихода волны на датчики группы, которые легко рассчитать. В то же время фоновый шум в силу своей стохастической природы варьирует от датчика к датчику. В результате, процесс детектирования инфразвуковых событий сводится к обнаружению фрагментов идентичных сигналов на записях различных каналов инфразвуковой группы.

Одним из первых предложенных методов обнаружения сигналов по данным инфразвуковых групп является детектор, основанный на частотно-волновом анализе (F-K анализ) и использовании F-статистики (Асминг и др., 2021). Изначально этот метод возник в сейсмологии для обнаружения сигналов от сейсмических событий (Burg, 1964) и впоследствии был адаптирован для де-

тектирования инфразвуковых сигналов (Smart, Flinn, 1971). Суть метода заключается в вычислении взаимного спектра каналов, который зависит от задержек прихода волны на датчики группы и волнового вектора, в движущемся временном окне. Временные задержки и волновой вектор определяются с помощью F-К анализа, который заключается в максимизации модуля взаимного корреляционного спектра (Smart, Flinn, 1971). Затем каждый обнаруженный локальный максимум, проверяется на соответствие инфразвуковому сигналу с помощью F-детектора (Melton, Bailey, 1957). С этой целью используется F-статистика, которая во временной области имеет вид (Shumway, 1971; Smart, Flinn, 1971):

$$F = \frac{J-1}{J} \frac{\sum_{n=n_0}^{n_0+W-1} \left[\sum_{j=1}^J x_j(n + \Delta t_j) \right]^2}{\sum_{n=n_0}^{n_0+W-1} \left[\sum_{j=1}^J \left\{ x_j(n + \Delta t_j) - \frac{1}{J} \sum_{m=1}^J x_m(n + \Delta t_m) \right\}^2 \right]} \quad (3.1)$$

где n_0 – номер начального отсчета анализируемого сигнала, W – ширина временного окна в отчетах; J – число датчиков в группе; $x_j(n)$ – амплитуда n -го отсчета на j -м датчике; Δt_j – временная задержка на j -м датчике.

Выражение (3.1) записано при условии, что каждый канал группы имеет нулевое среднее.

Фактически, F-статистика, описываемая формулой (3.1) в общем виде, представляет отношение сигнал-шум. Действительно, числитель в выражении (3.1) – это энергия зарегистрированного группой сигнала с учетом временных задержек, а в знаменателе стоит сумма квадратов разностей амплитуд каждого канала и сформированного луча (beam), что является оценкой энергии некоррелированного шума. Когда временное окно набегает на сигнал, то значение F-статистики возрастает, поскольку энергия сигнала в числителе увеличивается и знаменатель на коррелированном сигнале уменьшается до остаточного шума (Blandford, 1974). При этом, чем больше датчиков в группе, тем, соответственно, точнее F-статистика оценивает отношение сигнал-шум.

Данный метод позволяет надежно обнаруживать сигналы в условиях постоянно меняющегося уровня шума, только при выполнении условия, что внутри текущего временного окна уровень шума постоянен. Определенным ограничением данного метода для его успешного применения на практике является то, что имеется необходимость использования как можно большего числа датчиков в группе, чтобы повысить достоверность результатов. Данное требование с одной стороны, увеличивает сложность вычислений, и как следствие, время получения результата, а с другой стороны, зачастую невыполнимо технически. Кроме того, при наличии коррелированного шума, данный метод дает много ложных срабатываний, принимая шум за полезный сигнал.

Большое распространение для детектирования инфразвуковых сигналов получил алгоритм РМСС (Progressive Multichannel Correlation) (Cansi, 1995; Cansi, Le Pichon, 2009), широко применяемый в системах мониторинга в рамках ДВЗЯИ. Идея РМСС-алгоритма заключается в использовании взаимной корреляционной функции (кросс-корреляции) каналов для вычисления временных задержек прихода волны на датчики и анализа согласованности сигналов на разных датчиках. Вначале кросс-корреляция вычисляется для троек каналов, в случае превышения некоторого порога на какой-либо тройке к ней последовательно добавляются остальные каналы.

Для измерения когерентности сигнала на разных датчиках и оценивания задержек используется кросс-корреляционная функция, вычисляемая во временном окне длины W :

$$Corr_{ij}(\tau) = \sum s_i(t)s_j(t + \tau), \quad (3.2)$$

где i, j – номера датчиков в группе. Момент времени τ , на котором достигается максимум корреляционной функции (3.2), является задержкой прихода сигнала на датчик j относительно датчика i . Такой способ определения задержки значительно проще, чем F-K анализ.

На первом шаге алгоритма РМСС вычисляются временные задержки с помощью максимизации корреляционной функции (3.2). Вычисления проводятся в окне, длина которого W должна быть больше максимального времени пробега звуковой волны между любыми датчиками в пределах группы.

На втором шаге выполняется проверка условия, что модуль суммы всех задержек меньше некоторого заранее выбранного порога согласованности:

$$\left| \sum \Delta t_j \right| < h, \quad (3.3)$$

где Δt_j – временная задержка прихода сигнала на j -й датчик; h – заранее выбранный порог согласованности, больший, чем период дискретизации сигнала.

Инфразвуковой сигнал считается обнаруженным, если выполнено условие (3.3).

На третьем шаге алгоритма для участка записи, на котором выполнено условие (3.3), для выделенного сигнала определяются азимут на источник α , а также угол наклона к дневной поверхности β (угол тангажа, рисунок 2.9) с помощью решения системы уравнений:

$$\Delta t_j = (\Delta X_j \cos \alpha + \Delta Y_j \sin \alpha) \cos \beta / V, \quad j = 1, \dots, J \quad (3.4),$$

где j – номер датчика; Δt_j – временная задержка прихода волны на j -й датчик; V – скорость звука; ΔX_j и ΔY_j – координаты (m) датчиков в прямоугольной декартовой системе. Азимут (α) и угол подхода (β)

В Кольском филиале ФИЦ ЕГС РАН был разработан и реализован алгоритм детектирования, основанный на методе «beamforming» (заимствованном в методике обработки данных сейсмических групп), т.е., на суммировании записей отдельных датчиков со сдвигами, зависящими от предполагаемых азимутов на источник и кажущейся скорости прихода сигнала (Асминг и др., 2008, 2009). Как и описанные выше, данный алгоритм может быть использован для инфразвуковых групп с любым количеством и расстановкой датчиков.

Как отмечалось в главе 2, в 2009 г., при активном участии автора начались работы по разработке мобильных инфразвуковых групп (Виноградов, Асминг, 2010), которые были применены на первом этапе для инфразвуковой локализации мест падений фрагментов ракет-носителей, возвращающихся в плотные слои атмосферы (Асминг и др., 2016). Под мобильностью здесь понимается то, что эти группы, состоящие из трех низкочастотных микрофонов свободного поля и систем сбора и передачи данных, могут быть оперативно доставлены

и развернуты в нужном месте за короткое время, с целью проведения временных измерений. Число микрофонов, равное трем, было выбрано из соображений минимальной достаточности. Такая конфигурация является минимально необходимой для идентификации целевого сигнала и определения параметров прихода волны: азимута на источник, кажущейся скорости и угла падения. Необходимость обработки данных в режиме близком к реальному времени, поставила задачу создания быстрого автоматического акустического (инфразвукового) детектора.

Задача обнаружения (выделения) акустического сигнала по данным инфразвуковой микрогруппы, определения азимута на источник и времен прихода звуковых волн на группу микрофонов и определение решалась методом, основанном на оценке когерентности сигналов, записанных разными датчиками группы.

Пусть $F_s(i)$ – i -й отсчет записи, полученной на s -том микрофоне инфразвуковой группы ($s=1, 2, 3; i=1, \dots, N$); h – время между последовательными отсчетами. Рассмотрим плоскую волну, приходящую на датчики с азимута α и с углом β к дневной поверхности (угол тангажа). Задержки времен приходов волны на датчики задаются соотношением:

$$\Delta t_s = (\Delta X_s \cos \alpha + \Delta Y_s \sin \alpha) \cos \beta / V_s, \quad (3.5)$$

где V_s – скорость звука; ΔX_s и ΔY_s – координаты (м) датчиков в прямоугольной декартовой системе, начало которой совпадает с центром треугольника, образованного микрофонами, ось ординат направлена на север, ось абсцисс – на запад.

Задержки, выраженные в количестве отсчетов:

$$\Delta i_s = [\Delta t_s / h], \quad \text{где } [\cdot] \text{ – операция округления.}$$

Для каждой пары углов (α, β) определим два типа «пучков»:

а) средний «пучок»

$$A_i = \frac{1}{3} \left| \sum_{s=1}^3 F_s(i - \Delta i_s) \right|; \quad (3.6)$$

б) максимальный «пучок»

$$M_i = \max_s |F_s(i - \Delta i_s)|. \quad (3.7)$$

В идеальном случае, когда (α, β) – истинные параметры падающей плоской волны, датчики одинаковы, нет шума и затухания сигнала из-за рельефа, $A_i = M_i$, в противном случае $A_i < M_i$.

Отношение A_i/M_i можно использовать для детектирования, однако при малых значениях M_i возникает неопределенность. Чтобы избежать этого, предлагается усреднять значения A_i и B_i в скользящем окне:

$$\langle A \rangle_i = \sum_{j=1}^W A_{i+j-1}, \quad \langle M \rangle_i = \sum_{j=1}^W M_{i+j-1}, \quad (3.8)$$

где W – длина окна в отчетах.

В качестве порога детектирования используется отношение:

$$R_i = \langle A \rangle_i / \langle M \rangle_i. \quad (3.9)$$

Величина R_i имеет смысл когерентности между записями на разных микрофонах. Более чем 10-летний опыт работы инфразвуковой станции в г. Апатиты показал, что инфразвуковые записи на разных датчиках могут отличаться до 1.5 раз, эти различия не постоянны и зависят от направления подхода инфразвукового сигнала и локальных особенностей рельефа. Указанные факторы уменьшают отношение R_i . Меньшее значение для порога детектирования приводит к существенному увеличению количества ложных срабатываний.

Чтобы устранить этот недостаток, акустические записи предварительно нормируются на собственные средние в скользящем окне, длина которого много меньше длины окна, W , используемого в уравнении (3.8). После нормировки вычисляются средний и максимальный «пучки» (3.8) и порог детектирования (3.9), обозначим его через H_i .

Проверка показала, что предлагаемый подход, хотя и устраняет проблему в разнице амплитуд, но порождает новый источник ложных срабатываний – участки записей, содержащие шум, после нормализации оказываются когерентными.

В результате для расчетов используются оба отношения: полученное по исходным записям R_i и по нормализованным – H_i . Для отношения R_i устанавливается меньший порог срабатывания (0.6), который гарантирует, что амплитуды записей на разных датчиках близки друг к другу. Для нормализованного

отношения H_j устанавливается больший порог (0.8), который гарантирует высокую когерентность участков записей с разных микрофонов группы.

Третьим параметром, используемым для детектирования, является отношение сигнал-шум. Оно рассчитывается для среднего «пучка» $\langle A \rangle_i$. «Пучок» представляет собой набор положительных чисел, большая часть которых является преобразованной записью шума, и только малая часть отсчетов принадлежит сигналу. За оценку уровня шума NS принимается среднее значение первых 20 % отсчетов, упорядоченных по возрастанию.

Детектор производит перебор по углу α (азимут) от 0° до 359° с шагом 1° и по углу β (тангаж) от 0° до 80° с шагом 10° . Акустическое событие считается обнаруженным, если для некоей пары (α, β) выполнены следующие три условия: $R_i > 0,6$; $H_i > 0,8$ и $SNR_i = \langle A \rangle_i / NS > 2$.

Затем вычисляется рейтинговая функция параметров R_i , H_i и SNR_i :

$$Rt_i = (R_i + H_i + (1 - \exp(-SNR_i))) / 3 \quad (3.10)$$

и выбираются такие значения азимута (α) и тангажа (β), на которых Rt_i достигает максимума.

Момент времени t_i (i – номер отсчета) на котором достигается максимум выражения (2.17), запоминается. В результирующей базе данных сохраняется фрагмент исходной акустической записи за период $t_i \pm 15$ сек. Если детектор срабатывает для других значений t_i , принадлежащих этому интервалу, интервал модифицируется.

Детектирование ведется в разных частотных полосах 1–2 Гц, 1–3 Гц и 2–5 Гц. Если одно и то же событие присутствует в обеих полосах, в базе данных сохраняется информация о той полосе, где функция Rt_i (3.10) имеет большее значение.

Для первичного обнаружения импульсных сигналов используется алгоритм, подобный известному алгоритму STA/LTA для сейсмических записей, но с симметричным шаблоном (рисунок 3.1). Идея его заключается в том, что

отдельно считается средняя амплитуда для отсчетов, попавших в широкие временные окна (LTA) и в узкое временное окно (STA), а затем их отношение, которое обозначим как SNR (условно – отношение сигнал/шум):

$$SNR_i = A \cdot \frac{\sum_{j=i-N_{STA}}^{i+N_{STA}} |f_j|}{\sum_{j=i-N_{LTA}-1}^{i-N_{LTA}} |f_j| + \sum_{j=i+N_{STA}+1}^{i+N_{LTA}} |f_j|}, \quad (3.11)$$

где A – нормировочный коэффициент, f_i – отсчеты сигнала (предварительно фильтрованного в заданной полосе), N_{LTA} – полуширина окна LTA, N_{STA} – полуширина окна STA в отсчетах.

Моменты времени, в которые отношение SNR достигает локального максимума, причем этот максимум больше некоторого порога, считаются срабатываниями детектора.

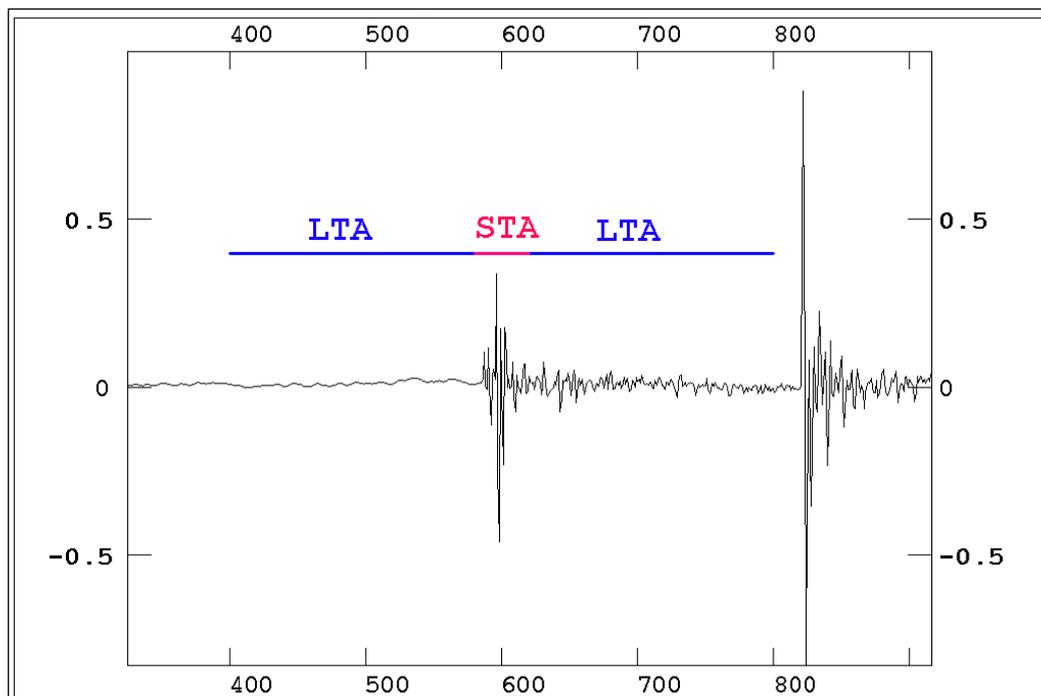


Рисунок 3.1. Шаблон для расчета отношения STA/LTA , используемый в программе детектирования импульсных инфразвуковых сигналов

Для детектирования инфразвуковых волн ударного типа экспериментальным путем подобраны оптимальные полуширины окон LTA – 15 сек и STA – 0.1 сек. Пример тестирования данного алгоритма на реальном событии приведен на рисунке 3.2. Для событий другого типа, полуширины окон подбираются экспериментально.

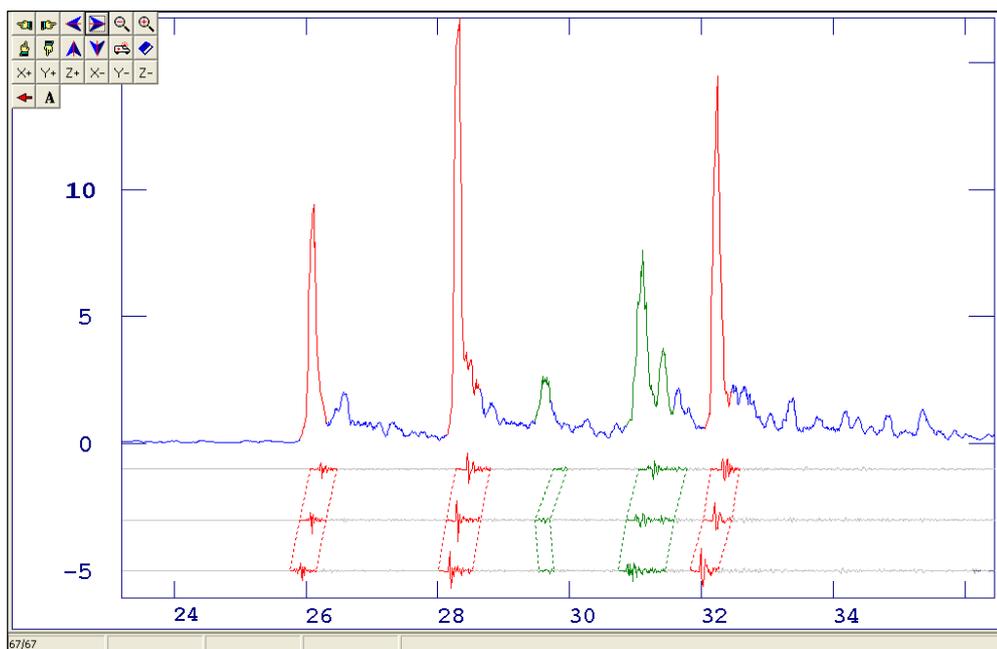


Рисунок 3.2. Детектирование сигналов. Вверху – трасса SNR, внизу – исходные записи по трем каналам. Участки, помеченные красным – с высокими значениями SNR и кросс-корреляции каналов, зеленым – с высоким SNR, но низкой кросс-корреляцией.

Первичное детектирование проводится по записи одного выбранного канала (предварительно отфильтрованной в полосе 5–50 Гц). Для того, чтобы проверить достоверность срабатывания, а также вычислить азимут и кажущуюся скорость сигнала используется кросс-корреляция каналов. Поскольку каналов немного, а возможные значения временных сдвигов сигналов между каналами ограничены величиной $\Delta t_{\max} = D_{\max} / V_{\min}$, где D_{\max} – максимальное расстояние между датчиками, а V_{\min} – минимальная скорость звука (в нашем случае $\Delta t_{\max} \approx 200 \text{ м} / 300 \text{ м/сек} = 0.67 \text{ сек}$), кросс-корреляции считаются прямым перебором сдвигов между каналами с шагом в 1 отсчет.

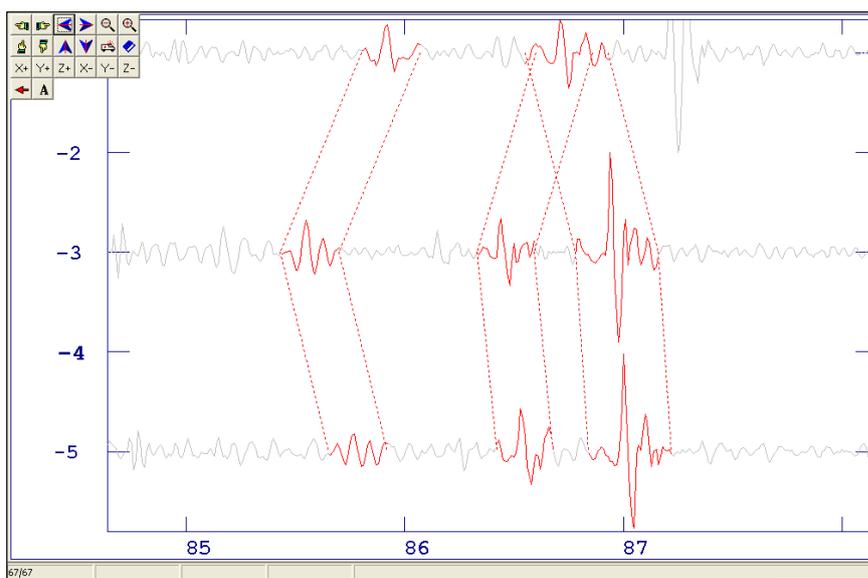
Другими словами, рассчитывается кросс-корреляция каналов $C(s_1, s_2)$, где s_1 – сдвиг первого канала относительно опорного (того, по которому производилось детектирование), а s_2 – сдвиг второго канала опорного:

$$C(s_1, s_2) = (Corr(f_0(t), f_1(t+s_1)) + Corr(f_0(t), f_2(t+s_2)) + Corr(f_1(t+s_1), f_2(t+s_2))) / 3, \quad (3.12)$$

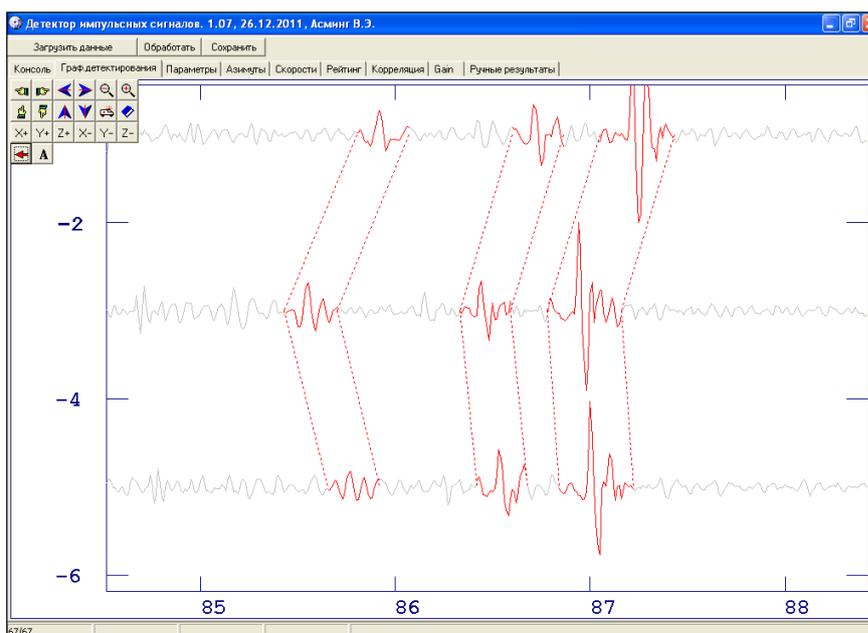
где $f_i(t)$ – запись i -го канала.

Если максимальное значение $C(s_1, s_2)$ превышает определенный порог, сигнал считается обнаруженным, а по значениям s_1, s_2 , на которых был достигнут максимум, рассчитываются азимут на сигнал и кажущаяся скорость подхода волны.

Если количество сигналов большое (как обычно бывает при снижении фрагментов 2-х ступеней ракет-носителей), то могут возникнуть случаи, когда сигналы (импульсы) следуют через небольшие интервалы времени, а формы и амплитуды записей этих импульсов очень похожи (т.к. сгенерированы однотипными фрагментами, летящими рядом друг с другом). В этом случае возникает ситуация, когда для двух различных импульсов, обнаруженных на одном канале, детектор автоматически подбирает одни и те же соответствия на других каналах, то есть, возникают перекрытия (рисунок 3.3 а).



а) Детектирование с перекрытием



б) Перекрытие устранено

Рисунок 3.3. Детектирование с перекрытием (а) и результат его устранения (б)

Для коррекции такой ситуации в программу детектирования необходимо встроена интеллектуальную систему устранения перекрытий. В случае обнаружения перекрытия перебором максимизируется произведение кросс-корреляций сразу по 4-м сдвигам $C_1(s_1, s_2) \cdot C_2(s_3, s_4)$, причем сдвиги перебираются только те, которые не дают перекрытий. В результате двойные перекрытия успешно устраняются (Рисунок 3.3 б).

Для решения задачи выделения не импульсных, а длительных сигналов (например, вызванных звуком снижающегося с дозвуковой скоростью крупного фрагмента) разработан упрощенный алгоритм детектирования, подробно описанный в работе (Асминг и др., 2021). Этот алгоритм был реализован в виде программы QACD (quick acoustic detector). Задача программы обнаруживать (детектировать) инфразвуковые события, оценивать длительность когерентных сигналов, определять изменение азимута источника сигнала со временем, если объект движется относительно станции наблюдения.

Рассмотрим принцип действия работы данной программы. Чтобы оптимизировать вычислительный процесс во время работы, программа QACD при запуске производит подготовительный расчет. Для набора возможных азимутов прихода волны от 0 до 360° с шагом в 1° и углов падения от 0 до 70° с шагом 10° (всего 2880 вариантов) вычисляются временные сдвиги сигнала на 2-м и 3-м каналах относительно 1-го канала в отсчетах (ΔN_{21} и ΔN_{31}) с учетом имеющихся, строго заданных координат датчиков:

$$\Delta N_{21} = \text{Int} \left(\frac{\cos \theta \cdot ((x_2 - x_1) \cdot \cos \alpha + (y_2 - y_1) \cdot \sin \alpha)}{v_{\text{звука}} \cdot h} \right) \quad (3.13)$$

$$\Delta N_{31} = \text{Int} \left(\frac{\cos \theta \cdot ((x_3 - x_1) \cdot \cos \alpha + (y_3 - y_1) \cdot \sin \alpha)}{v_{\text{звука}} \cdot h} \right), \quad (3.14)$$

где α – азимут на источник, θ – угол подхода к дневной поверхности (угол падения), h – шаг дискретизации, а $\text{Int}()$ – операция округления до целых.

Если ΔN_{21} и ΔN_{31} для какой-либо пары (α, θ) совпадают с рассчитанными ранее, они игнорируются. Все остальные случаи запоминаются, создается массив из набора четверок $(\alpha, \theta, \Delta N_{21}, \Delta N_{31})$. Как правило, число этих четверок меньше, чем 2880, потому что существенная часть рассчитанных пар сдвигов совпадает (это зависит от шага дискретизации и расположения датчиков).

В процессе работы программы детектирования записи инфразвуковых групп анализируются временными окнами. Стандартная длина окна 10 мин, т.е., 600 сек, но у пользователя имеется возможность изменять длину окон как в сторону увеличения, так и уменьшения, в зависимости от решаемой задачи. Каждый фрагмент данных просматривается на наличие таких мест в записи, на которых амплитуда предполагаемого сигнала превышает амплитуду шума. С этой целью фрагмент данных разбивается на короткие – от 1 до 5 сек участки, и в каждом из них рассчитывается средняя амплитуда сигнала, причем усреднение проводится по всем отсчетам всех трех каналов. Таким образом, получается набор амплитуд $A_i, i=1,200$ (в случае стандартной длины фрагмента равной 600 сек и ширины окна равной 3 сек).

Уровень шума в этом наборе оценивается статистически, для чего выбирается 1/3 часть наименьших амплитуд и по ним рассчитывается среднее. Обозначим оцененный таким образом уровень шума как N . Далее вычисляются отношения сигнал/шум для всех участков сигнала:

$$SNR_i = A_i / N \quad (3.15)$$

Для всех таких коротких участков проверяется превышение сигнала над шумом. Пороговое значение отношения сигнал/шум задается пользователем. Считается, что в i -м участке записи может содержаться инфразвуковое событие, если $SNR_{i+k} > SNR_{\text{пороговое}}, k = \{-1, 0, 1\}$.

Далее, в найденных таким образом участках-претендентах ищутся когерентные сигналы. Для этого перебираются построенные в начале работы детектора четверки $(\alpha, \theta, \Delta N_{21}, \Delta N_{31})$. Для каждой четверки рассчитывается параметр когерентности

$$C = \frac{1}{3} \cdot (Corr_{12} + Corr_{13} + Corr_{23}), \quad (3.16)$$

где $Corr_{ij}$ – коэффициент корреляции между участками записи каналов i и j , каждый из которых сдвинут ΔN отсчетов, где ΔN соответствует проверяемой четверке.

Также рассчитывается параметр «Gain» – G , имеющий смысл максимального амплитудного приращения при сложении каналов с данными временными сдвигами.

Для каждой пары рассчитанных C и G которые оказались выше соответствующих порогов, вычисляется рейтинг $R=SNR \cdot C \cdot G$, и параметры той четверки, на которой R достиг максимума, принимаются за азимут и угол подхода волны к дневной поверхности.

Таким образом, для каждого короткого (3-секундного) участка записи определяется, найден ли в нем когерентный сигнал, и если да, то запоминаются его азимут и кажущаяся скорость. Однако, зачастую инфразвуковые сигналы, в зависимости от источника их генерации, могут иметь сколь угодно большую длительность, при этом внутри одного длительного сигнала параметр когерентности может сильно варьировать. Для обнаружения протяженных во времени сигналов необходимо ассоциировать близкие по времени участки когерентных сигналов с общим источником, т.е., объединять их в единый сигнал.

Для решения этой задачи в рассматриваемом детекторе применяется следующее правило. Участки i и j объединяются, если

$$|t_i - t_j| < \Delta t_{\max} \quad \text{и} \quad |\alpha_i - \alpha_j| < \Delta \alpha_{\max} \quad (3.17)$$

Параметры Δt_{\max} (максимальное расхождение по времени) и $\Delta \alpha_{\max}$ (максимальное расхождение по азимуту) задаются пользователем в конфигурационном файле. Обычные значения – 10 сек и 10° .

По всем участкам, объединенным в единый сигнал, вычисляется диапазон азимутов и рассчитывается изменение азимута за время прохождения сигнала.

Примеры работы детектора в части выделения импульсных и продолжающихся по времени сигналов приводятся на рисунках 3.4 и 3.5.

Таким образом, результатом работы программы акустического детектора являются пеленги на источники возбуждения инфразвуковых сигналов.

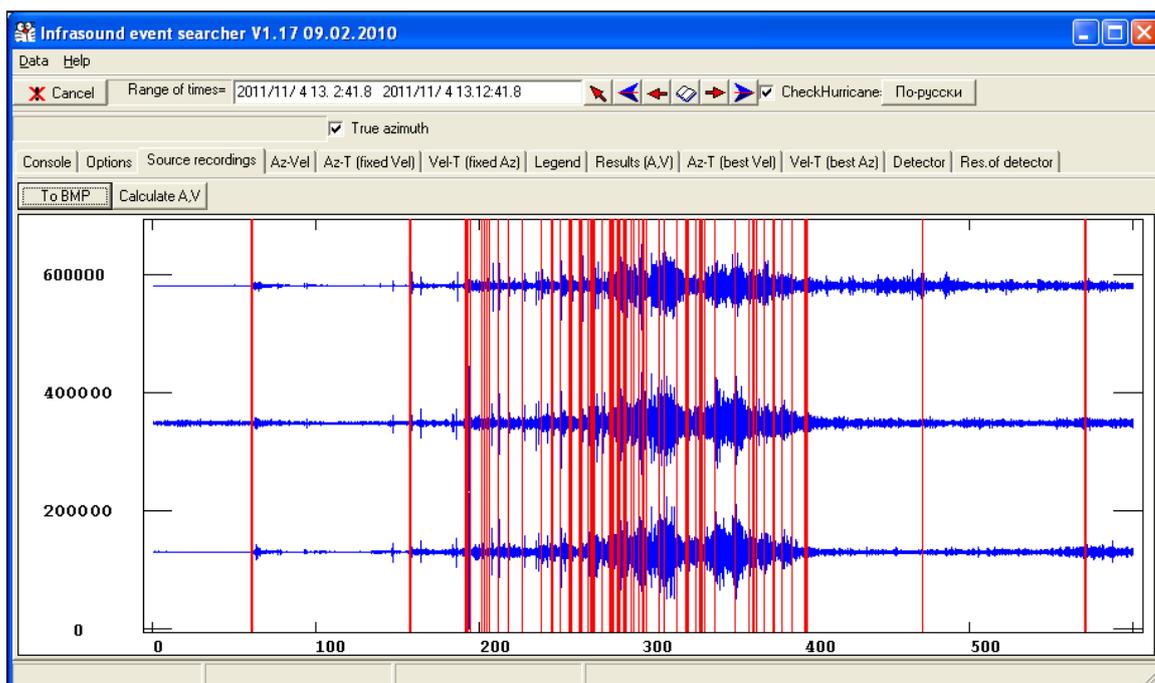


Рисунок 3.4. Образ окна программы автоматического детектирования, при выделении сигналов импульсного типа

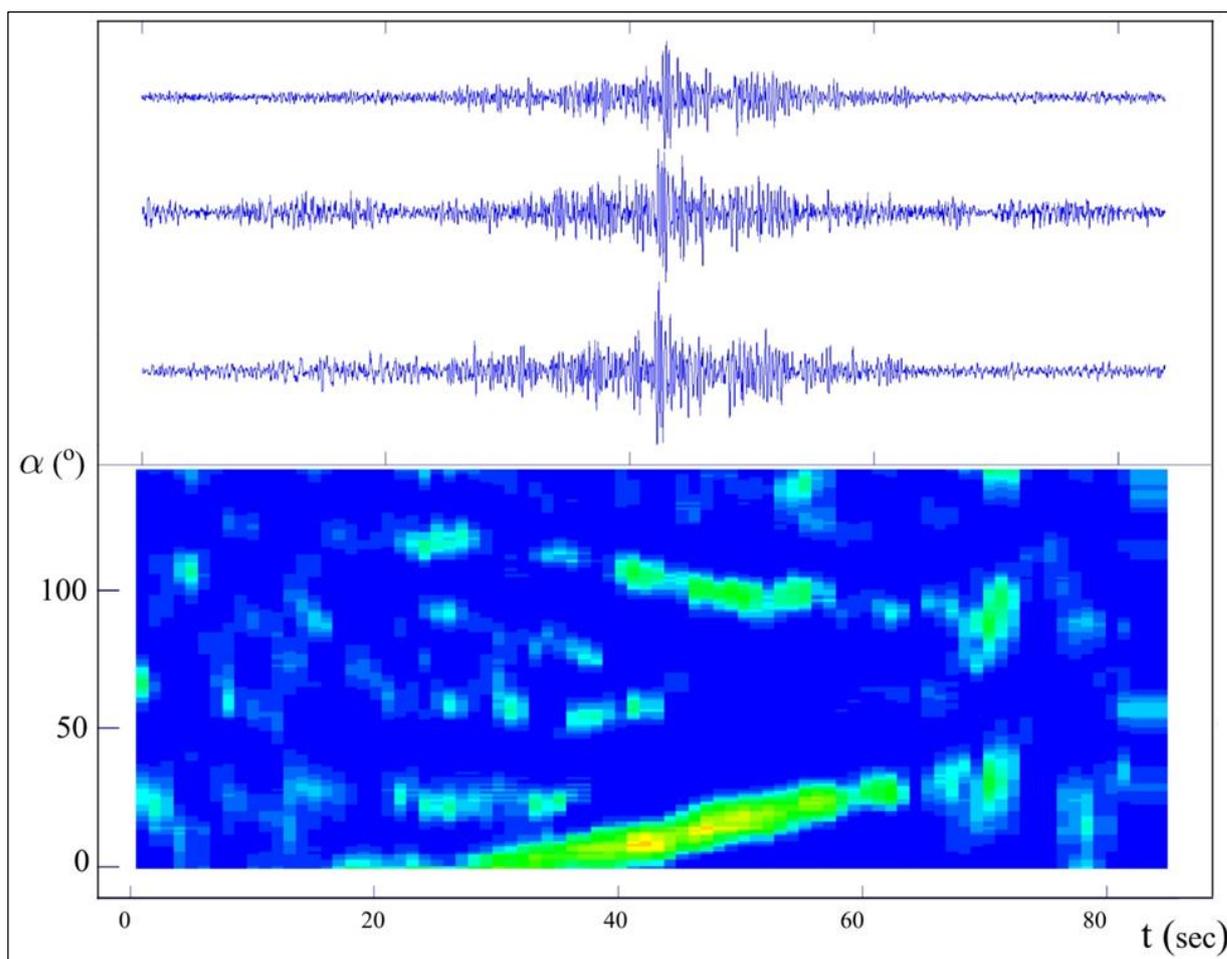


Рисунок 3.5. Запись сигнала (сверху) и кросскорреляционная диаграмма (снизу) инфразвукового события длительного типа. На диаграмме видно, как азимут на событие изменился с 3° до 24° в период времени с 37 до 50 сек

Очень приблизительно в подход детектирования можно включить также сравнение экспериментальных амплитуд сигналов. Разумеется, нельзя для какого-либо фрагмента с достаточной точностью оценить амплитуды прихода импульсов на станции, из-за того, что не известна масса этого фрагмента. Но пропорциональные этим амплитудам можно величины оценить возможно. Если рассматривать неподвижный приемник (в нашем случае это датчики инфразвуковой станции) и движущийся мимо него со сверхзвуковой скоростью объект, на его траектории найдется такой участок, со всех точек которого звук придет в точку приема практически одновременно (рисунок 3.6). Пусть сигнал, пришедший на станцию мониторинга, сгенерирован в течение интервала времени $[t_{d1}, t_{d2}]$. Зная траекторию, можно вычислить скорости в начальный и конечный моменты $v_1=v(t_{d1})$ и $v_2=v(t_{d2})$. Поскольку фрагмент тормозится, $v_2 < v_1$, а потеря энергии фрагментом за этот участок составит

$$\Delta E = \frac{m(v_1^2 - v_2^2)}{2} \quad (3.18)$$

где m – масса фрагмента (ее значение неизвестно). Часть этой энергии перейдет в тепло, часть уйдет на генерацию ударной волны. Какая часть перейдет в тепло, неизвестно, но потери этой энергии будут одинаковы для всех станций.

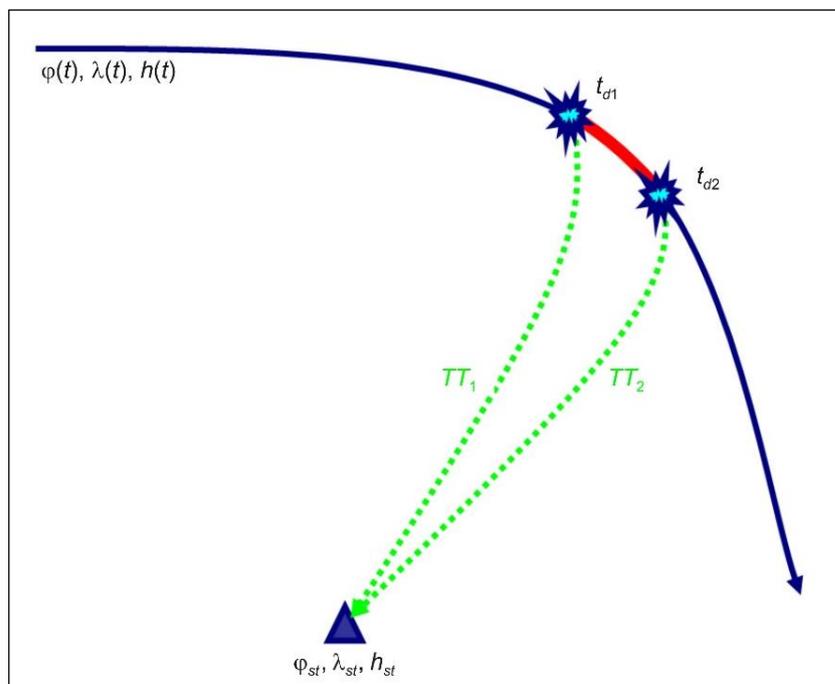


Рисунок 3.6. Генерация инфразвукового сигнала, регистрируемого на станции наблюдения (объяснение символов в тексте)

Геометрическое рассеяние оценим приближенно как $1/R^2$, где R – расстояние от источника (к примеру, середины интервала времени $[t_{d1}, t_{d2}]$) до станции.

Таким образом, для одного и того же фрагмента, но для разных станций, поток энергии звукового сигнала через единичную площадку в окрестности станции пропорционален $(v_1^2 - v_2^2) / R^2$. Амплитуда, если считать, что микрофон регистрирует сигналы, пропорциональные скорости изменения давления, будет пропорциональна $\sqrt{(v_1^2 - v_2^2) / R^2}$.

Наборы значений, пропорциональные теоретическим амплитудам сигналов, порожденных пролетом одного фрагмента, на разных станциях сравниваются с экспериментальными амплитудами. Сигналы с близкими амплитудами на всех 3 микрофонах, используются при принятии решения о их соответствии тому или иному фрагменту.

Раздел 3.2. Описание методики расчета распространения сигналов

Как было показано выше, любой объект, движущийся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью, порождает ударную волну. В первые секунды ударные волны распространяются со скоростями, превышающими скорость звука, однако затем вырождаются в звуковые, поэтому для расчетов их распространения можно применять приближение лучевой акустики и использовать уравнения, принятые в геометрической акустике. Это приближение справедливо, если амплитуда и направление волны почти не изменяются на протяжении расстояний порядка длины волны. Тогда можно ввести понятие о лучах как о линиях, касательные к которым в каждой точке совпадают с направлением распространения волны, и можно говорить о распространении акустики (инфразвука) вдоль лучей, отвлекаясь при этом от ее волновой природы. В первом приближении также можно считать, что при движении через атмосферу со сверхзвуковой скоростью объект порождает звуковую волну в каждой точке своей траектории. Система этих звуковых волн в результате интерференции, в соответствии с принципом Гюйгенса, образует так называемый конус Маха.

Очевидно, что при движении объекта по криволинейной траектории и с меняющейся скоростью форма поверхности Маха будет более сложной, чем идеальный конус. Если рассматривать неподвижный приемник (в нашем случае – датчик инфразвуковой станции мониторинга) и движущийся мимо него со сверхзвуковой скоростью объект, на его траектории найдется такой участок, со всех точек которого звук придет в точку приема практически одновременно (рисунок 3.6).

Введем обозначения: φ – широта, λ – долгота, h – высота точки над поверхностью Земли. Траекторию движения некоего объекта будем обозначать как тройку $\{\varphi(t), \lambda(t), h(t)\}$, t – время. Обозначим время пробега звука из точки $(\varphi_1, \lambda_1, h_1)$ в точку $(\varphi_2, \lambda_2, h_2)$ как $TT(\varphi_1, \lambda_1, h_1, \varphi_2, \lambda_2, h_2)$. Тогда звук, порожденный точкой траектории в момент времени $t_{\text{отрыва}}$, дойдет до станции в момент времени $t_{\text{прихода}}(t_{\text{отрыва}})$:

$$t_{\text{прихода}}(t_{\text{отрыва}}) = t_{\text{отрыва}} + TT(\varphi_{\text{st}}, \lambda_{\text{st}}, h_{\text{st}}, \varphi(t_{\text{отрыва}}), \lambda(t_{\text{отрыва}}), h(t_{\text{отрыва}})) \quad (3.19)$$

Время прихода самого первого звука на станцию:

$$t_0 = \min_{t_{\text{отрыва}}} (t_{\text{отрыва}} + TT(\varphi_{\text{st}}, \lambda_{\text{st}}, h_{\text{st}}, \varphi(t_{\text{отрыва}}), \lambda(t_{\text{отрыва}}), h(t_{\text{отрыва}}))) \quad (3.20)$$

А интервал времен отрыва можно оценить из соотношения

$$|t_{\text{прихода}}(t_{\text{отрыва}}) - t_0| < \delta \quad (3.21)$$

где δ – некая характерная длительность импульса, примем ее равной 0.1 с.

Таким образом, если известны траектория движения объекта и времена пробега звука между точками, можно рассчитать время прихода звукового импульса на станцию и азимут (точнее, интервал азимутов) этого прихода, а также оценить угол прихода относительно горизонта и, следовательно, кажущуюся скорость.

Для оценки времени прихода звуковой волны с траектории пролета фрагмента согласно (3.19) надо вычислить время пробега звука от источника до приемника $TT(\varphi_1, \lambda_1, h_1, \varphi_2, \lambda_2, h_2)$. Для упрощения расчетов будем считать что температура, плотность и скорость ветра в районе падения фрагментов ракет-носителей зависят только от высоты, ветер является строго горизонтальным, а высота расположения приемника мала по сравнению с высотой источника ($h_2 \ll h_1$), что не противоречит реальности. В таком приближении время

пробега зависит только от азимута из источника на приемник, расстояния между ними и разности высот: $TT(\varphi_1, \lambda_1, h_1, \varphi_2, \lambda_2, h_2) \approx TT(\text{dist}(\varphi_1, \lambda_1, \varphi_2, \lambda_2), \alpha, h_1 - h_2)$, где dist – расстояние между проекциями точек на поверхность Земли, α – азимут из источника на приемник.

Расчет функции $TT(d, \alpha, h)$ может быть произведен в приближении лучевой акустики методом трассировки лучей (raytracing). Этот подход подробно описан в работе (Garces et al., 1988) и показал свою эффективность. Расчет сводится к решению следующей системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d\vec{r}}{dt} = c \cdot \vec{n} + \vec{u} \\ \frac{d\vec{n}}{dt} = (\vec{n}, \nabla V) \cdot \vec{n} - \nabla V \\ V = c + (\vec{n}, \vec{u}) \end{cases} \quad (3.22)$$

где r – радиус-вектор точки на луче, n – нормаль к фронту волны, c – скорость звука, u – скорость ветра.

Таким образом, для трассировки распространения звука нужно знать температуру, скорость и направление ветра. Эту информацию можно получить различными способами – по результатам локального зондирования атмосферы; по данным полученных из распространенных моделей атмосферы, часть из которых описана в разделе 1.4 данной работы; используя комбинацию этих двух моделей. Усложнение модели, приводит к существенному увеличению времени расчета траекторий распространения звуковых лучей, поэтому для предварительных расчетов в качестве основной модели применяется американская стандартная модель атмосферы 1976 г. издания (U.S. Standard Atmosphere, 1976). Из данной модели берется плотность и температура. Для уточнения температурных профилей применяется глобальная эмпирическая модель атмосферы NRL-MSISE-00 (Picone, 2002). Для уточнения скоростей ветра используется модель горизонтального ветра HWM-93 (Hedin et al., 1996). В главе 5 будут приведены примеры расчета мест локаций падений фрагментов с использованием различных моделей и оценена точность локации.

Для расчета времен пробега звуковой волны из точек, расположенных на определенных высотах, в различные точки земной поверхности разработана программа RayVelMod. Программа производит численное интегрирование

системы уравнений (3.22), выбирая в качестве начальных условий точки с координатами $(0,0,h)$ и направляя нормаль n в начале интегрирования в направлении угла азимута α и тангажа θ (угла с вертикалью). Программа перебирает значения высот, азимутов и тангажей и производит трассировку до тех пор, пока луч не упрется в дневную поверхность или не уйдет за пределы области интегрирования (рисунок 3.7). Лучи отраженные от поверхности земли отбрасываются, как ненужные, чтобы не усложнять дальнейшие расчеты. Входными данными для программы RayVelMod являются параметры атмосферы – температура и скорость ветра. Результатом работы программы являются времена пробега, которые сохраняются в качестве таблиц, которые затем будут использованы программой ассоциации инфразвуковых сигналов, описываемой в разделе 3.3.

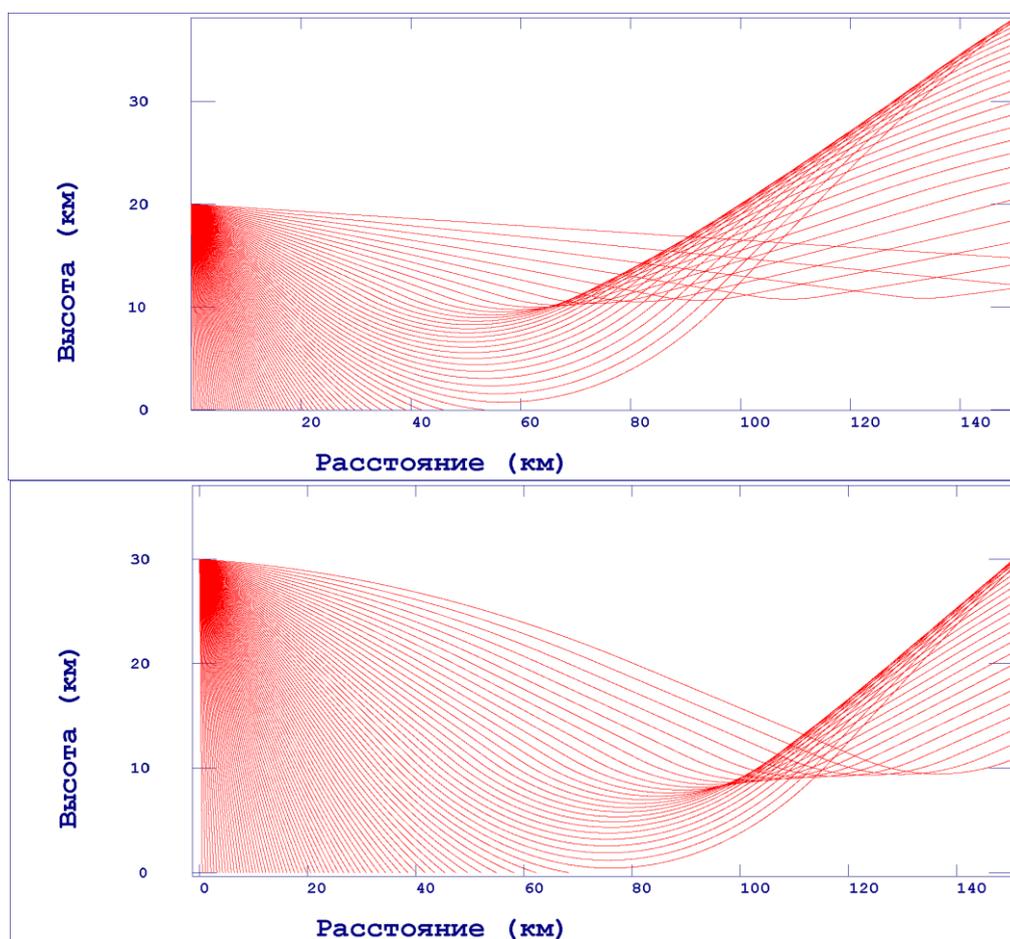


Рисунок 3.7. Трассировка лучей для источника звука на высоте 20 км и 30 км при использовании модели стандартной атмосферы

Для подготовки входных данных для работы для программы RayVelMod используются программа генерации пакетов атмосферных данных MA (Model

Athmosphere). Программа предназначена для подготовки пакетов атмосферных данных. Атмосферные данные (профили температуры и ветра по высоте) генерируются путем комбинирования данных стандартной атмосферы, расчетов по моделям температуры и ветра NRL-MSISE-00 и HWM-93 и результатов зондирований атмосферы. Под термином «пакет атмосферных данных» принимается совокупность информации, необходимой в дальнейшем для расчета траекторий движения фрагментов в атмосфере и для расчета времен пробега звуковой волны от точек траекторий до принимающих станций. Для расчета траекторий необходимы плотность атмосферы и ветер. Плотность берется из стандартной атмосферы и, поэтому, не входит в пакет. Для расчета времен пробега звуковых волн нужны температура и ветер. Таким образом, в качестве исходных данных об атмосфере в пакет входят зависимости температуры и ветра от высоты. В процессе генерации пакета рассчитывается таблица времен пробега звуковой волны от источников, находящихся на различных высотах, по различным азимутам. Эта таблица также включается в пакет. Таким образом, пакет атмосферных данных состоит максимум из трех файлов – температурный профиль, профиль ветра и таблица пробега звуковых волн. Объем пакета зависит от детальности заданных температурной и ветровой моделей атмосферы.

Раздел 3.3. Описание методики определения мест падения фрагментов ОЧ РН

Для корректного решения задачи локации необходимо выполнить следующие математические операции:

- моделирование распада аппарата;
- моделирование движения фрагментов в атмосфере;
- моделирование распространения звука в атмосфере;
- разработать корректную процедуру сравнения экспериментальных и теоретических параметров инфразвуковых сигналов (Виноградов, 2017).

О расчете распространения звука в атмосфере в приближении лучевой акустики описано в предыдущем разделе, описание остальных алгоритмов рассмотрим в данном разделе.

Моделирование распада ступеней ракет-носителей и движения фрагментов в атмосфере. Математические модели распада ступеней ракет-носителей на разных высотах рассматривались в работах (Чураков и др., 2011; Булекбаев, и др., 2012; Булекбаев, 2014; Болдырев и др., 2018). В данных работах предлагается повышать точность определения координат точек падения фрагментов конструкции ракет-носителей на основе использования опытных оценок по результатам их пусков, а также с использованием измерительной информации на конечном участке полета фрагментов ракет-носителей от технических средств, расположенных в непосредственной близости от районов падений. Кроме того, отмечается, что полученные значения оценки точности координат мест падения фрагментов ступеней ракет-носителей могут быть использованы для уточнения параметров комплексной модели описания движения фрагментов на пассивном участке траектории, высоты разрушения ступени на фрагменты, баллистических коэффициентов типовых фрагментов, параметров локальных моделей атмосферы в районах падения и т.д. Это будет повышать адекватность известных моделей движения отделяющихся частей ракет-носителей реальным условиям пусков.

Движение любого объекта в атмосфере Земли определяется простым уравнением:

$$\vec{a} = \vec{g} + \vec{a}_{\text{Кориолиса}} - \rho(\vec{v} - \vec{v}_{\text{ветра}}) \left| \vec{v} - \vec{v}_{\text{ветра}} \right| S C_x(m) \quad (3.23)$$

где ρ – плотность атмосферы, a – ускорение, v – скорость, $C_x(m)$ - аэродинамическое сопротивление, m – скорость в Махах, S – аэродинамический коэффициент, зависящий от формы объекта. Функции $C_x(m)$ – аэродинамические сопротивления – слабо зависят от формы движущихся объектов. Типовые виды зависимости приведены в работах (McCoу, 1981; Morton and Arrowsmith, 2014). Для многих объектов функции C_x очень похожи. Варьируя начальные

условия – векторы координат и скоростей в начальный момент времени, аэродинамические сопротивления и баллистический коэффициент и интегрируя уравнение (3.23), можно получить все в принципе реализуемые траектории движения объекта (в предположении, что характеристики объекта во время движения не меняются, хотя на практике это не так).

Для локации мест падения фрагментов применяется метод подбора. Для этого, путем изменения параметров $V_{\text{ветра}}$, $C_x(m)$ и S , входящих в формулу (3.23), рассчитывается большой набор траекторий, которые в принципе могут реализоваться (так называемая «трубка траекторий»). С этой целью берется проектная траектория, рассчитанная баллистами и прицеленная в центр района падения (Сихарулидзе, 1982; Разработка, 2010), на ней фиксируется точка, в которой предполагается, что в ней объект еще движется в соответствии с теоретическими расчетами. Далее предполагается, что при входе в плотные слои атмосферы объект делится на фрагменты с различными баллистическими коэффициентами, т.е. ниже высоты H_0 или позже момента времени T_0 объект разрушается.

Таким образом, координаты и скорость в этот момент T_0 принимаются за начальные условия для летящих дальше фрагментов. В момент разрушения объект перестает двигаться как единое целое и распадается на несколько фрагментов, каждый из которых имеет свой баллистический коэффициент S . Изменение параметра S позволяет искривлять траекторию движения в направлении «вперед-назад». Параметр S задается близким к реальному и его значения ограничиваются минимальными и максимальными значениями, полученными по результатам физического моделирования. Об этом будет изложено в Главе 4 данной работы. К скоростям может быть добавлен небольшой произвольный добавочный вектор \vec{V}_{extra} , моделирующий взрывное воздействие в момент разрушения, а к координатам – сдвиг, т.е. добавочный вектор $\vec{R}_{\text{extra}} = l \cdot \vec{E}$, где \vec{E} – единичный вектор в направлении движения, касательный дневной поверхности, l – длина сдвига. Этот сдвиг моделирует возможную ошибку в расчете

исходной (проектной баллистической) траектории, вызванную отклонением параметров движения центра масс от расчетных значений и разбросом параметров углового движения, связанного с работой системы управления РН на активном участке траектории. Изменяя вектор $V_{\text{ветра}}$ производится смещение траектории в направлении «вправо-влево» и дополнительно «вперед-назад». Таким образом, для каждого нового фрагмента может быть рассчитана своя уникальная траектория. В результате формируется «трубка траекторий», концы которой покрывают с запасом весь район предполагаемого падения фрагментов с заданным шагом, т.е. все траектории, которые в принципе могут реализоваться. Шаг определяется необходимой точностью и требуемой скоростью расчетов. Программа расчета ограничена числом 999.999 траекторий, что в большинстве случаев является избыточным. Следует отметить, что при генерации «трубки траекторий» перебираются только реалистические значения S в заданном интервале, полученные по результатам физического моделирования (см. главу 4) (рисунок 3.8).

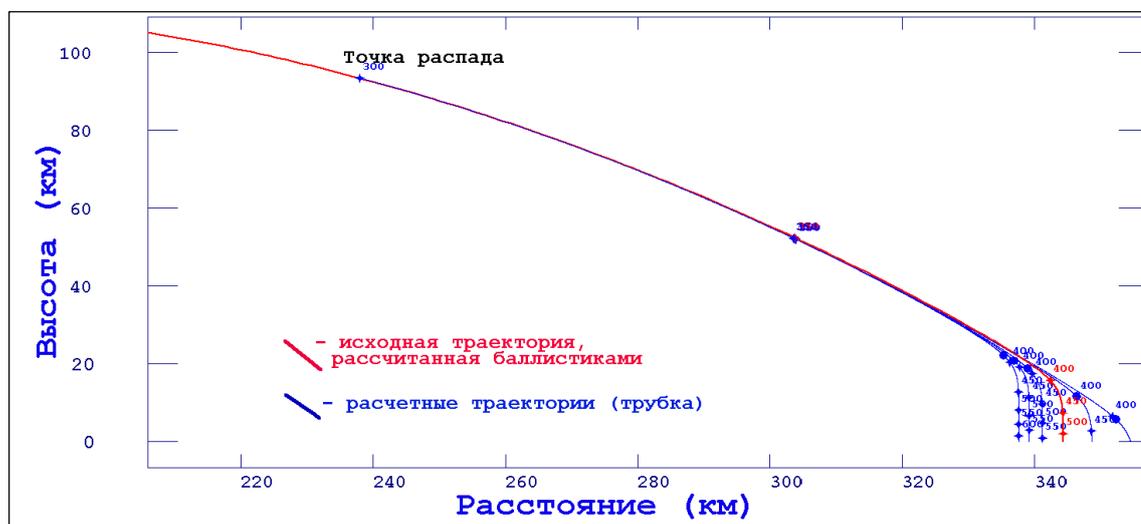


Рисунок 3.8. Генерация «трубки траекторий» путем изменения баллистического коэффициента (красная кривая – теоретическая траектория, синие кривые – рассчитанные с разными баллистическими коэффициентами от 1 до 20)

Распад ступеней ракет-носителей может начаться на различных высотах и в разные моменты времени, поэтому параметры H_0 и T_0 также варьируются. В результате рассчитывается несколько разных «трубок траекторий», начинающихся на разных высотах.

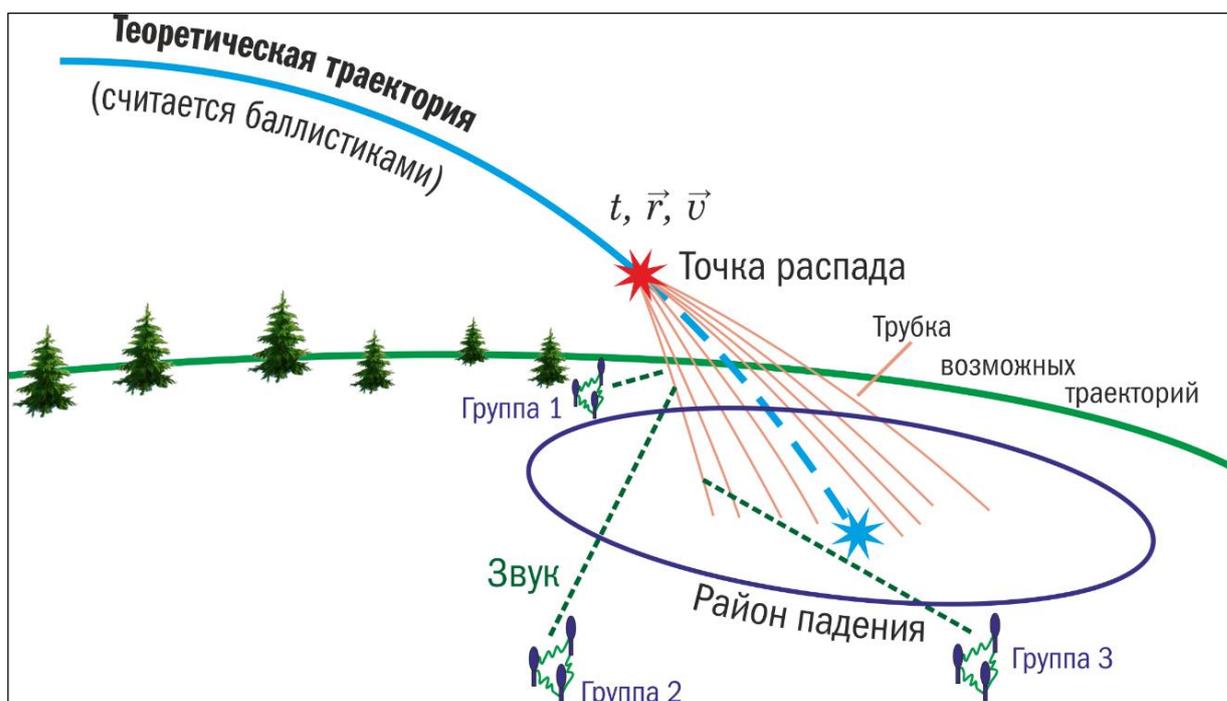


Рисунок 3.9. Схема распространения инфразвуковых сигналов до станций наблюдения от одной траектории из «трубки траекторий»

Сравнение экспериментальных и теоретических (модельных) приходов волн на станции наблюдения и определение мест возможного падения фрагментов ракет-носителей. Выше было описано, как формируется теоретическая «трубка траекторий». Используя методику распространения сигнала с учетом параметров атмосферы (программа RayTracing), описанную в разделе 3.2 данной работы, от каждой траектории, входящей в «трубку», рассчитываются теоретические времена, азимуты и кажущиеся скорости прихода инфразвуковых сигналов на станции, местоположение которых известно. Экспериментальные (реальные) времена приходов инфразвуковых сигналов, азимуты и кажущиеся скорости, вызванные реальным пролетом фрагментов снижающейся ступени ракеты-носителя, получают в ходе реальных наблюдений и рассчитаны с помощью алгоритма детектирования, описанного в разделе 3.1 данной работы (рисунок 3.9).

Для сравнения пары приходов на одну станцию – экспериментального (измеренного в ходе проведения наблюдений, $p_{\text{эксп}}$) и теоретического (рассчитанного по одной из траекторий трубки, $p_{\text{теор}}$) используется следующий алгоритм:

пусть $p_{\text{эксп}}=(t_1, \alpha_1, v_1)$ – время, азимут и кажущаяся скорость экспериментального прихода, $p_{\text{теор}}=(t_2, \alpha_2, v_2)$ – те же параметры теоретического прихода. Для сравнения выработана функция $R(p_{\text{эксп}}, p_{\text{теор}})=R(t_1, \alpha_1, v_1, t_2, \alpha_2, v_2)$, которая в случае принципиальной разницы параметров обращается в 0, а в случае идентичности параметров – в 1. Для этого оцениваем три параметра:

1) Расхождение времени:

$$r_1 = \begin{cases} 0, & |t_1 - t_2| > \Delta t_{\text{max}} \\ 1 - \frac{|t_1 - t_2|}{4\Delta t_{\text{max}}}, & \text{иначе} \end{cases} \quad (3.24)$$

Δt_{max} имеет смысл максимального расхождения между экспериментальным и теоретическим приходами по времени и задается в числе прочих параметров подбора.

2) Расхождение кажущейся скорости:

$$r_2 = \begin{cases} v_1 / v_2, & v_2 > v_1 \\ v_2 / v_1, & v_1 > v_2 \end{cases} \quad (3.25)$$

3) Расхождение азимута:

$$r_3 = \begin{cases} 0, & |\alpha_1 - \alpha_2| > 3\Delta\alpha_{\text{max}}(v_1) \\ 1 - \frac{|\alpha_1 - \alpha_2|}{3\Delta\alpha_{\text{max}}(v_1)}, & \text{иначе} \end{cases} \quad (3.26)$$

где $\Delta\alpha_{\text{max}}(v)$ – эмпирическая функция, задающая связь максимальной ошибки определения азимута с кажущейся скоростью.

Чем больше кажущаяся скорость (следовательно, и угол подхода волны к дневной поверхности), тем меньше разница времен приходов волны на датчики группы и, тем самым, выше ошибка оценки азимута. Т.е. если фронт волны падает на инфразвуковую группу вертикально, то азимут прихода волна будет определить невозможно. Это важно учитывать при расстановке станций наблюдения в районе проведения измерений. Вид данной функции представлен на рисунке 3.10.

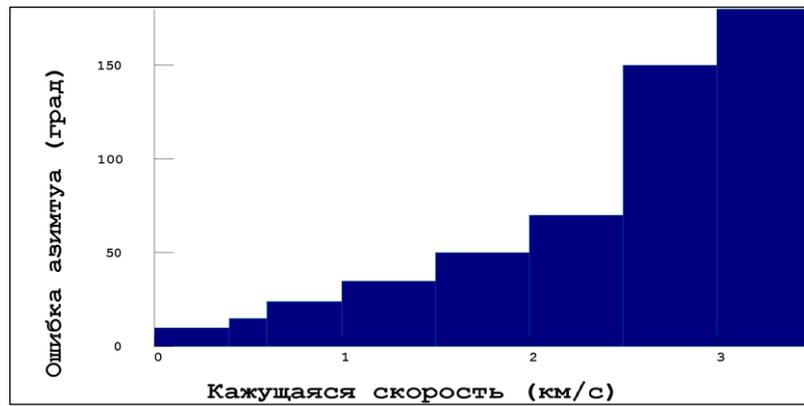


Рисунок 3.10. Зависимость ошибки определения азимута от кажущейся скорости

Итоговый рейтинг (мера сходства) приходов определяется как

$$R(p_{\text{эксп}}, p_{\text{теор}}) = \frac{W_t \cdot r_1 + W_\alpha \cdot r_2 \cdot r_3}{W_t + W_\alpha} \quad (3.27)$$

где W_t – вес учета времени, W_α – вес учета азимута. Эти веса принимают значение 1, если учет соответствующего параметра включен и 0 – если он выключен.

Для сравнения экспериментальных и теоретических амплитуд используется следующий алгоритм. Как было отмечено выше, реальные значения теоретических амплитуд вычислить невозможно, поэтому используются величины, им пропорциональные. Другими словами, имеется набор экспериментальных амплитуд $\{A_i\}$ и теоретических оценок $\{T_i\}$ (i -индекс группы), которые в случае совпадения должны иметь высокий коэффициент корреляции. Собственно, коэффициент корреляции между двумя этими группами параметров и можно считать оценкой сходства.

Обозначим эту оценку как $R_A = \text{Correlation}(\{A_i\}, \{T_i\})$. В качестве простого примера рассмотрим процедуру оценки рейтинга по какой-либо одной траектории из «трубки траектории». Обозначим расчетный приход с этой траектории на станцию s как r_s . Пусть расчетное время прихода сигнала с этой траектории на станцию s равно $t_{s,\text{расчет}}$. Выберем все экспериментальные приходы на эту станцию такими, что $|t_{s,\text{расчет}} - t_i| < \Delta t_{\text{max}}$, где t_i – время экспериментального прихода (рисунок 3.11). Далее создадим множество всех возможных приходов на станцию s , включив в него все выбранные экспериментальные приходы плюс пустой приход. Обозначим это множество P_s .

Введем термин «вариант». «Вариантом» будем называть множество экспериментальных приходов на все станции $V = \{p_1, p_2, \dots, p_N\}$, (N – количество

станций) таких, что $p_1 \in P_1, p_2 \in P_2 \dots p_N \in P_N$, выбранных для данной траектории. В это множество для некоторых станций могут входить и пустые приходы (т.е. отсутствия приходов на данные станции). Каждый «вариант» будет характеризоваться набором экспериментальных амплитуд $\{A\}$. Набор теоретических амплитуд $\{T\}$ вычисляется для траектории в целом и не зависит от рассматриваемого варианта.

Оценивать «вариант» будем по его рейтингу, рассчитываемому по формуле:

$$R(V) = R_A(\{A\}, \{T\}) \cdot \prod_s R(p_s, r_s) \quad (3.28)$$

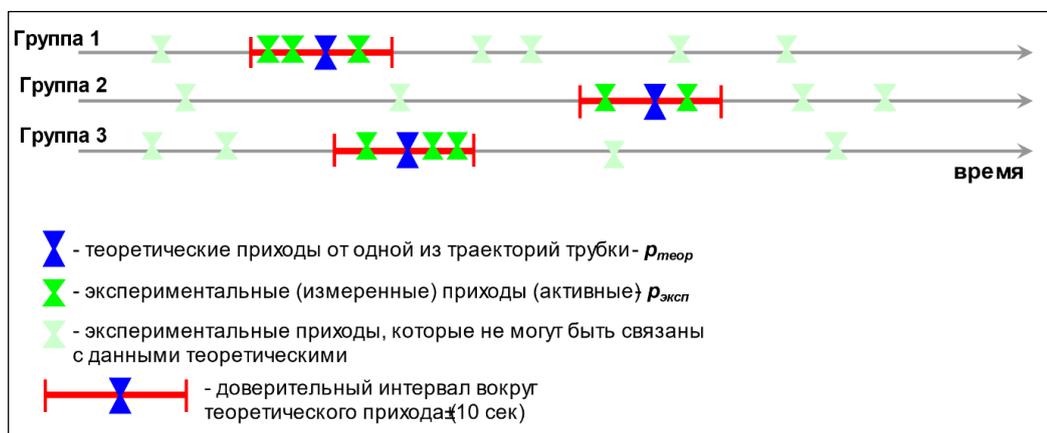


Рисунок 3.11. Сравнение экспериментальных и теоретических приходов сигналов на инфразвуковые группы

Таким образом, рейтинг «варианта» – это оценка сходства набора экспериментальных амплитуд данного «варианта» с теоретическими, умноженная на оценки сходства всех экспериментальных приходов «варианта» с теоретическими. Если в варианте некий экспериментальный приход оказывается пустым, для оценки его рейтинга берется некоторое небольшое «фоновое» значение. За окончательный рейтинг траектории выбирается максимум из оценок всех возможных вариантов $R(V)$. Приходы, которые участвовали в этом окончательном варианте, будут считаться ассоциированными с данной траекторией.

В результате для того чтобы оценить каждую траекторию из «трубки траекторий» выполняется следующая процедура: рассчитывается рейтинг для каждой траектории из трубки; затем выбирается трасса с максимальным значением рейтинга; экспериментальные приходы на каждой станции, которые

были проассоциированы с реализовавшейся траекторией удаляются из списка; затем процедура повторяется, т.е. ищется следующая траектория, но уже используется меньшее количество экспериментальных приходов; отбираются траектории с максимальным рейтингом до тех пор, пока экспериментальные приходы не будут исчерпаны.

Местами возможного падения фрагментов будут точки пересечений теоритических траекторий, имеющих самый высокий рейтинг, с поверхностью земли. При наличии высот рельефа, координаты мест возможного падения вычисляются автоматически.

Раздел 3.4 Описание программ, входящих в состав комплекса

Для реализации описанных выше алгоритмов инфразвуковой локации был разработан программный комплекс. Он включает в себя следующие программы – программу подготовки атмосферных данных МА, программу трассировки звука через атмосферу RAYVELMOD; программу детектирования импульсных сигналов IMPDET, программа генерирования и подбора траекторий СТ, программа интегратор IPL для автоматизации процесса обработки за счет упрощенного обмена данными между программами комплекса. Однако каждая программа комплекса может запускаться и автономно. Структура комплекса показана на рисунке 3.12.

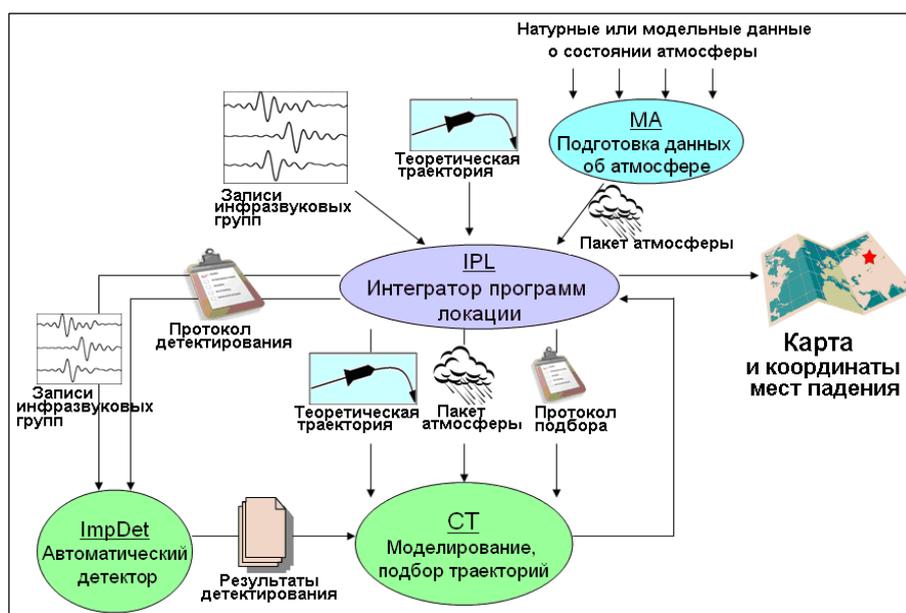


Рисунок 3.12. Структура программного комплекса пассивной инфразвуковой локации

Краткое описание программ комплекса приводится ниже.

Самой затратной по времени производимого расчета и потреблению вычислительной мощности является программа подготовки атмосферных данных (так называемых «пакетов атмосферы») МА. Программа МА предназначена для создания полных наборов (пакетов) атмосферных данных для дальнейшего использования в программе подбора траекторий СТ. Программа МА позволяет пользователю скомбинировать профили температуры и ветра из данных атмосферных зондирований (Арсеньев, Булекбаев, 2014), из данных эмпирических моделей атмосферы NRL-MSISE-00 и HWM-93 для конкретного времени и места и из данных стандартной атмосферы. По этим профилям строится таблица времен пробега звуковой волны. Программа МА является интегратором, управляющим выполнением трех других программ – RayVelMod, WindModel и TempModel. Она позволяет вести список пакетов атмосферных данных, который потом используется собственно программами локации.

Программа состоит из одного программного модуля МА.EXE. Для его работы необходим конфигурационный файл МА.INI и файл с информацией о пакетах атмосферы ATMOSPHERE.PAK.

Конфигурационный файл МА.INI содержит список протоколов, по которым производится расчет таблиц времен пробегов звуковых волн через атмосферу программой RAYVELMOD.

Программа МА может вызывать из себя программы TEMPMODEL и WINDMODEL (модели температуры и ветра), а также программу RAYVELMOD для расчета времен пробегов звуковых волн.

В результате своей работы программа МА создает или модифицирует файл ATMOSPHERE.PAK с информацией о пакетах атмосферы. Этот файл используется программой IPL (интегратором программ локации) для передачи данных об атмосфере в программу расчета траекторий СТ.

Программа МА работает под управлением операционной системы Windows XP или выше. Программа написана на языке Object Pascal в системе разработки Delphi 7.0.

Программы TEMPMODEL и WINDMODEL работают под управлением операционной системы Windows XP или выше. Программы написаны на языке FORTRAN-90 на основе открытого исходного кода, доступного в сети Интернет. Предназначены для пакетного (без вмешательства оператора) использования, запускаются программой формирования атмосферных пакетов МА. Программа TEMPMODEL генерирует профиль температуры, а WINDMODEL – ветра для заданной точки Земли и времени.

Программы читают свои входные данные из файла с именем input.txt. В первой строчке файла находится 5 чисел – номер дня в году, номер секунды в сутках, широта, долгота, число точек по высоте (N_H). Далее следует N_H строчек, содержащих по одному числу – высоте точки в метрах.

По окончании работы программа TEMPMODEL создает файл donetemp.txt, а программа WINDMODEL – файл donewind.txt. Эти файлы сигнализируют запускающей программе МА, что расчет окончен.

Результаты работы программ сохраняются в текстовых файлах ResultTemp.txt и ResultWind.txt. Первые строчки файлов – информационные (не содержательные). Дальше в файлах идут строки, соответствующие высотам. В файле ResultTemp на каждой такой строке содержится два числа – высота в километрах и температура в градусах Кельвина. В файле ResultWind на строке находятся три числа – высота в километрах, X-компонента скорости ветра в м/сек (с востока на запад), Y-компонента ветра (с юга на север).

Программа трассировки звука через атмосферу RAYVELMOD работает под управлением операционной системы Windows XP или выше. Программа написана на языке Object Pascal в системе разработки Delphi 7.0. Программа предназначена для расчета времен пробега звукового сигнала от источников, расположенных на различных высотах до приемников, располагающихся на земной поверхности, через реальную атмосферу (задаются параметры атмосферы, включая горизонтальный ветер). Времена пробега рассчитываются в приближении лучевой акустики.

Программа RAYVELMOD может быть запущена в пакетном режиме как вручную, так и с помощью программы формирования атмосферных пакетов МА. Входными данными для программы являются:

- 1) протокол расчета (файл с параметрами расчета)
- 2) файл с температурным профилем (может отсутствовать)
- 3) файл с профилем ветра (может отсутствовать)

Выходными данными являются текстовые файлы с расширением .MDL, содержащие таблицы времен пробегов звуковых волн от источников на разных высотах до приемников, находящихся на разных расстояниях до источника и в разных направлениях от него.

Ядром комплекса является программа IPL – интегратор программ локации. Она обеспечивает интерфейс пользователя с прочими программами, обмен данными между ними и визуализацию результатов. Программа IPL работает под управлением операционной системы Windows XP или выше. Программа написана на языке Object Pascal в системе разработки Delphi 7.0. На вход программы IPL поступают следующие данные: записи инфразвуковых групп, теоретическая траектория падения ступени и пакет атмосферных данных. Пользователь выбирает варианты (протоколы) обработки из числа предусмотренных в программе IPL.

На первом этапе обработки программа IPL запускает программу детектирования импульсных сигналов ImpDet. В нее передаются исходные записи каждой из участвовавших в наблюдениях инфразвуковых станций. Программа ImpDet автоматически находит короткие импульсные сигналы и производит пеленгацию (т.е. определяет времена, азимуты, кажущиеся скорости, амплитуды импульсов), используя алгоритм автоматического детектирования, описанный в разделе 3.1. Результат детектирования предьявляется интерпретатору для коррекции. В диалоговом режиме интерпретатор может убрать лишние (ложные) срабатывания детектора и добавить импульсы, которые детектор по каким-либо причинам пропустил. Также предусмотрен автоматический режим, когда данные детектирования поступают сразу в программу подбора реалистичных траекторий СТ, описываемую ниже,

По окончании работы программы детектирования, программа интегратор IPL вызывает программу локации (программу подбора реалистичных

траекторий) СТ. Программа СТ работает под управлением операционной системы Windows XP или выше. Программа написана на языке Object Pascal в системе разработки Delphi 7.0. Назначение программы – подбор реалистических траекторий движения падающих и генерирующих ударные волны фрагментов, приходы инфразвуковых импульсов с которых соответствуют приходам, наблюдаемым инфразвуковыми группами. Расчет координат предполагаемых мест падений фрагментов по этим траекториям (локация). В качестве исходной информации в программу в виде текстового файла вводится расчетная траектория, по которой движется космический аппарат до входа в плотные слои атмосферы. В нее также передаются списки обнаруженных программой ImpDet импульсов, а также теоретическая траектория, координаты станций мониторинга и пакет атмосферы, рассчитанный программой МА. Программа СТ производит моделирование распада ступени ракеты-носителя, генерируя «трубку траекторий». Количество траекторий в трубке задается оператором и имеет ограничение по количеству -999.999 траекторий. Для каждой траектории из «трубки» рассчитываются теоретические времена и амплитуды приходов инфразвуковых импульсов на станции, установленные в районе проведения наблюдений. Они сравниваются с экспериментальными, после чего каждой траектории приписывается рейтинг – вероятностная оценка того, что по этой траектории реально двигался объект. Выбираются наилучшие (имеющие наивысшие рейтинги) траектории. Координаты точек их пересечения с земной поверхностью (с учетом рельефа местности) выдаются в файл результатов, как предполагаемые места падения фрагментов снижающихся ступеней ракет-носителей. По завершению работы программа СТ генерирует текстовые файлы с координатами подобранных мест падений.

Программа состоит из одного программного модуля СТ.EXE. Для его работы необходимы следующие файлы данных:

- исходная (расчетная) траектория (текстовый файл);
- параметры атмосферы (файлы температуры, давления, плотности и ветра). Могут отсутствовать, в этих случаях заменяются параметрами стандартной атмосферы;

– скоростная модель (таблица времен пробега звуковой волны от источников на разной высоте к приемникам на поверхности – таблица функции ТТ, рассчитанная программой трассировки звука через атмосферу RAYVELMOD);

– таблица коэффициента $C_x(m)$;

– данные регистраций сигналов инфразвуковыми группами – списки приходов импульсных сигналов на группы с их параметрами, созданные программой детектирования импульсных сигналов IMPDET;

– протоколы подбора траекторий – файлы с параметрами подбора.

Программа СТ может быть использована как автономно, так и в составе комплекса программ инфразвуковой локации падающих фрагментов ракет-носителей IPL. В случае автономного запуска программы СТ все указанные выше данные вводятся оператором.

В случае запуска программы СТ из интегратора программ локации IPL загрузка данных и расчет производится без участия оператора.

По окончании работы программы СТ программа-интегратор IPL считывает ее результаты и предъявляет их пользователю как в текстовом формате в виде файла с координатами и соответствующим им рейтингом, так и виде точек мест возможного падения фрагментов при помощи встроенной картографической системы.

Полученный файл с координатами мест возможного падения передается по радиоканалу на БПЛА, который начинает облет указанных районов с проведением фото-видеофиксации и инфракрасной съемки.

Раздел 3.5. Описание этапов создания аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации

При создании мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации был применен известный метод последовательной детализации разработки.

На первом этапе создания комплекса (2009–2010 гг.) была разработана и прошла полный цикл испытаний на функциональность и надежность системы

регистрации и детектирования инфразвуковых сигналов, позволяющая определять времена их приходов к датчикам и азимуты на источники. Комплект системы регистрации инфразвуковых сигналов состоял из трех низкочастотных микрофонов, которые разносились на расстояния порядка 200 м друг от друга, АЦП и процессора (роль которого выполнял рядовой ноутбук). К АЦП микрофоны подключались с помощью проводов (рисунки 2.12, 2.14). Координаты точек расстановки микрофонов определялись с помощью обычных серийных GPS-приемников. Обработка методики наблюдений и обработки данных производилась на регистрации сильных импульсных сигналов, генерируемых 1-ми ступенями ракет-носителей «Союз» и «Протон». Подробнее об этом будет изложено в Главе 5.

На следующем этапе, в 2011–2012 гг., была осуществлена верификация системы регистрации сигналов от фрагментов верхних ступеней в ходе запусков РН «Протон-М» по новой трассе с наклоном 48° . На этом этапе пришлось серьезно доработать программное обеспечение комплекса с целью необходимости детектирования большого количества сигналов (до 100 в мин) и ассоциировать сигналы, полученные с разных станций наблюдения между собой. При этом достоверность получаемых результатов (расчетных мест падений фрагментов) обеспечивалась и проверялась гарантированным обнаружением всех фрагментов 2-й ступени и головного обтекателя ввиду удачного расположения РП исключительно в степной местности Республики Казахстан (рисунки 4.7, 4.8). Подробнее об этом будет изложено в Главе 4. При помощи разработанной системы регистрации инфразвуковых сигналов были получены регистрограммы (инфраграммы), характерные для снижающихся фрагментов 1-й и 2-й ступеней различных РН, и показана правильность алгоритма расчета возможных траекторий снижения, а, следовательно, и возможность определения координат мест приземления фрагментов ОЧ РН с допустимой точностью. На этом же этапе начала создаваться база данных, включающая различные параметры инфразвуковых сигналов, использование которой в дальнейшем

позволит в оперативном режиме определять возможный тип источника генерации инфразвуковых сигналов по данным инфразвуковых наблюдений. На данном этапе создания комплекса впервые в практике обеспечения пусков ракет-носителей на базе общедоступных серийных комплектующих было разработано техническое устройство и программно-математическое обеспечение, позволяющие с заданной точностью определять местоположение точек генерации инфразвуковых волн от снижающихся фрагментов ОЧ РН. Новизна этого этапа создания мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации заключалась также в том, что в ходе сопровождения пусков РН «Союз» и «Протон» был создан каталог волновых форм (инфраграмм), вызванных снижением типовых частей ракет-носителей, послуживший основой создания уникальной базы данных. С помощью указанного каталога на основе сопоставления характерных для конкретного пуска и типовых инфраграмм, можно без осуществления наземного поиска идентифицировать тип фрагмента (элементы обечаек, двигателей, обтекателя и т.д.).

Вместе с тем, комплекс в конфигурации 1-го этапа имел существенные недостатки: необходимость коммутации большого количества проводов, обеспечения их сохранности в процессе выполнения измерений.

Указанные недостатки были устранены на следующем этапе создания мобильного автономного программно-аппаратного комплекса пассивной инфразвуковой локации.

На третьем этапе (2012–2014 гг.) была разработана полевая часть мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации в составе нескольких комплектов беспроводной полевой аппаратуры мониторинга, подробно описанную в разделе 2.2. На этом же этапе была существенно расширена и модернизирована программная часть комплекса, получившая много дополнительных сервисных опций и много автоматизированных операций. В комплектах полевой аппаратуры были встроены микропроцессоры, управление работой всех элементов полевых станций мониторинга стало осуществляться по специально разработанным алгоритмам

в рамках уникального программно-математического обеспечения. Входящее в состав полевых станций мониторинга программно-математическое обеспечение позволяет с помощью GPS – приемника синхронизовать поступающие с аналого-цифрового преобразователя данные с точным временем и определять координаты позиции данного устройства, а также осуществляет передачу данных измерений с двух «ведомых» полевых станций мониторинга на «ведущую» через радиомодем в виде пакетов. Пакеты содержат, помимо самих данных, также служебную информацию, позволяющую контролировать целостность передачи в условиях радиопомех естественного и искусственного характера. Цифровые данные со всех полевых станций мониторинга, включая информацию о времени и координатах, передаются в указанный блок, который объединяет их и по радиоканалу передает на автоматизированное рабочее место оператора мобильного автономного комплекса. Таким образом, на втором этапе создания мобильного автономного комплекса инфразвуковой локации была разработана полевая часть комплекса, т.е. решена задача сбора координатной информации и ее беспроводной передачи между полевыми станциями мониторинга внутри одного комплекта полевой аппаратуры мониторинга. При этом основным отличием разработанных электронных схем и алгоритмов программно-математического обеспечения полевой аппаратуры мониторинга является их гарантированная работоспособность в любых климатических и погодных условиях, помехозащищенность, а также простота и удобство работы с ними в полевых условиях, что было подтверждено в ходе многочисленных экспедиционных работ в самых разных метеорологических условиях.

На последнем этапе создания мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации (2014–2015 гг.) были разработаны такие уникальные элементы, как автоматизированная система передачи информации с использованием беспилотного летательного аппарата, система обеспечения автономности и автоматизированное рабочее место оператора комплекса. На этом этапе был реализован принцип дистанци-

онного автоматизированного мониторинга районов падения ОЧ РН, состоящий в том, что полевая аппаратура мониторинга устанавливается в РП заблаговременно и на протяжении длительного времени (2–3 года) поддерживается в рабочем состоянии в автономном режиме, а понятие «дистанционный» подразумевает нахождение оператора автоматизированного рабочего места за пределами РП (т.е. на расстоянии десятков и сотен километров от полевых станций мониторинга). В процессе выполнения экспериментальных работ было установлено, что основным фактором, ограничивающим длительность автономной работы комплекса, является расходование заряда аккумуляторной батареи. Решение этой задачи очевидно:

а) обеспечение температурного режима, обеспечивающего сохранение емкости аккумуляторных батарей;

б) максимально возможное снижение энергопотребления полевых станций мониторинга, как в период работы по основному назначению, так и в период бездействия.

Задача «а» была решена за счет конструктивного исполнения полевой аппаратуры мониторинга с заглубленным в землю аккумуляторным отсеком. При решении же задачи «б» учитывалось, что при функционировании полевых станций мониторинга в рабочем режиме основным потребителем энергии является УКВ-радиомодем дальнего радиуса действия, а при нахождении полевых станций мониторинга в дежурном режиме – блок накопления, обработки и передачи информации. Поэтому эту задачу удалось решить путем подбора оптимального по мощности радиомодема, применение направленных антенн, использование БПЛА, обеспечение возможности перевода электронной аппаратуры полевых станций мониторинга в «спящий» режим (режим минимального электропотребления) и обратно. С этой целью на этом этапе также были разработаны оригинальные системы:

– автоматизированная система передачи информации с использованием БПЛА в качестве воздушного ретранслятора сигналов,

– система обеспечения автономности с использованием БПЛА.

Передача слабых сигналов от «ведущих» полевых станций мониторинга на автоматизированное рабочее место оператора мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации в рамках автоматизированной системы передачи информации стала осуществляться за счет их ретрансляции и усиления аппаратурой, размещенной на борту беспилотного летательного аппарата. Аналогично, команды на перевод аппаратуры полевых станций мониторинга из рабочего режима в «спящий» и обратно в рамках системы обеспечения автономности также доводятся через беспилотный летательный аппарат.

Все описанные выше программные и аппаратные средства в конечном итоге замыкаются на автоматизированное рабочее место операторов мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации. При этом точка дислокации автоматизированного рабочего места мобильного автономного комплекса может находиться на значительном удалении от района падения (до 100 км от его границ) без потери качества управления полевой аппаратурой. Программно-математическое обеспечение автоматизированного рабочего места мобильного автономного комплекса объединяет все специальные программные средства, включая управление БПЛА. Введение в состав разработанного комплекса беспилотного летательного аппарата обеспечило ему придание новых уникальных качеств: помимо решения задачи автоматизированного определения координат, мобильный автономный комплекс стал способен обеспечивать экологический мониторинг территории РП, поиск, обнаружение и визуальную идентификацию фрагментов. При этом обследуется не вся территория РП (что в принципе нереально), а только те участки, которые были определены по целеуказаниям от полевой аппаратуры мониторинга.

ГЛАВА 4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТИПА ИСТОЧНИКОВ ВОЗБУЖДЕНИЯ ИНФРАЗВУКОВОГО СИГНАЛА ПО ДАННЫМ НАТУРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ, РЕЗУЛЬТАТАМ ФИЗИЧЕСКОГО И ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В данной главе будут описаны результаты физического моделирования, проведенного в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, по определению аэродинамических характеристик типовых фрагментов конструкции ОЧ РН «Союз» и имитационного математического моделирования по распаду 1-й ступени. Описана методика создания базы данных инфразвуковых сигналов, генерируемых снижающимися фрагментами отделяющихся ступеней ракет-носителей.

С физической точки зрения выведение космического аппарата на орбиту сопряжено с движением ракеты-носителя на активном участке траектории и полетом отделяющихся частей (1-й и 2-й ступени), а также их фрагментов на пассивном (неуправляемом) участке траектории (Куреев, 1999). Проблема прокладки новых трасс запуска космических аппаратов на орбиту, отведения новых районов падения фрагментов отделяющихся частей 1-й и 2-й ступеней ракет-носителей и оценивания фактических полей рассеивания точек падения фрагментов на землю является крайне актуальной (Агапов, Шатров, 1999). Данная проблема имеет не только организационное содержание (необходимость согласований на различных уровнях, вывод земель из землепользования, оплату имущественных налогов и т.п.), но и требует разработки новой методологии прогнозирования районов падения с учетом оперативных данных о состоянии атмосферы и фактора разрушения частей ступеней на пассивном участке траектории (Аверкиев и др., 2012; Авдошкин и др., 2016). Для более точного расчета полей рассеяния фрагментов необходимо детально знать параметры атмосферы в районе падения отделяющихся частей ракет-носителей и точные аэродинамические характеристики фрагментов, достигающих земной поверхности (Клюшников и др., 2015). С этой целью в 2013–2014 г. в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского были проведены работы по определению аэродинамических характеристик типовых фрагментов конструкции ОЧ РН «Союз».

Массово-габаритные характеристики типовых фрагментов конструкции определялись теоретическим путем, исходя из параметров конструкции первой и второй ступени ракеты-носителя «Союз» (рисунок 4.1, 4.2), а вид типовых фрагментов уточнялся визуально в районах их падения по результатам работы поисковых групп (рисунок 4.3) (Пирогов и др., 2018).

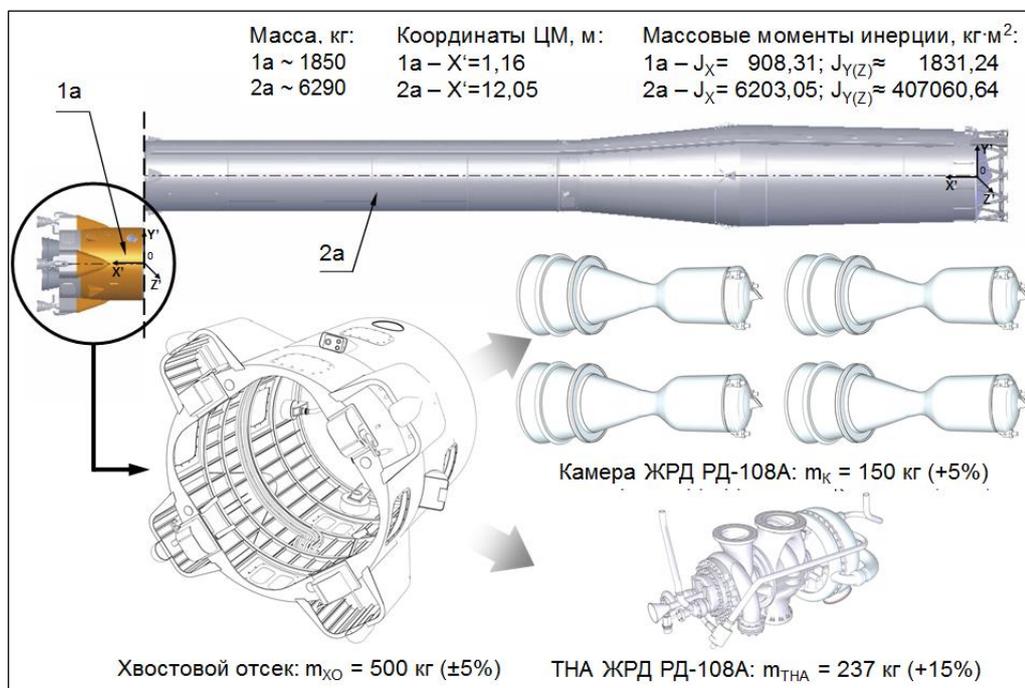


Рисунок 4.1. Массово-габаритные характеристики фрагментов хвостового отсека, камеры ЖРД и топливного насоса 1-й ступени РН «Союз» (по Пирогов и др., 2018)

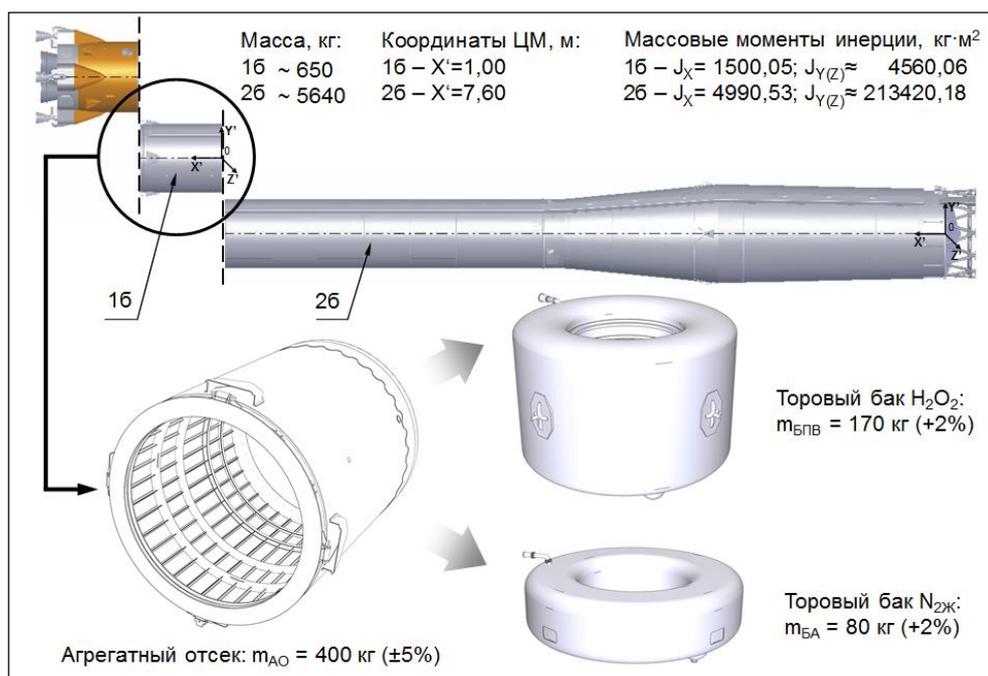


Рисунок 4.2. Массово-габаритные характеристики фрагментов агрегатного отсека и торовых баков 1-й ступени РН «Союз» (по Пирогов и др., 2018)

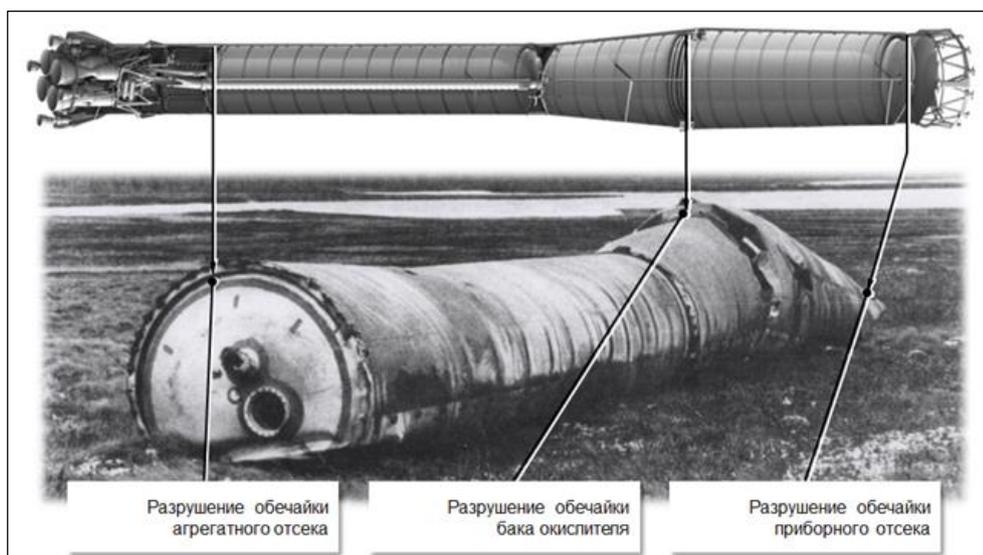


Рисунок 4.3. Фрагмент конструкции блока «А» 1-й ступени ракеты-носителя «Союз»

Испытания моделей в аэродинамических трубах являются одним из основных методов получения различных характеристик летательных аппаратов и изделий ракетно-космической техники (Луговцов, Фомин, 1973). Аэродинамические характеристики типовых фрагментов конструкции ОЧ РН «Союз» были определены экспериментальным методом. Типовые фрагменты конструкции ОЧ РН были изготовлены в виде масштабных моделей, а затем последовательно продувались в аэродинамических трубах под разными углами (рисунок 4.4). Как показывает опыт наблюдений, разрушения 1-й ступени происходит на высотах 40–55 км. Движение основных элементов ступени происходит на сверхзвуковых скоростях в диапазоне высот от 60 до 15 км, ниже скорости переходят в дозвуковые (Проблемные..., 2015).

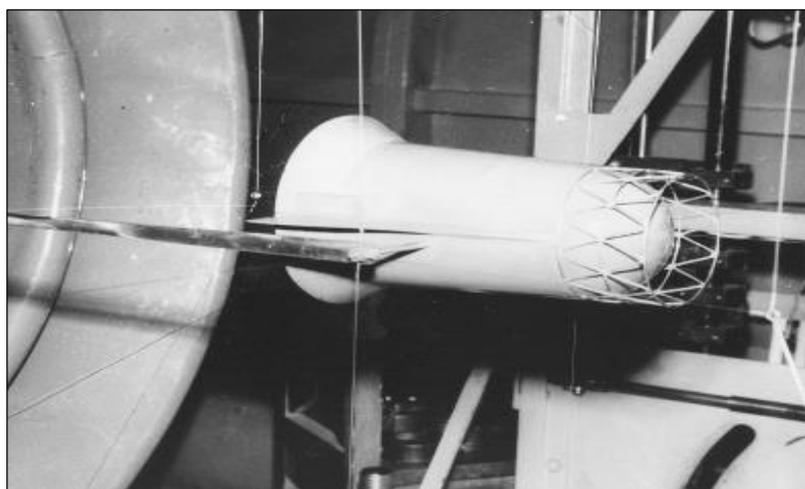


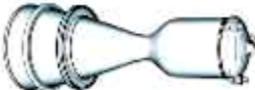
Рисунок 4.4. Модель корпуса ОЧ РН в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей

Ориентация фрагментов в пространстве при движении не является определенной, и зависит от нескольких факторов, прежде всего таких как начальная скорость закрутки относительно произвольных осей при разрушении, наличие элементов гидро- и пневмоарматуры, элементов креплений и т.д. Поэтому для определения аэродинамических характеристик ОЧ РН использовался подход, когда приближенными методами определялись значения коэффициента лобового сопротивления элементов ОЧ РН при обдуве его с различных ракурсов на дозвуковых и на сверхзвуковых скоростях полета. Как правило выбирались 3 условных направления («спереди», «сзади» и «сбоку»). Такой подход вполне приемлем в силу наличия у большинства элементов ОЧ РН осевой симметрии. Это позволяет определить значения максимального, среднего (номинального) и минимального значения коэффициента лобового сопротивления (Пирогов и др., 2018).

По окончании аэродинамической продувки выполнялись расчеты значений аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления основных элементов 1-й ступени РН «Союз». Для расчетов использовались данные по сопротивлению плохообтекаемых тел, представленные в работах (Петров, 1985; Петров, 2000). Затем результаты ранжировались по степени возрастания. Результаты расчетов значений аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления элементов ОЧ РН 1-й ступени РН «Союз» представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1. Значения аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления элементов ОЧ РН 1-й ступени РН «Союз»

Фрагмент	Площадь поперечного сечения, m^2	Вид значения	Аэродинамический коэффициент	
			$M < 1$	$M > 1$
<p>Хвостовой отсек</p> 	3,41	Мин	0,1	0,2
		Средн	0,46	0,84
		Макс	0,98	1,55

Фрагмент	Площадь поперечного сечения, m^2	Вид значения	Аэродинамический коэффициент	
			$M < 1$	$M > 1$
ТНА двигателя 	0,352565	Мин	1,019	1,832
Средн		1,321	2,269	
Макс		1,623	2,705	
Камера двигателя 	0,40715	Мин	0,395	0,72
Средн		1,351	2,283	
Макс		2,307	3,846	
Агрегатный отсек 	3,41	Мин	0,098	0,19
Средн		0,45	0,83	
Макс		0,98	1,54	
Бак перекиси водорода 	2,155996	Мин	0,7	1,36
Средн		0,837	1,492	
Макс		0,975	1,625	
Бак жидкого азота 	2,155996	Мин	0,356	0,594
Средн		0,628	1,03	
Макс		0,9	1,466	
Бак окислителя 	6,75	Мин	2,098	0,882
Средн		2,877	4,037	
Макс		4,315	7,192	
Бак горючего 	3,41	Мин	1,058	1,82
Средн		3,938	6,592	
Макс		6,818	11,364	

Далее указанные значения коэффициентов лобового сопротивления использовались для построения области значений коэффициентов лобового сопротивления C_x от числа Маха (рисунок 4.5).

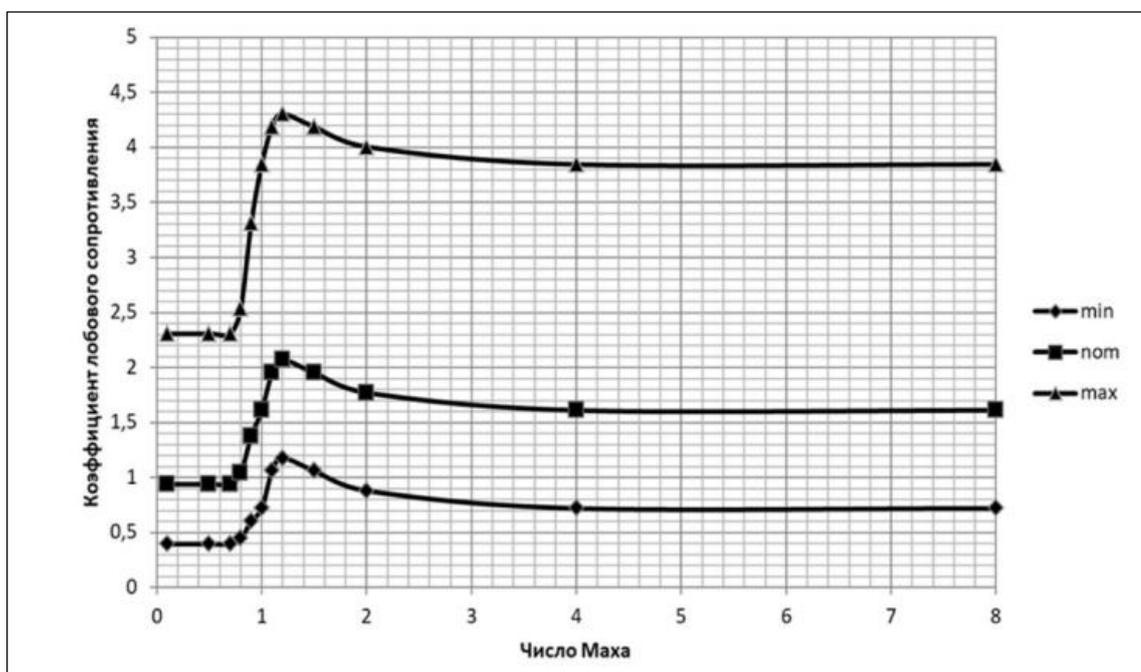


Рисунок 4.5. Зависимость коэффициента лобового сопротивления (минимальное, максимальное и номинальные значения) от Числа Маха элемента «Камера двигателя» 1-й ступени РН «Союз» (по Пирогов и др., 2018)

Полученная зависимость хорошо совпадает с результатами, полученными в работе (McCoу, 1981), что только подтверждает правильность проведенных экспериментов.

Ориентировочный диапазон высот разрушения корпуса 1-й ступени ракеты-носителя «Союз» на пассивном участке траектории (падение в заданный район) был получен на основе имитационного математического моделирования (Карчин, 2014). В качестве исходных данных были использованы сведения о скорости и траектории движения ступени, о разбросе фрагментов в реальном районе падения и различные варианты метеоусловий. В ходе имитационного моделирования было проведено 1000 «пусков». Полученные высоты разрушения корпуса 1-й ступени ракеты-носителя «Союз» получились следующие: хвостовой отсек – 54–55 км, агрегатный отсек – 50–51 км, межбаковый отсек – 47 км, что не противоречит данным визуальных наблюдений (рисунок 4.6).

Сравнительный анализ результатов имитационного моделирования и материалов, предоставленных поисковыми группами с мест падения 1-й ступени ракеты-носителя «Союз» также свидетельствует достоверности полученных результатов.

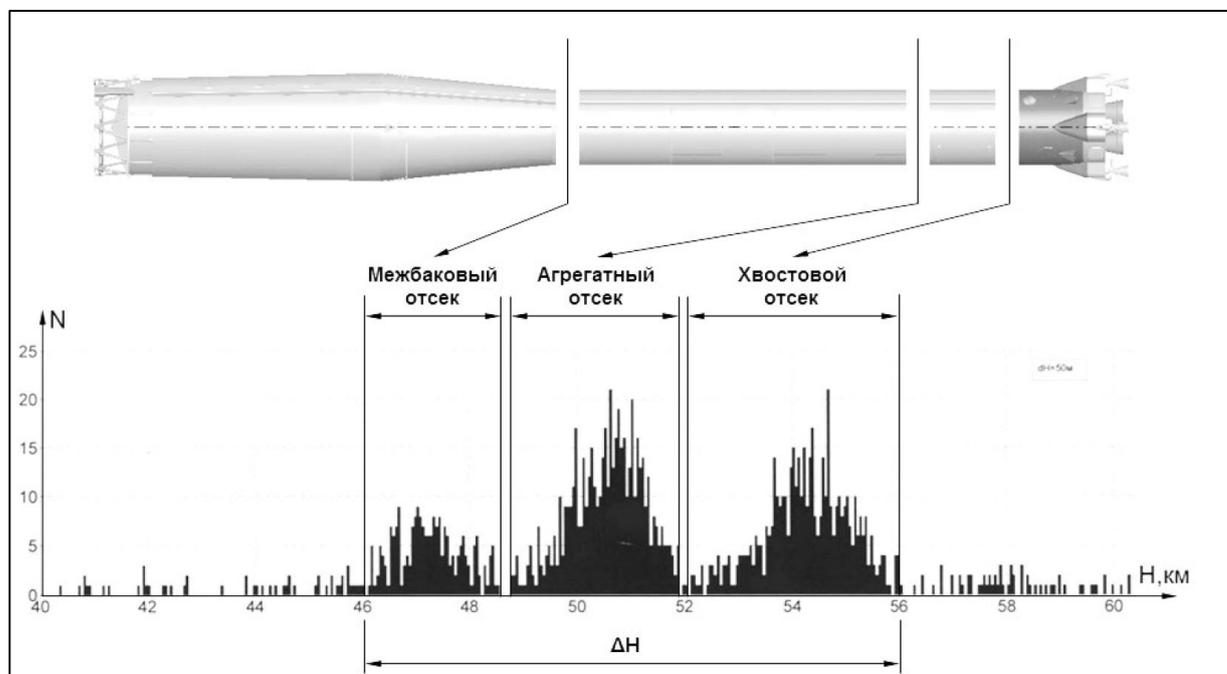


Рисунок 4.6. Гистограмма диапазона высот разрушения блока «А» РН типа «Союз» на пассивном участке траектории по данным имитационного математического моделирования (по Карчин, 2014)

Как было отмечено в разделе 3.3 и будет показано на примерах в Главе 5, одним из параметров, который используется для моделирования расчетной траектории является параметр S – аэродинамический коэффициент. Ниже приводится результат расчеты возможных мест падений фрагментов 2-й ступени ракеты-носителя «Протон» при осуществлении пуска в район падения № 327 (республика Алтай). Рассмотрим результирующий файл программы «СТ», отображенный в виде Таблицы 4.2. В файле отображена следующая информация:

Строка 1 – координаты места падения фрагмента, рейтинг вероятности;

Строка 2 – параметры моделирования (H – высота с которой начинается деформация модельной трассы от расчетной трассы снижения; S – аэродинамический коэффициент (выделен жирным шрифтом); $V_{\text{бок}}$, V_{forward} , V_{upper} – параметры деформации трассы снижения);

Строка 3, 6, 9, 12 – название станции наблюдения;

Строка 4,5, 7,8, 10,11, 13,14 – наблюдаемые (Exp.) и расчетные (Teor.) времена прихода инфразвуковых сигналов на станции, азимуты и скорости подхода инфразвуковых сигналов (подробнее в разделе 3.3 данной работы).

Далее со строки 16 определение мест падения следующего фрагмента с меньшим рейтингом.

Таблица 4.2. Результаты расчета координат по данным инфразвуковой локации

1	$f_i=51.284$ $ld=87.373$ $R=9.6269$
2	$H=40$ $S=2,1$ $V_{bok}=-0.15$ $V_{forward}=0$ $V_{upper}=0$
3	F327D
4	Exp : 19.49:18.2 201.9 0.56
5	Teor: 19.49:20.4 201.8 0.56
6	S327D
7	Exp : 19.49:38.9 274.5 0.42
8	Teor: 19.49:44.4 275.0 0.43
9	V327D
10	Exp : 19.50:57.1 208.0 0.37
11	Teor: 19.50:57.1 207.3 0.37
12	VR327D
13	Exp : 19.50:39.9 0.0 0.00
14	Teor: 19.50:40.6 0.0 0.00
15	-----
16	$f_i=51.279$ $ld=87.292$ $R=9.5868$
17	$H=60$ $S=6,8$ $V_{bok}=-0.15$ $V_{forward}=0$ $V_{upper}=0$
18	F327D
19	Exp : 19.49:34.6 219.3 0.54
20	Teor: 19.49:31.7 218.4 0.54
21	S327D
22	Exp : 19.50:04.7 272.0 0.39
23	Teor: 19.50:05.1 272.3 0.43
24	V327D
25	Exp : 19.51:04.1 212.1 0.38
26	Teor: 19.51:06.1 213.0 0.38
27	VR327D
28	Exp : 19.50:45.5 0.0 0.00
29	Teor: 19.50:45.5 0.0 0.00

Видно, что для первого фрагмента, имеющего максимальный рейтинг, расхождение между теоретическим и измеренным временем прихода ИЗ сигнала не превысила 5 с ни на одной из станций, расхождение между теоретическим и измеренным азимутом не превысило 1° , а расхождение между теоретической и измеренной скоростью подхода волны (параметр, зависящий от высоты источника) не превысило 0.01 км/с. Для второго фрагмента эти расхождения по времени не превысили 3 с, по азимуту 1.5° , а по скорости подхода 0.04 км/с. Следует отметить что параметр S для этих двух фрагментов сильно различается. В первом случае он равняется 2.1 и близок по значению к ТНА (топливно-насосный агрегат) двигателя (см. Таблицу 4.1), а во втором – 6.8, что соответствует баку горючего (см. Таблицу 4.1). К сожалению, из-за сложного рельефа в данном районе падения не удалось обнаружить в указанных точках фрагменты, однако решено было использовать эту информацию в дальнейшем для создания базы данных. В 2011–2012 гг. была осуществлена проверка надежности системы инфразвуковой локации от фрагментов 2-х ступеней в ходе запусков РН «Протон-М» по трассе с наклоном 48° , район падения № 320 (Республика Казахстан). При проведении наблюдений достоверность результатов обеспечивалась гарантированным обнаружением всех фрагментов 2-й ступени и головного обтекателя, ввиду удачного расположения района падения исключительно в степной местности Республики Казахстан. По результатам наблюдений за 3 пусками ракет-носителей районы падений тщательно обследовались, а все обнаруженные фрагменты тщательно документировались, наносились на карту и сравнивались с результатами расчетов полученными по инфразвуковой локации.

Места предполагаемых падений по данным инфразвуковой локации с разными аэродинамическими коэффициентами отображены на рисунке 4.7. Отмечается, что часть фрагментов вылетела за пределы отведенного района

падения, как в сторону перелета, так и недолета. Также отмечается, что фрагменты с высоким аэродинамическим коэффициентом сместились южнее и восточнее отведенного района. Часть фрагментов разделилась по местам падений в западной и восточной части района. Было высказано предположение, что это фрагменты корпуса и топливных баков, соответственно, что впоследствии было подтверждено результатами визуального поиска (рисунки 4.8–4.9).

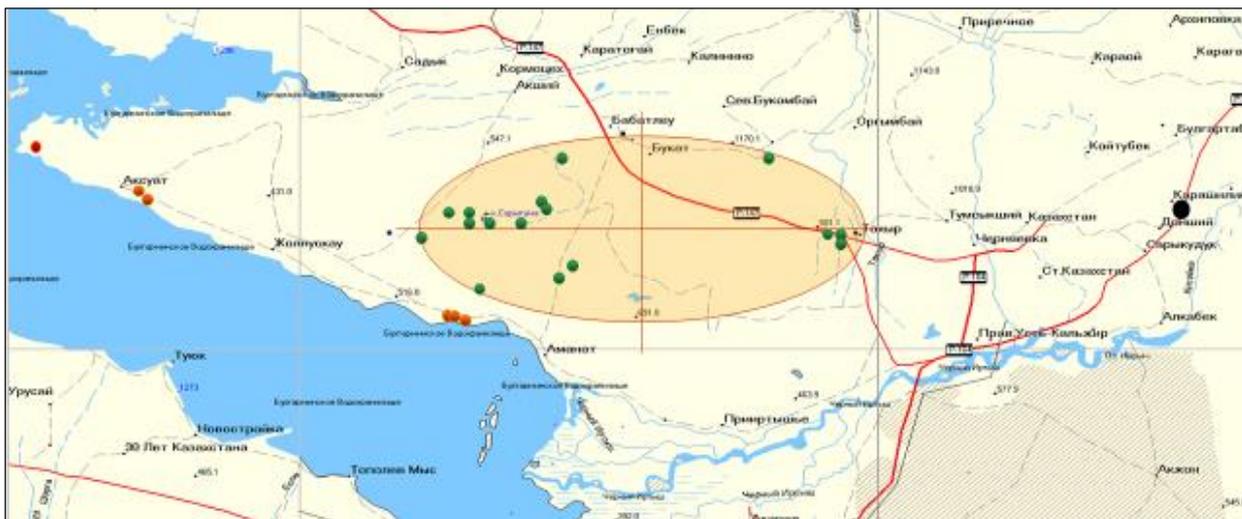


Рисунок 4.7. Предполагаемые места падений фрагментов в отведенном районе падения № 20 (Республика Казахстан) по данным инфразвуковой локации (черные точки – $S \leq 2$, зеленые точки $2 \leq S \leq 6$, красные точки $S \geq 6$)

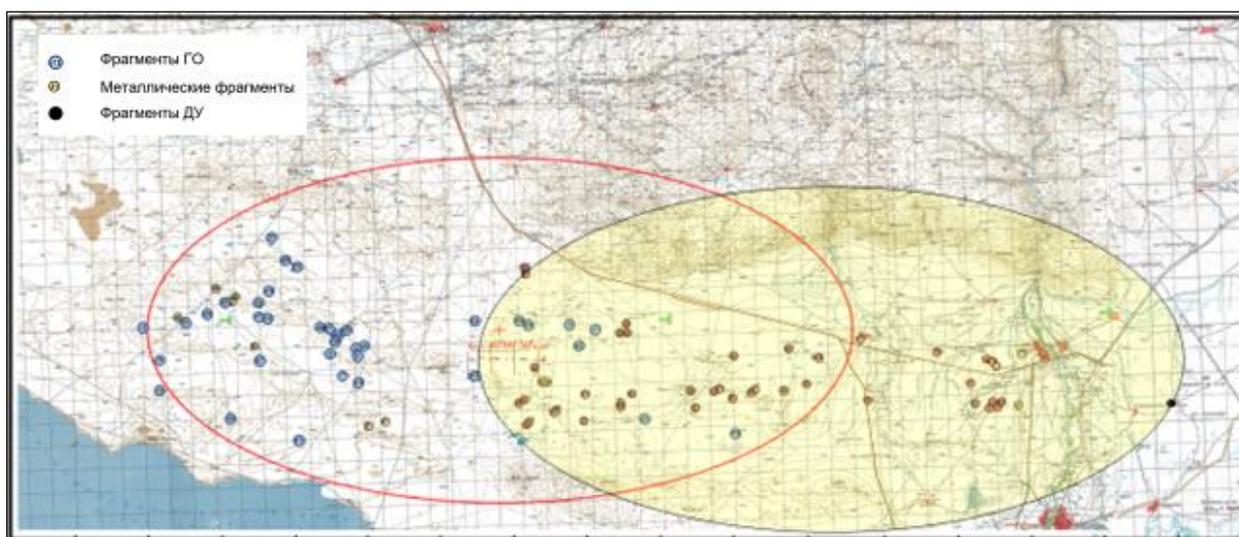


Рисунок 4.8. Места найденных фрагментов в отведенном районе падения № 320 (Республика Казахстан) по данным визуального поиска (черные точки – фрагменты двигательной установки, желтые точки – фрагменты обечайки корпуса и топливных баков, синие точки – фрагменты головного обтекателя)



Рисунок 4.9. Фотографии фрагментов, найденных в районе падения №320 (Республика Казахстан)

Как уже было отмечено выше, все найденные фрагменты тщательно документировались, по полученным координатам фрагментов с помощью программы СТ, входящей в состав программно-аппаратного комплекса, рассчитывалась оптимальная траектория, по которой мог бы фрагмент достичь точки падения, по результатам подбора определялся коэффициент S , который и заносился в базу данных вместе с найденным фрагментом (Таблица 4.3). Всего в базе данных имеется информация о 486 найденных фрагментах ракет-носителей «Протон» и «Ангара». Также в базе хранятся сведения об метеорологических условиях в месте наблюдений и записи волновых форм. База данных постоянно пополняется и расширяется по мере проведения новых пусков. Использование этой базы данных позволяет по результатам инфразвукового мониторинга без осуществления наземного поиска идентифицировать тип фрагмента (элементы обечаек, двигателей, обтекателя и т.д.). Это позволяет

с минимальными затратами набрать объем статистических данных, достаточный для реализации мероприятий по уменьшению площадей районов падения с одной стороны, и существенно упростить планирование и организацию работ по очистке районов-падений от упавших фрагментов.

Таблица 4.3. Пример информационной таблицы о найденных фрагментах ракеты-носителя «Протон М»

№ фрагмента	Описание фрагмента	Координаты обнаружения фрагмента						S
		с.ш., гг.мм.сс.			в.д., гг.мм.сс.			
10	Фрагмент головного обтекатель 1 на 1 м	48	8	24	84	54	10	14
11	Фрагмент головного обтекателя 0.7 м	48	8	8	84	39	6	16
15	Фрагмент ГО 2.2 на 0.3 м	48	10	11	84	40	16	17
17	Фрагмент ГО 1.2 на 0.12 м	48	9	41	84	44	38	16
24	Фрагмент ГО 0.9 на 0.3 м	48	8	45	84	12	42	16
29	Фрагмент ГО 1.2 на 1 м	48	9	40	84	21	44	15
32	Фрагмент ГО 3 на 0.1 м	48	10	14	84	9	45	14
36	Фрагмент ГО 2 на 1.5 м	48	11	45	84	19	23	19
37	Фрагмент ГО 0.8 на 0.7 м	48	11	45	84	19	54	12
38	Фрагмент ГО 2 на 1.5 м	48	12	39	84	24	20	19
40	Фрагмент ГО 0.6 на 0.4 м	48	10	18	84	13	37	16
42	Фрагмент ГО 0.4 на 0.4 м	48	10	19	84	10	25	12
45	Фрагмент ГО 1.3 на 0.7 м	48	13	51	84	26	32	19
46	Фрагмент ГО 1.3 на 1 м	48	13	47	84	26	37	14
48	Фрагмент ГО 0.8 на 0.8 м	48	9	26	84	12	28	16
49	Фрагмент ГО 1 на 0.6 м	48	10	26	84	12	48	13
58	Фрагмент ГО 0.7 на 0.5 м	48	9	58	84	6	1	13
61	Фрагмент ГО 1.4 на 0.2 м	48	10	4	84	5	60	16
62	Фрагмент ГО 1 на 0.5 м	48	9	56	84	6	7	13
66	Фрагмент ГО 1 на 0.15 м	48	10	2	84	7	39	12
87	Фрагмент ГО 1.7 на 1 м	48	12	1	83	58	47	14
88	Фрагмент ГО 5.5 на 2 м	48	12	14	83	57	8	13
93	Фрагмент ГО 2.5 на 2.5 м	48	10	36	83	52	38	19

ГЛАВА 5. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ПАССИВНОЙ ИНФРАЗВУКОВОЙ ЛОКАЦИИ.

В данной главе приводятся некоторые примеры практического применения мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации и технологии инфразвуковой локации для определения мест падения снижающихся фрагментов 1-й и 2-й ступеней ракет-носителей в штатных районах падения.

Следует отметить, что проблема оперативного поиска упавших фрагментов космических аппаратов важна для всех наземных районов падения. Она более или менее удачно решается в Казахстане, где крупные фрагменты первых ступеней хорошо видны в степи. А вот остатки ступеней, падающие на Алтае, в Томской области и в республике Коми, находятся редко и с большим трудом. Они значительно меньше в размерах, падают в труднодоступной местности (тайга, горы, болота) и плохо заметны с воздуха. В течение 2009–2014 гг. производилась отладка технологии инфразвуковой локации снижающихся фрагментов первой и второй ступеней ракет-носителей на 14 реальных пусках ракет-носителей «Протон», «Союз» и «Ангара» в которых автор работы принимал непосредственное участие (рисунок 5.1). Ниже будут приведены примеры регистрации имевшие наиболее интересные результаты.

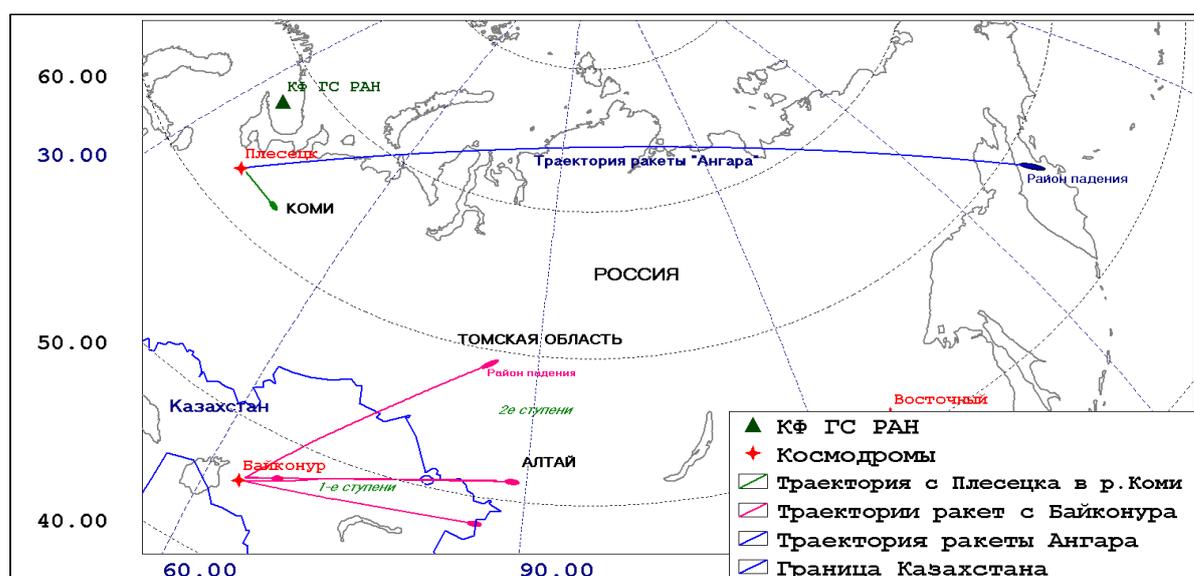


Рисунок 5.1. Районы падений в которых проводились экспериментальные работы по проверке и отладке комплекса инфразвуковой локации

Первый успешный опыт регистрации инфразвукового сигнала, вызванный снижающимися фрагментами 1-й ступени ракеты-носителя, был осуществлен в 2010 году. Старт РН «Протон» с КА «Сириус-ХМ5» был произведен штатно 14 октября 2010 г. в 18 ч 53 мин 21 с мирового времени. Погодные условия на момент регистрации были следующие:

Температура окружающего воздуха – + 6°С

Скорость ветра – СЗ, 2–3 м/с,

Ясно, видимость – 10.000 м, осадков не наблюдалось.

Штатный район падения (РП) № 25 первой ступени располагался в Жезказганской области Республики Казахстан. Станции мониторинга были размещены в северо-восточной части РП (рисунок 5.4). Станции наблюдения были включены в режим непрерывной записи с частотой оцифровки 40 Гц в 18 ч 45 мин. Все 3 станции производили запись до 19 ч 20 мин, после чего были выключены и переведены в режим ручной обработки сигналов.

В ходе записи на каждой станции были выделены по три инфразвуковых прихода.

Первый инфразвуковой сигнал был связан с излучением снижающегося фрагмента ударных волн во время движения со сверхзвуковой скоростью. Этот сигнал был самым мощным и хорошо слышим в звуковом диапазоне частот в виде громкого хлопка (рисунок 5.2). Интенсивность сигнала достигала 100 Па на самой западной станции. Времена приходов сигналов и амплитуда на каждом микрофоне станций сведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1. Параметры инфразвукового сигнала №1 на станциях мониторинга

Станция	Время прихода	Амплитуда, Канал 1	Амплитуда, Канал 2	Амплитуда, Канал 3
KFED	18h 59m 40s	100,0 Па	85,4 Па	91,2 Па
KKOT	18h 59m 38s	31,4 Па	36,5 Па	40,8 Па
KVIN	18h 59m 41s	72,8 Па	59,2 Па	83,9 Па

Второй инфразвуковой приход был вызван ударом ступени об землю. Инфразвуковая волна была зарегистрирована всеми 3 станциями (рисунок 5.3). Интенсивность инфразвукового сигнала была значительно меньше, но достаточной, чтобы быть надежно зарегистрированной. Этот сигнал распространялся вдоль поверхности земли и сильно затухал с расстоянием.

В связи с чем амплитуда сигнала на станции KFED, удаленной от места падения на 19 км, оказалась в 5 раз ниже чем на станции ККОТ, расположенной на расстоянии 6.8 км. Времена прихода сигналов и амплитуда на каждом микрофоне станций отображены в таблице 5.2.

Таблица 5.2. Параметры инфразвукового сигнала № 2 на станциях мониторинга

Станция	Время прихода	Амплитуда, Канал 1	Амплитуда, Канал 2	Амплитуда, Канал 3
KFED	19h 01m 49s	0,8 Па	0,6 Па	0,5 Па
ККОТ	19h 01m 14s	3,2 Па	2,9 Па	2,9 Па
KVIN	19h 01m 29s	2,7 Па	2,7 Па	2,9 Па

Третий инфразвуковой сигнал вызван пролетом второй ступени РН «Протон» над районом падения. Сильная амплитуда сигнала свидетельствует о высокой скорости движения объекта, высокие кажущиеся скорости, зарегистрированные на каждой станции, говорят о том, что этот сигнал пришел с большой высоты. Времена прихода сигналов и амплитуда на каждом микрофоне станций отображены в таблице 5.3. Т.к. эти сигналы никак не были связаны со снижающейся 1-й ступенью ракеты, то их обработка для целей локации не производилась.

Таблица 5.3. Параметры инфразвукового сигнала № 3 на станциях мониторинга

Станция	Время прихода	Амплитуда, Канал 1	Амплитуда, Канал 2	Амплитуда, Канал 3
KFED	19h 02m 17s	9,8 Па	8,9 Па	9,2 Па
ККОТ	19h 02m 30s	3,8 Па	3,8 Па	3,9 Па
KVIN	19h 02m 30s	5,2 Па	5,0 Па	7,6 Па

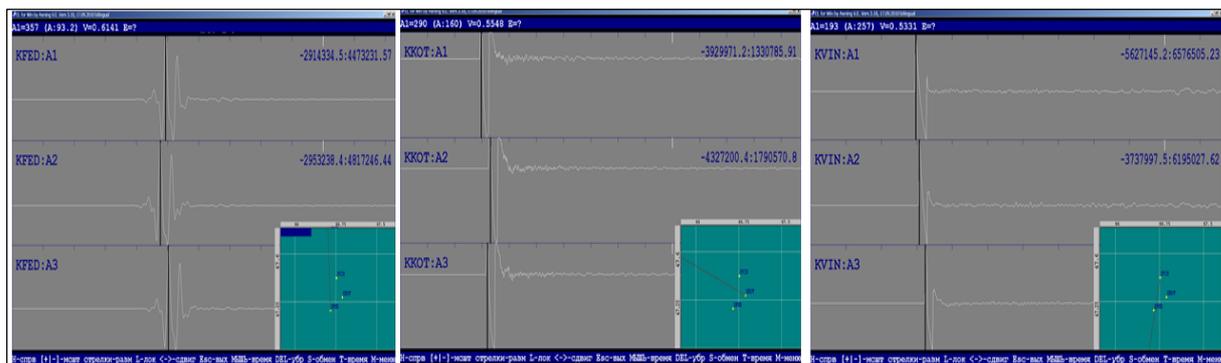


Рисунок 5.3. Инфразвуковые сигналы на станциях мониторинга, вызванные ударной волной от снижающегося фрагмента 1-й ступени РН «Протон»

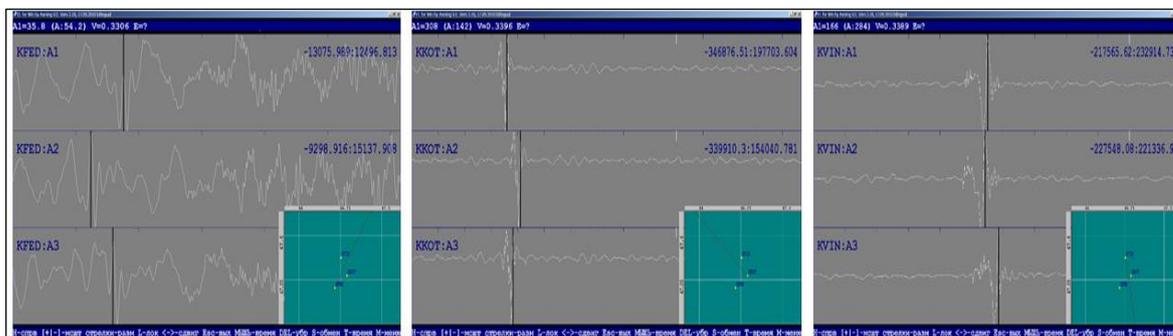


Рисунок 5.4. Инфразвуковые сигналы на станциях мониторинга, вызванные воздушной волной от удара фрагмента 1-й ступени РН «Протон» о землю

Результаты расчета по программе СТ приведены в таблице 5.4.

Таблица 5.4. Результаты расчета координат падения фрагмента

	$f_i=47.322$ $ld=66.757$ $R=0.7847$
	$S=4.48$ $V_{bok}=-0.02$
<u>KFED</u>	<u>Exp : 18.59:40.6 356.0 0.64</u>
	<u>Teor: 18.59:37.0 359.8 0.69</u>
<u>KKOT</u>	<u>Exp : 18.59:38.5 291.0 0.57</u>
	<u>Teor: 18.59:38.5 284.1 0.56</u>
<u>KVIN</u>	<u>Exp : 18.59:41.3 193.0 0.51</u>
	<u>Teor: 18.59:40.6 196.9 0.54</u>

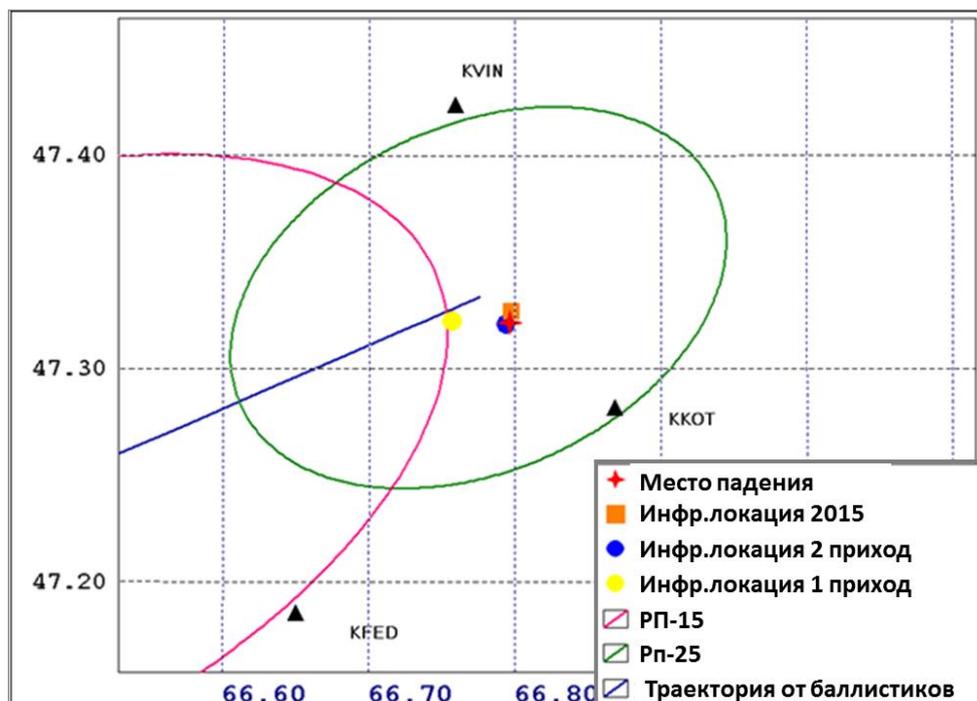


Рисунок 5.4. Расположение станций мониторинга вокруг РП и локация места падения фрагмента 1-й ступени РН «Протон» по инфразвуковым данным (пояснения в тексте)

По данным приведенным в таблице 5.4 видно, что результат подбора траектории оказался не очень точным и имел рейтинг всего 0.7847. Достаточно большие расхождения между измеренными параметрами и расчетными с подобранной траектории получились на станции KFED (ошибка по времени 3,5 с) и станции ККОТ (ошибка по азимуту прихода 7°). Связано это было с тем, что в 2010 г. вычислительные мощности компьютера были небольшие, в связи с чем для ускорения расчетов использовалась достаточно грубая модель атмосферы и число подбираемых траекторий было ограничено 9.999. В результате и погрешность в определении координат составила 2.9 км. Результат локации отображен на рисунке 5.4 желтым кружком.

Второй инфразвуковой приход был вызван ударом фрагмента ступени об землю. Методика локации в данном случае сводилась к следующему: на каждой станции был определен азимут и скорость прихода волны. Причем определение скорости необходимо только для того, чтобы убедиться, что она близка к скорости звука (0.334 км/с), что свидетельствует о том, что фронт инфразвуковой волны распространялся горизонтально, вдоль поверхности земли. Расчет координат определялся простым пересечением 3 обратных азимутов. Были получены следующие координаты $f_i=47.32103$ $ld=66.79385$. Результат определения отображен на рисунке 5.4 синим кружком.

Ошибка локации в 2.9 км, полученная по результатам инфразвуковой пеленгации, выявило некоторые недостатки программной части комплекса. В 2015 г., после его существенного обновления, был произведен повторный расчет координат возможных мест падения фрагмента с использованием атмосферных моделей NRL-MSISE-00 (модель температуры) и HWM07 (модель ветра). Число подбираемых траекторий было увеличено до 999.999. В результате были существенно уточнены результаты локации (Таблица 5.5). Результат уточненной локации отображен на рисунке 5.4. оранжевым квадратом.

Таблица 5.5. Результаты уточненного расчета координат падения фрагмента

	$f_i=47.327$ $ld=66.797$ $R=0.9874$
	$S=4.14$ $V_{bok}=-0.07$
<u>KFED</u>	<u>Exp : 18.59:40.6 356.0 0.64</u>

	<u>Teor: 18.59:39.8 357.1 0.65</u>
<u>KKOT</u>	<u>Exp : 18.59:38.5 291.0 0.57</u>
	<u>Teor: 18.59:38.6 291.4 0.57</u>
<u>KVIN</u>	<u>Exp : 18.59:41.3 193.0 0.51</u>
	<u>Teor: 18.59:40.9 192.7 0.51</u>

В таблице 5.6. сведены результаты определения мест падения фрагмента разными методами. Видно, что уточненная локация, с использованием детальных моделей атмосферы дает очень хорошую точность. С учетом того, что инфразвуковые сигналы от фрагмента 1-й ступени РН «Протон» очень сильные, то надежность инфразвукового метода локации должна быть высокой при любых погодных условиях.

Таблица 5.6. Точность локации с использованием разных методик

Методика	Широта	Долгота	Погрешность, км
Инфразвуковая локация по первому приходу (ударная волна)	47°322	66°757	2,9
Инфразвуковая локация приходу (удар о землю)	47°321	66°794	0,22
Инфразвуковая локация приходу (уточнение в 2015 г.)	47°327	66°797	0,27
Реальная точка падения	47°322	66°795	0

Видно, что наилучшую точность дает инфразвуковой метод локации, выполненный по фазе инфразвуковой волны, возникшей в момент удара фрагмента о земную поверхность. Действительно эта методика должна хорошо работать при определении координат падения крупных фрагментов, таких как первая ступень ракет тяжелого класса, аварийные ситуации. В то же время, на рисунке 5.5 представлен график затухания сигнала в зависимости от расстояния до станции наблюдения. Из рисунка видно, что сигнал затухает интенсивно уже на расстояниях свыше 10 км, а значит, для надежного контроля всего района падения необходимо устанавливать достаточно густую сеть станций наблюдения, т.к. инфразвуковые сигналы интенсивностью менее 2.5 Па будут плохо фиксироваться, особенно при наличии сильной ветровой помехи.

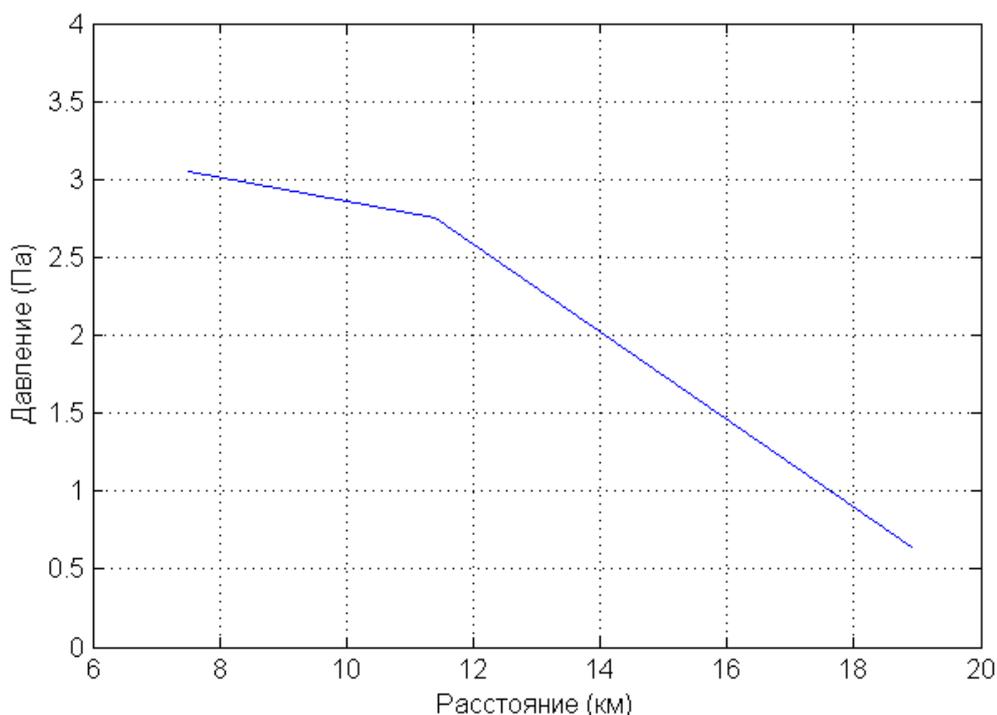


Рисунок 5.5. Затухание приповерхностного инфразвукового сигнала с расстоянием.

Еще одним примером на котором проводилась отладка автономного программно-аппаратного комплекса пассивной инфразвуковой локации были измерения при снижении фрагментов 1-й ступени ракеты-носителя «Союз» в штатный район падения № 67 (Жезказганский район, Республика Казахстан). Пуск состоялся 31 декабря 2012 года. Измерения проводились 4 станциями мониторинга, расположенными в севернее РП (рисунок 5.6). На данном пуске впервые была испытана беспроводная инфразвуковая станции, описанная в разделе 2.2. Кроме того, для данного района и момента времени были известны результаты зондирования атмосферы – профили температуры и ветра до высоты 22 км (Асминг и др., 2016). Поэтому появилась возможность сделать несколько различных расчетов, используя разные модели атмосферы: стандартную атмосферу, NRL-MSISE-00 (модель температуры) и HWM07 (модель ветра) и реальную атмосферу, полученную по данным зондирования (результаты зондирования были объединены с модельными значениями температуры и ветра на высотах более 22 км, и по полученным профилям была рассчитана таблица времен пробега звуковых волн). Проверялось также,

насколько сильно влияет на локацию учет или неучет амплитуд сигналов, как это было описано в разделе 3.1.

Все инфразвуковые станции уверенно зарегистрировали 4 инфразвуковых сигнала, связанные со снижающимися фрагментами 4 разгонных двигателей 1 ступени РН «Союз» и один сигнал, вызванный пролетом над РП второй ступени ракеты (рисунок 5.7).

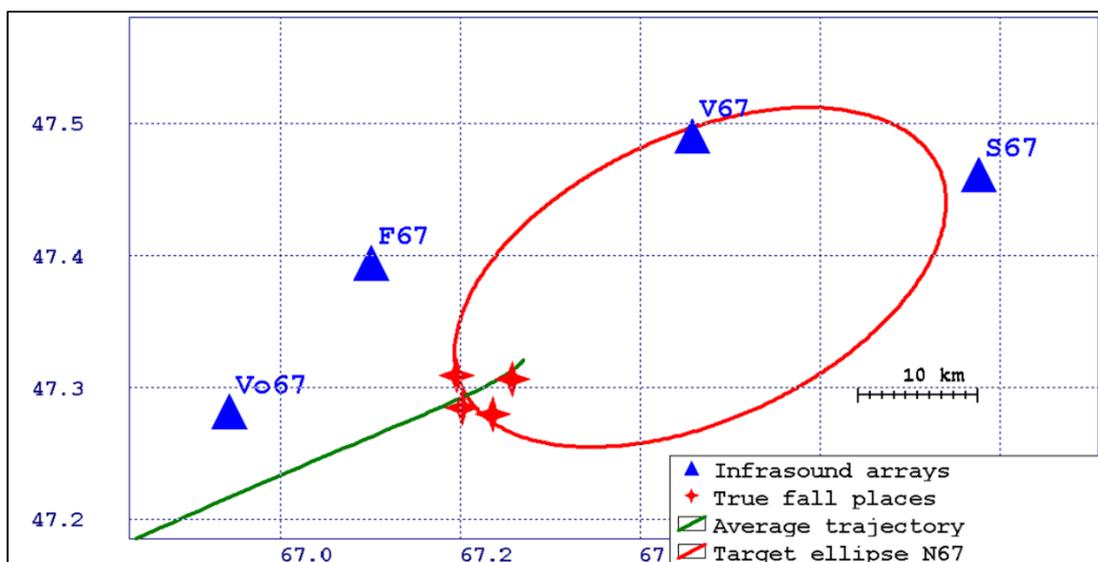


Рисунок 5.6. Расположение инфразвуковых групп, район падения, траектория и истинные места падения 4-х двигателей

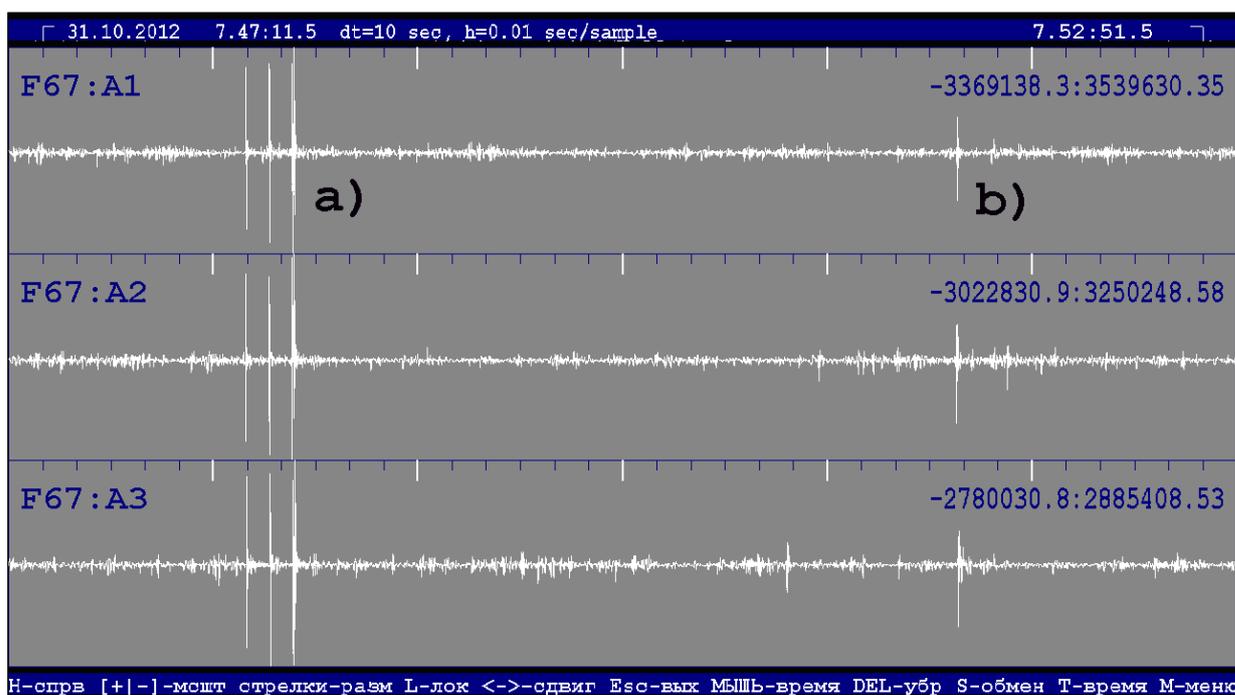


Рисунок 5.7. Инфразвуковые сигналы зарегистрированные в РП № 67
 а) – вызванные снижающимися фрагментами 4 разгонных двигателей 1-й ступени РН «Союз» б) – вызванные пролетом над РП второй ступени ракеты

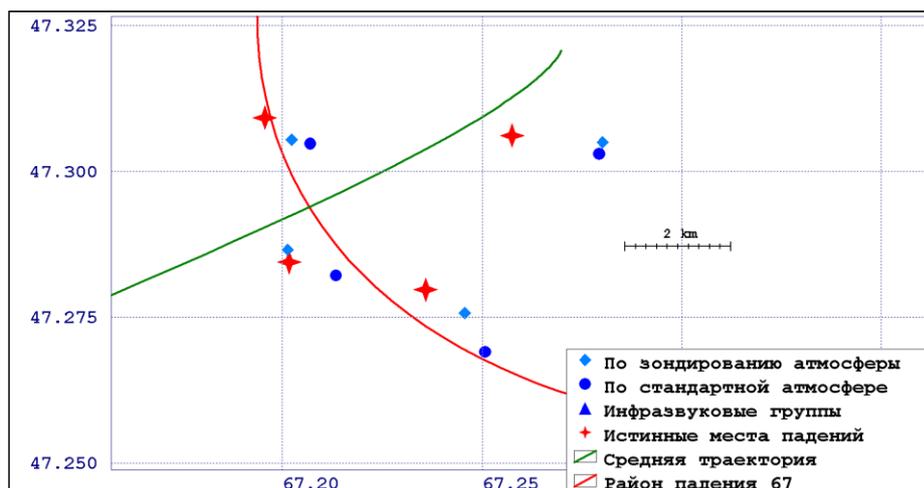


Рисунок 5.8. Результаты инфразвуковой локации фрагментов 1-й ступени РН «Союз» с учетом расчета по разным моделям атмосферы



Рисунок 5.9. Фрагмент двигательной установки 1-й ступени РН «Союз», обнаруженный по результатам инфразвуковой локации

Результаты расчета мест локации упавших фрагментов по разным моделям атмосферы представлены на рисунке 5.8. Все варианты локации дали приемлемую точность, немного лучше других оказалась локация с учетом зондирования атмосферы и амплитуд сигналов – в этом случае ошибки для всех четырех фрагментов оказались менее 1 км. На рисунке также видно насколько хорошо совпала геометрия разлета фрагментов по фактическим и расчетным данным. Фрагмент двигательной установки 1-й ступени РН «Союз», обнаруженный по результатам инфразвуковой локации, представлен на рисунке 5.9.

На рисунке 5.10. показана связь между расчетными и измеренными амплитудами сигналов для всех четырех найденных фрагментов. По данному графику трудно сказать, что связь эта близка к линейной, однако хорошо видно, что зависимость монотонна – большим значениям теоретических амплитуд

соответствуют большие экспериментальные и наоборот. Это подтверждает правомерность использования амплитудной оценки рейтингов траекторий.

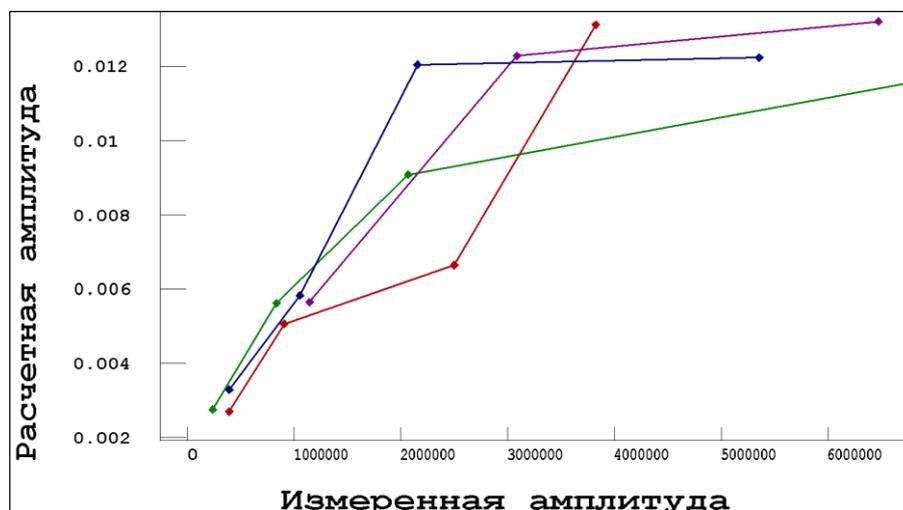


Рисунок 5.10. Связь между расчетными и измеренными амплитудами приходов импульсов на разные станции для всех четырех фрагментов (4 кривые)

В отличие от первых, вторые ступени обычно распадаются на десятки, и даже сотни мелких обломков, каждый из которых порождает собственную ударную волну. Эти сигналы гораздо более слабые по интенсивности, а их значительное количество создает трудности при детектировании. Пример регистрации инфразвуковых сигналов, вызванных снижением отделяющихся частей 2-й ступени РН «Протон» при запуске спутника «Дирек-ТВ12» 29.12.2009 г. в штатный РП № 320 приведены на рисунке 5.11.

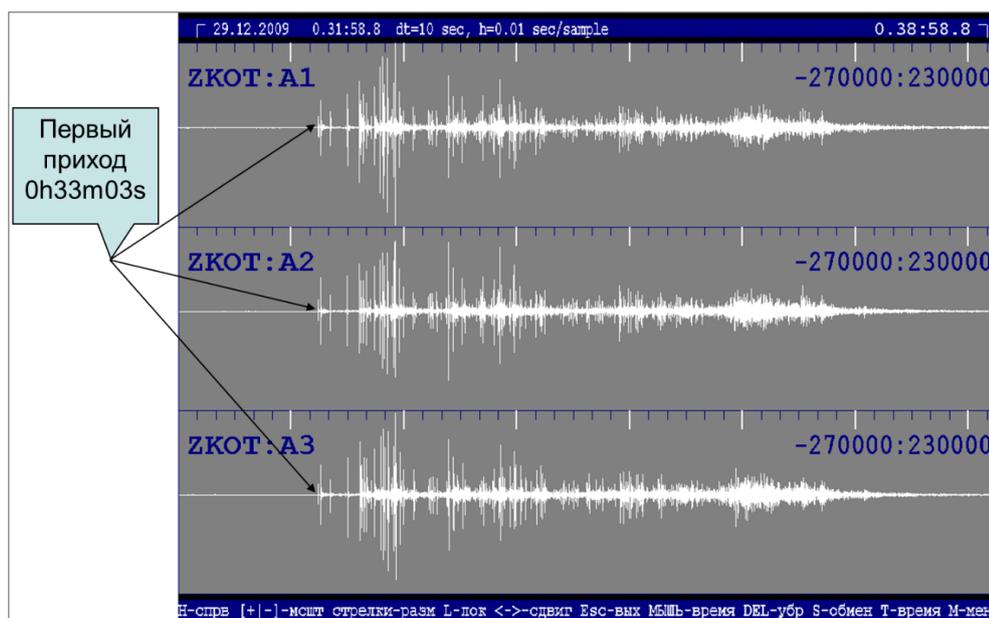


Рисунок 5.11. Инфразвуковые сигналы, вызванные снижением отделяющихся частей 2-й ступени РН «Протон» 29 декабря 2009 г.

В результате работы автоматического детектора было выявлено более 100 сигналов, которые в качестве примера приведены в таблице 5.7.

Условные обозначения указанные в таблице следует читать как:

Time – время прихода сигнала на станцию наблюдения (UT – по Гринвичу).

Az – азимут прихода волны на станцию наблюдения (0° – С, 90° – В, 180° – Ю, 270° – З).

Vel – кажущаяся скорость прихода волны.

Angle – угол наклона волны к горизонту (0° – горизонтальная, 90° – вертикальная).

Corr – коэффициент корреляции волны по 3 датчикам.

SNR – отношение сигнал/шум, для зарегистрированного сигнала (для оценки уровня сигнала).

Таблица 5.7. Параметры инфразвуковых сигналов, выделенных на станции ZKOTS

<i>Time</i>	<i>Az</i>	<i>Vel</i>	<i>Angle</i>	<i>Corr</i>	<i>SNR</i>
00:33:01	188	0.30	0.0	0.84	3.0
00:33:01	180	0.53	54.0	0.89	3.2
00:33:03	156	1.72	79.6	0.85	40.1
00:33:05	36	0.83	68.0	0.63	22.4
00:33:05	26	0.37	33.6	0.55	21.8
00:33:05	211	1.85	80.3	0.59	11.2
00:33:07	185	0.49	51.2	0.59	9.1
00:33:09	153	1.55	78.5	0.95	17.9
00:33:10	34	0.62	59.9	0.54	11.5
00:33:10	26	0.33	20.3	0.51	11.1
00:33:16	191	1.88	80.5	0.51	3.3
00:33:16	229	0.29	0.0	0.60	5.7
00:33:17	240	0.37	34.2	0.97	32.9
00:33:19	261	0.50	51.5	0.53	13.0
00:33:19	334	0.38	35.4	0.55	22.5
00:33:25	230	0.39	38.3	0.64	69.7
00:33:26	243	0.37	32.5	0.51	57.1
00:33:27	242	0.98	71.6	0.63	40.2
00:33:29	195	0.72	64.4	0.52	17.0
00:33:33	255	1.20	75.0	0.76	55.2
00:33:33	70	0.41	41.0	0.52	47.5
00:33:36	245	0.37	33.2	0.86	99.3

<i>Time</i>	<i>Az</i>	<i>Vel</i>	<i>Angle</i>	<i>Corr</i>	<i>SNR</i>
00:33:38	70	0.30	0.0	0.67	70.4
00:33:38	254	0.72	64.4	0.64	57.7
00:33:38	246	0.37	32.1	0.87	82.8
00:33:42	254	0.68	62.8	0.67	63.3
00:33:43	242	0.35	27.9	0.61	114.8
00:33:44	235	0.43	44.2	0.59	44.0
00:33:46	250	0.56	56.1	0.78	50.0
00:33:47	251	0.74	65.2	0.63	39.5
00:33:53	250	0.36	31.4	0.67	36.0
00:33:54	247	1.19	74.9	0.58	29.0
00:33:60	272	0.40	40.0	0.55	20.5
00:34:03	285	0.54	54.6	0.54	27.2
00:34:04	267	0.91	70.0	0.65	16.0
00:34:06	265	0.49	51.1	0.79	23.4
00:34:09	244	0.52	53.1	0.74	16.9
00:34:10	281	0.70	63.8	0.62	19.5
00:34:14	250	0.47	49.0	0.85	72.7
00:34:19	248	0.37	33.7	0.69	48.6
00:34:20	248	0.48	49.8	0.50	28.3
00:34:26	68	0.29	0.0	0.51	21.6
00:34:28	265	0.40	38.8	0.61	24.9
00:34:28	61	0.30	0.0	0.63	28.2
00:34:28	273	0.63	60.3	0.59	29.6
00:34:30	256	0.44	45.2	0.71	59.3
00:34:34	257	0.42	42.1	0.50	27.3
00:34:34	239	0.32	16.9	0.54	37.9
00:34:35	300	0.48	49.3	0.58	36.6
00:34:36	263	0.44	45.5	0.73	54.5
00:34:37	260	0.34	23.2	0.53	49.1
00:34:39	254	0.34	24.0	0.84	121.7
00:34:43	288	0.41	40.8	0.61	36.2
00:34:43	277	0.29	0.0	0.51	41.4
00:34:45	277	0.30	0.0	0.53	39.3
00:34:47	257	0.43	44.2	0.66	72.4
00:34:49	256	0.46	47.2	0.61	41.7
00:34:52	274	0.56	56.4	0.68	31.5
00:34:56	263	0.35	28.9	0.55	21.4
00:34:58	253	0.39	36.6	0.71	41.4
00:35:02	297	0.59	58.3	0.51	41.5
00:35:11	265	0.30	0.0	0.54	19.1
00:35:14	259	0.34	25.2	0.58	18.9
00:35:18	259	0.34	25.2	0.70	24.4

<i>Time</i>	<i>Az</i>	<i>Vel</i>	<i>Angle</i>	<i>Corr</i>	<i>SNR</i>
00:35:19	264	0.46	47.5	0.53	19.3
00:35:19	259	0.28	0.0	0.56	22.4
00:35:24	267	0.52	53.4	0.56	15.7
00:35:24	342	0.31	8.3	0.50	18.2
00:35:30	257	0.36	31.4	0.52	24.5
00:35:31	265	0.32	14.2	0.66	30.3
00:35:33	244	0.56	56.5	0.54	26.6
00:35:34	284	0.78	66.5	0.56	23.5
00:35:35	266	0.53	54.6	0.50	17.8
00:35:39	263	0.39	38.0	0.56	20.3
00:35:40	263	0.38	35.7	0.54	22.9
00:35:42	281	0.57	57.2	0.51	38.8
00:35:43	281	0.57	57.2	0.50	40.7
00:35:43	271	0.39	37.9	0.51	51.3
00:35:44	271	0.38	35.7	0.51	34.6
00:35:46	250	0.39	36.5	0.56	42.8
00:35:51	251	0.39	37.7	0.52	37.1
00:35:52	265	0.45	46.2	0.51	52.5
00:35:54	263	0.34	22.5	0.57	43.8
00:35:55	263	0.34	22.5	0.51	39.3
00:35:59	35	0.93	70.5	0.53	16.4
00:35:59	36	0.99	71.8	0.53	19.7
00:36:05	259	0.33	21.6	0.61	44.1
00:36:07	263	0.34	25.9	0.57	28.5
00:36:10	261	0.28	0.0	0.62	27.4
00:36:12	247	0.41	40.7	0.66	22.2
00:36:12	270	0.51	52.8	0.51	27.2
00:36:20	264	0.34	23.8	0.80	49.8
00:36:37	266	0.35	28.1	0.57	29.3
00:36:49	265	0.38	35.1	0.81	81.6
00:36:50	13	1.34	76.6	0.66	68.6
00:36:50	266	0.39	37.4	0.69	63.8
00:36:51	18	1.26	75.8	0.61	65.5
00:36:51	61	0.28	0.0	0.56	59.6
00:36:57	266	0.37	33.5	0.77	82.1
00:36:57	275	0.58	58.0	0.65	62.1
00:36:60	266	0.37	33.5	0.76	87.5
00:37:06	267	0.36	31.8	0.75	55.5
00:37:09	267	0.36	31.8	0.58	36.1
00:37:10	278	0.59	58.3	0.57	34.3
00:37:10	267	0.35	29.1	0.52	32.2
00:37:10	266	0.35	26.1	0.56	34.5

<i>Time</i>	<i>Az</i>	<i>Vel</i>	<i>Angle</i>	<i>Corr</i>	<i>SNR</i>
00:37:12	266	0.34	22.8	0.58	40.7
00:37:18	263	0.28	0.0	0.59	38.7
00:37:20	268	0.42	42.3	0.55	54.9
00:37:20	33	0.82	67.9	0.55	56.5
00:37:21	267	0.35	29.1	0.56	50.8
00:37:23	298	0.90	69.8	0.51	37.9
00:37:27	56	0.33	20.6	0.51	28.6
00:37:28	271	0.45	46.7	0.58	31.5
00:37:30	288	5.18	86.6	0.51	45.9
00:37:30	309	7.25	87.6	0.51	48.6
00:37:31	268	0.35	27.1	0.53	38.9
00:37:33	41	0.68	62.7	0.57	28.8
00:37:34	40	0.74	65.4	0.51	27.1
00:37:50	185	0.48	49.5	0.52	17.6
00:37:51	184	0.47	48.6	0.54	15.3
00:37:53	269	0.37	32.6	0.69	21.9
00:37:54	214	0.55	55.7	0.51	15.5
00:37:60	271	0.44	44.9	0.51	12.1
00:38:05	269	0.41	40.9	0.51	8.8

По результатам инфразвуковой локации были указаны возможные места падений фрагментов (рисунок 4.7) и подтверждены места их обнаружения (рисунок 4.8).

Серия работ была проведена в Республике Алтай в районе падения 2-х ступеней ракеты-носителя «Протон» в штатном РП № 327. Эти работы интересны тем, что была осуществлена попытка использования комплекса инфразвуковой локации для детектирования большого количества слабых инфразвуковых сигналов и их ассоциирование между собой, по данным, полученных на разных станциях. Работы показали, что фрагменты от пуска к пуску приземляются не равномерно. Были выявлены значительные перелеты некоторых частей РН. В ходе анализа данных по 3 пускам РН «Протон» с космическими аппаратами «АзиаСат-7» (дата пуска 25.11.2011 г.), «Луч-5А» / «Амос-5» (11.12.2011 г.) и «NSS-14» (14.02.2012 г.) производилось разделение типов фрагментов по рассчитанному программой СН аэродинамическому коэффициенту. Было выяснено, что фрагменты с большим коэффициентом (свыше 30) приземляются достаточно кучно (Таблица 5.8., рисунок 5.12.), а фрагменты

с низким коэффициентом (менее 10) разлетаются на большие расстояния Таблица 5.9., рисунок 5.13. В ходе визуального осмотра выяснилось, что 1 тип сигналов связан со снижающимися створками головного обтекателя (рисунок 5.14), а второй – элементами двигательной установки (рисунок 5.14). Также было выделено 2 сигнала с аэродинамическим коэффициентом 20. В месте предположительного падения этих фрагментов были обнаружены остатки топливного бака.

Таблица 5.8. Расчетные места падения фрагментов створок головного обтекателя РН «Протон» в 327 РП

Дата пуска РН «Протон»	Широта	Долгота
25.11. 2011 КА «АзияСат-7»	51°19'23"	87°24'11"
	51°20'06"	87°30'18"
	51°20'17"	87°25'44"
	51°19'05"	87°30'28"
	51°21'32"	87°29'10"
	51°15'47"	87°25'55"
	51°20'13"	87°26'53"
	51°18'40"	87°33'54"
	51°20'35"	87°38'50"
	51°20'20"	87°36'04"
	51°20'56"	87°31'08"
	51°17'42"	87°28'19"
	51°19'35"	87°20'17"
11.12.2011 КА «Луч-5А» / «AMOS-5»	51°17'42"	87°24'29"
	51°19'01"	87°28'16"
	51°18'25"	87°20'56"
	51°18'40"	87°22'48"
	51°17'06"	87°23'06"
	51°23'17"	87°21'40"
14.02.2012 КА «NSS-14»	51°18'46"	87°16'44"
	51°17'10"	87°10'19"
	51°16'52"	87°23'06"
	51°17'24"	87°18'14"
	51°17'42"	87°27'36"
	51°16'23"	87°20'38"

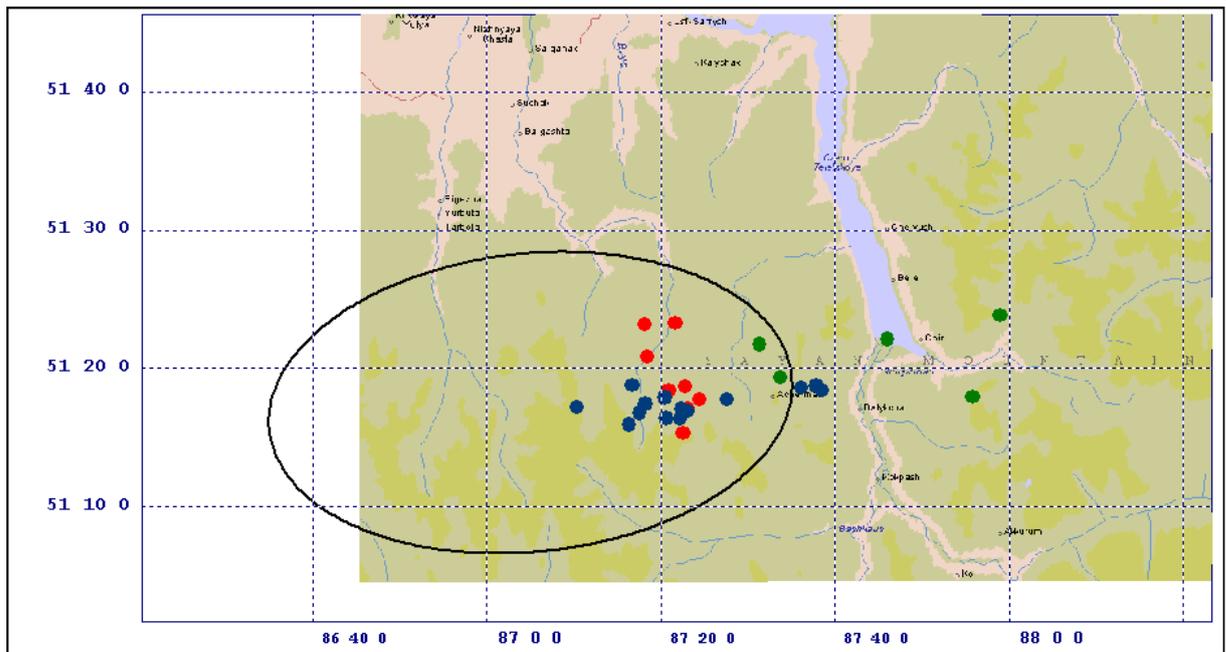


Рисунок 5.12. Сводная карта возможных мест падения фрагментов створок головного обтекателя по 3 пускам РН «Протон» в РП 327

Таблица 5.9. Расчетные места падения фрагментов двигательной установки РН «Протон» в 327 РП

Дата пуска РН «Протон»	Широта	Долгота
25.11.2011 КА «АзияСат-7»	51°18'43"	87°32'24"
	51°18'10"	87°12'10"
	51°18'43"	87°17'06"
	51°17'49"	87°24'14"
	51°15'57"	87°19'26"
	51°21'10"	87°45'07"
11.12.2011 КА «Луч-5А» / «AMOS-5»	51°19'01"	87°32'46"
	51°18'54"	87°31'48"
	51°18'58"	87°38'06"
	51°21'00"	87°49'26"
	51°19'55"	87°37'01"
	51°20'24"	87°47'06"
	51°22'26"	88°09'32"
14.02.2012 КА «NSS-14»	51°21'07"	88°11'20"
	51°17'16"	87°18'54"
	51°17'24"	87°20'27"
	51°17'20"	87°03'25"
	51°17'60"	87°28'08"
	51°13'33'	87°27'43"
	51°18'43"	87°37'19"

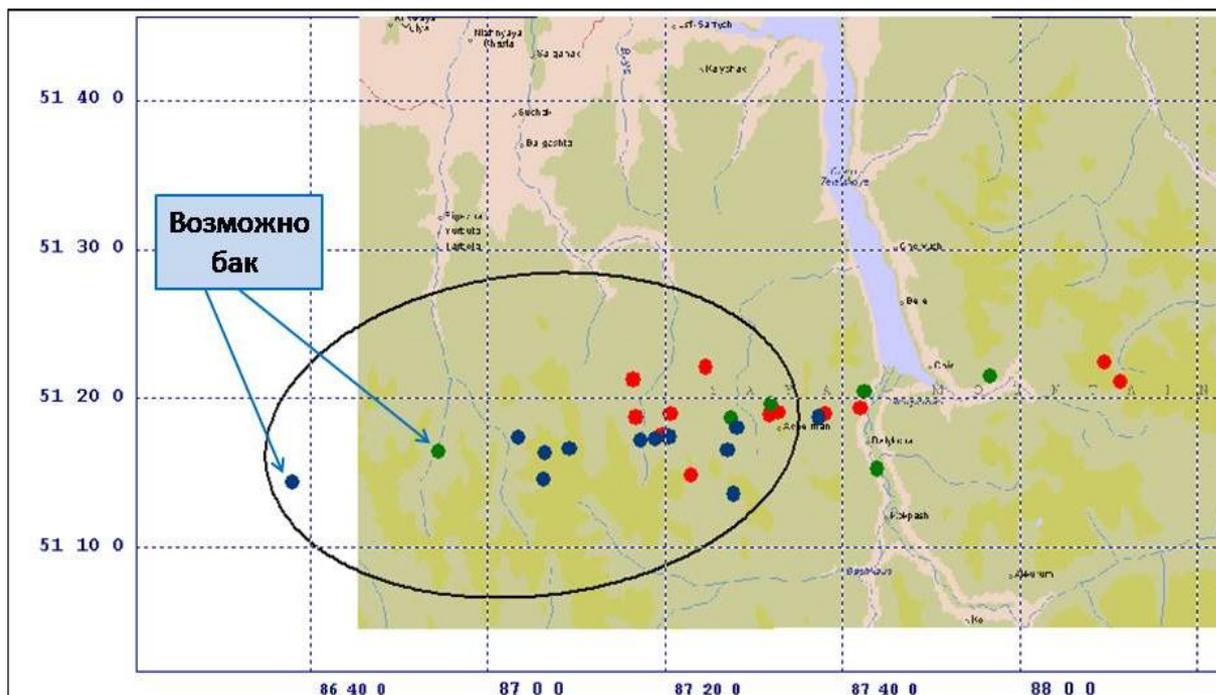


Рисунок 5.13. Сводная карта возможных мест падения фрагментов ускорителя и бака по 3 пускам РН «Протон» в РП 327



Рисунок 5.14. Фрагменты створок головного обтекателя и деталей двигательных установок, обнаруженных в РП №327

Анализ регистрограмм нескольких пусков РН «Протон» показал, что по виду регистрируемых сигналов, можно предполагать зону разлета фрагментов. Это наглядно видно на рисунке 5.15. На записях пусков от 11 августа 2009 г. и 14 декабря 2009 г. (рисунок 5.15, правые регистрограммы) характерен интенсивный сигнал вначале записи и компактный пул сигнал сразу после него. Это свидетельствует о том, что имеется 1 большой фрагмент, и рядом летящие меньшего размера. При таком характере движения в основном фрагменты компактно приземляются в заданный район падения. За пределы района может перелететь 1 или 2 фрагмента. На записях пусков от 17.09.2009 г. и 29.12.2009 г. (рисунок 5.15, левые регистрограммы) наблюдается длительный ряд сигналов практически одинаковой амплитуды. При таком характере сигналов фрагменты разлетаются на большие расстояния (как на рисунке 4.8 или 5.13).

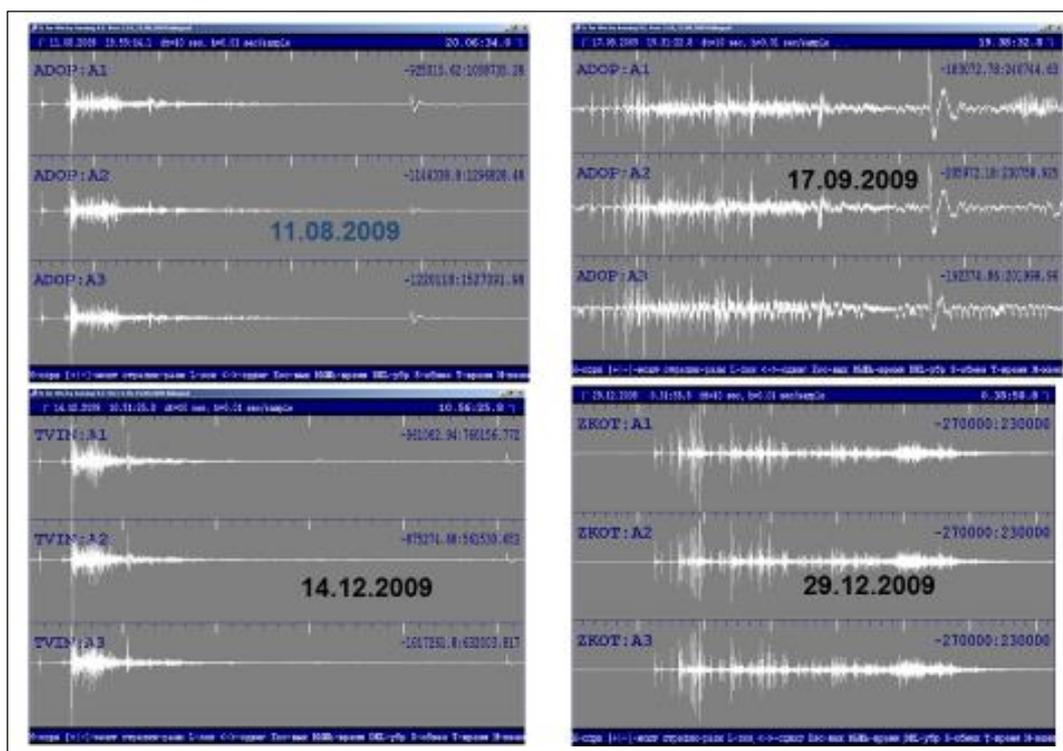


Рисунок 5.15. Регистрограммы, вызванные снижением фрагментов 2-й ступени, от нескольких пусков РН «Протон»

Наличие факта перелета фрагментов за штатные районы падения заставило специалистов ГКНПЦ им Хруничева принять ответственное решение по переносу района падения фрагментов 2-й ступени при осуществлении запуска

РН «Протон-М» со спутниками «ГЛОНАСС» намеченного на 14.12.2009 г. с целью недопущения попадания фрагментов снижающейся ступени на населенный пункт Колпашево (Томская область). Штатный и вновь отведенный районы падений отображены на рисунке 5.16.

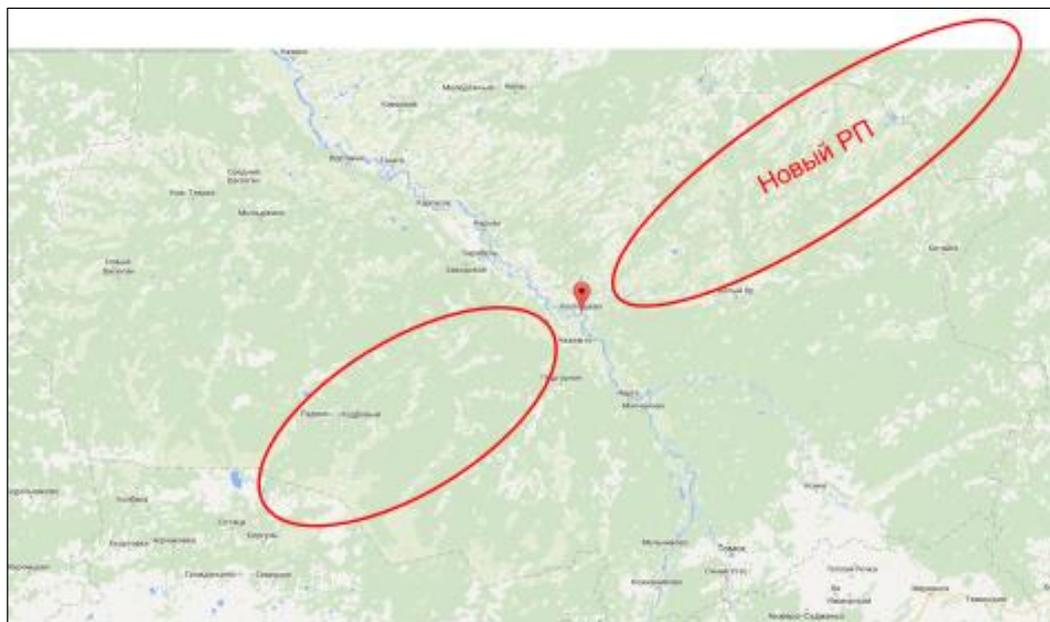


Рисунок 5.16. Штатный и новый районы падений фрагментов 2-й ступени при осуществлении запуска РН «Протон-М» со спутниками «ГЛОНАСС» 14.12.2009 г. (г. Колпашево отмечен красной меткой)

Инфразвуковой метод локации показал высокую эффективность при обеспечении первого испытательного пуска РН легкого класса «Ангара 1.2ПП» в районе падения 2-й ступени и габаритно-массового макета на полуострове Камчатка 09 июля 2014 года. Эти работы были интересны тем, что данный РП является самым большим в практике испытательных пусков РН (даже больше, чем РП, использовавшийся для запуска РН сверхтяжелого класса типа «Энергия»). Кроме того, скорость входа фрагментов в атмосферу была настолько большой, что элементы конструкции нагревались вплоть до границ фазовых переходов. Район падения располагался внутри испытательного полигона «Кура», имеющего современные средства ведения мониторинга. Как показала практика, кроме средств мобильного автономного программно-аппаратного комплекса пассивной инфразвуковой локации, в этих условиях никакие иные измерительные средства полигона «Кура» не смогли установить точки приземления фрагментов. Для измерения были использованы 6 станций наблюдения, 4 из которых зарегистрировали вход нескольких

фрагментов в район падения (рисунок 5.17). До двух южных станций сигнал просто не дошел из-за большого расстояния. Использование мобильного автономного комплекса позволило уменьшить район поиска в 15 раз (с 6 300 км² до 420 км²) и рассчитать координаты точек падения фрагментов даже в столь экстремальных начальных условиях (рисунок 5.18). Несмотря на крайне большие размеры РП и сложный рельеф Камчатки, что делает крайне неэффективным воздушный поиск, благодаря полученным от полевой аппаратуры мониторинга целеуказаниям, места приземления фрагментов верхней ступени РН «Ангара 1.2ПП» были обнаружены и идентифицированы (рисунок 5.19).

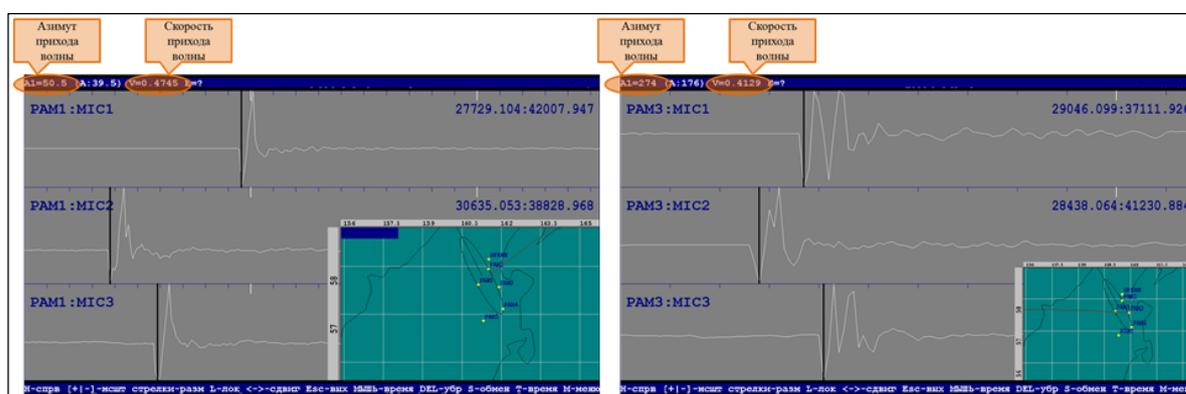


Рисунок 5.17. Инфразвуковые сигналы, вызванные снижением фрагментов 2-й ступени и габаритно-массового макета при осуществлении первого испытательного пуска РН легкого класса «Ангара 1.2ПП»

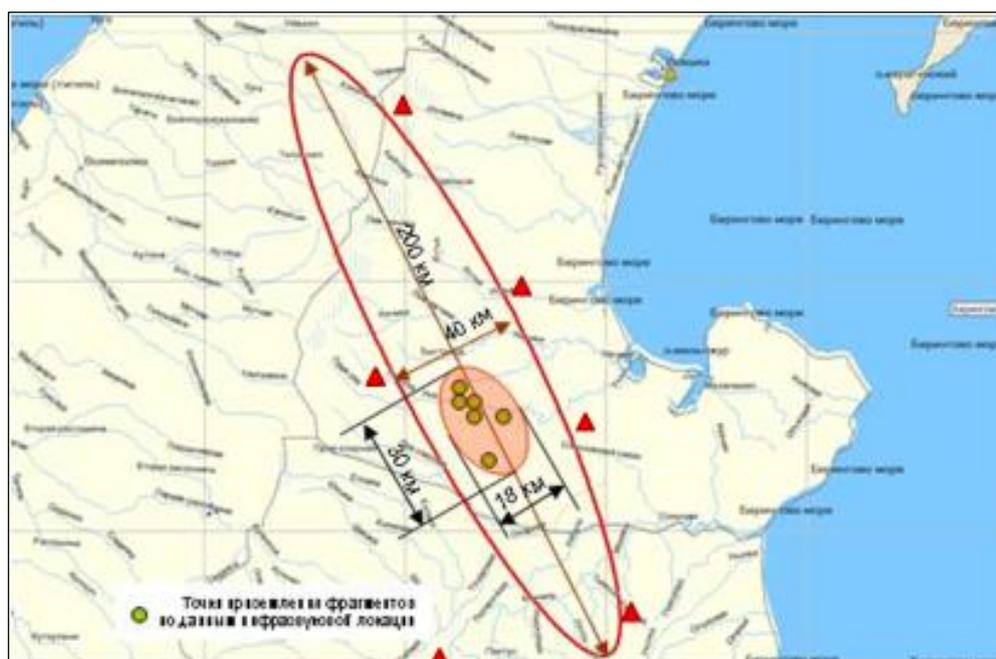


Рисунок 5.18. Район падения, станции мониторинга и точки обнаружения фрагментов при осуществлении первого испытательного пуска РН легкого класса «Ангара 1.2ПП»



Рисунок 5.19. Место падения габаритно-массового макета

23 марта 2014 г. проводился запуск РН «Союз-2» с КА «ГЛОНАСС» с космодрома «Плесецк». Фрагменты первой ступени должны были приземлиться в труднодоступный район падения «Вашка» (Архангельская область). Исходя из размеров РП и ограниченной доступности, в нем были установлены 3 комплекта полевой аппаратуры мониторинга. На этом пуске все инфразвуковые станции были беспроводные и впервые для их запуска, считывания и передачи данных, поиска фрагментов по выданным целеуказаниям использовался БПЛА. Схема расположения ПСМ относительно РП приведена на рисунке 5.22. Управление запуском, отключением и передача данных со станций мониторинга впервые производилась с помощью БПЛА. Всеми комплектами аппаратуры были зарегистрированы по 4 сигнала, соответствующие каждому из 4 снижающихся фрагментов. Зарегистрированные сигналы по каждой станции приведены на рисунке 5.20.



Рисунок 5.20. Инфразвуковые сигналы, вызванные снижающимися фрагментами 1-й ступени РН «Союз-2» с КА «ГЛОНАСС»

Обработка полученных данных позволила локализовать зону воздушного поиска, уменьшив в 30 раз площадь возможного приземления боковых блоков: с 2600 км^2 до 80 км^2 (рисунок 5.22).

На основании полученных данных производился подбор возможных траекторий снижения фрагментов. Программа подбора СТ анализировала 999.999 различных вариантов траекторий снижения фрагментов, рассчитывала для каждой траектории теоретические времена распространения инфразвуковых сигналов и теоретические параметры, такие как скорость, азимут и время прихода в точки расположения ПСМ с учетом модельных параметров атмосферы, сравнивала их с реальными параметрами и выделила 4 траектории с минимальными невязками. Для моделирования использовалась температурная модель атмосферы MSISE-2000 и ветровая модель HWM-93, приведенные на рисунке 5.21. Обработка полученных данных позволила локализовать зону воздушного поиска. Поиск фрагментов осуществлялся с помощью БПЛА. Фотография одного из обнаруженных разгонных блоков приводится на рисунке 5.23. Разница в координатах между рассчитанными по инфразвуковым данным предполагаемых мест падений и истинных мест падений ОЧ РН не превысило 2000 м, в среднем составил 1.460 м.

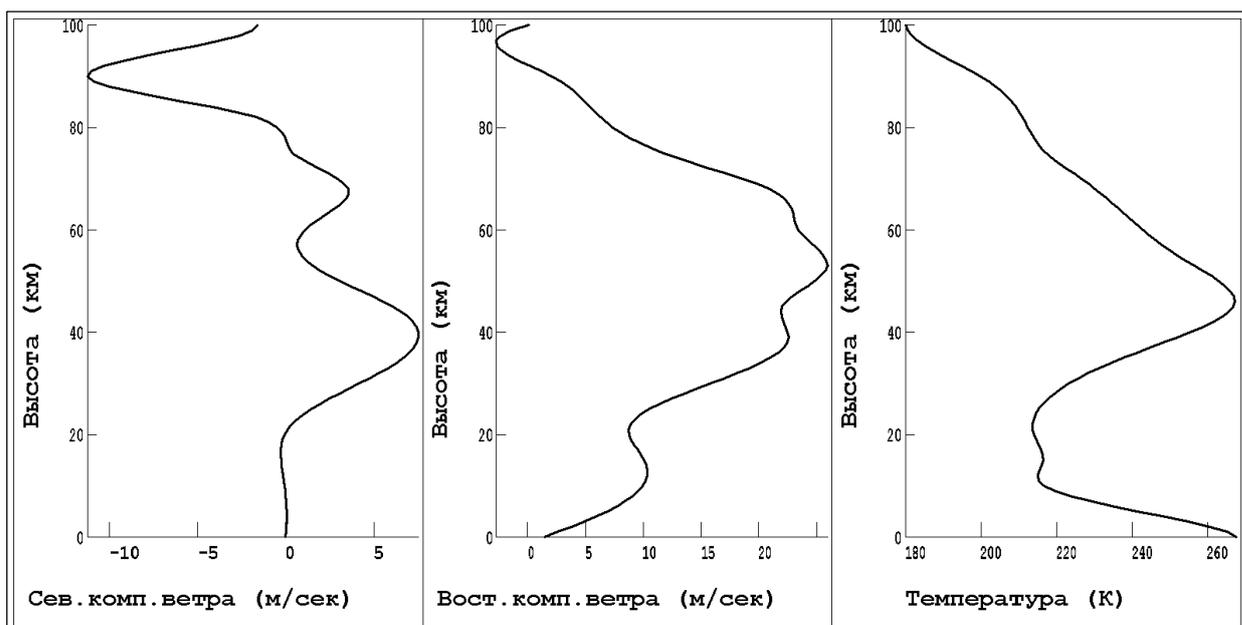


Рисунок 5.21. Модели ветра и температуры, использовавшиеся для моделирования распространения инфразвука

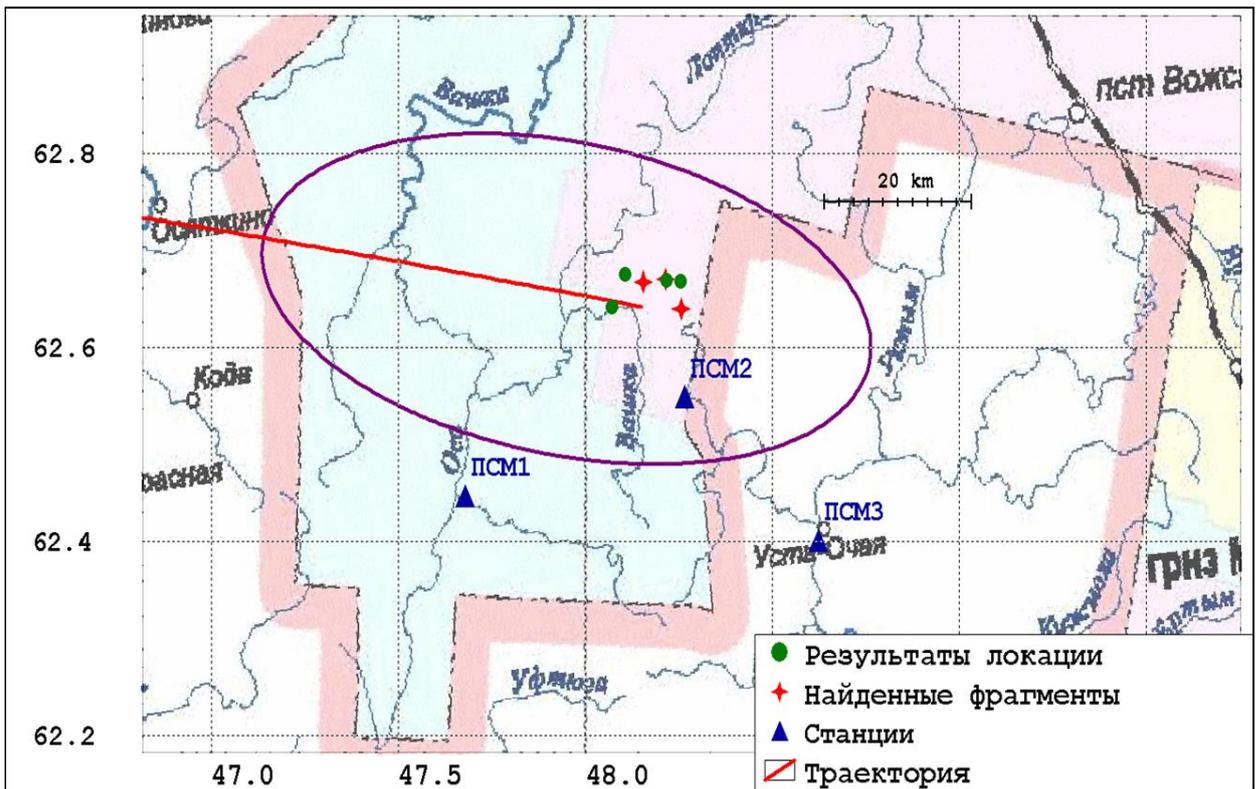


Рисунок 5.22. Район падения 1-й ступени, станции мониторинга и точки обнаружения фрагментов при осуществлении пуска РН «Союз-2» с КА «ГЛОНАСС»



Рисунок 5.23. – Кадр фотодокументирования места падения фрагмента РН «Союз-2» (23 марта 2014 г.). Использован фотомодуль «Canon 5D Mark-II». Высота наблюдения 307.5 м. Угол обзора 35°

В период с 19.12.2014 г. по 25.12.2014 г. были проведены работы по проверке мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации для определения мест падения фрагментов первой ступени РН «Ангара – А5.1Л» в штатном районе падения «Вуктыл». Поскольку эта работа была определяющей для проверки окончательной (модернизированной) версии комплекса и в ходе ее проведения были получено много новой дополнительной информации, этот пример будет рассмотрен более подробно чем остальные.

Характеристика района падения «Вуктыл» на территории Республики Коми приведена в таблице 5.10.

Таблица 5.10 – Характеристика РП ОЧ РН «Вуктыл» на территории Республики Коми

РП ОЧ РН	Характеристика РП ОЧ РН	Площадь РП ОЧ РН, в том числе по административно-территориальным образованиям Республики Коми
«Вуктыл»	Эллипс с характеристиками: координаты центра: 63°13'21" с.ш., 57°46'46" в.д.; размеры осей: 120×50 км; азимут большой оси: 93°; площадь: 471 238,9 га.	Общая площадь – 471 238,9 га. В том числе: Вуктыльский район: 127 600 га; Троицко-Печорский район: 334 848,9 га; Сосногорский район: 8790 га.

РП «Вуктыл» расположен на востоке Республики Коми в подзоне северной тайги. На территории района размещены лесные площади КГУ РК «Вуктыльское лесничество» и часть ГУ «Национальный парк «Югыд ва». Около 80 % территории РП занято лесами и кустарниками. Среди лесных пород преобладают хвойные, в первую очередь ель. На водоразделах равнинной части территории преобладают еловые и елово-березовые леса. Сплошные лесные массивы прерываются болотами, которые занимают 11.3 % территории района. Это повышает пожароопасность района и усложняет условия для поиска упавших фрагментов.

Для регистрации сигналов от снижающихся фрагментов 1-й ступени РН «Ангара 5.1» в РП «Вуктыл» было установлено 4 полевых станций мониторинга (ПСМ) из состава ПАМ (названия станций, в программе обработки и на

рисунках: ПСМ-1 – KPSM1, ПСМ-2 – KPSM2, ПСМ-3 – KPSM3, ПСМ из состава ЗИП – KPSM4). Для увеличения зоны наблюдения дополнительно была установлена мобильная инфразвуковая группа (МИГ), разработанная в Кольском филиале Единой Геофизической службы РАН, аналогичная по составу ПСМ, но собирающая данные на персональный компьютер (название станции, в программе обработки и на рисунках- KVOR). Схема расположения станций относительно РП представлено на рисунке 5.24.

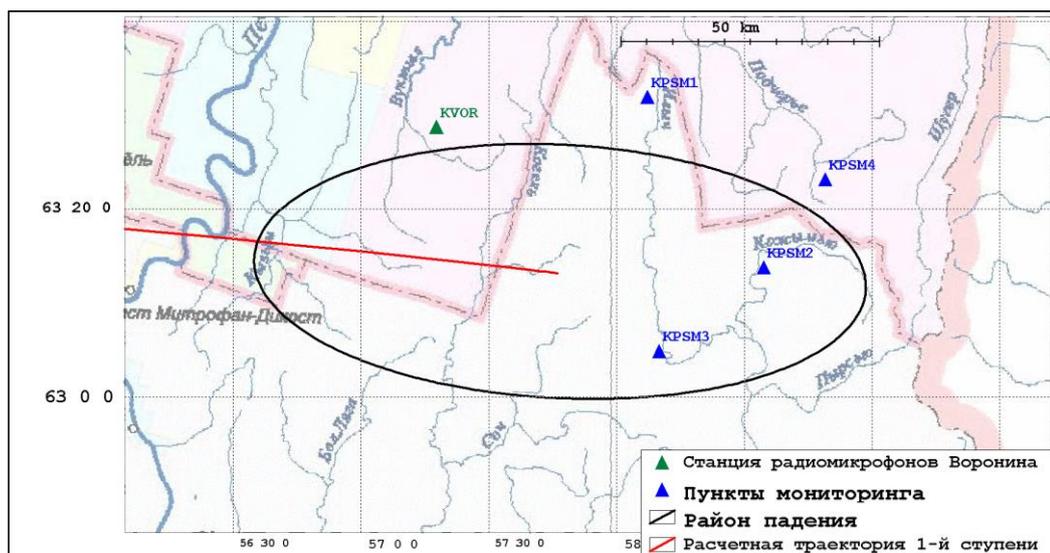


Рисунок 5.24. Схема расстановки станций мониторинга при регистрации фрагментов 1 ступени РН «Ангара», республика Коми, 23.12.2014.

Координаты всех использовавшихся ПСМ приведены в Таблице 5.11.

Таблица 5.11. Координаты пунктов мониторинга

Широта	Долгота	Сокращение	Название
63.47928	57.29580	KVOR	Мобильная ПСМ
63.53226	58.12028	KPSM1	ПСМ-1
63.22987	58.57500	KPSM2	ПСМ-2
63.08151	58.16653	KPSM3	ПСМ-3
63.38628	58.81616	KPSM4	ПСМ-4

Заблаговременно перед пуском в программу для обработки была загружена расчетная траектория падения 1-й ступени ракеты-носителя, полученная на основе баллистических расчетов. Эта траектория была использована для подбора необходимого протокола генерации трубки теоретических траекторий при локации фрагментов. Проекция этой траектории на землю показана красной линией на рисунке 5.24, а вертикальная проекция на рисунке 5.25.

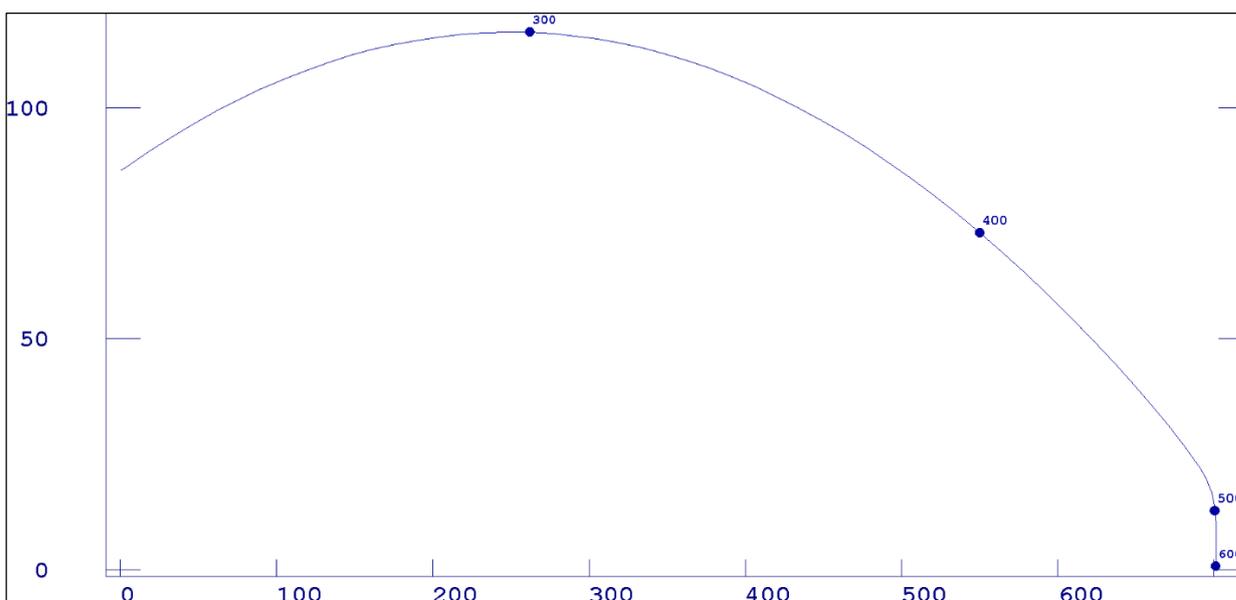


Рисунок 5.25. Расчетная траектория падения 1 ступени РН «Ангара».
По оси X – расстояние, по оси Y – высота в километрах.
На траектории отмечены секунды полета

В соответствии с данной траекторией и конфигурацией района были выбраны параметры процедуры генерации теоретической трубки траекторий так, чтобы концы траекторий трубки полностью или почти полностью покрыли бы эллипс, соответствующий району падения.

Высота распада задавалась так, чтобы траектории трубки к моменту достижения земной поверхности смогли бы разойтись достаточно, чтобы покрыть анализируемый участок местности. При этом точка отрыва должна находиться достаточно далеко от эллипса района падения. Нужно заметить, что конкретное значение высоты точки отрыва не очень существенно, так в разряженных слоях атмосферы фрагменты с разными баллистическими коэффициентами движутся параллельно и синхронно и расходятся на высотах порядка 20–30 км.

Из этих соображений была взята высота распада, равная 60 км. Параметры приращений скоростей по трем координатам были подобраны так, чтобы область, покрываемая концами траекторий трубки, была близка к эллипсу района падения (рисунок 5.26).

Значения всех параметров протокола генерации трубки траекторий представлены в Таблице 5.12.

Таблица 5.12. Параметры генерации трубки траекторий

Параметр	Значение или диапазон значений
Высота распада	60 км
Приращение скорости перпендикулярно движению	-0.5: 0.5 км/с
Приращения скорости по направлениям вперед и вверх	-0.1: 0.1 км/с
Нормализованный баллистический коэффициент (1 соответствует траектории, оканчивающейся в центре района)	0.1: 10

Согласно данному протоколу были рассчитаны границы теоретических времен приходов звуковых сигналов на все станции (Таблица 5.13) и определен диапазон времен регистрации данных, устанавливаемых на процессоре управления ПСМ (все времена приведены во времени UTC).

Таблица 5.13. Теоретические интервалы времен приходов сигналов на станции

Станция	Диапазон времен
KVOR	6.05:46.1 > 6.07:30.4
KPSM1	6.05:54.1 > 6.07:44.2
KPSM2	6.05:26.1 > 6.07:10.4
KPSM3	6.05:04.1 > 6.08:12.8
KPSM4	6.05:18.5 > 6.08:01.3

Окончательно, время регистрации (работы станций мониторинга по заданию) было определено с 6.04.00 по 6.11.00. Данное задание было загружено на каждую ПСМ с помощью БПЛА.

Для предварительных расчетов времен распространения инфразвуковых волн применялась модель стандартной атмосферы без ветра. Теоретическая область слышимости сигналов от снижающихся фрагментов была рассчитана методом математического моделирования. Для этого район падения был разбит на ячейки, перебирались все траектории трубки, и для каждой траектории проверялось, придет ли сигнал от нее в ячейки. Ячейки, в которые должен прийти сигнал от всех траекторий трубки, образуют область уверенного приема, ячейки, в которые сигнал приходит только от некоторых возможных траекторий – область неуверенного приема, а ячейки, в которые сигнал не приходит вообще – зону тени (рисунок 5.23).

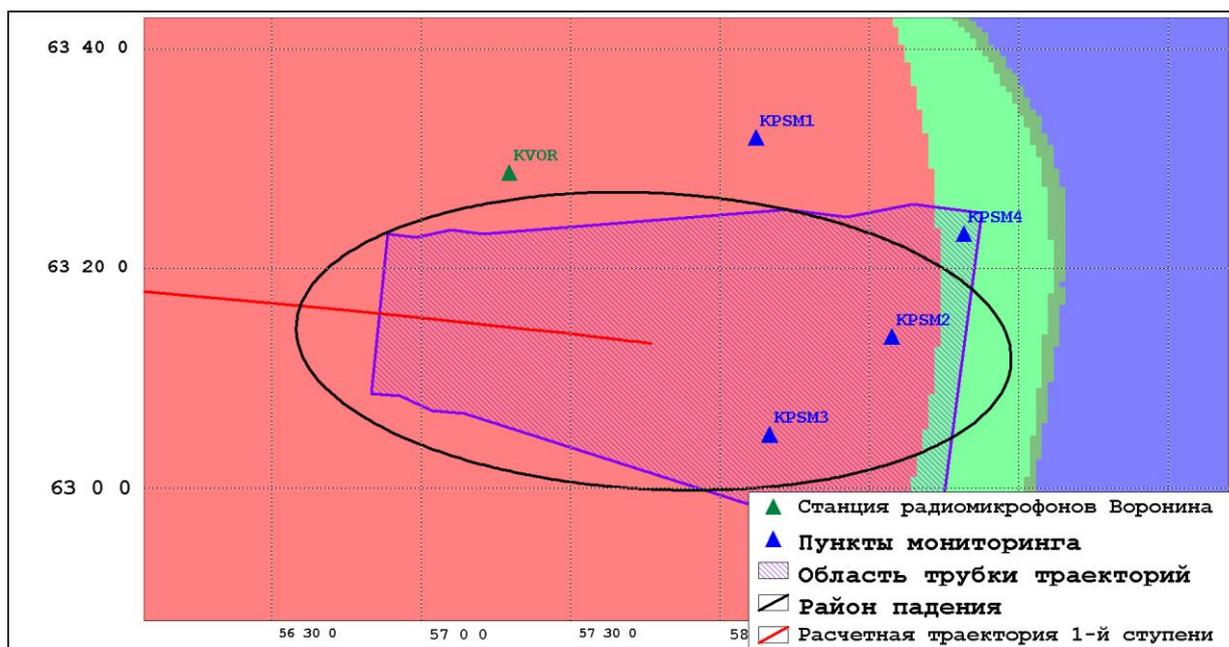


Рисунок 5.26. Область, в которую попадают концы траекторий трубки (сиреневая) и область слышимости. Область, отмеченная красным цветом – зона уверенного приема, зеленым – неуверенного, синим – зона тени.

Из данного рисунка видно, что все станции за исключением KPSM4 находятся в зоне уверенного приема, а KMS P4 – в зоне неуверенного приема.

Для оперативного расчета предполагаемых мест падения фрагментов РН «Ангара» заранее была рассчитана модель атмосферы, включающая набор атмосферных данных, необходимых для расчета траекторий трубки и для трассировки звука через атмосферу. Пакет включал в себя профиль температуры, рассчитанный по глобальной модели NRL-MSISE-00 и профиль горизонтального ветра, рассчитанный по глобальной модели HWM-93 (рисунки 5.27, 5.28, 5.29).

Согласно модели ветра, ветер на высотах, на которых он способен оказать наибольшее влияние на движение фрагментов и на распространение звука, направлен на северо-восток с максимумом скорости ветра на высотах 40–50 км.

Во время пуска вся аппаратура отработала штатно. Регистрограммы, записанные станциями мониторинга показаны на рисунках 5.30–5.34.

Анализируя записи, можно увидеть, что на МИГ (KVOR), находившейся в самой западной части РП, записано 4 четких сильных импульса (первые 2

пришли практически одновременно) длительностью около 1 с каждый, т.е. частотой 1 Гц (рисунок 5.30). Аналогичные сигналы наблюдались и при регистрации сигналов от падений первых ступеней РН «Протон» и «СОЮЗ» (например рисунок 5.20).

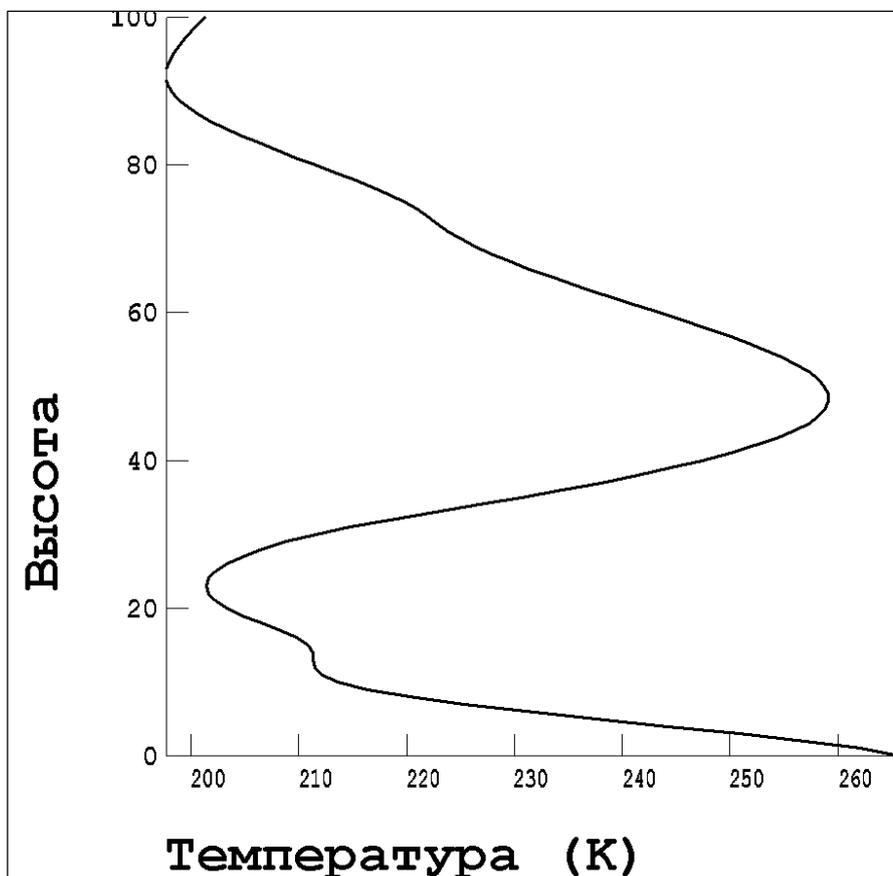


Рисунок 5.27. Профиль температуры согласно модели NRL-MSISE-00.

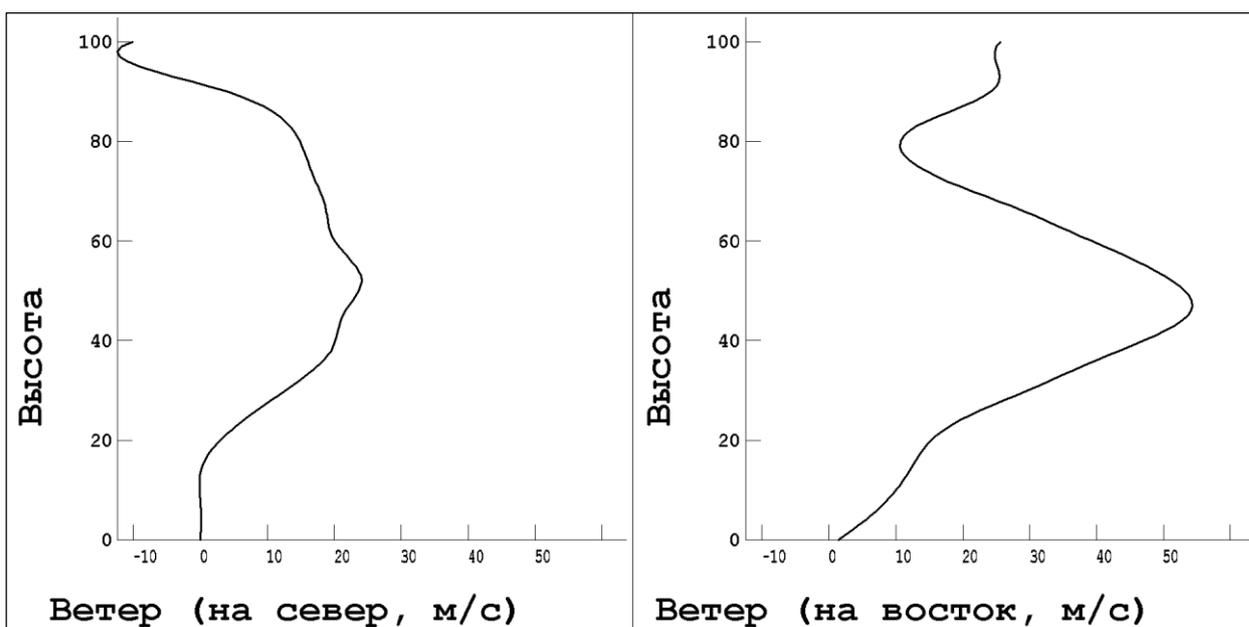


Рисунок 5.28. Профиль ветра согласно модели HWM-93.

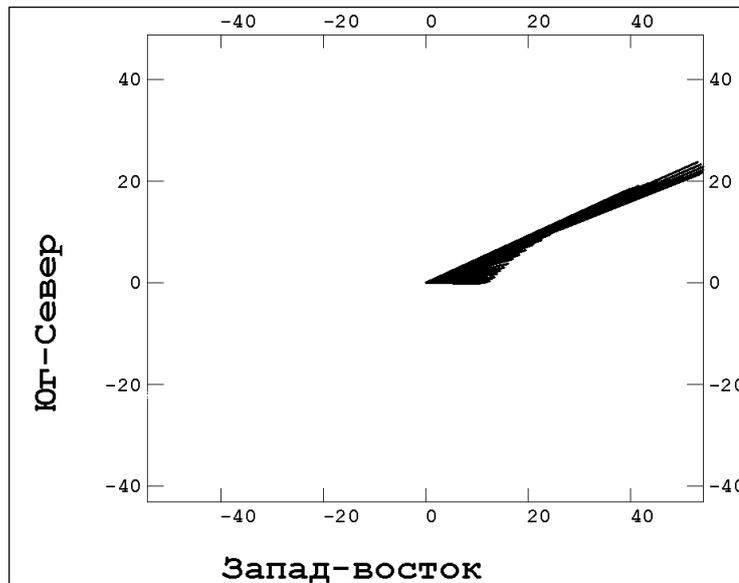


Рисунок 5.29. Вектора скорости модельного ветра для высот от 0 до 50 км.
По осям отложены компоненты ветра в м/с

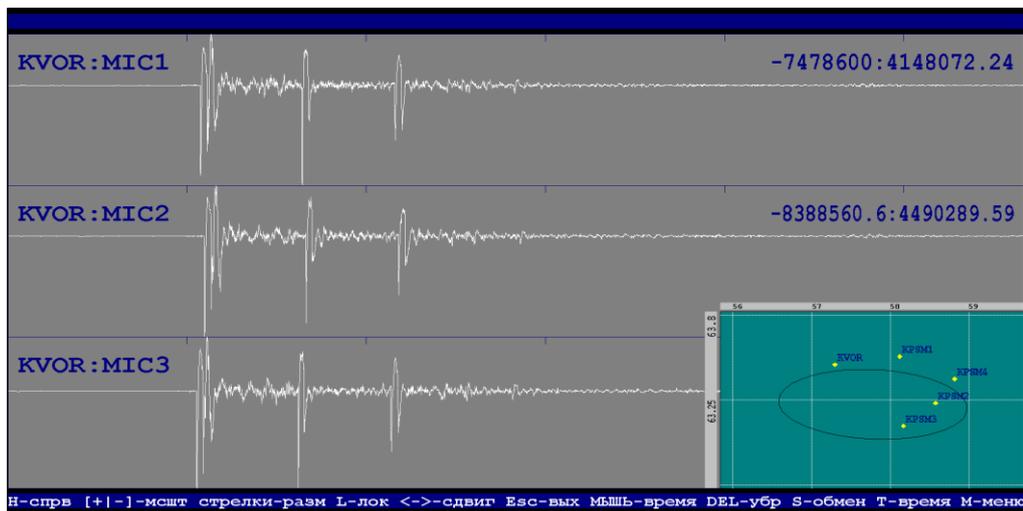


Рисунок 5.30. Регистрограмма мобильной РСМ KVOR.
Интервал времени между засечками – 10 с

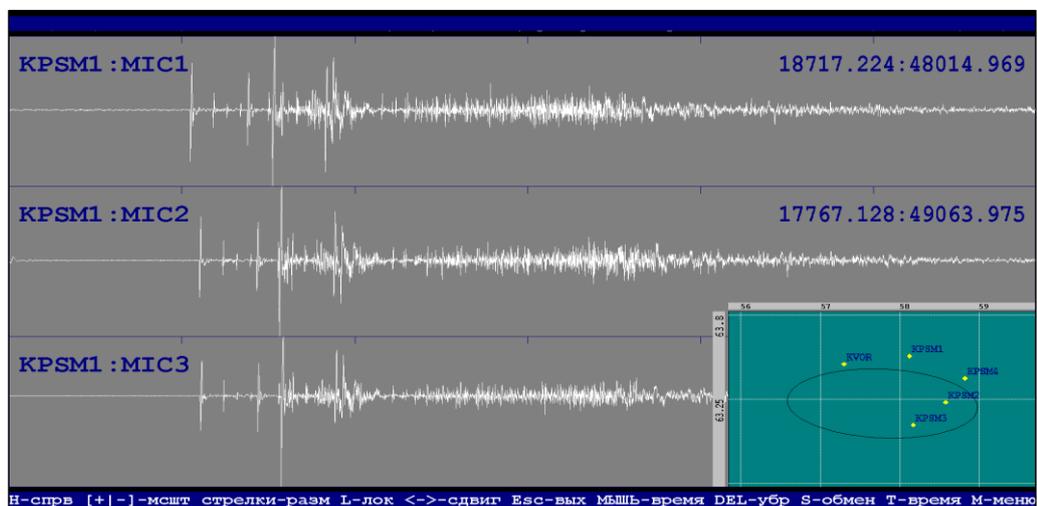


Рисунок 5.31. Регистрограмма РСМ-1 (KPSM1).
Интервал времени между засечками – 10 с

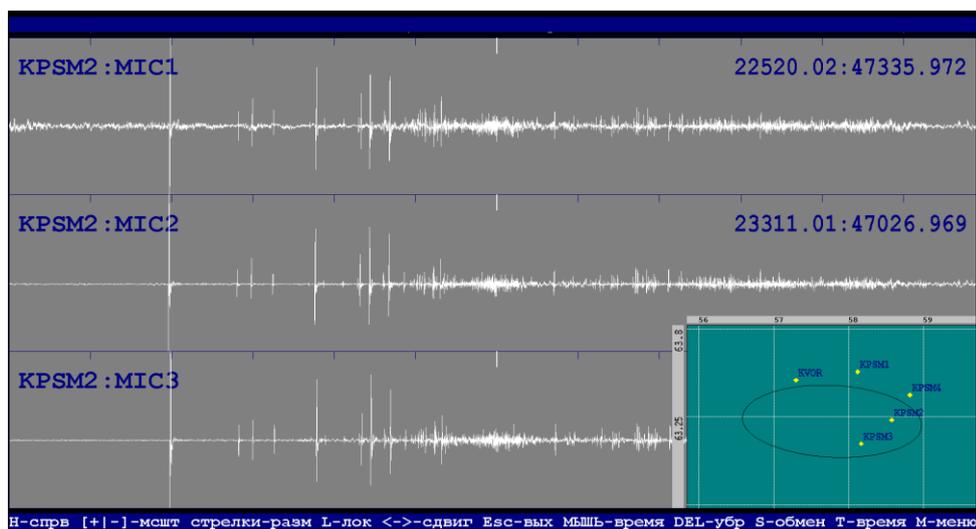


Рисунок 5.32. Регистрограмма ПСМ-2 (KPSM2).
Интервал времени междузасечками – 10 с

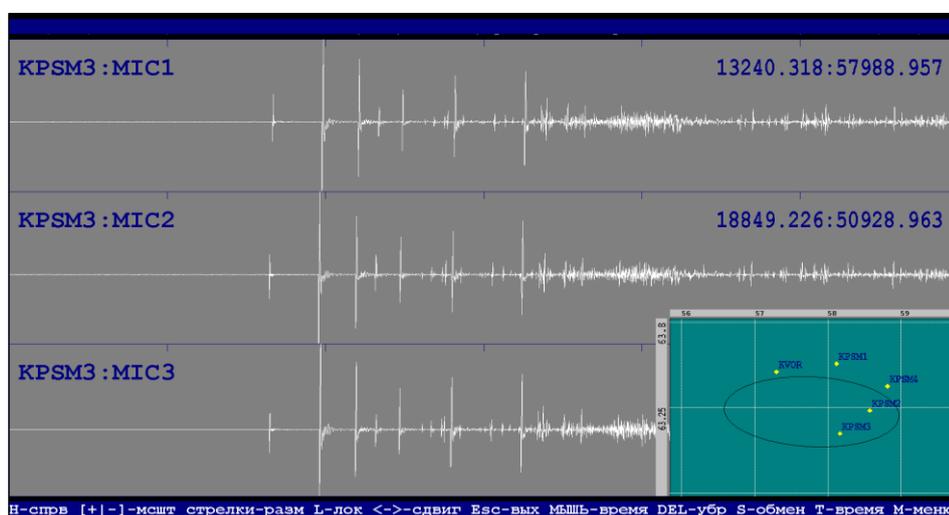


Рисунок 5.33. Регистрограмма ПСМ-3 (KPSM3).
Интервал времени между засечками – 10 с

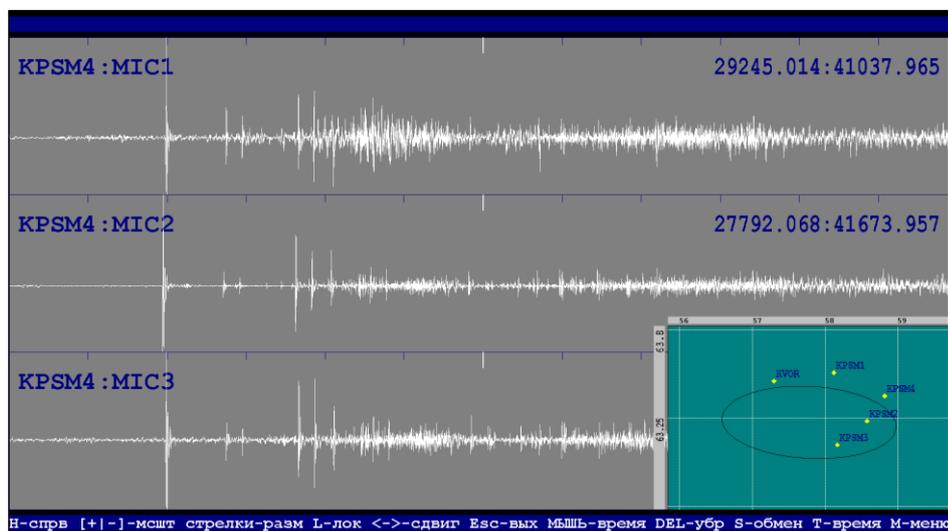


Рисунок 5.34. Регистрограмма ПСМ из состава ЗИП (KPSM4).
Интервал времени между засечками – 10 с

Записанные сигналы, представленные на рисунках 5.30 и 5.20 практически тождественны, как по интенсивности, так и по спектру. Это свидетельствует о том, что инфразвуковые сигналы, пришедшие на МИГ (KVOR), были сгенерированы 4-мя крупными фрагментами.

Записи же остальных 4 ПСМ, находившихся в центральной и восточных частях РП, резко отличаются от тех, что записала МИГ – на них наблюдаются более слабые и более высокочастотные импульсы, причем число импульсов кратно возрастает на станциях, расположенных в более восточной части РП. Аналогичные сигналы наблюдались и при регистрации сигналов от падений вторых ступеней РН «Протон» (например, рисунок 5.15).

Такая разница в сигналах сразу позволила предположить, что падающая ступень распалась на большое количество мелких фрагментов, причем это произошло уже после того, как был сгенерированы сигналы, пришедшие на станцию KVOR.

Поскольку программа локации не может учесть распад фрагментов после того, как сигнал пришел на станцию, было признано целесообразным отказаться от использования данных станции МИГ для локации. Т.е. локация проводилась только по комплекту из 4 ПСМ.

Обращает на себя внимание то, что на записи станции KPSM4 (рисунок 5.33) также видно большое, хотя и меньшее, чем на других станциях количество импульсов, несмотря на то что станция находится в зоне неуверенного приема. Это объясняется тем, что расчет зон слышимости проводился для стандартной атмосферы без учета ветра, а ветер, если он в реальности совпадал с модельным, должен был сместить и передвинуть область слышимости в сторону как раз KPSM4.

По полученным записям можно сделать еще одно важное наблюдение. На записях станций KPSM1-KPSM4 вначале идут четкие, резкие импульсы, а затем, через 20–30 с – область повышенной амплитуды инфразвука, в которой только иногда можно различить отдельные импульсы. Эти области связаны с тем, что движение большой массы мелких фрагментов с высокими зна-

чениями баллистического коэффициента вызывает большое количество близких по времени сигналов, суперпозиция которых и наблюдается на записях (рисунок 5.35).

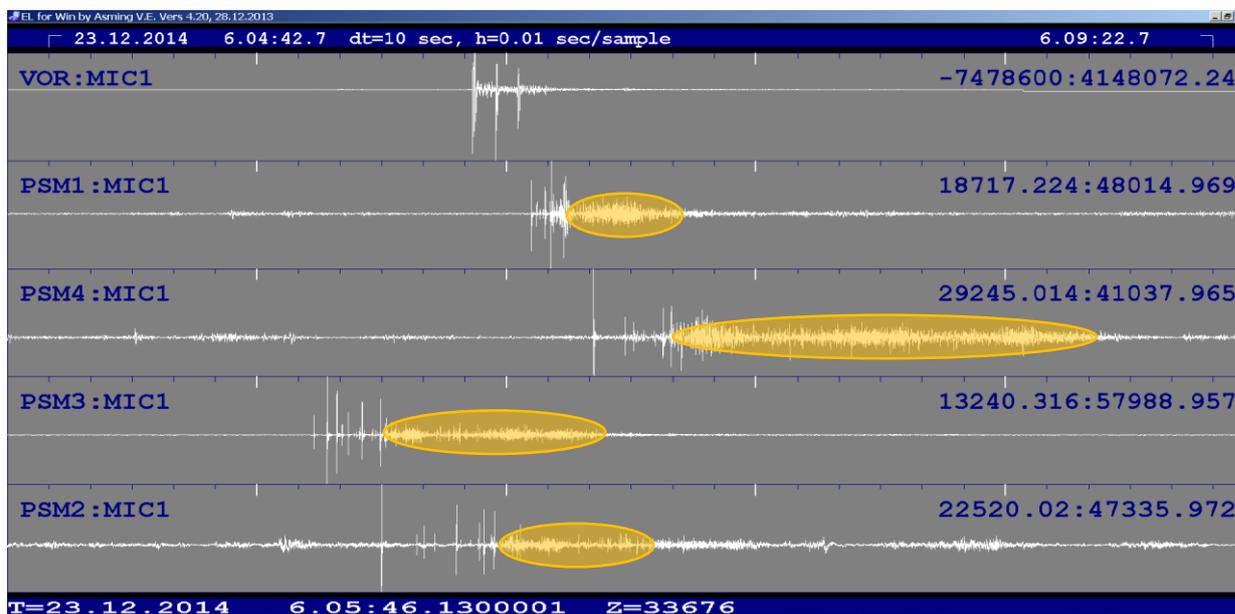


Рисунок 5.35. Сводная регистрограмма по всем 5 станциям мониторинга (представлен только 1 канал по каждой станции). Желтым выделены зоны суперпозиции инфразвуковых сигналов, т.е. зоны, где снижалось очень большое количество фрагментов.

Записи всех станций были обработаны автоматической программой-детектором импульсов. Результаты детектирования для станций KPSM1 и KPSM2 представлены на рисунках 5.36 и 5.37.

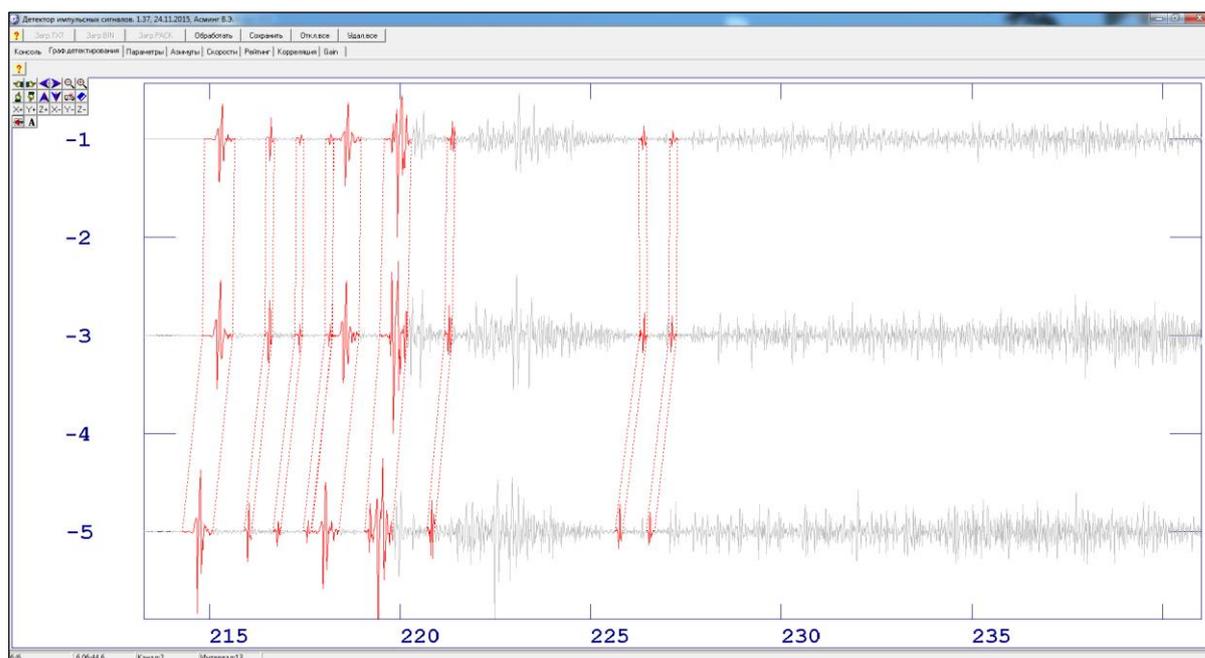


Рисунок 5.36. Результаты детектирования импульсных сигналов в записях станции KPSM1

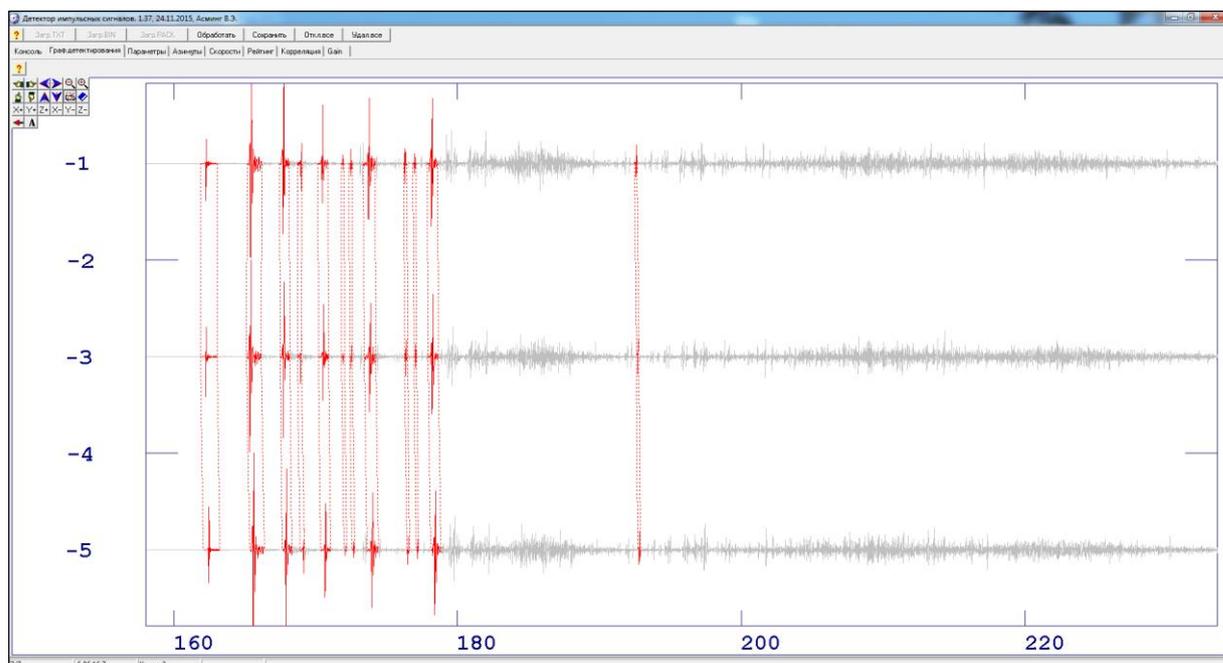


Рисунок 5.37. Результаты детектирования импульсных сигналов в записях станции KPSM2.

Детектор уверенно отбирает одиночные импульсные сигналы и не берет сигналы из участка записи, на котором наблюдается суперпозиция сигналов. Выбрать отдельные импульсы в этом участке затруднительно даже для опытного обработчика.

Дальнейшая обработка сигналов производилась в программе генерации и подбора траекторий СТ. Подбор проводился в нескольких вариантах – для грубого протокола подбора и для более точного, для стандартной и модельной атмосферы, для всех станций, только для РСМ (без станции KVOR) и по РСМ без станции KPSM4, которая располагалась в зоне неустойчивого приема. Оба протокола генерации трубки траекторий, грубый и точный, использовали параметры, приведенные в Таблице 5.13. Разница между ними заключалась только в значении шага перебора вариантов бокового приращения скорости. В грубом варианте этот шаг равнялся 0.1 км/с , а в точном – 0.02 км/с , соответственно, в точном варианте было обеспечено более плотное покрытие территории района падения теоретическими траекториями.

Наилучшими, в смысле самосогласованности, т.е., в части качества подбора траекторий, оказались варианты с использованием 3-х станций – РСМ1, РСМ2 и РСМ3. Станция МИГ была исключена, т.к. на записях присутствуют

только сигналы от еще не распавшихся фрагментов, а станция ПСМ4 была исключена т.к. находилась в зоне неустойчивой слышимости. Результаты мест падений фрагментов по данным инфразвуковой локации представлены на рисунке 5.38 и в таблицах 5.14 и 5.15.

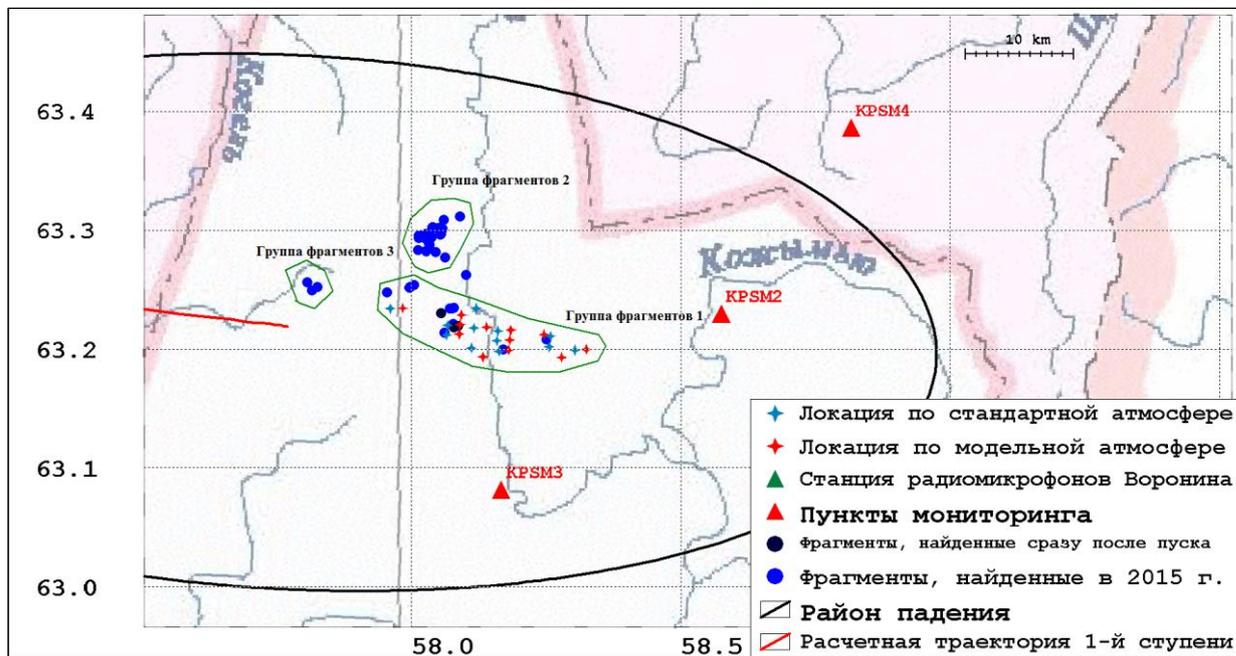


Рисунок 5.38. Сравнение результатов локации (подбора траекторий) программы СТ и реально найденных фрагментов ракеты-носителя.

Часть фрагментов была найдена непосредственно после падения, часть – в ходе летней экспедиции 2015 года. Фотографии фрагментов представлены на рисунках 5.39 и 5.40. На рисунке 34 представлено сравнение результатов локации программы СТ по стандартной и модельной атмосферам и результатов поиска. Нетрудно видеть, что фрагменты, обозначенные как «Группа фрагментов 1», хорошо сфоцировались. В этом районе группа поиска обнаружила в основном различные фрагменты двигательных установок, имеющие достаточно большую массу и низкий баллистический коэффициент. В то же время, программа автоматической локации не смогла подобрать траектории, соответствующие фрагментам из групп 2 и 3. Этими фрагментами оказались мелкие (площадью менее 0.6 м^2) обломки корпуса и баков. Вероятно, чтобы сфоцировать такие фрагменты, необходимо станцию KPSM4 разместить ближе к РП, сместив ее в сторону центра. Кроме того, легкие фрагменты более подвержены влиянию приземного ветра. А т.к. пеленгация фрагментов производится на вы-

соте 18–22 км, то эту поправку на наземный ветер необходимо вводить дополнительно при расчетах. Смещение группы фрагментов (2) относительно траектории в целом соответствует модельным направлениям ветра во время пуска (рисунок 5.28).



Рисунок 5.39. Фрагмент двигательной установки 1-й ступени РН «Ангара-А5.1Л», обнаруженный после проведения пуска по результатам инфразвуковой локации



Рисунок 5.39. Фрагмент обечайки топливного бака 1-й ступени РН «Ангара-А5.1Л», обнаруженный в зоне «группа фрагментов 2» (см.рис.5.37)

Таблица 5.14. Результаты локации программы СТ (по модели стандартной атмосферы)

Широта	Долгота	Рейтинг
63.21083	58.25788	0.8931
63.23408	57.96043	0.8821
63.21529	58.16050	0.8749
63.23448	58.12007	0.8441
63.21996	58.06699	0.8225
63.21775	58.11559	0.7642
63.21188	58.06483	0.7194
63.20103	58.11110	0.7060

63.20693	58.15824	0.6695
63.19920	58.30360	0.2865
63.19809	58.16223	0.2625
63.20189	58.25543	0.2518

Таблица 5.15. Результаты локации программы СТ (по моделям NRL-MSISE-00 и HWM-93)

Широта	Долгота	Рейтинг
63.23452	57.98375	0.8795
63.21858	58.13926	0.8293
63.19980	58.32439	0.8126
63.21266	58.08819	0.7644
63.22884	58.09251	0.7096
63.22075	58.09035	0.6797
63.20776	58.18210	0.6398
63.21240	58.24598	0.6256
63.21612	58.18437	0.5895
63.19312	58.27864	0.2736
63.19346	58.13248	0.2632
63.19939	58.17983	0.2622

По результатам наблюдений была подобрана оптимальная траектория снижения для самого крупного фрагмента двигательной установки. Траектория нанесена на карту на рисунке 5.41.

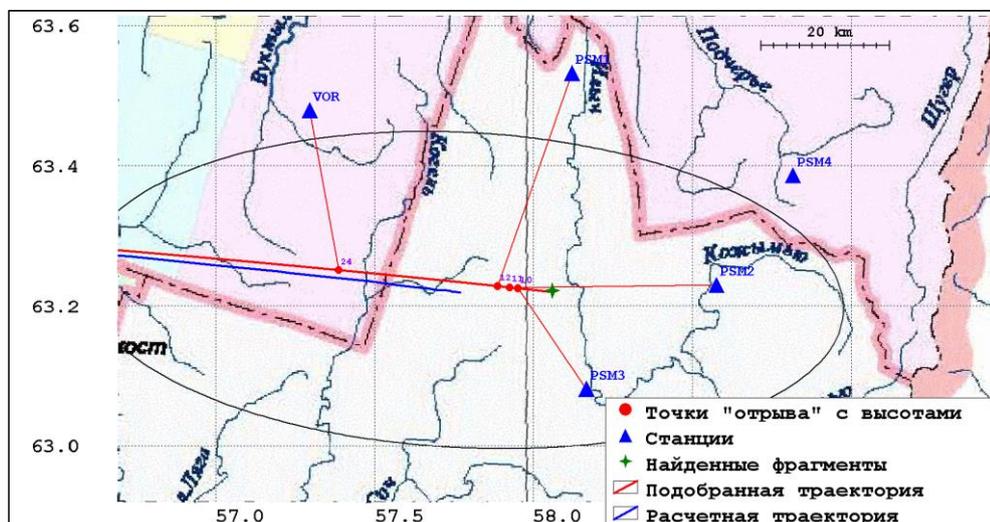


Рисунок 5.41. Траектория снижения фрагмента двигательной установки РН «Ангара- А5.1Л» и точки «отрыва» инфразвуковых сигналов от нее, дошедшие до станций инфразвукового наблюдения.

Из полученной траектории были вычислены точки, от которых, по результатам моделирования, инфразвуковые сигналы должны были достигнуть станций. Эти значения приведены в таблице 5.16. На основании этих данных были сделаны выводы об интенсивности распада 1-й ступени РН «Ангара-

А5.1Л». Как видно из таблицы, сигналы на самую западную станцию МИГ, пришли с высоты примерно 24.3 км. Станция зарегистрировала 4 мощных инфразвуковых сигнала, соответствующие 4 двигательным установкам. На станцию ПСМ1 сигналы дошли с высоты примерно 12.1 км. Станция зарегистрировала 8 относительно сильных сигналов, соответствующих распавшимся двигательным установкам, и облако суперпозиции сигналов, связанное с большим количеством мелких фрагментов обшивки корпуса 1-й ступени РН «Ангара-А5.1Л». На станцию ПСМ2 сигналы дошли с высоты примерно 11.0 км. Станция зарегистрировала 16 относительно сильных сигналов, соответствующих распавшимся двигательным установкам, и облако суперпозиции сигналов, связанное с большим количеством мелких фрагментов обшивки корпуса 1 ступени РН «Ангара-А5.1Л». На станцию ПСМ3 сигналы дошли с высоты примерно 10 км. Станция зарегистрировала более 25 относительно сильных сигналов, соответствующих распавшимся двигательным установкам, и облако суперпозиции сигналов, связанное с большим количеством мелких фрагментов обшивки корпуса 1 ступени РН «Ангара-А5.1Л». Т.е. можно сделать вывод, что распад 1-й ступени РН «Ангара-А5.1Л» начался на высоте ниже 24 км, но выше 12 км. Ниже 12 км начался интенсивный распад как двигательных установок, так и корпуса РН. Эти данные впоследствии были подтверждены группой поиска, обнаружившей более 100 фрагментов РН. Следует отметить что двигательные установки РН «Ангара» оказались более прочными чем у РН «Союз» распад которой начинается уже на высоте 45–55 км, как было показано в главе 4 данной работы.

Таблица 5.16. Параметры точек генерации инфразвуковых сигналов, достигнувших станций мониторинга, с траектории снижения фрагмента двигательной установки РН «Ангара-А5.1Л»

Станция	t прихода	Азимут	Каж. скорость	Угол подхода	Ширина «точки отрыва»	Долгота «точки отрыва»	Высота «точки отрыва» (км)	Время отрыва
МИГ	6.06:22.2	169.8	0.42	43.3	63.25082	57.38743	24.296	6.04:26.4
ПСМ1	6.06:42.3	199.0	0.34	18.8	63.22790	57.88737	12.155	6.04:43.8
ПСМ2	6.06:34.7	269.6	0.35	18.7	63.22609	57.92486	11.012	6.04:47.3
ПСМ3	6.05:58.7	326.0	0.37	27.7	63.22477	57.95168	10.087	6.04:51.0

Таким образом, применение метода пассивной инфразвуковой локации для определения мест падения фрагментов первой ступени РН «АНГАРА - А5.1Л» показало его хорошую точность и эффективность. Инфразвуковые сигналы, вызванные снижающимися фрагментами, были зарегистрированы всеми станциями инфразвукового мониторинга. На самой западной станции зарегистрировано 4 сильных сигнала, амплитуда и спектр которых (основная частота 3 Гц) аналогичны сигналам, сгенерированным фрагментами 1-й ступени РН «СОЮЗ» в РП «Вашка». Высота, на которой находились фрагменты в этот момент, составляла 24.3 км. На остальных станциях, расположенных в центральной и восточной частях района, зарегистрировано от 8 до 24 сигналов, амплитуда и спектр которых (основная частота 20 Гц) аналогичны сигналам, сгенерированным фрагментами 2-й ступени РН «Протон» в РП 326. Высоты, на которых находились фрагменты в эти моменты, 12.155, 11.012 и 10.087 км для станций ПСМ1, ПСМ2 и ПСМ3 соответственно. На станции ПСМ 4 зарегистрировано более 30 сигналов от фрагментов, амплитуда и спектр которых (основная частота 20 Гц) аналогичны сигналам, сгенерированным фрагментами второй ступени РН «Протон» в РП 326. Высота, на которой находились фрагменты в этот момент, составляла менее 10 км. Также на станциях ПСМ1 – ПСМ4 выделяется длинная зона с большим количеством сигналов от мелких фрагментов. Т.е. вероятно на высоте ниже 10 км начался интенсивный развал ступеней на фрагменты разных размеров и массы, которые снижались еще более 70 с после падения основных фрагментов. Более легкие части фрагментов обшивки корпуса были снесены приземным ветром на последнем 10-километровом участке снижения в северо-западную сторону, что необходимо будет учитывать в дальнейшем, при выдаче целеуказаний поисковому БПЛА.

В ходе последующего детального обследования расчетного района в РП «Вуктыл» в период с 22 по 26 июня 2015 г. было обнаружено 57, собрано 36 фрагментов ОЧ первой ступени РН «Ангара-А5.1Л» общим весом 740 кг. Все обнаруженные фрагменты ОЧ РН были каталогизированы (рисунок 5.42), наиболее крупные, найденные вблизи расчетных точек падений были внесены

в базу данных волновых форм фрагментов ракет-носителей. Фрагменты двигательных установок обнаружены в расчетном районе, полученном с использованием полевой аппаратуры мониторинга системы инфразвуковой локации 23.12.2014 г. Погрешность отклонения фактических координат от расчетных составила 0.7–2 км.

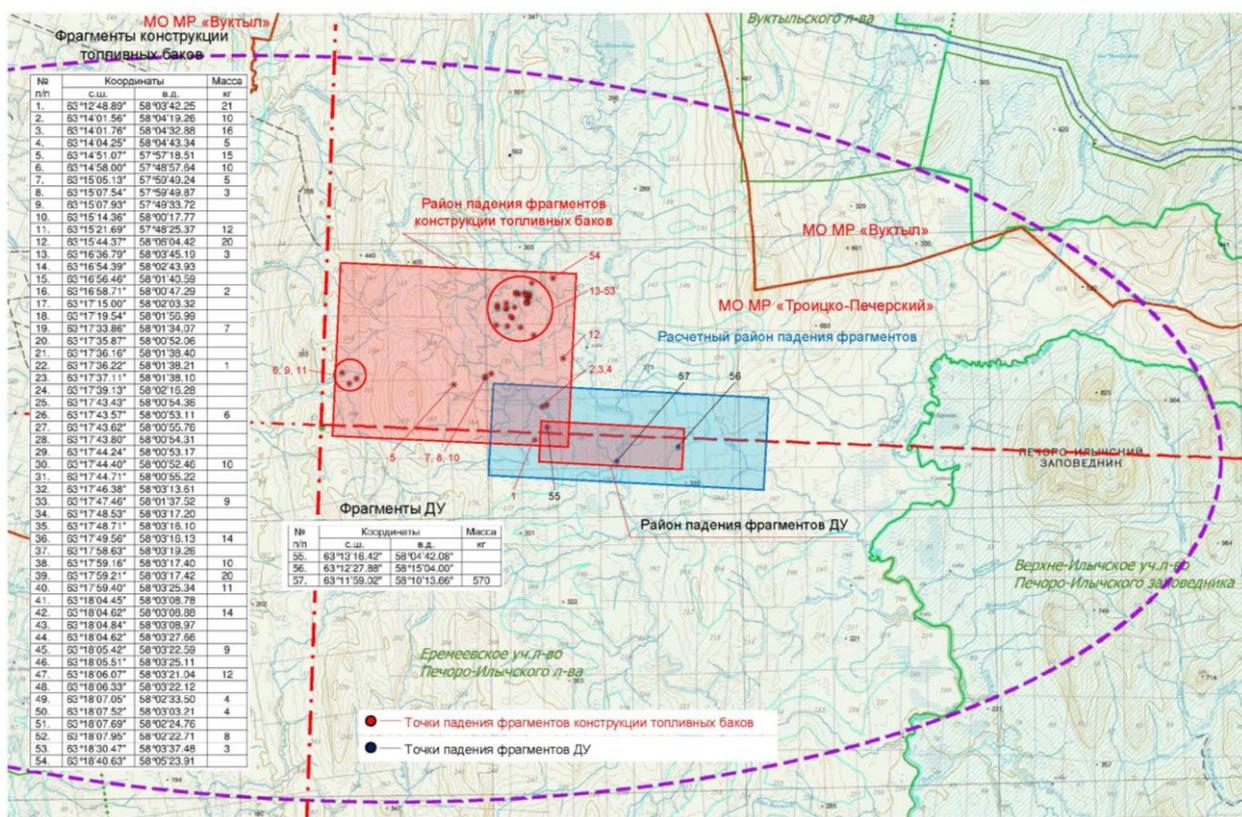


Рисунок 5.42. Координаты обнаруженных мест падения фрагментов ОЧ 1-й степени РН «Ангара-5А.1Л»

Разработанная аппаратура для измерения инфразвуковых сигналов, порождаемых падающими фрагментами, а также программный комплекс для обработки этих сигналов и локации объектов были проверены в условиях реального пуска РН «Ангара-А5.1Л» в штатном РП «Вуктыл». Метод инфразвуковой пеленгации и методика инфразвуковой локации снижающихся фрагментов ракет-носителей были успешно применены для определения мест падения фрагментов РН «Ангара-А5.1Л» при проведении первых летных испытаний и показали хорошую точность и эффективность.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключении делаются основные выводы по результатам работы и рассматриваются перспективы по ее возможному применению и развитию.

В работе описан аппаратно-технический и программно-математический состав мобильного автономного аппаратно-программного комплекса пассивной инфразвуковой локации, разработанного и внедренного в состав измерительных средств, обеспечивающих безопасность при проведении пусков ракеты-носителя нового типа «Ангара». Применение комплекса в районах падений 1-х и 2-х ступеней ракет-носителей разного типа позволяет гарантировано определять места падения фрагментов этих ступеней. Наличие такого комплекса позволило предложить новый эффективный метод инфразвуковой пеленгации движущихся в атмосфере объектов, позволяющий с использованием 2-х и более мобильных инфразвуковых групп, надежно определять места падений, как одиночных, так и летящих группой многочисленных объектов, снижающихся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью. Данный метод был впервые применен для целей ракетно-космической отрасли, доказав свою высокую эффективность. Применение разработанного метода позволяет в несколько раз уменьшить площади поиска упавших фрагментов ракет-носителей, существенно снизив временные и материальные затраты поисковых групп. Применение беспилотных летательных аппаратов в составе комплекса для передачи информации, связи, фото и видео-фиксации повышает эффективность, оперативность и безопасность поиска, убирает зависимость поисковых групп от погодных условий и длительности светового дня. Уточнение, при помощи разработанного метода, мест падения фрагментов ОЧ РН позволит уточнить и дополнить знания о характеристиках движения снижающихся фрагментов ступеней РН, повысить точность прогнозирования точек падения в вычислительных моделях, и, следовательно, к последующему уменьшению эллипсов рассеивания, освободив эти территории для хозяйственной деятельности.

Основные защищаемые положения автора обосновываются в представленной работе, а именно:

– *новый алгоритм* выделения и выборки коррелированных по форме и времени прихода инфразвуковых импульсов на систему, состоящую из 3 инфразвуковых датчиков, впервые примененный для выделения слабых инфразвуковых сигналов импульсного типа обоснован в разделе 3.1;

– *новый метод инфразвуковой пеленгации* движущихся в атмосфере объектов, позволяющий с использованием 2-х и более мобильных инфразвуковых групп, надежно определять места падений, как одиночных, так и летящих группой многочисленных объектов, снижающихся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью обоснован в разделах 3.2 и 3.3, а также результатами эксплуатации, приведенными в главе 5.

– действующий портативный *аппаратно-программный комплекс*, предназначенный для решения широкого круга научных и прикладных задач, использующий современные средства передачи данных, обеспечивающий надежную регистрацию, накопление и оперативную передачу зарегистрированных данных в центр обработки обоснован в разделах 2.2 и 3.4, а также результатами эксплуатации, приведенными в главе 5;

– *уникальная база данных* волновых форм, созданная на основе многолетних наблюдений и подтвержденная данными физического моделирования, включающая различные параметры инфразвуковых сигналов, генерируемых различными фрагментами снижающихся частей ракет-носителей обоснована в главе 4.

Совокупность результатов работы содержит новое и своевременное решение научно-технической задачи, направленной на повышение эффективности ракетно-космической деятельности в России и вносит важный вклад в решение проблем экологии и охраны природы.

Практические результаты реализации данной работы заключаются в следующем:

– в десятки раз сокращены зоны поиска приземлившихся фрагментов отделяемых частей РН «Союз-2», «Протон-М», «Ангара 1.2ПП», «Ангара А5»

с соответственным уменьшением материальных затрат, связанных с использованием авиационных средств;

– внедрен в практику обеспечения пусков РН инструмент экологического контроля мест падения фрагментов отделяемых частей в реальном масштабе времени, что дает предпосылки к оперативной локализации неблагоприятных последствий падения и за счет этого снижает экологический ущерб, наносимый окружающей среде районов падения;

– инструментально подтверждено выполнение программы первого испытательного пуска РН легкого класса «Ангара 1.2ПП» в части точности приземления фрагментов РН и головного обтекателя в районе падения на полуострове Камчатка;

– методами инструментального контроля подтверждено выполнение условий экологической безопасности в части особо охраняемых природных территорий при запуске РН «Ангара А5»;

– разработан инструмент, способный обеспечить решение задачи сокращения отчуждаемых территорий за счет установления причинно-следственных связей между конструктивными особенностями РН, параметрами полетных заданий и состоянием реальной атмосферы с характеристиками реальных зон рассеивания фрагментов отделяемых частей.

Элементы, входящие в состав как технической, так и программной частей комплекса пассивной инфразвуковой локации, успешно используются для решения и других практических задач, таких как мониторинг откола айсбергов (Виноградов и др., 2021 а), мониторинг схода снежных лавин (Виноградов и др., 2021 б), определение места и причин катастрофы вертолета МИ-8 на архипелаге Шпицберген (Виноградов, Федоров, 2019).

В целом, выполненная работа является оригинальной, а разработанные методы, математические модели и реализующие их программные комплексы и аппаратные средства удовлетворяют критериям новизны и существенных отличий.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АКБ – аккумуляторная батарея

АПСО – автономная полевая станция обеспечения

АПЛ – атомная подводная лодка

АПММ – аппаратно-программный модуль мониторинга

АРМ – автоматизированное рабочее место

АЦП – аналого-цифровой преобразователь

БПЛА – беспилотный летательный аппарат

ВВС – военно-воздушные силы

ВМФ – военно-морской флот

ИСН – инфразвуковая станция наблюдения

ВАК – высшая аттестационная комиссия

ГО – головной обтекатель

ГКНПЦ – государственный космический научно-производственный центр

ГМК – горно-металлургическая компания

ДВЗЯИ – договор о всеобъемлющем запрещении ядерных испытаний

ЕГС – Единая геофизическая служба

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель

КА – космический аппарат

КТР – командно-телеметрическая радиосвязь

НАТО – североатлантический военный блок

НПДУ – наземный пункт дистанционного управления

НПО – научно-производственное предприятие

ОСТ – отраслевой стандарт

ОЧ — отделяющаяся часть

ПАМ – полевая аппаратура мониторинга

ПВО – противовоздушная оборона

ПСМ – полевая станция мониторинга

ПСС – подсистема спутниковой связи

ПК – персональный компьютер

РАН – российская академия наук
РД – ракетный двигатель
РИНЦ – Российский индекс научного цитирования
РМ – радиомодем
РН – ракета-носитель
РП – район падения
РФ – Российская Федерация
САУ – система автоматического управления
СИЗК – сейсмоинфразвуковой комплекс
ТНА – турбонасосный агрегат
ТНТ – тринитротолуол
УКВ – ультракороткие волны
УПНО – устройство приема, накопления, обработки и передачи данных
ФИЦ – федеральный исследовательский центр
ФГУП – федеральное государственное унитарное предприятие
ФНЧ – фильтр низких частот
ЦМ – центральный модуль
ЦЭНКИ – центр эксплуатации наземной космической инфраструктуры
ЭВМ – электронно-вычислительная машина
AGU – American Geophysical Union
EGS – European Geophysical Society
EGU – European Geosciences Union
ESC – European Seismological Commission
IMS – International monitoring system
GPS – Global positioning system
LTA – long time average
PMCC – progressive multichannel correlation
STA – short time average
SNR – signal-to-noise ratio

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Авдошкин В.В., Двуреченский А.И. Применение радиолокации при эксплуатации районов падения отделяющихся частей ракет-носителей // Приоритетные задачи обеспечения безопасности и экологического сопровождения пусков РН типа «Союз», направления их реализации. – Барнаул: ИВЭП СО РАН, 2017. – 268 с.

Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А., Кубасов И.Ю. Построение огибающих эллипсов рассеивания точек падения отделяющихся частей ракет-носителей // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2012. – № 634. – С. 5–9.

Авраамов А.В., Асминг В.Э., Виноградов Ю.А., Воронин Н.Н., Хохленко Ю.Л. Методика локации источников инфразвуковых колебаний // Успехи современной радиоэлектроники. – 2016. – №5. – С. 5–9.

Агапов И.В., Шатров Я.Т. Учет показателей безопасности при выборе трасс пусков ракет-носителей и районов падения их отделяющихся частей // Космонавтика и ракетостроение. – 1999. – № 15. – С. 49–57.

Агеев А. Российский беспилотник Орлан-10 [Электронный ресурс]: – Режим доступа: <https://www.techcult.ru/technics/2736-bespilotnik-orlan-10>

Адушкин В.В. О формировании ударной волны и разлете продуктов взрыва в воздухе // ПМТФ – 1963. – № 5. – С. 107–114

Адушкин В.В., Рыбнов Ю.С., Спивак А.А. Инфразвук в атмосфере. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2020. – 332 с.

Адушкин В.В., Рыбнов Ю.С., Спивак А.А., Харламов В.А. О связи параметров инфразвуковых волн с энергией источника // Физика Земли. – 2019. – № 6. – С. 96–106.

Адушкин В.В., Немчинов И.В., Иванов Б.А., Светцов В.В., Шувалов В.В., Кузьмичева М.Ю., Попова О.П., Артемьева Н.А., Трубецкая И.А., Ковалев А.Т., Печерникова Г.В., Витязев А.В. Катастрофические воздействия космических тел / Под ред. В.В. Адушкина и И.В. Немчинова. Институт динамики геосфер РАН. – М.: ИЦК «Академкнига», 2005. – 310 с.

Арсеньев В.Н., Булекбаев Д.А. Метод уточнения модельных значений параметров атмосферы для прогнозирования районов падения отделяемых частей ракет-носителей // Изв. вузов. Приборостроение. – 2014. – Т. 57, № 1. – С. 5–10.

Арсеньев В.Н., Булекбаев Д.А., Силантьев С.Б. Метод коррекции координат точки прицеливания ракеты космического назначения // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2014. – Т. 57, № 3. – С. 18–22.

Асминг В.Э., Виноградов Ю.А., Воронин А.И., Федоров А.В., Чигерев Е.Н., Роскин О.Г. Определение мест падений фрагментов ракет-носителей по данным инфразвуковых наблюдений // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. – 2016. – Т. 52, № 6. – С. 707–715

Асминг В.Э., Федоров А.В., Виноградов Ю.А., Чебров Д.В., Баранов С.В., Федоров И.С. Быстрый детектор инфразвуковых событий и его применение // Геофизические исследования. – 2021. – Т. 22, № 1. – С. 54–67.

Атмосфера. Справочник (справочные данные, модели) / Под ред. Ю.С. Седунова. – М.: Гидрометеиздат, 1991. – 510 с.

Бахвалов Н.С., Жилейкин Я.М., Заболотская Е.А. Не линейная теория звуковых пучков. – М.: Наука, 1982. – 174 с.

Блохинцев Д.И. Акустика неоднородной движущейся среды. – М.: Наука, 1981 – с. 44–52.

Болдырев К.Б., Карчин А.Ю., Козлов В.В. Моделирование разрушения хвостовой части блока «А» РН «Союз-2» на пассивном участке траектории // Сборник статей IV Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники». – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. – С. 238–241.

Бреховских Л.М. Волны в слоистых средах. – М.: Изд. АН СССР, 1957. – 502 с.

Бреховских Л.М. Волны в слоистых средах. – М.: Наука, 1973. – 343 с.

Бреховских Л.М. Звуковые волны под водой, обусловленные поверхностными волнами в океане. // Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана. – 1966. – Т. 2, № 9. – С. 970–980

Бреховских Л.М., Годин О.А. Акустика неоднородных сред: Т. I. Основы теории отражения и распространения звука. – М.: Наука, 2007. – 442 с.

Бреховских Л.М., Годин О.А. Акустика слоистых сред. – М.: Наука, 1989. – 416 с.

Булекбаев Д.А. Математическая модель прогнозирования координат точек падения отделяющихся частей ракет-носителей на основе привлечения опытных данных и измерительной информации о параметрах их движения на конечном участке полета // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2014. – № 644. – С. 103–105.

Булекбаев Д.А., Богачёв С.А., Кубасов И.Ю., Полуаршинов А.М. Методика определения характеристик районов падения отделяющихся частей ракет-носителей с учетом разрушения отделяющихся частей и оперативных данных о состоянии атмосферы // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2012. – № 635. – С. 14–17.

Буш Г.А., Иванов Е.А., Куличков С.Н., Кучаев А.В., Педанов М.И. Об акустическом зондировании тонкой структуры верхней атмосферы. // Известия Академии наук. Физика атмосферы и океана. – М.: Наука, 1989. – Т. 25, № 4, – С. 339–347.

Буш Г.А., Иванов Е.А., Куличков С.Н., Педанов М.В. Некоторые результаты по регистрации акустических сигналов от высотных взрывов // Изв. РАН. ФАО. – 1997. – Т. 33, № 1. – С. 67–71.

Васильева О.А., Карабутов А.А., Лапшин Е.А., Руденк О.В. Взаимодействие одномерных волн в средах без дисперсии. – М.: МГУ, 1983. – 151 с.

Вдовичева Н.К., Окомелькова И.А., Шерешевский И.А. О звуковом поле гармонического источника в слоистой среде с течением // Акуст. журн. – 1990. – Т. 36, № 1. – С. 5–12.

Виноградов Ю.А. Комплексное применение сейсмического и акустического методов регистрации для выделения сигналов от наземных взрывов и мониторинга природной среды Евро-Арктического региона: диссертация на соискание степени канд. техн. наук. – Апатиты, 2004. – 115 с.

Виноградов Ю.А. Сейсмоакустический комплекс «Апатиты» – современный инструмент мониторинга природной среды // Физическая акустика. Распространение и дифракция волн. Геоакустика. Сборник трудов XVI сессии Российского акустического общества. – М.: ГЕОС, 2005. – Т. 1. – С. 358–362.

Виноградов Ю.А. Сейсмоинфразвуковой комплекс «Апатиты» – новый инструмент дистанционного геомониторинга в Евро-Арктическом регионе. // Север 2003: проблемы и решения. / Под ред. акад. В.Т. Калининкова. – Апатиты: КНЦ РАН, 2004. – С. 105–110.

Виноградов Ю.А., Асминг В.Э. Применение методов инфразвуковой пеленгации и локации для определения мест падения фрагментов отработавших ступеней ракет-носителей // Сейсмические приборы. – 2017. – Т. 53, № 4. – С. 5–25.

Виноградов Ю.А., Асминг В.Э., Мобильная инфразвуковая группа // Материалы Международной научно-технической конференции: «Наука и образование – 2010», Мурманск, 5–9 апреля 2010 г. Электронный текст ФГОУВП «МГТУ», Гос. рег. НТЦ «Информрегистр» № 0321000362. – С. 379–382.

Виноградов Ю.А., Евтюгина З.А. Мониторинг сейсмических и инфразвуковых полей в евроарктическом регионе с использованием сейсмоинфразвуковых комплексов «Апатиты» и «ARCES. // Материалы Международной научно-технической конференции: «Наука и образование – 2009», Мурманск. Электронный текст ФГОУВП «МГТУ», НТЦ Информрегистр» 0320900170 – С. 265–269.

Виноградов Ю.А., Милехина А.М., Федоров А.В., Федоров И.С. О мониторинге лавинной опасности на территории Северной Осетии // Современные проблемы геологии, геофизики и геоэкологии Северного Кавказа. Том XI / Под ред. И.А. Керимова, В.А. Широковой, В.Б. Заалишвили, В.И. Черкашина. – М.: ИИЕТ РАН, 2021б. – С. 200–206.

Виноградов Ю.А., Федоров А.В. Катастрофа вертолета на архипелаге Шпицберген: дешифровка инфразвуковых и сейсмических сигналов // Геофизические процессы и биосфера. – 2019. – Т. 18, № 1. – С. 111–117.

Виноградов Ю.А., Федоров А.В., Баранов С.В., Асминг В.Э., Федоров И.С. О выделении айсбергообразующих льдотрясений по сейсмоинфразвуковым данным // Лед и Снег. – 2021 а. – Т. 61, № 2. – С. 262–270. DOI: 10.31857/S2076673421020087

Воздействие ракетно-космической техники на окружающую среду. Под общей редакцией В.В. Адушкина, С.И. Козлова, М.В. Сильникова – Москва, ГЕОС, 2016. – 795 с.

Воробьев Н.Н., Егоров В.И., Ерущенков А.И., Куличков С.Н., Матвеев А.К., Орлов В.В., Пономарев Е.А., Смирнова Н.А., Сорокин А.Г. О приеме низкочастотных акустических волн на больших расстояниях от импульсных источников. // Исследования по геомагнетизму, аэронауке и физике Солнца. – М., 1986. Вып. 75. – С. 189–200.

Годин О.А. Волновое уравнение для звука в среде с медленными течениями // Докл. Академии Наук СССР. – 1987. – Т. 1. – С. 63–67.

Годин О.А. Дискретный спектр звукового поля в движущейся среде // Акуст. журн. – 1990. – Т. 36., № 4. – С. 630–637.

Годин О.А. О волновом уравнении для звука в нестационарной движущейся среде // Акустика океанской среды. / Под ред. Л.М. Бреховских, И.Б. Андреевой. – М.: Наука, 1989. – С. 34–40.

Голицын Г.С., Иванов Е.А., Куличков С.Н. Проблемы инфразвукового мониторинга взрывов малой энергии // Докл. Акад. Наук. – 1998. – Т. 360, № 6. – С. 810–813.

Гончаров В.П. Излучение низкочастотного звука точечным источником в потоке со сдвигом // Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана. – 1984. – Т. 20, № 4. – С. 312–314.

Гостинцев Ю.А., Шацких Ю.В. О механизме генерации длинноволновых акустических возмущениях в атмосфере всплывающим облаком продуктов взрыва // Физика горения и взрыва. – 1987. – № 2. – С. 91–97.

Гостинцев Ю.А., Иванов Е.А., Шацких Ю.В. Инфразвуковые и внутренние гравитационные волны в атмосфере при больших пожарах. // ДАН СССР. – 1983. – Т. 271, № 2. – С. 327–329.

Гохберг М.Б., Шалимов С.Л. Воздействие землетрясений и взрывов на ионосферу. – М.: Наука, 2008. – 295 с.

Грачев А.И., Куличков С.Н., Кременецкая Е.О., Кузьмин И.А., Федоренко Ю.В., Распопов О.М. Об опыте сейсмоакустических исследований в полярном регионе. // Изв. РАН. Физика атмосферы и океана. – 1997. – Т. 33, № 6. – С. 804–811.

Григорьева Н.С., Явор М.И. Влияние на акустическое поле крупномасштабного течения, качественно меняющего волноводный характер распространения звука в океане // Акуст. журн. – 1986. – Т. 32, № 6. – С. 772–777.

Губкин К.Е. Распространение взрывных волн // Механика в СССР за 50 лет. – М.: Наука, 1970. – Т. 2. – С. – 269.

Дегтярев А.И. Муссоны в системе глобальной циркуляции атмосферы: диагностика и моделирование / А.И. Дегтярев. – М.: «НИЦ «Планета». – 2008. – 295 с.

Дмитриев О.Ю., Елисейкин С.А., Полуаршинов А.М., Ширшов Н.В. Опыт применения оперативной метеоинформации при прогнозировании точек падения отделяющихся частей ракеты-носителя «Союз-2» в первом пуске с космодрома «Восточный» с целью повышения эффективности поисковых мероприятий // Приоритетные задачи обеспечения безопасности и экологического сопровождения пусков РН типа «Союз», направления их реализации. – Барнаул: ИВЭП СО РАН, 2017. – 268 с.

Дробжева Я.В. Перенос энергии и количества движения акустическими волнами в атмосфере: учебное пособие. – СПб.: Адмирал, 2016. – 112 с.

Дуккерт П. Распространение волн взрывов в атмосфере. – Гостехиздат, 1934. – 72 с.

Евтерев Л.С., Косяков С.И. Механизм и математическая модель трансформации сильной ударной волны в воздухе в непрерывное возмущение // Докл. Акад. наук. – 2008. – Т. 419, № 3. – С. 334–337.

Едигаров А.С. Сулейманов В.А. Математическое моделирование аварийного истечения и рассеивания природного газа при разрыве газопровода // Математические модели и вычислительный эксперимент. – 1995. – Т. 7, № 4. – С. 37–52.

Емельяненко В.В., Попова О.П., Чугай Н.Н., Шелюков М.А. и др. Астрономические и физические аспекты Челябинского события 15 февраля 2013 г. // *Астрономический вестник*. – 2013. – Т. 47, № 4. – С. 1–16

Ерущенков А.И., Пономарев Е.А., Сорокин А.Г. Инфразвук от пролета космических систем // *Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике Солнца*. – 1995. – Вып. 103. – С. 85–91.

Ерущенков А.И., Пономарев Е.А., Сорокин А.Г., Орлов В.В. Основные результаты исследований атмосферного инфразвука в ИСЗФ СО РАН (1972–1992 гг.). // *Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике Солнца*. – Новосибирск: Наука, 1992. – Вып. 100. – С. 54–94.

Ерущенков А.И., Пономарев Е.А., Сорокин А.Г., Новиков А.М. Инфразвукометрический комплекс в авроральной зоне. // *Физические процессы в атмосфере высоких широт*. – Якутск, 1976. – 87 с.

Ерущенков А.И., Ярошенко М.И., Павлов О.В., Сорокин А.Г. Табулевич В.Н. Инфразвуковые и штормовые микросейсмические колебания, возникающие при движении циклонов (тайфунов) над океанами. // *Известия АН СССР, Физика атмосферы и океана*– М.: Наука, 1990. – Т. 26, № 6. – С. 644–657.

Ерущенков А.И., Величастный Б.Н., Климов Н.Н., Пономарев Е.А. Некоторые виды инфразвука. // *Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике Солнца*. – М.: Наука, 1976. – Вып. 39. – С.176–179.

Зецер Ю.И., Рыбнов Ю.С., Ковалев А.Т., Ковалева И.Х., Попова О.П., Харламов В. А. Генерация волновых возмущений в атмосфере и ионосфере при работе нагревных стендов // *Динамические процессы в геосферах*. – М.: ГЕОС, 2012. – С. 149–156.

Иванов В.Н., Русаков Ю.С. Инфразвуковые станции КИЗ для геофизических исследований и мониторинга // *Приборы и техника эксперимента*. – 2020. – № 5. – С. 117–126. – DOI: 10.31857/S0032816220040138

Каллистратова М.А., Кон А.И. Радиоакустическое зондирование атмосферы // *Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана*. – 1985, – Т. 21, № 5. – С. 492–497

Клюшников В.Ю., Аверкиев Н.Ф., Богачев С.А., Булекбаев Д.А., Слатов В.Л. Метод уточнения параметров полета отделяемых частей ракет космического назначения // Двойные технологии. – 2015. – № 4 (73). – С. 7–10.

Коротков П.Ф. Об ударных волнах на значительном расстоянии от места взрыва // Изв. АН СССР. Сер. ОТН. – 1958. – № 3. – С. 165–168.

Косяков С.И., Куличков С.Н., Чхетиани О.Г., Цыбульская Н.Д. К вопросу об эффекте слабого затухания акустических волн от высотных взрывов // Акустический журнал. – 2019. – Т 65, № 6. – С. 816–827. – DOI: 10.1134/S0320791919060078

Косяков С.И., Самоваров А.Н., Васильев Н.Н. Амплитудно-временные параметры интенсивных нелинейных волн в воздухе // Вопросы оборонной техники. Сер. 16. Технические средства противодействия терроризму. – 2016. – Вып. 5–6 (95–96). – С. 98–103.

Кравчук П.А. Рекорды природы. – Л.: Эрудит, 1993. – 216 с.

Кузнецов В.И. Уравнения нелинейной акустики // Акустический журнал. – 1970. – Т. XVI. – Вып. 4. – С. 548–553.

Кузьмин И.А., Кременецкая Е.О., Асминг В.Э., Коломиец А.С. Региональная система мониторинга сейсмоактивности европейского севера России и прилегающих районов Арктики. // Приборы и методика геофизического эксперимента. – Мурманск: изд. ООО «МИП-999», 1997. – С. 77–83.

Куличков С.Н., Авилов К.В., Буш Г.А. и др. Об аномально быстрых инфразвуковых приходах на больших расстояниях от наземных взрывов // Физика атмосферы и океана. – Изв. РАН, 2004. – Т. 40, № 1. – С. 3–12

Куличков С.Н. Дальнее распространение звука в атмосфере (обзор). // Известия Академии наук. Физика атмосферы и океана. – М.: Наука, 1992. – Т. 28, № 4. – С. 339–360.

Куличков С.Н., Буш Г.А. Быстрые вариации инфразвуковых сигналов на больших расстояниях от однотипных взрывов. // Изв. АН СССР. Физика атмосферы и океана. – 2001. – Т. 37, № 3. – С. 331–338.

Куличков С.Н., Попов О.Е., Авилов К.В., Чунчuzов И.П., Чхетиани О.Г., Смирнов А.А., Дубровин В.И., Мишенин А.А. Моделирование распространения инфразвуковых волн и оценка энергии взрыва Челябинского метеороида 15 февраля 2013 года // Изв. РАН. Физика атмосферы и океана. – 2018. – Т. 54, № 3. – С. 344–356. – DOI: 10.7868/S0003351518030108

Куреев В.Д. Введение в теорию синтеза траекторий безопасного выведения космических аппаратов на орбиты. – СПб.: ВИКУ им. А.Ф. Можайского, 1999. – 111 с.

Ландау Л.Д. Об ударных волнах на далеких расстояниях от места возникновения // ПММ. – 1945. – Т. 9. – 286 с.

Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М.Т. VI Гидродинамика. – М: Наука, 1986. – 733 с.

Ландсберг Г. С. Оптика: учебное пособие для вузов. 6-е изд. стереот. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 252 с.

Луговцов А.Н., Фомин Г.М. Опыт моделирования в аэродинамических трубах автоколебаний высоких сооружений // Ученые записки ЦАГИ. – 1973. – Т. IV, № 3. – С.151–159

Марчук Г.И. Численные методы в прогнозе погоды. – Л.: Гидрометеиздат, 1967. – 353 с.

Нагорский П.М. Неоднородная структура F области ионосферы, образованная ракетами// Геомагнетизм и аэрномия. – 1998. – Е. 38. – С. 100–106.

Нагорский П.М. Анализ отклика КВ-радиосигнала на возмущения ионосферной плазмы, вызванные ударно-акустическими волнами // Известия ВУЗов. Радиофизика. – 1999. – Т. 13. – С. 36–44.

Нагорский П.М. О возмущениях электронной концентрации в ионосфере, вызываемых наземными взрывами // Известия АН СССР. Сер. «Физика Земли». – 1985. – № 11. – С. 66–71.

Нетреба С.Н. Свиркунов П.Н. О возможности прогноза интенсивных циклонов по изменчивости амплитуды инфразвуковых пульсаций давления // Метеорология и гидрология. – 1995. – № 3. – С. 28–36.

Орлов В.В., Уралов А.М. Реакция атмосферы на слабый наземный взрыв. // Известия АН. Физика атмосферы и океана. – 1984. – Т. 20, № 6. С. 476–483.

ОСТ 92-5165-92. Методика задания горизонтальной скорости ветра и термодинамических параметров атмосферы в районе полигона Байконур в диапазоне высот 0–120 километров. – 1992.

ОСТ 92-9704-95. Методика задания горизонтальной скорости ветра и термодинамических параметров атмосферы в диапазоне высот 0–120 километров в районе космодрома Плесецк. – 1995.

Осташев В.Е. Волноводное распространение высокочастотного звукового поля в стратифицированной движущейся среде вблизи импедансной поверхности // Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана. – 1986. – № 22 (11). – С. 1204–1212.

Осташев В.Е. Высокочастотное звуковое поле точечного источника, расположенного над импедансной поверхностью в стратифицированной движущейся среде // Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана. – 1987. – № 23 (5). – С. 493–503.

Осташев В.Е. Распространение звука в движущихся средах. – М.: Наука, 1992. – 208 с.

Осташев В.Е. Теория распространения звука в неоднородной движущейся среде: обзор // Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана. – 1985. – Т. 21, № 4. – С. 358–373.

Пат. 2614659 С Российская Федерация. Система регистрации инфразвуковых сигналов. / Воронин А.И. – № 2015132496 заявл. 04.08.2015; опубл. 28.03.2017.

Переведенцев Ю.П., Мохов И.И., Елисеев А.В. Теория общей циркуляции атмосферы: учебное пособие. – Казань: Казан. ун-т, 2013. – 224 с.

Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем. – М.: Эдиториал УРСС, 2000. – 368 с.

Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 271 с.

Пирогов С.Ю., Карчин А.Ю., Белянин Д.Г., Апевалов А.В. Методика определения аэродинамических характеристик элементов отделяемых частей ракет-носителей // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2018. – № 7. – С. 368–375

Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения: монография / В.В. Авдошкин, Н.В. Аверкиев, А.А. Ардашов и др.; под ред. А.С. Фадеева, Н.В. Аверкиева. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – 372 с.

Разин А.В. О расчете звуковых полей в атмосферном рефракционном волноводе // Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана. – 1985. – Т. 21, № 7. – С. 707–713.

Разин А.В. Численное моделирование звуковых полей в стратифицированной движущейся атмосфере // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. – 1995. – Т. 31, № 6. – С. 761–766.

Разработка локальных моделей возмущенной атмосферы для баллистического обеспечения пусков ракет-носителей. – М.: ФГУП «ЦЭНКИ», 2010. – 67 с.

Рий Д.В. Воздушная звуковая волна при подземных взрывах. Подводные и подземные взрывы. / Под ред. В.Н. Николаевского. – М.: Мир, 1974. – С. 393–413.

Руденко О.В. Сухорукова А.К. Нелинейные пилообразные волны в неоднородной среде // Акустический журнал. – 1991. – Т. 37, № 4. – С. 753–759.

Руденко О.В., Солуян С.И. Теоретические основы нелинейной акустики. – М.: Наука, 1975. – 287 с.

Рыбнов Ю.С., Евменов В.Ф., Кудрявцев В.Е., Бреднев С.П. Экспериментальные исследования влияния приземного слоя атмосферы и подстилающей поверхности на распространение акустических сигналов от взрывов // Геофизические процессы в нижних верхних оболочках Земли. – М.: ИДГ РАН, 2003. – Кн. 2. – С. 268–276.

Рыбнов Ю.С., Попова О.П., Харламов В.А. Оценка энергии Челябинского болида по спектру мощности длиннопериодных колебаний атмосферного давления // Динамические процессы в геосферах. Выпуск 5. Геофизические эффекты падения Челябинского болида – М.: ГЕОС, 2014. – Вып. 5. – 160 с.

Рыбнов Ю.С., Попова О.П., Харламов В.А., Соловьев А.В, Русаков Ю.С., Глухов А.Г., Силбер Е., Подобная Е.Д., Суркова Д.В. Оценка энергии Челябинского болида по инфразвуковым измерениям // Сб. научных трудов ИДГ РАН. Динамические процессы в геосферах. – М.: ГЕОС, 2013. – Вып. 4. – С. 21–32.

Садовский М.А. Механическое действие воздушных ударных волн взрыва по данным экспериментальных исследований // Механическое действие взрыва. – М.: Институт динамики геосфер РАН, 1994. – С. 7–102.

Санина И.А., Рыбнов Ю.С., Солдатенков А.М., Харламов В.А. Сейсмоакустические эффекты при грозовой активности // Геофизика межгеосферных взаимодействий. – М.: ГЕОС, 2008. – С. 67–79.

Сихарулидзе Е.Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982. – 352 с.

Соколова И.Н., Михайлова Н.Н. Сейсмические и акустические сигналы на записях казахстанских станций от запусков ракет с космодрома Байконур // Тезисы VIII Международной конференции «Мониторинг ядерных испытаний и их последствий», 04 – 08 августа 2014 года. – Курчатов, 2014. – С. 2–5.

Солуян С.И., Хохлов Р.В. Распространение акустических волн конечной амплитуды в диссипативной среде // Вестник МГУ. Сер. физика, астрономия. – 1961. – № 3. – С. 52–61.

Справочник по геофизике. – М.: Наука, 1965. – 572 с.

Федоров А.В., Федоров И.С., Воронин А.И., Асминг В.Э. Мобильный комплекс инфразвуковой регистрации снежных лавин: общий принцип построения и результаты применения // Сейсмические приборы. – 2020. – Т. 57, № 1. – С. 5–15. – <https://doi.org/10.21455/si2021.1-1>

Цикулин М.А. Ударные волны при движении в атмосфере крупных метеоритных тел. – М.: Наука, 1969. – 86 с.

Чунгузов И.П. О низкочастотном поле точечного источника звука в атмосфере с неоднородным ветром // X Всесийская Акустическая конференция. Доклады. – 1983. – С. 114–118.

Чунгузов И.П. О поле точечного низкочастотного источника звука в атмосфере с неоднородным по высоте ветром // Акуст. журн. – 1984. – Т. 30 (4). – С. 546–551.

Чунгузов И.П. Поле точечного источника звука в приземном слое атмосферы // Акуст. журн. – 1985. – Т. 31 (1). – С. 134–136.

Чунгузов И.Л. Длинные акустические волны в движущейся атмосфере: дис. ... докт. физ.-мат. наук. – М.: МГУ им. Ломоносова, 1992. – 212 с.

Чунгузов И.П., Куличков С.Н. Распространение инфразвуковых волн в анизотропной флуктуирующей атмосфере. – М.: ГЕОС, 2020. – 260 с.

Чунгузов И.П., Куличков С.Н., Попов О.Е., Перепелкин В.Г. О распространении акустического импульса в приземном атмосферном волноводе // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. – 2010. – Т. 46, № 5, – С. 645–656.

Чураков Д.А., Корнев Д.В., Данильцев Д.М., Буланкин П.А. Мультидисциплинарное исследование процессов, сопровождающих разрушение отработавших ступеней ракет-носителей при их полете в атмосфере // Труды 54-й научной конференции МФТИ «Проблемы фундаментальных и прикладных естественных и технических наук в современном информационном обществе». Аэрофизика и космические исследования. – М.: МФТИ, 2011. – 237 с.

Alcoverro B., Heritier T., Martysevitch P., Starovoit Y. Mechanical sensitivity of microbarometers MB2000 (DASE, France) and Chaparral 5 (USA) to vertical and horizontal ground motion // Inframatics. – 2005. – N 09. – P. 1–10.

Attenborough K. et al. Blast-Sound-Absorbing Surfaces: A Joint Project of the ERDC and the Netherlands Ministry of Defence, U.S. Army Engineer Research and Development Center, Cold Regions Research and Engineering Lab. // ERDC/CRREL TR-04-17, ADA427530, Hanover, USA. – Sept. 2004. – 114 p.

Balachandran N., Donn W. Characteristics of infrasonic signals from rockets // *Geophys. J. R. astr. Soc.* – 1971. – № 26. – P. 135–148.

Balachandran N.K., Donn W.L., Rind D.H. Concorde sonic booms as an atmospheric probe. *Science.* – 1977. – № 197. P. 47–49.

Banister J. and Hereford W.V. Observed high-altitude pressure wave from an underground and surface explosion // *J. Geophys. Res.* – 1991. – V. 96. – № D3. – P. 5185–5193.

Bass H.E. Atmospheric absorption of sound: analytical expressions // *The Journal of the Acoustical Society of America.* – 1972. – V. 52. – P. 821–825.

Bedard A.J., Georges T.M. Atmospheric Infrasound // *Physics Today.* – 2000. – P. 32–37.

Blanc E. Observations in the upper atmosphere of infrasonic waves from natural or artificial sources: A summary // *Annales Geophysicae* – 1985. V.3. – 673–688.

Blanc E., Le Pichon A., Ceranna L., Farges T., Marty J., Herry P. Global scale monitoring of acoustic and gravity waves for the study of the atmospheric dynamics. / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.* Dordrecht: Springer. – 2010, – P. 641–658.

Blanc E., Millies-Lacroix J.C., Issartel J.P., Perez S. Detection of nuclear explosions in the atmosphere // *Chocs.* – 1997. N 17. P. 23–34.

Blandford R.R. An automatic event detector at the Tonto Forest seismic observatory // *Geophysics.* – 1974. – V. 39. – P. 633–643.

Brachet N., Brown D., Le Bras R., Mialle P., Coyne J. Monitoring and earth's atmosphere with the global IMS infrasound network / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.* – Dordrecht: Springer, 2010. P. 73–114.

Brown P., Edwards W., ReVelle D., Spurn P. Acoustic analysis of shock production by very high-altitude meteors – I: infrasonic observations, dynamics and luminosity // *J. Atmos. Solar-Terr. Phys.* – 2007. – N 69. – P. 600–620.

Brown P., Pack D., Edwards W., ReVelle D., Yoo B., Spalding R., Tagliaferri E. The orbit, atmospheric dynamics and initial mass of the Park Forest meteorite // *Meteorit Planet Sci.* – 2004. – N 39. – P. 1781–1796.

Brown P., Whitaker R., ReVelle D., Tagliaferri E. Multi-station infrasonic observations of two large bolides: Signal interpretation and implications for monitoring of atmospheric explosions // *Geophys Res. Lett.* – 2002. – N 29. – P. 1636. – doi: 10.1029/2001GL013778

Brüel D., Kjær V. Microphone handbook. V. 1 // Technical documentation, Juillet 1996 CEA/DASE MB2000 Technical Manual. October, 1998. CEA/DASE. MB2000 Technical Manual. – October, 1998.

Burg J.P. Three-dimensional filtering with an array of seismometers // *Geophysics.* – 1964. – V. 29. – P. 693–713.

Campus P. The IMS infrasound network and its potential for detections of a wide variety of man-made and natural events. // *Proceedings Infrasound Technology Workshop, Bermuda, 3–7 November 2008.*

Campus P. The IMS infrasound network and its potential for detection of events: examples of a variety of signals recorded around the world // *Inframatics.* – 2004. – N 6. – P. 14–22.

Campus P, Christie D.R., Brown D. Detection of infrasound from the eruption of Manam volcano on January 27, 2005 // *Proceedings of the first international workshop on acoustic remote sensing of volcanoes, Quito, 22 January, 2006.*

Campus P., Christie D.R. Worldwide observations of infrasonic waves / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.* – Dordrecht: Springer, 2010 – P. 181–230.

Cansi Y. An automatic seismic event processing for detection and location: The P.M.C.C. method // *Geophys Res Lett.* – 1995. – V. 22. – P. 1021–1024.

Cansi Y. and Le Pichon A. Infrasound Event Detection Using the Progressive Multi-Channel Correlation Algorithm // *Handbook of Signal Processing in Acoustics.* – Springer: New York, 2009. – P. 1425–1435.

Cepplecha Z. Luminous efficiency based on photographic observations of the Lost City fireball and implications for the influx of interplanetary bodies onto Earth // *Astron Astrophys.* – 1996. – N 311. – P. 329–332.

Cepplecha Z., Borovička J., Elford W.G., ReVelle D.O., Hawkes R.L., Porubcan V., Simek M. Meteor phenomena and bodies // *Space Science Rev.* – 1998. V. 84. P. 327–471.

Ceplecha Z., Borovička J., Spurný P. Dynamical behaviour of meteoroids in the atmosphere derived from very precise photographic records // *Astron Astrophys.* – 2000. – V. 357. P. 1115–1122.

Ceplecha Z., ReVelle D. Fragmentation model of meteoroid motion, mass loss, and radiation in the atmosphere // *Meteorit Planet Sci.* – 2005. – N 40. – P. 35–54.

Christie D.R. Observations of infrasound in central Australia. Proceedings Infrasound Technology Workshop, Hobart, Australia, 29 November–3 December 2004.

Cotton D.E., Donn W.L. Sound from Apollo rockets in space // *Science.* – 1971. – V. 171, N 3971. – P. 565–567.

Cotton D.E., Donn W.L. Sound from Apollo rockets in space. // *Science* – 1971. – V. 171, No. 3971. – P. 565–567.

Cotton D.E., Donn W.L., Oppenheim A. On the generation and propagation of shock waves from Apollo rockets at orbital altitudes // *Geophys. J. Roy. Astr. Soc.* – 1971. – V. 26, N 1–4. – P. 149–159.

De Wolf S. Characterizing the mechanical sensitivity of three piezo-based infrasound sensors // *Technical Report.* – University of Wisconsin – River Falls, 2006. – 36 p.

Dieminger W. and Kohl H. Effects of nuclear explosions on the ionosphere // *Nature.* – 1962. – V. 193. – P. 963–964.

Donn W. Exploring the atmosphere with sonic booms // *Am Sci.* – 1978. – N 66. – P. 724–733.

Donn W., Posmentier E.S. Infrasound waves from the marine storm of April 7, 1966. // *J. Geophys. Res.* – 1967. – V. 72, N. 8. – P. 2053–2061.

Donn W., Rind D. Microbaroms and the temperature and wind of upper atmosphere. // *J. Atm. Terr. Phys.* – 1972. V. 29, N 1. – P. 156–172.

Donn W.L. Exploring the atmosphere with sonic booms // *Am Sci.* – 1978. – N 66. – P. 724–733.

Donn W.L., Balahandran N.K., Rind D. Tidal wind control of long range rocket infrasound // *J. Geophys. Res.* – 1975. – V. 80, N 12. – P. 1662–1664.

Donn W.L., Balahandran N.K., Rind D. Tidal wind control of long range rocket infrasound. // J. Geophys. Res. – 1975. V. 80, N 12. – P. 1662–1664.

Donn W.L., Eving M. Atmospheric waves from nuclear explosions // J. Geophys. Res. – 1962. – V. 67, N 5. – P. 1855–1866.

Drob D.P., et al. An empirical model of the Earth's horizontal wind fields: HWM07 // J. Geophys. Res. – 2008. – V. 113, № A12304. – doi:10.1029/2008JA013668

Drobzheva Ya.V., Krasnov V.M. Initial signature of an acoustic impulse and the model of its vertical-oblique propagation in the atmosphere (on the basis of results of Mill Race explosion) // Acoustical Physics. – 1999. – V. 45, N 2. – P. 190–195.

Drobzheva Ya.V., Krasnov V.M. The acoustic field in the atmosphere and ionosphere caused by a point explosion on the ground // J. Atmos. Sol.-Terr. Phys. – 2003. V. 65, N 3. – P. 369–377.

Edwards W., Brown P., Weryk R., ReVelle D. Infrasonic observations of meteoroids: preliminary results from a coordinated optical-radar-infrasound campaign. Earth Moon Planet. – 2007. – 102 p. – doi: 10.1007/s11038-007-9154-6

Edwards W.N. Meteor Generated Infrasound: Theory and Observation. / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies. Dordrecht: Springer, 2010. – P. 361–414. – DOI: 10.1007/978-1-4020-9508-5_12

Edwards W.N., Brown P.G., ReVelle D.O. Estimates of meteoroid kinetic energies from observation of infrasonic airwaves // J. Atmosph. and Solar-Terrestrial Phys. – 2006. – V. 68. – P. 1136–1160.

Ens T.A., Brown P.G., Edwards W.N., Silber E.A. Infrasound production by bolides: A global statistical study // J. Atmosph. and Solar-Terrestrial Physics. – 2012. – V. 80. – P. 208–229.

Evers L. Infrasound monitoring in the Netherlands. // J Netherlands Acoust Soc (Nederlands Akoestisch Genootschap). – 2005. V. 176. – P. 1–11.

Evers L.G. The inaudible symphony: on the detection and source identification of atmospheric infrasound. // Ph. D. Thesis, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands. – 2008. – ISBN 978-90-71382-55-0

Evers L.G., Haak H.W. The detectability of infrasound in The Netherlands from the Italian volcano Mt Etna // *J Atmos Sol Terr Phys.* – 2005. – N 67. – P. 259–268. – doi:10.1016/j.jastp. 2004.09.002

Fitzgerald T.J. and Carlos R.C. Effects of 450-kg surface explosions on HF radio reflection from the E layer // *Radio Science.* – 1997. – V. 32, № 1. – P. 169–180.

Fujiwhara S. On the abnormal propagation of sound waves in the atmosphere. // *Bull. Centr. Meteorol. Observ.* – Japan, 1914. – V. 2, N. 1. – P. 1–143.

Fyen J., Roth M., and Larsen P.W. IS37 Infrasound Station in Bardufoss, Norway // *NORSAR Scientific Report 2-2013, Semiannual Technical Summary.* – June 2014, Kjeller, Norway. – P. 29–39.

Gainville O., Blanc-Benon Ph., Blanc E., Roche R., Millet C., Le Piver F., Despres B., Piserchia P.F. Misty picture: a unique experiment for the interpretation of the infrasound propagation from large explosive sources / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.* – Dordrecht: Springer, 2010. P. 569–592.

Garces M., Hansen R., and Lindquist K. Traveltimes for infrasonic waves propagating in a stratified atmosphere // *Geophys. J. Int.* – 1998. – N 135. P. 255–263.

Gibbons S.J., Asming V., Eliasson L., Fedorov A., в Fyen J., Kero J., Kozlovskaya E., Kværna T., Liszka L., Näsholm S. P., Raita T., Roth M., Tiira T., Vinogradov Y. The European Arctic: A Laboratory for Seismo-Acoustic Studies // *12 Seismological Research Letters.* – Number 3, 2015. – V 86. – P. 917–928.

Groot-Hedlin C., Hedlin M., Walker K. Evaluation of infrasound signals from the shuttle Arlantis using a large seismic network // *J. Acoust Soc Am.* – 2008. – N 124. – P. 1442–1451.

Groot-Hedlin C., Hedlin M., Walker K., Drob D., Zumberge M. Study of infrasound propagation from the shuttle Atlantus using a large seismic network // *Proceedings infrasound technology workshop, Tokyo, Japan, 13–16 November 2007, 2007.*

Groot-Hedlin C.D., Hedlin M., Drob D.P. Atmospheric variability and infrasound monitoring. / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.* – Dordrecht: Springer, 2010. – P. 469–504.

Grover F. Geophysical effects of Concord sonic boom. // Quarterly Journal of the Royal Astronomical Society. – 1973. – N 14. – P. 141–160.

Gutenberg B., Benioff H. Atmospheric pressure waves near Pasadena // Trans. Amer. Geophys. Union. – 1941. V. 22, pt. 2. – P. 424–426.

Haak H.W., de Wilde G.J. Microbarograph systems for the infrasonic detection of nuclear explosions. Scientific Report WR 96-06 // KNMI

Harkrider D.G. Theoretical and observed acoustic-gravity waves from explosive sources in the atmosphere // J. Geophys. Res., – 1964. – V. 69. – P. 5295–5321.

Harris D.B. A waveform correlation method for identifying quarry explosions // Bulletin of the Seismological Society of America. – 1991. – V. 81. – P. 2395–2418.

Harris D.B., Ringdal F., Kremenetskaya E.O., Mykkeltveit S., Schweitzer J., Hauk T.F., Asming V.E., Rock D.W., and Lewis J.P. Ground-Truth collection for mining explosions in Northern Fennoscandia and Russia // “Proceedings of the 25th Seismic Research Review”, Tucson, Arizona, September 23–25, 2003: “Nuclear Explosion Monitoring: Building the Knowledge Base”, LA-UR-03-6029. – Los Alamos National Laboratory, 2003. – P. 54–63.

Hedin A.E. A revised thermospheric model based on mass spectrometer and incoherent scatter data: MSIS-83 // J. Geophys. Res. – 1983. – V. 88, N A12. – P. 10170–10188.

Hedin A.E. et al. A global thermospheric model based on mass spectrometer and incoherent scatter data MSIS. 1. N₂ density and temperature // J. Geophys. Res. – 1977. – V. 82, N 16. – P. 2139–2147.

Hedin A.E. et al. Empirical Wind Model for the Upper, Middle and Lower Atmosphere // J. Atmos. Terr. Phys. – 1996. – V. 58. – P. 1421–1447.

Hedin A.E. Extension of the MSIS Thermospheric Model into the Middle and Lower Atmosphere // J. Geophys. Res. – 1991. – V. 96, N A2. – P. 1159–1172.

Hedin A.E. MSIS-86 thermospheric model // J. Geophys. Res. – 1987. – V. 92, N A5. – P. 4649–4662.

Hedin A.E., et al. Revised Global Model of Thermosphere Winds Using Satellite and Ground-Based Observations // *J. Geophys. Res.* – 1991. – V. 96. – P. 7657–7688.

Hedin A.E., Spencer N.W., Killeen T.L. Empirical Global Model of Upper Thermosphere Winds Based on Atmosphere and Dynamics Explorer Satellite Data // *J. Geophys. Res.* – 1988. – V. 93. – P. 9959–9978.

Hocking W. Strengths and limitations of MST radar measurements of middle-atmosphere winds // *Annal Geophys.* – 1997. – N 15. – P. 1111–1122.

Hunt J. N.R., Palmer R., Penny W. Atmospheric waves caused by large explosions // *Phil. Trans. Roy. Soc.* – London, 1960. – V. 252. – 275 p.

Jacchia L.G. Revised Static Models of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature // *Profiles, Smithson. Astrophys. Obs. Spec. Rept.* – 1971. – N 332.

Jacchia L.G. Static Diffusion Models of the Upper Atmosphere with Empirical Temperature // *Profiles, Smithson. Astrophys. Obs. Spec. Rept.* – Cambridge, Massachusetts, 1964. – N 170.

Jacchia L.G. Thermospheric Temperature, Density, and Composition: New Models // *Smithson. Astrophys. Obs. Spec. Rept.* – 1977. – N 375.

Kaschak G.R., Donn W.L. Fehr. Long-range infrasonic from rockets // *J. Acoust. Soc. Amer.*, – 1970. – V. 48. – N 1 (pt. 1). – P. 12–20.

Kortschinski J., Murty R. Curry J. Microbarograph for meteorological studies: design theory and analysis // *J. Phys. E. Sci. Instrum.* – 1971. N 4(4). – P. 307–310.

Krasnov V.M., Remote monitoring of nuclear explosions during radio sounding of ionosphere over explosion site // *Proceedings of the 16th National Radio Science Conference.* – Egypt, 1999. – P. 280–288.

Kulichkov S. On the prospects for acoustic sounding of the fine structure of the middle atmosphere / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.* – Dordrecht: Springer, 2010. – P. 505–534.

Le Pichon A., Blanc E., and Hauchecorne A. / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound monitoring for atmospheric studies.* Dordrecht

Heidelberg, London. – New York: Springer, 2010. – 735 p. – DOI: 10.1007/978-1-4020-9508-5

Le Pichon A., Cansi Y. PMCC for infrasound data processing. // *Inframatics*. – 2003, N 2, – P. 1–9.

Le Pichon A., Ceranna L., Pilger Ch., Mialle P., Brown D., Herry P. Russian Fireball largest ever detected by CTBTO infrasound sensors // *Geophys. Res. Lett.* – 2013. V. 40. – P. 3732–3737. – DOI: 10.1002/grl.50619

Le Pichon A., Mialle P., Guilbert J., Vergoz J. Multistation infrasonic observations of the Chilean earthquake of 2005 June 13 // *Geophys J Int.* – 2006. – N 167 – P. 838–844.

Le Pichon A., Vergoz J., Cansi Y., Ceranna L., Drob D. Contribution of infrasound monitoring for atmospheric remote sensing. / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies*. – Dordrecht: Springer. – 2010. – P. 623–640.

Liszka L. Infrasound: A summary of 35 years of research. // *IRF Scientific Report*, Swedish Institute of Space Physics, Umee, Sweden. – 2008. – N 291. – 150 p.

Liszka L. Long-distance propagation of infrasound from artificial sources // *Journal of the Acoustical Society of America*. – 1974. – N 56. – P. 1383–1388. – Doi: 10.1121/1.1903454

Liszka L., Olsson S. On the generation and detection of artificial atmospheric waves // *Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics*. – 1971. – V. 33(12). – P. 1933–1939.

Liszka L., Waldemark K. High resolution observations of infrasound generated by the supersonic flight of the Concorde // *J. Low Frequency Noise and Vibration*. – 1995. – N 14(4). – P. 181–192.

Lott F., Millet C. The representation of gravity waves in atmospheric general circulation models (GCMs). / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies*. – Dordrecht: Springer, 2010. – P. 679–694.

Marchetti E., Ripepe M., Ulivieri G., and Kogelnig A. Infrasound array criteria for automatic detection and front velocity estimation of snow avalanches: towards a real-time early-warning system // *Nat. Hazards Earth Syst. Sci.* – 2015. V. 15 – P. 2545–2555. – <https://doi.org/10.5194/nhess-15-2545-2015>

McCoy R.L. "MC drag" – a computer program for estimating the drag coefficients of projectiles // Defense Technical Information Center. – 1981. – 78 p.

Melton B.S. Bailey L.F. Multiple signal correlators // *Geophysics.* – 1957. – V. 22, – P. 565–588.

Morton E.A., and Arrowsmith S.J. The development of global probabilistic propagation look-up tables for infrasound celerity and back-azimuth deviation // *Seismol. Res. Lett.* – 2014. – V 85. – P. 1223–1233. – Doi: 10.1785/0220140124

Muhlestein M.B., Ostashev V.E., Wilson D.K., Albert D.G. Acoustic pulse propagation in forests // *J. Acoust. Soc. Am.* – 2018. – V. 143(2). – P. 968–979.

Mutschlecner J.P., Whitaker R.W. Some atmospheric effects on infrasound signal amplitudes / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne *Infrasound // Monitoring for Atmospheric Studies.* – Dordrecht: Springer, 2010. – P. 449–468.

Nippres A., Green D.N., Marcillo O.E., and Arrowsmith S.J. Generating regional infrasound celerity-range models using groundtruth information and the implications for event location // *Geophys. J. Int.* – 2014. – V. 197. – P. 1154–1165. – Doi: 10.1093/gji/ggu049

Norris D, Gibson R, Bongiovanni K. Numerical methods to model infrasonic propagation through realistic specifications of the atmosphere. / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.* – Dordrecht: Springer, 2010. – P. 535–568.

NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issue

Ostashev V.E. *Acoustics in Moving Inhomogeneous Media*, E & F SPO, An Imprint of Thompson Professional, London. – 1997. – 240 p.

Ostashev V.E., Chunchuzov I.P., Wilson D.K. Sound propagation through and scattering by internal gravity waves in a stably stratified atmosphere // *J. Acoust. Am.* – 2005. – V. 118, N 6. – P. 3420–3429.

Ostashev V.E., Wilson O.K. Acoustics in Moving Inhomogeneous Media, Second edition // CRC Press. – 2015. – 542 p.

Pain H.J. The physics of vibrations and waves. Wiley, Great Britain. – 1983.

Paroscientific Inc (2007) Digiquartz® Pressure Instrumentation. – 2011.

Picone J.M., et al. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues // J. Geophys. Res. – 2002. – V. 107, N A12. – P. 1468–1483.

Picone J.M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issue // Journal of Geophysical Research Atmospheres. – 2012. – N 107(A12). – P. 1501–1516. – DOI: 10.1029/2002JA009430

Pierce A. Propagation of acoustic-gravity waves from a small source above the ground in an isothermal atmosphere. // J. Acoust Soc Am. – 1963. – N 35. – P. 1798–1807.

Pierce A.D. An introduction to its physical principles and applications. McGraw–Hill, New York. – 1981.

Pierce A.D. Wave equation for sound in fluids with unsteady inhomogeneous flow // J. Acoust. Soc. Amer. – 1990. – V. 87, N 6. – P. 2292–2299.

Pierce A.D., Posey J.W., Illiff E. F. Variation of nuclear explosion generated acoustic- gravity wave forms with burst height and with energy yield // J. Geophys. Res., – 1971. – V. 76(21). – P. 5025–5041.

Pilger C., Hupe P, Gaebler P., Ceranna L. 1001 Rocket Launches for Space Missions and Their Infrasonic Signature // Geophysical Research Letters. – 2021. – V. 48, Issue 8. – P. 1–10. – Doi: 10.1029/2020gl092262

Pokhotelov O.A. Parrot V. Fedorov E.N. Response of the ionosphere to natural and man-made acoustic sources // Annales Geophysicae. – 1995. – V. 13. – P. 1197–1210.

Ponceau D. A low power and low noise infrasound sensor for temporary measurements // J. Acoust. Soc. Am. – 2008. – N 123. – P. 3829–3837.

Ponceau D., Bosca L. Specifications of low-noise broadband microbarometers. / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies. – Dordrecht: Springer, 2010. P. 115–136.

Popova O.P., Jenniskens P., Emel'yanenko V., Rybnov Y.S. et al. Chelyabinsk airburst, damage assessment, meteorite recovery, and characterization // *Science*. – 2013. – V. 342. – P. 1069–1073.

Popova O.P., Rybnov Y.S., Solovyov A.V. Energy estimate of the Chelyabinsk meteoroid based on long-period oscillations of atmospheric pressure // *Proceeding of SPIE. 24th Int. Symp. Atmos. and Ocean Optics: Atmos. Phys.* 2–5 July, 2018. Tomsk, RF. – V. 10833. – 315 p. – Doi: 10.1117/12.2504603

Posmentier E.S. Preliminary observations of 1–16 Hz natural background infrasound and signals from Appolo 14 and aircraft // *Geophys. J. Roy. Astron. Soc.* – 1971. – V. 26, N 1–4. – P. 173–176.

Pridmore-Brown D.C. Sound propagation in a temperature- and wind-stratified medium // *J. Acoust. Soc. Am.* – 1962. – V. 34. – P. 438–444.

Reed J.W. Atmospheric attenuation of explosion waves // *J. Acoust. Soc. Amer.* – 1977. – V. 61. – N 1. – P. 39–47.

ReVelle D.O. Historical detection of atmospheric impacts by large bolides using acoustic-gravity waves. / Ed. Remo J.L. // *Annals of the New York academy of sciences, near-earth objects – the United Nations international conference, New York Academy of Sciences.* – 1997. – V. 822. – P. 284–302.

Rocard Y. Demande de brevet pour procédé et dispositif de détection et d'enregistrement des variations de la pression atmosphérique. DAM/DIREX 0417, 23 November 1971.

Rockway J.W., Hower G.L., Craine L.B., Thomas J.E. Application of ray-tracing to observations of mountain-associated infrasonic waves.// *Geophys. JR. astr. Soc.* – 1974. – N 35. – P. 259–266.

Salby M.L. (1996) *Fundamentals of atmospheric physics*. Academic Press, San Diego

Scott E.D., Hayward C.T., Kubichek R.F., Hamann J.C., Pierre J.W., Comey B., Mendenhall T. Single and multiple sensor identification of avalanche-generated infrasound // *Cold. Reg. Sci. Technol.* – 2007. – N 47. – P. 159–170.

Shaw W.N., Dines W.H. The study of fluctuations of atmospheric pressure // *Q.J.R. Meteorological Soc.* – 1905. – N 31. – P. 39–52.

Shumway R.H. On detecting a signal in N stationary correlated noise series // *Technometrics*. – 1971. – V. 13. – P. 499–520.

Smart E., Flinn E.A. Fast Frequency-Wavenumber Analysis and Fisher Signal Detection in Real-Time Infrasonic Array Data Processing // *Geophysical Journal of Royal Astronomic Society*. – 1971. – V. 26. – P. 279–284.

Sokolova I.N., Mikhailova N.N. Monitoring of Rocket Launches from Baykonur Space Port by data of Seismic and Infrasound Stations of Kazakhstan // *Comprehensive nuclear-test-ban treaty: Science and Technology Conference 2013. Book of Abstracts*. – Vienna, 17–21 June 2013. – 72 p.

Sorrells G., Bonner J., Herrin E. Seismic precursors to space shuttle shock fronts // *Pure Appl. Geophys.* – 2002. – N 159. – P. 1153–1181.

Swinbank R., O'Neill A. Stratosphere-troposphere data assimilation system // *Month Weather Rev.* – 1994. – N 122. – P. 686–702.

Takanashi Y., Koyama Y., Isei T. In situ measured infrasound at Sapporo associated with an earthquake occurring offshore in southwest Hokkaido on July 12, 1993 // *J. Acoust. Soc. Japan*. – 1994. – V. 15. – P. 409–411.

U.S. Standard Atmosphere, 1976 / U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., 1976.

Varghese T.G., Kumar V. Detection and location of an atmospheric nuclear explosion by microbarograph array. // *Nature*. – 1970. – V. 225. – P. 259–261.

Walker K.T., Hedlin M. A review of wind-noise reduction methodologies / Eds. A. Le Pichon, E. Blanc, and A. Hauchecorne // *Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies*. – Dordrecht: Springer, 2010. P. 137–180

Warshaw S.I. On a finite amplitude extension of geometric acoustic in a moving, inhomogeneous atmosphere // *Lawrence Livermore National Laboratory, UCRL-53055, USA*. – 1980. – 20. p.

Wexler H., Hass W.H. Global atmospheric pressure effect of the October 30, 1961, explosion // *J. Geophys. Res.* – 1962. – V. 67, N 10. – 3875 p.

Whitaker R.W. Infrasonic monitoring. Proceedings of the 17th annual Seismic Research Symposium, Scottsdale, AZ, September 12–15. – 1995. P. 997–1000.

Wilson D.K. Simple relaxational models for the acoustical properties of porous media // Appl. Acoust. – 1997. V. 50(3). P. 171–188.

Wilson D.K., Pettit C.L., Ostashev V.E. Sound propagation in the atmospheric boundary layer // Acoustics Today. – 2015. – V. 11, N 3. – P. 44–53.