НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
НПО Обуховский завод
2026. №1(28).

Акционерное общество Научно-производственное объединение «Северо-Западный региональный центр Концерна ВКО «Алмаз – Антей» – Обуховский завод»

Редакционный совет:
Подвязников Михаил Львович, д.т.н., доц.
Волокитина Ирина Николаевна, к.э.н.
Баушев Сергей Валентинович, д.в.н., проф.
Брагин Алексей Юрьевич, к.э.н., доц.
Король Виктор Михайлович, к.т.н.

Главный редактор
Баушев Сергей Валентинович, д.в.н., проф.
Заместитель главного редактора
Сайбель Алексей Геннадиевич, д.т.н., проф.
Ответственный редактор
Никитин Олег Викторович
Технический редактор
Васильева Людмила Николаевна

Редакционная коллегия:
Геворкян Арвид Грайрович, д.т.н., проф.
Завгородний Александр Федорович, д.и.н., проф.
Королев Андрей Валерьевич, к.т.н.
Криворучко Юрий Тимофеевич, д.т.н.
Марченко Борис Иванович, д.т.н., проф.
Раскин Александр Владимирович, д.в.н., проф.
Синицын Евгений Александрович, д.т.н., проф.
Фридман Леонид Борисович, д.т.н.
Фролова Елена Александровна, д.т.н., доц.
Щеглов Дмитрий Константинович, к.т.н., доц.
Яковлев Андрей Вячеславович, д.т.н.
Яковлев Виктор Тимофеевич, д.т.н.

Практико-ориентированное научное издание

Лицензионный договор № 285-1/2021 (НЭБ)

Журнал выходит 4 раза в год

Электронная версия доступна по адресу noc.goz.ru/magazine

Адрес редакции:
192012,
г. Санкт-Петербург,
вн.тер.г. муниципальный округ Рыбацкое,
пр-кт Обуховской Обороны, д. 120.

E-mail:
noc.rnv@goz.ru
Тлф:
8 (812) 207-56-20

Санкт-Петербург

Научный вестник НПО «Обуховский завод». 2026. №1(28).
СПб.: Балтийская печать, 2026. 120 с. ил.

Научно-технический журнал **«Научный вестник НПО «Обуховский завод»** публикует результаты научных исследований, разработок и производства инновационной продукции в областях организации производства, вооружения и военной техники, радиофизики, организации воздушного движения, радионавигации, радиолокации.

К участию приглашаются сотрудники предприятий оборонного промышленного комплекса, научных и образовательных учреждений Российской Федерации.

Мнение редакции может не совпадать с точкой зрения авторов. Ответственность за достоверность материалов лежит на авторах публикаций.

Отсутствие в статьях сведений, содержащих государственную тайну, подтверждается наличием соответствующих Заключений о возможности опубликования с предприятий.

Журнал рассчитан на широкий круг специалистов.

АО «НПО «Обуховский завод»

ПРОДОЛЖАЯ ТРАДИЦИИ В НОВОЙ ОБЛОЖКЕ И С НОВЫМ НАЗВАНИЕМ



Уважаемые читатели и подписчики нашего журнала!

Девять лет назад, в 2017 году, Обуховский завод взял под свое крыло журнал «Радионавигация и время», воссозданный двумя годами ранее после двадцатилетнего перерыва как издание Российского института радионавигации и времени.

Тогда цель состояла в том, чтобы продолжить и информационно поддержать интеграционные процессы, которые начались в 2008 году по созданию на территории Санкт-Петербурга научно-производственного кластера предприятий, входящих в состав Концерна ВКО «Алмаз – Антей»: Государственного Обуховского завода, Завода радиотехнического оборудования, завода «Навигатор» как предприятий-производителей с одной стороны и Российского института радионавигации и времени, Всероссийского научно-исследовательского института радиоаппаратуры и Конструкторского бюро специального машиностроения как предприятий-разработчиков с другой стороны. В 2025 году процесс интеграции завершился созданием акционерного общества «Научно-производственное объединение «Северо-Западный региональный центр Концерна ВКО «Алмаз – Антей» – Обуховский завод» (АО «НПО «Обуховский завод»), куда упомянутые организации вошли как структурные подразделения.

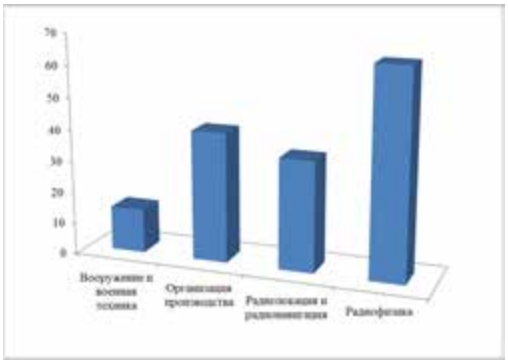
Единая хозяйственная деятельность потребовала и усиления единства деятельности научно-образовательной, во главе которой находится Научно-образовательный центр Обуховского завода - ему было поручено готовить выпуски нашего журнала как периодического научно-технического издания о проблемах разработки и производства инновационной продукции. Редакция журнала проделала большую работу по приданию известности журнала, росту его авторитета. Пока еще журнал имеет статус издания, учтенного лишь в национальной российской библиографической базе данных научного цитирования и в российском индексе научного цитирования (РИНЦ) имеет относительно невысокий показатель импакт-фактора, равный 0,14, и процентиль в рейтинге *Science Index* 92, однако уже сейчас можно констатировать, что журнал – это трибуна многих передовых мыслей в областях вооружения и военной тех-

ники, управления качеством и организации производства, радиолокации и радионавигации, аэронавигации – по всем тем направлениям, в которых сильны системообразующие структурные подразделения нашего научно-производственного объединения.

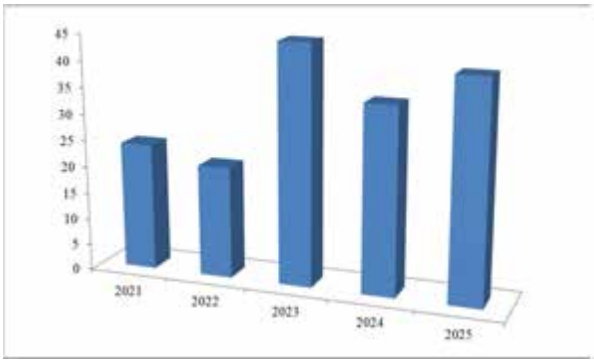
В этом плане достаточно красноречива статистика публикационной деятельности издания за последние пять лет с 2021 по 2025 год, представленная ниже:

Общее число выпусков журнала	13
Общее число статей из журнала	166
Суммарное число цитирований статей журнала в РИНЦ	30
Число авторов статей	338
Среднее число авторов в статье	2,4

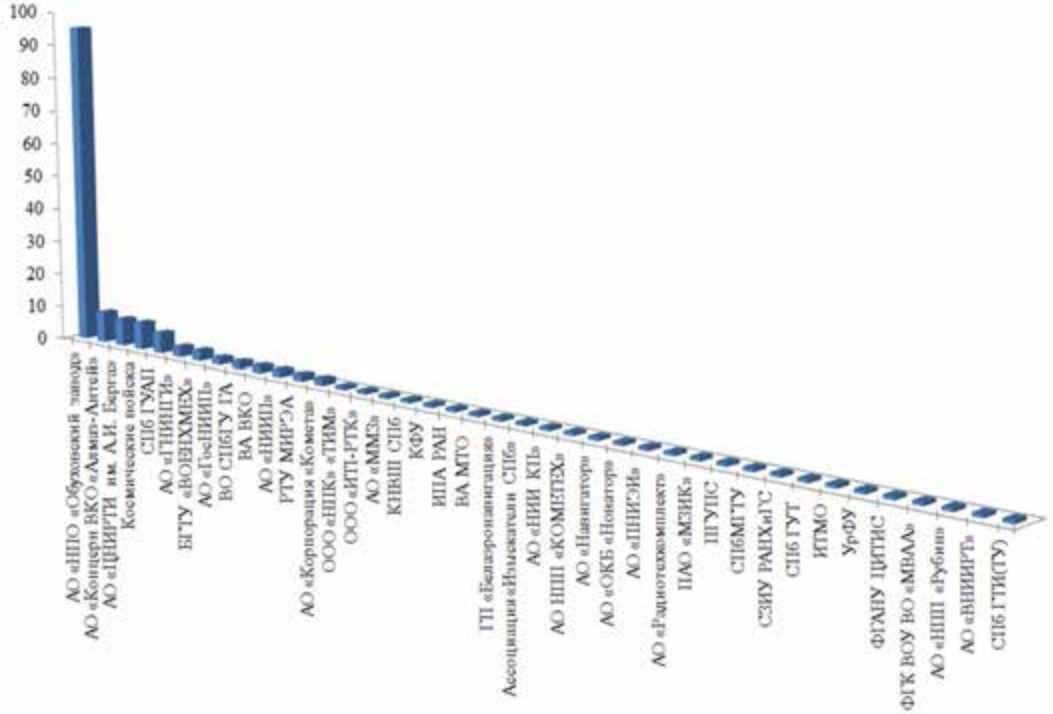
Количество публикаций по направлениям



Количество публикаций по годам



Распределение публикаций по организациям



Это свидетельствует о том, что журнал уважают в военных и гражданских учебных заведениях, в научно-исследовательских профильных институтах, на промышленных предприятиях – печатная версия рассылается более чем в 50 профильных организаций и учебных заведений Минпромторга, Минобороны, Минобрнауки и др., электронный контент выложен в открытом доступе по адресу *http://noc.goz.ru/magazine*, а также доступен в российской национальной электронной библиотеке *eLIBRARY* по идентификатору *ID*:77329.

Много внимания редакция журнала уделяет работе с аспирантами и соискателями ученых степеней, вникая в тексты первых научных публикаций и помогая молодым ученым найти себя в большом и многогранном мире науки. Редакция инициировала появление ежегодного межведомственного экспертного семинара, который в четвертый раз должен будет состояться в июне 2026 года, куда приглашаются соискатели ученых степеней кандидата и доктора наук для апробации своих результатов в присутствии членов двух профильных диссертационных советов, работающих на предприятии, с публикацией материалов.

Все это обуславливает понимание того факта, что в жизни журнала наступает новый творческий период, когда нужно решать амбициозную задачу включения в перечень ВАК рецензируемых изданий, в которых публикуются основные результаты по кандидатским и докторским диссертациям, при этом не теряя и статуса журнала для начинающих ученых. Этому будет служить и переименование журнала в «Научный вестник НПО Обуховский завод» как продолжателя изданий «Радионавигация и время» и «Труды СЗРЦ Концерна ВКО «Алмаз – Антей».

Приглашая профильных ученых и практиков к творческому взаимодействию и публикационной активности, желаю редакции практико-ориентированного научного издания «Научный вестник НПО Обуховский завод» плодотворной работы, а всем нам – интересных статей, заставляющих задумываться, думать, переосмысливать и придумывать новое.

Генеральный директор АО «НПО «Обуховский завод»
доктор технических наук, доцент

М.Л.Подвязников

Уважаемый читатель!



Как обычно, весь материал выпуска можно разделить на несколько тематических блоков.

Военно-политическую тематику начинает *доктор военных наук профессор Раскин А.В.* (Командование Космических войск МО РФ, г.Москва) в статье «Анализ советского опыты создания систем противокосмической обороны» хронологически проследил ряд проектов противоспутниковых систем, разрабатывавшихся в СССР в 1960-х годах. Показаны причины, по которым был выбран проект истребитель спутников. Проанализированы варианты систем противокосмической обороны «ИС», «ИС-М», «ИС-МУ», «ИС-МД», порядок их создания и применения. Рассмотрен аппарат «Скиф-Д» – прототип космического истребителя с лазерной пушкой, выводимый на орбиту ракетой-носителем космического назначения «Энергия».

Ученые Военной академии ВКО (г.Тверь) доктор военных наук, профессор Подгорных Ю.Д., научные сотрудники Дыбов В.Н. и Кулькова Н.Е. публикуют статью «Космическая обстановка как важнейший элемент геополитической и геостратегической обстановки», название которой говорит само за себя по сути предлагаемого материала**.** Космическая обстановка рассматривается как один из важнейших элементов общей геополитической и геостратегической обстановки в мире и отдельных его регионах. Делается вывод о том, что в современных условиях оценка общей геополитической и геостратегической обстановки как целого без учета космической обстановки, которая служит своеобразным барометром степени её опасности, как части целого, может привести к серьезным последствиям.

В статье «Характеристики бортовых метеонавигационных радиолокационных станций» ученых АО «Навигатор» (Санкт-Петербург) Быбина С.С., кандидата технических наук Бориной А.П., доктора технических наук, профессора Синицына Е.А и НИИЦ ЦНИИ ВКС (г.Тверь) Гуляева С.Л. представлены результаты анализа типовых тактических и технических характеристик метеонавигационных радиолокационных станций, используемых на воздушных судах для обнаружения опасных зон конвективной и грозовой деятельности воздушного пространства, а также навигационного ориентирования по характерным радиолокационно-контрастными наземным местным предметам.

В статье «Практика применения баротермической и вакуумной постобработки на изделиях из высокоазотистой аустенитной стали» сотрудники БГТУ «Военмех» и «НПО «Обуховский завод» Ральников Я.В., Проценко Л.В., Куницин К.А., Степанов Б.В., Маслов А.С., Гейн А.М. провели совместные экспериментальные исследования влияния аэроакустической обработки и холодного изостатического прессования на механические свойства и структуру коррозионностойкой стали аустенитного класса 05Х21АГ15Н8МФ. Цель исследований состояла в разработке рекомендаций и технических решений для аддитивного производства, которые позволят повысить надежность и долговечность изделий из коррозионностойкой стали аустенитного класса, а также улучшить процесс их последующей эксплуатации.

Начиная с опубликованной в предыдущем номере журнала статьи кандидата технических наук Таричко В.И. «Модульная архитектура конструкции специальных колёсных шасси и тягачей: системный анализ, разработка и организация производства», автомобильная тематика начинает присутствовать на наших страницах все чаще, и редакция предполагает расширить в дальнейшем это направление. А сейчас *Голубев Д.Ю. – адъюнкт Военной академии материально-технического обеспечения им. ген. армии А.В.Хрулёва* (Санкт-Петербург) в статье «Процесс утилизации военной автомобильной техники в местах её безвозвратного выхода из строя в современных условиях ведения боевых действий» представляет алгоритм реализации методики утилизации военной автомобильной техники в полевых условиях и приводит формализованное описание процесса снижения кубатуры техники с использованием обобщенного закона Гука, коэффициентов трения и логарифмической степени деформации, а также описывает специализированное разборно-мобильное устройство для выполнения утилизации в полевых условиях.

Сотрудники Военной академии ВКО *доктор технических наук, профессор Жиронкин С.Б., Марков Н.А., Грошев Э.И.* (г.Тверь) и Ярославского высшего военного училища ПВО (г.Ярославль) *Благовещенский А.С.* рассматривают «Помехоустойчивость приема сигналов опознавания беспилотных летательных аппаратов» с целью оптимизации структуры информационной группы сигналов опознавания по показателю потенциальной достоверности её приёма.

Доктора технических наук АО «НПО «Обуховский завод» Яковлев В.Т. и Плясовских А.П. продолжают публикацию своих исследований в области проблемных вопросов, связанных с ситуацией движения материальных объектов на скоростях, сравнимых со скоростью света. В материале «Измерение пространственно-временных координат подвижных объектов с учетом скорости распространения радиоволн» ими предложен подход к расчету пространственно-временных координат подвижного объекта и графически визуализирован пример расчета его скорости движения, равной 0,5 скорости распространения радиоволн. Приведена аргументация, поясняющая сопоставление полученных результатов со специальной теорией относительности.

Тематика противовоздушной обороны тактического уровня, поднятая в нашем журнале ранее, развивается в статье *адъюнкта Военной академии Войск национальной гвардии (Санкт-Петербург) Галаева В.Ю.* «Модель оценки эффективности системы противодействия рою БПЛА», в которой представлена математическая модель оценки эффективности системы противодействия рою беспилотных летательных аппаратов при выполнении ими боевой задачи по обнаружению и огневому поражению важных объектов аэродрома. Модель включает шесть последовательных этапов: определение оптимального размера роя с учётом коэффициента синергии; описание роевого взаимодействия на основе локальной функции стоимости; моделирование движения центра масс роя к цели; оценку вероятности преодоления многоканальной системы обнаружения (РЛС, РТС, ОЭС, акустика); оценку вероятности преодоления эшелонированной системы функционального поражения, состоящей из рубежей ПВО, БПЛА-перехватчиков и средств ЭМИ; расчёт итоговой вероятности выполнения боевой задачи. Для каждого этапа приведены аналитические зависимости и численные примеры. Полученные результаты позволяют оценить эффективность системы противодействия и обосновывать требования к данной системе.

Доктор технических наук Яковлев В.Т. со своими учениками Мурсаловым Д.Л., Ву Ханом Я.Л. и Плехановой Л.А. (АО «НПО «Обуховский завод») представляют свои исследования в статье «Алгоритм подавления боковых лепестков сигнала с фазовой манипуляцией», в которой предлагают алгоритм подавления боковых лепестков фазоманипулированного сигнала при приеме отраженного радиолокационного сигнала, обладающий повышенными характеристиками в части разрешающей способности целей по дальности.

Соискатель ученой степени кандидата технических наук ведущий инженер-руководитель группы *АО «НПО «Обуховский завод» (Санкт-Петербург) Кривошеев А.В.* в статье «Противоречие в вопросах теории планирования работ проекта в условиях ресурсных ограничений» публикует краткий обзор подходов к решению задачи теории расписаний с минимизацией времени выполнения проекта в условиях ограничения на ресурсы, рассматривая применимость соответствующего математического аппарата в практической деятельности производственных участков крупного машиностроительного предприятия.

Студент-выпускник БГТУ «Военмех» Стрелков П.Е. под руководством научного руководителя доктора технических наук профессора Сайбеля А.Г. в статье «Сравнительный анализ алгоритмов автофокусировки радиолокационных изображений» рассмотрели и сравнили эффективность двух алгоритмов обработки радиолокационных изображений, полученных в условиях траекторной нестабильности летательного аппарата-носителя радиолокатора с синтезированной апертурой.

В апреле 2026 года исполняется 90 лет замечательному человеку и ученому, доктору технических наук, профессору Геворкяну Арвиду Грайровичу, много лет отдавшего работе в Ленинградском НИИ радиотехнических измерений, впоследствии - Российском институте радионавигации и времени. В настоящее время Арвид Грайвович передает свой опыт и знания молодым ученым в качестве профессора аспирантуры АО «НПО «Обуховский завод». Желаем уважаемому заслуженному ученому, Лауреату Государственной премии СССР за работу в области космических исследований доброго здоровья, дальнейшего творческого долголетия!

Завершает выпуск журнала статья «Преемственность поколений как национальная ценность» *специалиста научно-образовательного центра Надточий О.О. и кандидата технических наук Баринова С.П.* – близкого друга и соратника кандидата технических наук Бориса Валентиновича Шебшаевича (1952-2019), генерального директора Российского института радионавигации и времени, продолжателя научно-инженерной мысли его отца – Заслуженного деятеля науки России доктора технического наук профессора Шебшаевича Валентина Семеновича (1921-1993), заложившего научные основы отечественной космической радионавигации.

Главный редактор
доктор военных наук, профессор
С.В.Баушев

Содержание

Раскин А.В.
Анализ Советского опыты создания систем противокосмической обороны 10

Подгорных Ю.Д., Дыбов В.Н, Кулькова Н.Е.
Космическая обстановка как важнейший элемент геополитической и геостратегической обстановки 21

Быбин С.С., Борина А.П., Синицын Е.А, Гуляев С.Л.
Характеристики бортовых метеонавигационных радиолокационных станций 31

Ральников Я.В., Проценко Л.В., Куницин К.А., Степанов Б.В., Маслов А.С., Гейн А.М.
Практика применения баротермической и вакуумной постобработки на изделиях из высокоазотистой аустенитной стали 40

Голубев Д.Ю.
Процесс утилизации военной автомобильной техники в местах её безвозвратного выхода из строя 55

Жиронкин С.Б., Марков Н.А., Грошев Э.И., Благовещенский А.С.
Помехоустойчивость приема сигналов опознавания беспилотных летательных аппаратов 63

Яковлев В.Т., Плясовских А.П.
Измерение пространственно-временных координат подвижных объектов с учетом скорости распространения радиоволн 70

Галаев В.Ю.
Модель оценки эффективности системы противодействия рою БПЛА 77

Статьи аспирантов и соискателей

Мурсалов Д.Л., Ву Хан Я.Л., Плеханова Л.А., Яковлев В.Т.
Алгоритм подавления боковых лепестков фазоманипулированного сигнала 90

Кривошеев А.В.
Противоречие в вопросах теории планирования работ проекта в условиях ресурсных ограничений 96

Стрелков П.Е., Сайбель А.Г.
Сравнительный анализ алгоритмов автофокусировки радиолокационных изображений 101

К 90-летию Геворкяна Арвида Грайровича 108

Баринов С.П., Надточий О.О.
Преемственность поколений как национальная ценность 110

УДК 001.891.34

АНАЛИЗ СОВЕТСКОГО ОПЫТА СОЗДАНИЯ СИСТЕМ ПРОТИВОКОСМИЧЕСКОЙ ОБОРОНЫ

Раскин А.В.

В статье исследован ряд проектов противоспутниковых систем, разрабатываемых в Советском Союзе в 1960-х годах. Показаны причины, по которым был выбран проект истребитель спутников. Проанализированы варианты систем противокосмической обороны «ИС», «ИС-М», «ИС-МУ», «ИС-МД», порядок их создания и применения. Рассмотрен аппарат «Скиф-Д» – прототип космического истребителя с лазерной пушкой, выводимый на орбиту ракетой-носителем космического назначения «Энергия».

Ключевые слова: истребитель спутников; космическая мина; космический аппарат-мишень.

Введение

Советский Союз начал работы над противоспутниковыми системами в начале 60-х годов, став первопроходцем в деле создания нового вида боевых космических аппаратов – «истребителей спутников». Именно в это время стала очевидной угроза для безопасности страны со стороны находящихся на орбите разведывательных, связных, навигационных и метеорологических спутников, которые, прежде всего, существенно повышали эффективность применения стратегических ядерных сил.

1 Проекты противоспутниковых систем в СССР

В Советском Союзе существовало несколько проектов таких систем.

Первый из предложенных вариантов предусматривал запуск межконтинентальной баллистической ракеты с ядерной боеголовкой и ее взрыв в космосе. Преимуществом этого проекта было то, что гарантировано уничтожались все космические объекты, находившиеся на расстоянии до 1000 километров от места взрыва. Отрицательным фактором являлось то, что под удар попадали как космические аппараты (КА) противника, так и свои собственные. Кроме этого, воздействие радиоактивного излучения было еще недостаточно изучено и могло привести к непредсказуемым последствиям как в космосе, так и на Земле. От этого проекта фактически сразу отказались и испытаний ядерного оружия в космосе не проводили.

Второй проект предполагал создание малоразмерной ракеты, запускаемой с самолета с высоты около 30000 метров и несущей заряд около 50 килограммов взрывчатки. Она должна была сблизиться с целью и взорваться не далее 30 метров от нее. Работы по этому проекту были начаты в 1961 году и продолжались до 1963 года. Однако летные испытания не дали должного результата. Система наведения оказалась неэффективной. В этой связи испытания в космосе также не проводились.

Третий проект был связан с полетом человека в космос. В конструкторском бю-

ро С.П.Королева приступили к разработке многофункционального пилотируемого корабля «Союз». Одна из модификаций этого корабля, так называемый «Союз-П» (перехватчик), должна была решать в пилотируемом режиме задачу инспекции и вывода из строя КА противника. Изначально предполагалось сближение корабля с целью, выход космонавтов в открытый космос для обследования спутника, а затем, в зависимости от результатов инспекции, либо вывод спутника из строя путем механического воздействия, либо его снятие с орбиты и помещение в контейнер корабля. Однако от такого технически сложного и опасного для космонавтов проекта отказались. Тогда практически все советские спутники снабжались аварийной системой подрыва, с помощью которой можно было уничтожить любой свой КА, чтобы он не попал в руки противника. Адекватных действий советские военные ожидали и от потенциального противника, поэтому резонно заключили, что при таком варианте космонавты могли бы стать жертвами мин-ловушек. От инспекции в таком виде отказались, но сам пилотируемый вариант продолжал развиваться.

В дальнейшем планировалось оснастить космический корабль восьмью небольшими ракетами. Предполагался и новый алгоритм действия космической системы. Как и в предыдущих вариантах, корабль должен был сблизиться со спутником противника, после чего космонавты, не покидая КА, должны были визуально, а также с помощью бортовой аппаратуры обследовать КА противника и принять решение об его уничтожении. Если такое решение принималось, то наш космический корабль удалялся на расстояние до 1 километра от цели и расстреливал ее с помощью бортовых мини-ракет. Однако задержка с созданием корабля «Союз» вынудила отказаться и от этих планов.

Далее рассматривался *проект сближения* с целью, определяемой наземными средствами, беспилотного КА-перехватчика и уничтожение цели с помощью бортовых мини-ракет. Однако не удалось достигнуть стабильной работы системы наведения на цель КА-перехватчика. Чтобы поразить объект мини-ракетой требовалось подвести спутник на довольно близкое расстояние к цели. В противном случае ракета поразить цель не могла.

Предлагался проект создания спутника, который, взрываясь сам, уничтожал цель. Причем рассматривался вариант не абсолютно точного попадания спутника-перехватчика в объект поражения, а вариант взрыва на некотором расстоянии от цели и ее поражение осколочным зарядом. Это был самый дешевый, самый простой и самый надежный вариант. В конечном итоге именно он и оказался базовым при создании противоспутниковой системы.

Еще один проект предусматривал создание на орбите группировки из КА-перехватчиков, которые должны были размещаться в нескольких точках земной орбиты, в течение длительного времени совершать полет и активизироваться в случае начала военных действий. Тогда эти спутники с помощью бортовых двигательных установок перемещались в сторону предполагаемых целей и, сблизившись с ними, взрывались, прекращая свое существование и поражая КА противника.

Положительным фактором такой системы, с военной точки зрения, являлось постоянное наличие на орбите спутников-перехватчиков, в этой связи значительно сокращалось время на подготовку системы к использованию. Однако отрицательных сторон было гораздо больше.

Во-первых, требовалась принципиально новая бортовая двигательная установка. С ее помощью КА должен маневрировать на орбитах с высотами от 300 до 1000 километров и наклонением от 32 до 100 градусов. В то время технически это было невозможно.

Во-вторых, было необходимо поддерживать работоспособность таких спутников от 6 до 12 месяцев.

В-третьих, с военной точки зрения, длительное пребывание спутников на орбите превращало их самих в цели.

В силу данных причин данный проект тоже остался только на бумаге.

Также рассматривался проект размещения космических мин. Его суть была в том, что на орбиты, близкие к орбитам спутников, подлежащих уничтожению, выводились заминированные спутники, которые совершали полет рядом с целью и уничтожались по команде с Земли одновременно с началом военных действий. Положительным в такой системе считалось то, что за счет резерва времени, можно было достаточно близко приблизить спутники к целям и в один требуемый момент времени наверняка поразить их. Отрицательным фактором была необходимость запуска очень большого количества спутников, что делало ее крайне дорогой и, следовательно, не достаточно эффективной.

2 Проект «Истребитель спутников»

В конце концов, остановились на *проекте «Истребитель спутников»*.

Создание системы противокосмической обороны, получившей название «ИС», в СССР началось в 1960 году. Работы были открыты в соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совета министров СССР от 23 июня 1960 года № 714-295 «О создании ракетопланов, космопланов, спутников-разведчиков и баллистических ракет с самонаведением». Были определены основные исполнители. Головной организацией по системе в целом назначалось ОКБ-52, главный конструктор В.Н.Челомей. В 1965 году головной организацией по системе «ИС» было определено КБ-1 (впоследствии ЦКБ «Алмаз»), главный конструктор А.И. Савин, с 1979 года главным конструктором стал К.А.Власко-Власов, а с 1983 года – Л.С.Легезо.

Советский проект стал ответом на попытку США создать своего «ликвидатора». В мае 1958 года США запустили ракету *BoldOrion* с бомбардировщика *B*-47 *Stratojet* для проверки возможности поражения космических аппаратов ядерным оружием. Однако этот проект, как и целый ряд других, вплоть до 1985 года признавались неэффективными. Наши разработчики оказались успешнее. США были пионерами в стремлении создать противоспутниковое оружие. Однако отстали от русских разработчиков на 18 лет. Лишь 13 сентября 1985 года истребитель *F*-15 с ракетой *ASM*-135 *ASAT* смог поразить неработающий американский научный астрофизический спутник-мишень *Solwind P*78-1. Наш комплекс к этому времени уже на протяжении нескольких лет нес боевое дежурство [5].

Данный проект исключал ядерные боеприпасы, орбитальные мины и другие труднореализуемые и малоэффективные предложения. Был выбран самый простой по техническому воплощению, быстрый по времени ввода в эксплуатацию и самый дешевый по затратам проект. Идея проекта «Истребителя спутников» заключалось в следующем: с помощью мощной ракеты-носителя на орбиту вокруг Земли выводился

КА-перехватчик. Начальные параметры орбиты перехватчика определялись с учетом параметров орбиты цели. Уже находясь на околоземной орбите, с помощью бортовой двигательной установки, спутник осуществлял ряд маневров, которые позволяли сблизиться с целью и уничтожить ее, взорвавшись самому. Перехват цели предполагалось осуществлять на первом-третьем витке. Хотя в дальнейшем предполагалось увеличить потенциал перехватчика, чтобы было возможно осуществлять повторный перехват, в случае промаха при первом. Большое значение при создании такой системы играла точность выведения перехватчика на околоземную орбиту.

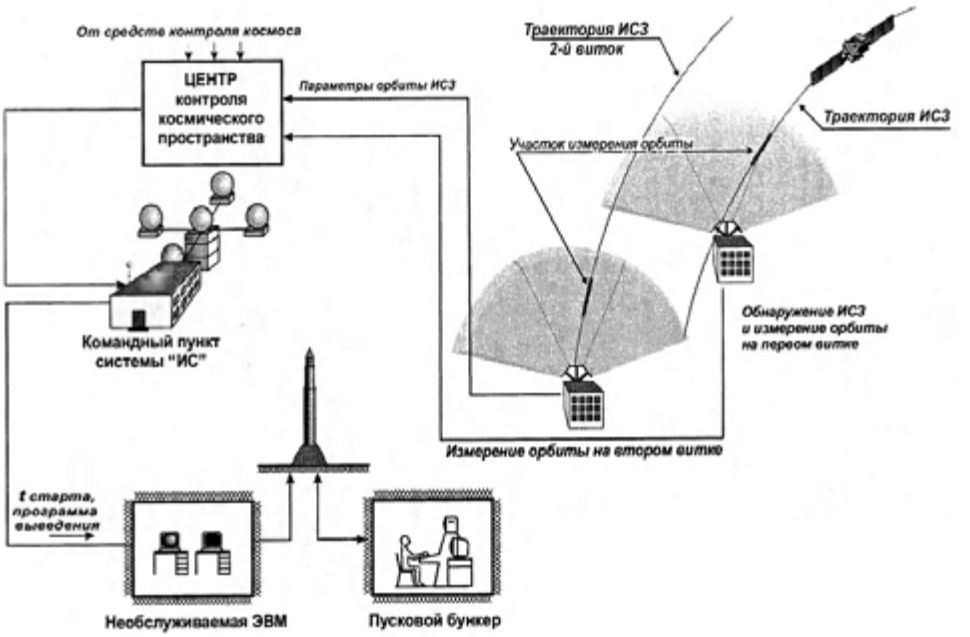


Рисунок 1 – Условная схема взаимодействия системы «ИС».
Иллюстрация из книги К.А.Власко-Власова «От “Кометы” до “Око”» (2002)

Спутник представлял собой относительно простой КА с близкой к сфере формой и массой порядка 1400 килограммов. Он состоял из основного отсека, в котором размещалась система управления и наведения на цель, а также порядка 300 килограммов взрывчатки, и двигательного отсека. Благодаря обшивке КА после взрыва он распадался на большое количество фрагментов, разлетающихся с большой скоростью. Радиус гарантированного поражения оценивался в 1 километр. Причем по ходу движения спутника поражалась цель на расстоянии до 2 километров, а в противоположном направлении – не более 400 метров. Так как разлет фрагментов носил непредсказуемый характер, то пораженной могла оказаться и цель, находящаяся на гораздо большем расстоянии. Двигательный отсек представлял собой орбитальный двигатель многократного включения. Суммарное время работы двигателя составляло приблизительно 300 секунд. Основной и двигательный отсек представляли собой единую конструкцию. Их разделение на каком-либо этапе полета не предусматривалось.

В дальнейшем КА подверглись глубокой модернизации и, начиная с 1976 года,

в космос запускался «Истребитель спутников» второго поколения.

Работы по созданию «Истребителя спутников» были начаты в 1961 году в конструкторском бюро В.Н.Челомея.

В 1963 году были окончены строительные работы по созданию Центрального экспериментального командно-вычислительного пункта управления и наведения комплекса «ИС» в окрестностях поселка Дуброво под Ногинском [**2**].

Параллельно создавалась ракета-носитель УР-200. Однако КА был создан раньше, чем ракета. В этой связи было принято решение для испытательных полетов использовать модифицированную ракету-носитель Р-7, разработанную в конструкторском бюро С.П.Королева. Официально КА-перехватчик получил наименование «Полет» и был запущен на орбиту 1 ноября 1963 года. Он впервые в истории перехватил космический аппарат-мишень. От предшественников он отличался тем, что мог многократно маневрировать в космосе, меняя по команде высоту и наклонение орбиты.

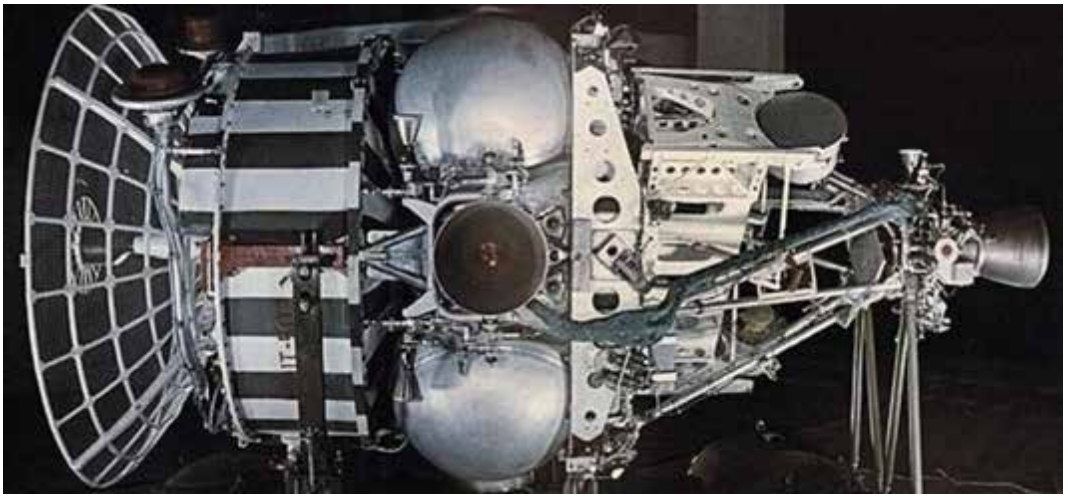


Рисунок 2 – Первый в мире КА-перехватчик «Полет-1», способный маневрировать, меняя высоту и наклонениеорбиты. Был успешно выведен на орбиту ракетой «Р-7А» 11А59, завершив свою программу испытаний за 1,5 витка.
Запущен 1 ноября 1963 года

В основе комплекса ИС лежал двухвитковый метод наведения на цель. После вывода КА-перехватчика на орбиту ракетой-носителем радиотехнические узлы обнаружения спутников ОС-1 (г. Иркутск) и ОС-2 (Балхаш) на первом витке уточняли параметры его движения и цели, а затем передавали их на борт перехватчика. Он совершал маневр, на втором витке с помощью головки самонаведения обнаруживал цель, сближался с ней и поражал боевым зарядом. Расчетную вероятность поражения цели 0,9-0,95 подтвердили практические испытания [**1**].

Всего состоялось два испытательных полета спутников типа «Полет». Программа их испытаний предусматривала гораздо большее количество полетов. Однако в октябре 1964 года, в результате происшедших в высшем советском руководстве перемещений (отстранение от власти Н.С.Хрущева), работы по созданию «Истребителя спутников» были переданы из конструкторского бюро В.Н.Челомея в конструктор-

ское бюро С.П.Королева. Где не стали вносить много изменений в уже сделанное. КА остался практически в том виде, как это разрабатывалось вначале, но в качестве ракеты-носителя было принято решение использовать межконтинентальную баллистическую ракету Р-36 конструкции М.К.Янгеля (после доработки эта ракета-носитель получила наименование «Циклон»), отказавшись от дальнейшей разработки ракеты-носителя УР-200.

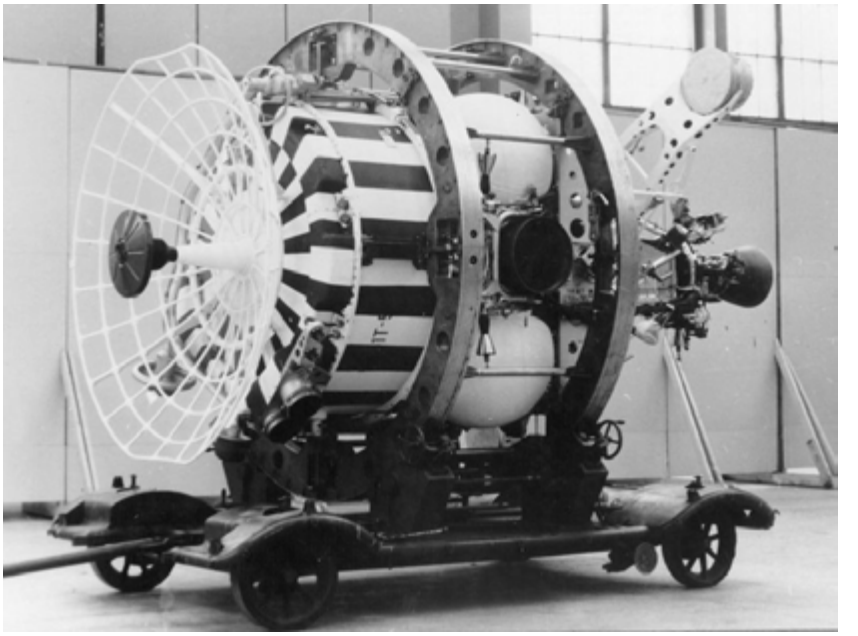


Рисунок 3 – КА – перехватчик «Полет-2». Стартовал 12 апреля 1964 года. В качестве ракеты-носителя использовался двухступенчатый вариант ракеты Р-7А (8А92)



Рисунок 4 – Ракета-носитель семейства Циклон

Затянувшаяся передача технической документации из одного конструкторского бюро в другое и связанные с этим проблемы заставили приостановить уже начавшиеся в 1963 году испытания, которые были возобновлены только в 1967 году.

3 декабря 1971 года с Байконура стартовал конечный продукт программы: маневренный управляемый истребитель спутников «Космос-462». Выйдя на орбиту, он успешно сбил спутник-мишень направленным взрывом /**3**/.

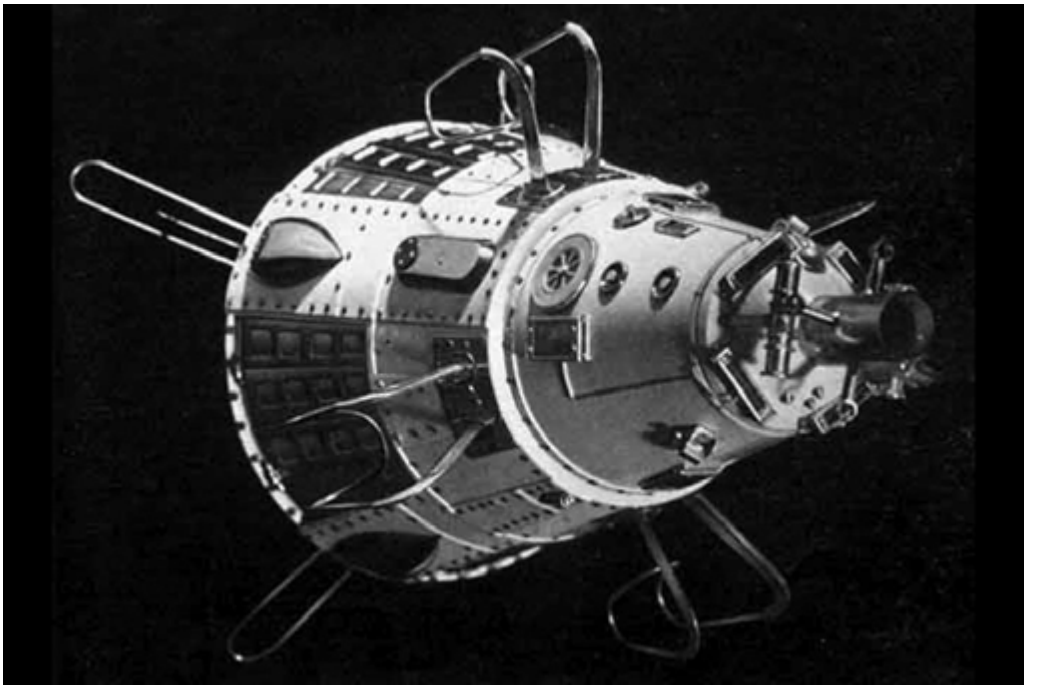


Рисунок 5 – Маневренный управляемый истребитель спутников «Космос-462»



Рисунок 6 – Иллюстративное изображение перехвата спутника

Программа летных испытаний нового варианта «Истребителя спутников» была рассчитана на 5 лет и была осуществлена практически полностью. На самой завершающей фазе испытаний в дело вмешалась политика.

В 1972 году между СССР и США был подписан договор об ограничении стратегических вооружений и систем противоракетной обороны, который ограничивал и противоспутниковые системы. В связи с этим программа испытаний была свернута. Однако сама противоспутниковая система была принята на вооружение и подверглась существенной модификации.

Однако, в 1972 году комплекс ИС-М системы противокосмической обороны был принят в опытную эксплуатацию.

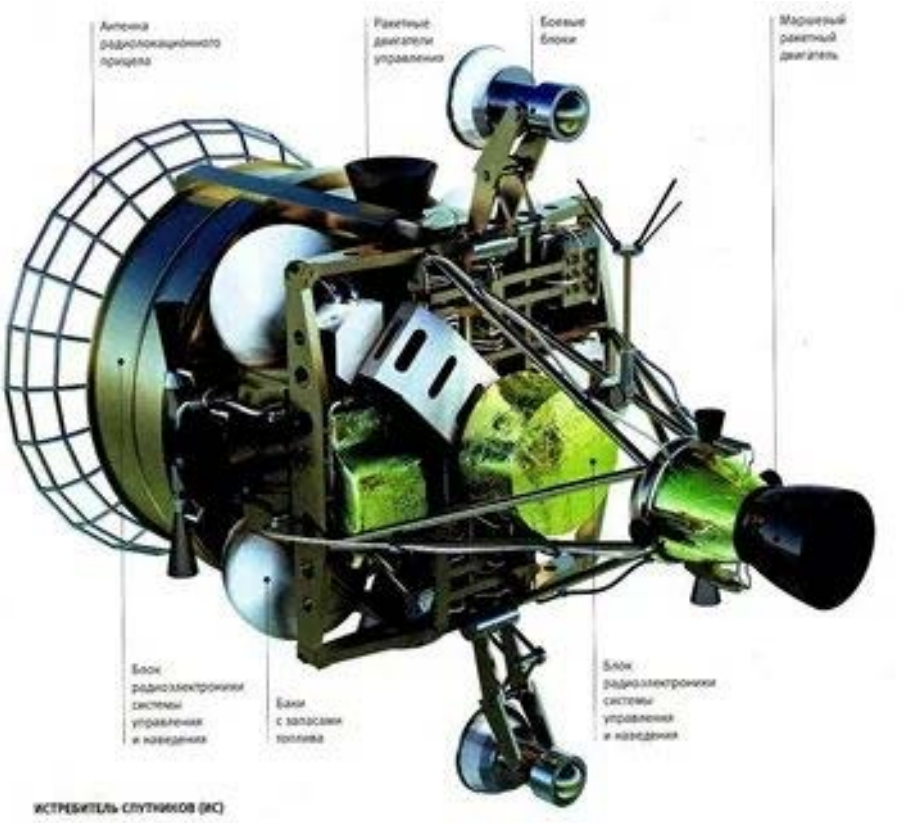


Рисунок 7 – Схема истребителя-перехватчика

Испытательные полеты по программе противоспутниковых систем возобновились в 1976 году и продолжались до 1978 года. На этой стадии испытаний отрабатывались усовершенствованные бортовые системы спутника, новые системы наведения, новые траектории перехвата целей.

В 1979 году комплекс противоспутниковой борьбы был поставлен на боевое дежурство и был снят с дежурства только в 1993 году. База перехватчиков была на космодроме Байконур – пять стартовых площадок. По оценкам американских специалистов полномасштабная атака на их околоземные системы ближнего космоса могла быть выполнена в течение одних суток.

После завершения третьей фазы испытаний состоялось еще несколько запусков

в течение 1980-1982 годов, но эти пуски носили не испытательный характер, а проводились для проверки функционирования боевых систем после длительного хранения.

В общей же сложности с 1963 по 1982 год в интересах отработки системы противодействия космическим объектам на орбиты был выведен 41 космический аппарат: 2 КА «Полет», 19 КА-мишеней разных типов и 20 КА-перехватчиков.

Последний, успешный перехват состоялся 18 июня 1982 года в рамках крупнейших учений советских стратегических ядерных сил, когда ИСЗ-мишень «Космос-1375», имитирующий американский навигационный спутник «Транзит», был поражен КА-перехватчиком «Космос-1379».

18 августа 1983 года Генеральный секретарь ЦК КПСС Ю.В.Андропов выступил с мирными инициативами и заявил о прекращении испытаний системы ПКО в одностороннем порядке, но сам комплекс остался на боевом дежурстве.

В апреле 1991 года принимается в эксплуатацию комплекс ПКО ИС-МУ в составе:

- КА – перехватчик 14Ф10, массой 1400 кг;
- ракета-носитель «Циклон-2»;
- стартовый комплекс площадка 90 и технический комплекс космодром Байконур;
- наземный командно-вычислительный и измерительный пункт для определения координат цели и перехватчика и передачи команд коррекции на борт (г. Ногинск-9).

Комплекс должен был обеспечивать несколько видов перехватов низкоорбитальных КА, в том числе многократный выход на цель и перехват на пересекающихся курсах. Он был предназначен для борьбы с КА противника на орбитах до 500 км. Для их поражения применялись ракеты с осколочно-фугасными боевыми частями. Каждый КА-перехватчик мог оснащаться четырьмя боеприпасами.

По мнению экспертов, создание ИС-МУ являлось прорывом в борьбе с низкоорбитальными КА.

В 1997 году прекратил свое существование, а все материалы были переданы в архив [1].

Одновременно были прекращены работы по другой противоспутниковой системе – ИС-МД «Наряд». Данный комплекс создавался с конца 1980-х годов на базе ИС-МУ для перехвата вражеских спутников на геостационарной орбите высотой до 40 тыс. км.

ТТХ комплекса:

- масса КА-перехватчика – не менее 1400 кг.
- высота орбиты КА – цели – до 40000 км.
- типы БЧ – осколочно-фугасная.
- состав комплекса:

1) КА – перехватчик 14Ф11;

2) ракета-носитель «Циклон-3»;

3) стартовый комплекс площадка 90 и технический комплекс космодром Байконур;

4) наземный командно-вычислительный и измерительный пункт для определения координат цели и перехватчика и передачи команд коррекции на борт (г. Ногинск-9).

3 Программа «Скиф»

27 августа 1984 года министр общего машиностроения подписал приказ №343/0180 о создании космического аппарата 17Ф19Д «Скиф-Д». Этим же приказом была утверждена программа по созданию тяжелых военных спутников. Промышленность работала по 16 часов в сутки, задача запуска на орбиту должна была быть решена 15 мая 1987 года. Введение в эксплуатацию «Скифов» означало достижение превосходства СССР в ближнем космосе.

К маю 1987 года в НПО «Салют» был разработан и создан 80-тонный аппарат «Скиф-Д» – прототип космического истребителя с лазерной пушкой, выводимый на орбиту ракетой-носителем космического назначения «Энергия». Однако в силу принятых тогда же политических решений «Скиф» был выведен на орбиту и затем уничтожен путем сожжения в плотных слоях атмосферы. «Скиф» мог долго летать на орбите в ближнем космосе, поражая своей лазерной пушкой цели. Его лучевое оружие не нужно было делать дальнобойным – достаточной дальностью являлись двадцать-тридцать километров действия: целью «Скифа» должны были быть легкоуязвимые орбитальные спутники, которые он сбивал бы на догоне, когда скорость цели относительно преследующего ее перехватчика очень мала, и к точности наведения лазера поэтому не предъявляются очень высокие требования.



Рисунок 8 – Прототип космического истребителя с лазерной пушкой, выводимый на орбиту ракетой-носителем космического назначения «Энергия»

Боевой лазер «Скифа» испытывался на самолете Ил-76МД. Для питания лазера и сопутствующей аппаратуры по бокам носовой части были установлены два турбогенератора. Оригинальным было размещение лазерной пушки: чтобы не ухудшать аэродинамику самолета еще одним обтекателем, пушку сделали убирающейся. Авиационный вариант лазера в серию пошел как А-60. Правда, первый самолет - летающая лаборатория с боевым лазером в 1989 году сгорел на аэродроме базирования «Чка-

ловский».

Заключение

Рассмотрение истории создания систем противоспутниковой борьбы связано с тем, что сегодня после затишья на несколько десятков лет космические державы вновь проводят в космическом пространстве эксперименты по уничтожению, функциональному подавлению и уводу с орбиты космических аппаратов. Существующий этап разработки средств противоспутниковой борьбы можно определить как начало второго рождения этой тематики, но уже на новой технической и концептуальной базе.

Литература.

1 https:// www.habr.ru. Сделано в СССР. Советский истребитель спутников первым в мире перехватил космический аппарат – мишень. – апрель, 2024.

2 https:// www.vz.ru. Как СССР создал первый в мире «истребитель спутников». – ноябрь, 2023.

3 https:// www. rg.ru. Космический охотник: как испытывали советский истребитель спутников. – декабрь, 2021.

4 https:// www. web.archive.org. Эволюция оружия: Истребитель спутников. – сентябрь, 2011.

5 https:// www. tsargrad.tv. О. Сергеева. Как русский «истребитель спутников» помог выиграть у США «звездные войны». – ноябрь, 2018.

Раскин Александр Владимирович – доктор военных наук, профессор, начальник отдела, Командование Космических войск, г. Москва.
Область научных интересов: космические технологии; вооружение и военная техника.
Email: noc.rnv@goz.ru.

Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

ANALYSIS OF THE SOVIET EXPERIENCE IN CREATING ANTI-SPACE DEFENSE SYSTEMS

The article examines a number of anti-satellite systems projects developed in the Soviet Union in the 1960s. It shows the reasons why the satellite fighter project was chosen. The article analyzes the options for the anti-space defense systems "IS", "IS-M", "IS-MU", "IS-MD", and the procedures for their creation and use. It also discusses the "Skif-D" spacecraft, a prototype of a space fighter with a laser cannon that was launched into orbit by the Energia space launch vehicle.
Keywords: Satellite destroyer, space mine, target spacecraft.

Raskin Alexander Vladimirovich – Doctor of Military Sciences, Professor, Head of Department, Command of the Space Forces, Moscow.
Research interests: space technologies; weapons and military equipment.

УДК 78.21.53.21

КОСМИЧЕСКАЯ ОБСТАНОВКА КАК ВАЖНЕЙШИЙ ЭЛЕМЕНТ ГЕОПОЛИТИЧЕСКОЙ И ГЕОСТРАТЕГИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ

Подгорных Ю.Д., Дыбов В.Н, Кулькова Н.Е.

Рассматривается космическая обстановка как один из важнейших элементов общей геополитической и геостратегической обстановки в мире и отдельных его регионах. В современных условиях оценка общей геополитической и геостратегической обстановки как целого без учета космической обстановки, которая служит своеобразным барометром степени её опасности, как части целого может привести к самым серьезным последствиям.

Ключевые слова: космическое пространство; космическая обстановка; оценка степени опасности космической обстановки; мониторинг космической обстановки.

В начале XXI века значительно расширился спектр общих угроз национальной безопасности России. Среди них, в первую очередь, целесообразно выделить военные, террористические, информационные, экономические, политические, кибернетические, технологические, техногенные, идеологические, территориальные.

То же можно сказать и про спектр угроз военной безопасности России: появление новых типов средств воздушно-космического нападения (СВКН) в безъядерном варианте большой дальности и высокой точности; милитаризация околоземного космического пространства (ОКП); продолжающееся стремление НАТО к расширению на восток, размещение его группировок войск (сил) в непосредственной близости от границ России; появление в окружении России новых центров военной силы; обострение территориальных противоречий между странами, в том числе и в Арктической зоне; снижение роли и значимости ООН в урегулировании международных конфликтов.

Оперативно-тактический анализ перечисленных угроз позволяет сделать вывод о том, что они вносят в процесс жизнедеятельности государств (и прежде всего России) существенный элемент неопределенности, имеют, как правило, длительный характер и отличаются комплексностью в воздействии. Все это обуславливает необходимость совершенствования методического сопровождения оценки и прогнозирования геополитической и геостратегической обстановки в мире, стратегического планирования и обоснования государственных программ вооружения с учетом такого понятии как «риски».

Среди перечисленных угроз национальной и военной безопасности нашей стране особое место занимает милитаризация ОКП. Напомним читателям, что начало милитаризации ОКП путем создания космических систем (КС) военного предназначения было положено выводом США на орбиты вокруг земли КА разведки (типа «Мидас», «Сэмос», «Дискавери»), КА геодезического обеспечения запусков МБР (ти-

па «Геос», «Геос-А»), КА навигационного обеспечения ПЛ-ракетоносцев и самолетов СА, КА связи (типа АСЦС, НАТО, и др.); КА обнаружения стартов БР.

После запуска первых КА военного предназначения в военно-политических кругах США стали раздаваться открытые высказывания об использовании ОКП именно в военных целях. Так сенатор Г.Голдуотер потребовал от правительства США открытого военного проникновения в космос, «… вывести в ОКП такие системы оружия, которые позволят по желанию стереть с лица Земли любую страну в течение считанных секунд» [1].

В 1964 году президент США Л.Джонстен заявил: «Англичане господствовали на море и были властелинами мира, мы господствовали в воздухе и были руководителями свободного мира с тех пор, как установили это господство. Теперь это положение займет тот, кто будет господствовать в космосе» [1]. США возвели задачу завоевания господства в космосе в ранг важнейших военных и политических задач. И на протяжении почти 70-ти лет продолжают её выполнять, превращая ОКП в специфический – космический ТВД.

Поэтому оценка космической обстановки (обстановки в ОКП) должна быть одним из элементов оценки геополитической и геостратегической обстановки. При этом под космической обстановкой будем понимать совокупность баллистических ракет (БР), ракет космического назначения (РКН), КА различного предназначения, гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЗЛА) различных типов и сопутствующих их элементов (РН, их ступеней, фрагментов, образовавшихся после подрыва или самоликвидации), средств подавления и преодоления систем предупреждения о ракетном нападении (СПРН), противоракетной и противокосмической обороны (ПРО, ПКО), движущихся в космическом пространстве.

В настоящее время в результате действий, прежде всего в США и их союзников по НАТО, в ОКП сложилась сложная, напряженная, высокодинамичная обстановка, которая служит своеобразным барометром степени опасности общей геополитической и геостратегической обстановки в мире и отдельных его регионах. При этом совершенно не скрывается, что конечная цель этих действий заключается в достижении американскими космическими силами полной свободы действий, в том числе и по нанесению ущерба любому противнику. Фактически США в одностороннем порядке присвоили себе право контролировать иностранные КА и даже уничтожать их, если сочтут, что они угрожают национальной безопасности США. Ими планируется размещение в ОКП ударных космических систем, предназначенных для уничтожения средств и объектов, размещенных на Земле, в воздухе и космосе.

В этих условиях оценка общей геополитической и геостратегической обстановки как целого без учета оценки космической обстановки как части целого может привести к нарушению методологии научного познания и иметь самые непредсказуемые и серьезные последствия в действиях военно-политического руководства нашей страны.

Постоянное наблюдение (контроль), оценку степени опасности космической обстановки в связи с деятельностью человека определим понятием мониторинг космической обстановки.

На формирование космической обстановки и, прежде всего, степени ее опасности, оказывают влияние многочисленные факторы (военно-политические, экономиче-

ские, технологические и др.), основными из которых являются следующие:

- общая расстановка военно-политических сил в мире, милитаристические настроения отдельных стран (прежде всего США и их союзников по НАТО) по завоеванию единоличного господства в ОКП и обеспечению беспрепятственного применения своих КА (ОГ, КС) любого предназначения (в том числе и ударных);

- наличие военных блоков, в состав которых входят страны, имеющие свои космические программы по военному использованию ОКП и постоянно наращивающие ОГ военного предназначения с целью повышения эффективности боевого применения ВС в своих регионах и обеспечения якобы национальной безопасности;

- наличие вооруженных конфликтов в различных регионах мира, в которых используются ракетные и космические вооружения;

- направленность внешней политики государств, имеющих выход в космос (ОКП). Выражение «выход в космос» означает, что у государства есть экономические, технологические, национально-технические возможности и средства, которые выводятся в космос (РКН, КА, БР, ГЗЛА и др.), а также средства, с помощью которых осуществляется вывод в космос искусственных космических объектов и управление ими (РН, стартовые комплексы, пункты управления КА, командно-измерительные комплексы и др.);

- отработка отдельными странами мира перспективных ракетно-космических вооружений, способных решать задачи ПРО и ПКО, а также наносить удары по объектам, расположенным в различных сферах. Постоянное совершенствование форм и способов боевого применения этих вооружений и организационной структуры войск (сил), решающих задачи в космосе и через космос;

- сохранение в международном космическом праве «ниши», позволяющей владеть и размещать в космосе неядерные виды вооружений. Отсутствие каких-либо обязательных межгосударственных правил по вопросам создания многоспутниковых низкоорбитальных группировок на основе маломассогаборитных КА военного и (или) двойного предназначения.

Справочно. Еще в феврале 2008 г. Россия совместно с Китаем внесла на рассмотрение Конференции по разоружению в Женеве совместный проект Договора о предотвращении размещения оружия в космическом пространстве, применения силы или угрозы силой в отношении космических объектов. По мнению разработчиков данного проекта, такой юридически обязывающий международный документ мог бы стать надежной гарантией того, что космос никогда не будет превращен в сферу военного противостояния. Появилась бы прочная основа для обеспечения безопасности космических средств и орбитальных группировок как собственности государств. Однако США выступают против заключения данного договора;

- расширение деятельности частных компаний, занятых разработкой, созданием различных многоразовых, многоцелевых КА и систем их выведения на орбиты;

- формирование глобальных ОГ в ОКП на основе маломассогабаритных КА;

- совершенствование инфраструктуры космодромов (ракетно-космических полигонов): проектирование и строительство новых сооружений, средств энергоснабжения, комплексов по производству криогенных компонентов топлива и сжатых газов, объектов технологического обеспечения, способствующих увеличению возможностей по выводу различных КО на орбиты с широким спектром их орбитальных характери-

стик;

- динамика изменения космического потока (потока элементов космической обстановки), находящегося в ОКП, в зависимости от планов и замыслов отдельных государств – потенциальных агрессоров.

Справочно. В 1991 году, анализируя ход подготовки и развязывания войны в зоне Персидского залива США из созданной ими многонациональной группировкой войск (сил), ГШ ВС РФ выявил один из важнейших разведывательных признаков подготовки к войне – наращивание ОГ КА как путем вывода новых (увеличения потока КА), так и осуществлением маневра существующих КА в целях повышения их возможностей по контролю зоны боевых действий.

Очевидно существуют и другие факторы, влияющие на формирование космической обстановки и степени её опасности, но остановимся пока на приведенных и отметим следующее:

- спектр факторов, определяющих космическую обстановку и степень ее опасности, достаточно широк. Все они являются различными по областям проявления, физической сущности, масштабу воздействий. Многие из них являются взаимосвязанными при формировании обстановки в космосе;

- факторы «носят», как правило, длительный характер и, прежде всего, из-за недостаточного своевременного эффективного противодействия их влиянию, парирования и нейтрализации;

- факторы вносят в процесс формирования космической обстановки значительную неопределенность и, прежде всего, выявление тенденций ее развития, прогнозирования на краткосрочную и тем более долгосрочную перспективу в связи с тем, что они являются слабо или вообще неструктурированными;

- факторы оказывают, как правило, комплексное воздействие на формирование космической обстановки и степень её опасности. Итоговое воздействие может усиливаться (обостряться) за счет проявления синергизма[1].

Приведенные факторы не являются чем-то однозначным и неизменным. В зависимости от общей геополитической и геостратегической обстановки в мире и отдельных его регионах факторы могут изменяться как по количеству и сущности, так и изменять свой приоритет в формировании космической обстановки и степени её опасности.

В настоящее время выход в космос имеют Россия, Китай, США, Франция, Япония, Великобритания, Италия. Каждое из перечисленных государств способно самостоятельно реализовывать достаточно обширные амбициозные космические программы. Кроме указанных стран свои национальные ракетные испытательные полигоны, позволяющие осуществлять запуски географических и метеорологических ракет и малых КА, имеют Швеция, Норвегия, Канада, Бразилия, Аргентина, Индонезия.

И, если Россия и Китай постоянно выступают за мирное освоение ОКП, то США и их союзники по НАТО превращают (если уже не превратили) космос в специфический – космический ТВД.

18 июня 2018 года президент США принял решение о создание Космических

[1] Синергизм (от греч. synergos, действующий вместе), явление увеличения действия одного катализатора присоединением другого.

сил, как шестого самостоятельного вида ВС США. На Космические силы возложена ответственность за:

- организацию, обучение, оснащение и формирование космических подразделений, необходимых для ведения военных действий в ОКП;

- разработку стратегии и тактики наступательных и оборонительных операций в космосе, включая ПРО;

- обеспечение завоевания и поддержания превосходства США в ОКП.

Кроме того, Космические силы должны будут проводить совместные операции в космосе, обеспечивать боевую поддержку воинским формированиям, принимающим участие в боевых действиях в различных регионах мира, создавать космические базы и оказывать другие формы поддержки видам ВС, для которых «… не характерны действия в космосе».

10 августа 2020 года МО США сообщило о публикации первой доктрины Космических сил под названием «Космическая мощь». Доктрина дает установку о фокусировании деятельности Космических сил на повышение готовности к проведению военных операций в космосе. Причем не только для сдерживания, но и «принуждения». В качестве основной цели военных космических операций рассматривается ограничение доступа и свободы действий противника в космическом пространстве, а также при необходимости снижения эффективности его военного потенциала как на земле, так в киберпространстве.

Доктрина вновь подтверждает, что военные космические операции могут быть оборонительными и наступательными, включающими нанесение превентивных ударов и отмечает, что для навязывания воли США своим контрагентам Космическим силам разрешается применение силы в том числе для «физического уничтожения военного потенциала противника» или «угрозой силы в космосе, из космоса или в отношении космоса» [1].

Наступательные операции, согласно доктрине, могут проводиться «когда это оправдано» (конечно же с точки зрения США), в частности для противодействия противнику, который намеревается получить доступ в космос или использовать его в своих интересах.

Наступательные операции нацелены на:

- достижение и удержание превосходства в космосе;

- снижение космических возможностей противника и его системы ПКО, эффективности и смертоносности вражеских сил во всех областях;

- достижение преимущества и возможности нейтрализации космических миссий врага до того, как они будут задействованы против сил, дружественных США.

Оперативно-тактический и системно-структурный анализ основных положений национальных документов США по космосу позволяет сделать вывод о том, что космические силы позволят нашим так называемым «партнерам»:

- сохранять свои права, свою космическую инфраструктуру и свободу действий в космосе, в случае необходимости (*конечно же только по мнению США*) лишать противников возможности использовать их космический потенциал;

- укреплять космическое лидерство нации и гарантировать, что в необходимые сроки космическая инфраструктура будет использована для продвижения американских интересов;

- отвергать любые ограничения на фундаментальное право США работать в космосе и получать разведывательные данные оттуда;

- обеспечить различные варианты свободы действий в космосе и, при необходимости, ликвидировать свободу действий противников;

- поддерживать космическую инфраструктуру, необходимую для обеспечения и увеличения военной мощи, операций по применению вооруженной силы.

Для достижения этих целей военное руководство США и Космических сил постоянно совершенствуют формы и способы боевых действий в космосе с учетом появления новых видов космических и противокосмических средств вооруженной борьбы. Регулярно (один раз в три года) проводят стратегические космические военные игры на тему космической войны с целью исследования возможного диапазона использования космических средств (вооружений), которые существуют уже в настоящее время и появление которых ожидается в ближайшие годы (в первую очередь космического оружия на новых физических принципах) в ходе боевых действий. На эти стратегические военные игры привлекаются сотни военных и гражданских специалистов из различных ведомств, экспертов ВВС, армии, флота, более 30 агентств, в том числе НАСА и ПРО. В ходе этих игр уточняются роль и место Космических сил в решении вопросов национальной безопасности и сдерживания региональных и глобальных вооруженных конфликтов.

Одновременно проводятся широкомасштабные исследования по:

- определению влияния различных возмущающих факторов космического пространства на баллистическую устойчивость ОГ КА КС различного предназначения;

- определению влияния факторов космического пространства на функционирование бортовых систем КА и их время активного существования на орбитах;

- решению проблемы обеспечения живучести КА ОГ КС.

В сентябре 2020 г. главы Космических сил и НАСА официально объявили об объединении усилий двух ведомств в вопросах «защиты Земли от внешних угроз». При этом НАСА сосредоточит свои усилия на исследовательских вопросах, науки и технологиях, а Космические силы будут отвечать за планирование и проведение космических операций.

Заметим, что от США стремятся не отстать и другие страны. Так, Франция в сентябре 2019 г. создала космическое командование, а в 2020 г. воздушно-космические силы, реализует амбициозную космическую программу вооружений под названием «Господство в космосе».

Япония планирует организовать специальные формирования по борьбе с угрозами из космоса, которые станут частью воздушных сил самообороны. В декабре 2019 года кабинет министров предложил выделить 50,6 млрд. иен (460 млн. долларов США) на развитие проектов в этой сфере.

Намерен теснее координировать свои действия в ОКП и Североатлантический союз. Свидетельством этого стало создание космического центра НАТО, который разместился на авиабазе Рамштайн (Германия). В 2019 году была принята военно-космическая стратегия НАТО, которая рассматривает ОКП «зоной ответственности альянса». «Мы объявили космос сферой оперативной деятельности альянса, признавая его важность для обеспечения нашей безопасности и преодолением вызовов в этой области», - говорится в этом документе.

В феврале прошлого года создан специальный центр передового опыта НАТО в области космоса (*г. Тулуза, Франция*). Центр считается военно-научным учреждением и предназначен для участия в разработке, уточнении и апробации космической стратегии, предложений по совершенствованию боевой подготовки войск (сил), решающих задачи в ОКП. Так что нельзя исключить того, что в обозримом будущем могут появиться объединенные вооруженные силы НАТО на космическом ТВД.

Еще одной страной, входящей в НАТО, которая наращивает свои военные усилия в ОКП, является Великобритания. 29 июня 2021 года министр по вопросам оборонных закупок объявил о создании космического командования, на которое возложены следующие задачи: разработка и принятие на вооружение космических средств военного и двойного предназначения, подготовка и проведение операций в космосе, подготовка кадров. Космическое командование будет обеспечивать руководство и контроль над всеми космическими структурами ВС, включая центр космических операций Великобритании, спутниковую связь SRYNET, РЛС Flayingdakes, предназначенную для обнаружения МБР и КО. В сентябре прошлого года была принята «Оборонная космическая стратегия» Великобритании, которая оценивает ОКП как потенциальное поле битвы. При этом планируется расширить возможности спутниковой связи, космической разведки, наблюдения и рекогносцировки. До сих пор эти задачи решались англичанами в основном с американской помощью, которая осуществлялась по остаточному принципу. Лондон стремится избавиться от такой «помощи», поэтому решил наращивать свои возможности. Создавать космические войска, как вид ВС, Великобритания пока не планирует, но планирует иметь на низких полярных орбитах около 450 маломассогабаритных КА [2].

Таким образом НАТО рассматривает зону своей ответственности не только на весь Земной шар, но и на ОКП.

В настоящее время в нашей стране контроль за потоком КО в ОКП осуществляют средства систем предупреждения о ракетном нападении (СПРН), ПРО и ККП. Так, только через зоны обзора СПРН проходят за сутки десятки тысяч различных КО. Каждый из них обнаруживается, сопровождается, осуществляется классификация по видам, определяются орбитальные характеристики и степень опасности. Обработанная информация в автоматическом режиме передается на оповещаемые центры управления, становится достоянием высших органов управления государства и ВС, которые принимают решения на проведение ответных действий.

Все эти действия осуществляются в масштабе единого времени и учитывают только уже сложившуюся обстановку в ОКП практически без анализа того, когда и как она стала таковой. Времени на принятие необходимых решений остается крайне мало.

Поэтому нельзя ограничиться в оценке степени опасности космической обстановки только степенью опасности существующего потока космических объектов. Необходимо учитывать все факторы, влияющие на формирование космической обстановки и степени ее опасности. Это позволяет своевременно не только выявлять тенденции в динамике космической обстановки, но и своевременно подготовить возможные мероприятия (в том числе и дипломатические) по нейтрализации наращиваемой (возрастающей) степени опасности космической обстановки и не доводить ее до критической.

Кроме того, оценку космической обстановки и степени ее опасности, как важнейшего элемента оценки общей геополитической и геостратегической обстановки, целесообразно осуществлять в специальном аналитическом центре при Национальном центре управления обороной страны на основе данных от всех систем и средств, функционирующих на различных физических принципах и размещенных на Земле, в воздухе и космосе, и занимающихся в настоящее время мониторингом космической обстановки. При этом одной из важнейших задач военно-научного комплекса МО РФ станет разработка научно-методического сопровождения по обоснованию предназначения, структуры и решаемых задач данного аналитического центра. Безусловно, вклад в решение данной задачи должны внести в первую очередь Военный институт управления обороной ВА ГШ и Центр исследования военного потенциала иностранных государств.

Можно отметить еще один аспект мониторинга космической обстановки, который активно обсуждался еще в конце XX начале XXI века, а именно международное сотрудничество в области контроля космической обстановки. Оно может сыграть важную роль в обеспечении безопасности мирового сообщества, достижении стратегической стабильности. Речь шла даже о создании Международного центра контроля космического пространства, который на основе данных, поступающих от национальных систем контроля космического пространства (СККП), должен был решать следующие задачи:

- глобальный контроль ОКП, определения системы опасности космической обстановки с наибольшей достоверностью и прогнозирование её развития;

- обнаружение, сопровождение и распознавание КО практически во всем диапазоне высот и углов наклонения их орбит, проверка их целевого предназначения;

- контроль за реализацией космических программ государствами мира, наращиванием инфраструктуры, обеспечивающей запуск КА различного предназначения и управлением как отдельными КА, так и ОГ КС в целом;

- контроль технического состояния КА ОГ, прогнозирование времени их существования на орбитах, определение возможных траекторий снижения сгорающих КО и районов падения их элементов;

- обнаружение и сопровождение незаявленных КО, выявление параметров их движения и целевого предназначения;

- обеспечение всех заинтересованных стран и ООН необходимой информацией о космической обстановке, испытаниях, развертывании и применении КС.

При этом предполагалось, что расширение межгосударственного сотрудничества в области мониторинга космической обстановки обусловит развитие нормативно-правовой базы по использованию ОКП в интересах всех стран мира. Но случилось то, что случилось: умелое забалтывание нашими т.н. «партнерами» любых начинаний и предложений, направленных на обеспечение межгосударственной безопасности и гарантии безопасности нашей страны, привело к тому, что Международный центр контроля космического пространства умер, можно сказать, не успев родиться.

В современной геополитической и геостратегической обстановке очевидно вряд ли целесообразно говорить о его возрождении.

В заключение отметим следующее. Высокие темпы развития науки, техники и технологий, научно-технический прогресс конца XX и начала XXI века обусловили

не только технологический прорыв в экономике, но и появление новых систем и комплексов вооружения и военной техники. Появление систем и комплексов, элементы которых размещаются в ОКП, привело к тому, что сфера вооруженной борьбы значительно расширилась и «шагнула» в космическое пространство. При этом значимость и стратегическая важность космического пространства постоянно возрастает как для повседневной жизнедеятельности государств, так и для обеспечения возможных боевых действий любого масштаба и повышения их эффективности. Более того, в ОКП сформировался достаточно широкий спектр угроз национальной и военной безопасности нашей страны. Одна из новых угроз связана с появлением низкоорбитальных (на высотах от 328 до 614 км) группировок, в состав которых могут войти до 30000 маломассогабаритных КА США [3]. И тенденция к их наращиванию обозначается достаточно четко благодаря, прежде всего, деятельности наших несговорчивых и амбициозных «партнеров».

Объем ОКП весьма велик, отдельные КС, решая многопрофильные задачи, долгие годы занимают соответствующие высоты и наклонения. Это увеличивает загруженность орбит, требуя решения задач по предотвращению столкновений КА.

В этих условиях требуется повышенная осведомленность о космической обстановке, а оценка космической обстановки как один из важнейших элементов общей оценки геополитической и геостратегической обстановки, степени ее опасности приобретает исключительно важное значение. Обеспечить достоверность оценки возможно за счет разработанного и всесторонне обоснованного специального научно-методического сопровождения. Заметим, что задача по совершенствованию научно-методического сопровождения обоснованных мероприятий, проводимых в МО РФ, была поставлена начальником Генерального штаба ВС РФ – первым заместителем МО РФ генералом армии В.В. Герасимовым на одном из заседаний академии военных наук еще в 2017 году.

Выводы из оценки космической обстановки, степени её опасности будут служить определенным барометром степени опасности общей геополитической и геостратегической обстановки, позволят своевременно разработать мероприятия по предотвращению или нейтрализации возможных угроз из космоса, а также спланировать на перспективу проведение подобных мероприятий в соответствующих концептуальных планах и программах страны.

Литература

1 Ляпоров В.Н. Военные угрозы безопасности России и её союзникам. Тверь: ВА ВКО, 2015

2 Новые угрозы из ближнего космоса //НВО. №1. 2022. С.4

3 Тикшаев В.Н. и др. Космическое пространство – область конфликтных межгосударственных отношений и жесткой конкурентной борьбы. Тверь: Тверская фабрика печати. 2025. 246 с.

Подгорных Юрий Дмитриевич – доктор военных наук, профессор, старший научный сотрудник, ФГК ВОУ ВО «Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова», г.Тверь.

Область научных интересов: системотехнические основы построения систем (ком-

плексов) ВКО.
Email: dvn.tver@gmail.com

Дыбов Валентин Николаевич – старший научный сотрудник, ФГК ВОУ ВО «Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова», г.Тверь.
Область научных интересов: системотехнические основы построения систем (комплексов) ВКО.
Email: dvn.tver@gmail.com

Кулькова Наталья Евгеньевна, младший научный сотрудник ВА ВКО имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова.
Область научных интересов: системотехнические основы построения систем (комплексов) воздушно-космической обороны.
Email: dvn.tver@gmail.com

Почтовый адрес: 170100, г. Тверь, ул. Жигарева, д. 50.

THE SPACE ENVIRONMENT AS THE MOST IMPORTANT ELEMENT OF THE GEOPOLITICAL AND GEOSTRATEGIC SITUATION

The space situation is considered as one of the most important elements of the general geopolitical and geostrategic situations in the world and in individual regions. In today's an assessing the overall geopolitical and geostrategic situations as a whole without taking into account the space situation, which serves as a kind of barometer of its degree of danger, as part of this whole can lead to the most serious consequences.

Keywords: outer space, space situation, assessment of the degree of danger of the space situation, monitoring of the space situation.

Podgornich Uriy Dmitrievich – doctor of military Science, professor, Senior Staff Scientist of the Military Academy of Aerospace Defense research center, Tver.
Research interests: systems engineering principles for constructing aerospace defense systems (complexes).

Dybov Valentin Nikolaevich – Senior Staff Scientist of the Military Academy of Aerospace Defense research center, Tver.
Research interests: systems engineering principles for constructing aerospace defense systems (complexes).

Kulkova Natalya Evgenievna – Yunior Staff Scientist of the Military Academy of Aerospace Defense research center, Tver.
Research interests: systems engineering principles for constructing aerospace defense systems (complexes).

УДК.621.396.96

ХАРАКТЕРИСТИКИ БОРТОВЫХ МЕТЕОНАВИГАЦИОННЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ

Быбин С.С., Борина А.П., Синицын Е.А, Гуляев С.Л.

Представлены результаты анализа типовых тактических и технических характеристик метеонавигационных радиолокационных станций, используемых на воздушных судах для обнаружения опасных зон конвективной и грозовой деятельности воздушного пространства, а также навигационного ориентирования по характерным радиолокационно-контрастными наземным местным предметам.

Ключевые слова: бортовая радиолокационная станция; метеообразование; метеонавигационная радиолокационная станция; форма сигнала; ширина спектра; разрешающая способность; скорость обзора.

Введение

В настоящее время с целью обнаружения опасных зон конвективной и грозовой деятельности воздушного пространства, а также навигационного ориентирования по характерным радиолокационно-контрастными наземным местным предметам на воздушных судах (ВС) в ходе выполнения полетов широко используются метеонавигационные радиолокационные станции (МНРЛС) [1, 2].

К числу наиболее неблагоприятных внешних воздействующих факторов (ВВФ) воздушного пространства, часто встречающихся в ходе полетов воздушных судов и приводящих к различным по своим воздействиям на ВС последствиям, относятся метеообразования, сопровождаемые разнообразными возмущениями атмосферы (таблица 1) [3], причем, случаи попадания ВС в зоны с подобными ВВФ в последнее время учащаются, что обуславливается ростом интенсивности полетов современных ВС и снижением нормативных требований к допустимым атмосферным возмущениям.

Эффективность МНРЛС по обнаружению метеообразований (МО), а также прочих пространственно распределенных, точечных воздушных и наземных объектов (целей) определяется тактико-техническими характеристиками МНРЛС [4].

К основным тактическим МНРЛС относятся зона действия (обзора) по дальности и угловым координатам, скорость и период обзора (период обновления выходной радиолокационной информации), разрешающая способность по дальности δr, азимуту $\delta\alpha$, углу места $\delta\beta$ и скорости δV, а также точностные характеристики, определяемые погрешностью (ошибкой) измерения координат и параметров движения обнаруживаемых воздушных и наземных целей.

К основным техническим характеристикам МНРЛС, определяющим количественные показатели эффективности обнаружения целей, относятся тип и параметры зондирующего сигнала (ЗС), форма и параметры приемо-передающей диаграммы направленности (ДН), энергетический потенциал и динамический диапазон приемного канала МНРЛС [4].

Таблица 1 – Перечень основных атмосферных возмущений, опасных для полетов

Атмосферное возмущение	Значение возмущения			
	Слабое	Умеренное	Сильное	Очень сильное
Вертикальный сдвиг ветра на высоте 30 м, м/с	0-2,0	2,1-4,0	4,1-6,0	> 6
Горизонтальный сдвиг ветра на дистанции 600 м, м/с	0-2,0	2,1-4,0	4,1-6,0	> 6
Среднеквадратическое отклонение пульсаций скорости, м/с	0-1,5	1,5-3,0	3,0-4,5	> 4,5
Перегрузка, g	0-0,2	0,2-0,4	0,4-0,6	> 0,6
Скорость диссипации турбулентной кинетической энергии, $м^2/с^3$	0-0,001	0,001-0,01	0,01-0,04	> 0,04
Влияние на управление ВС	Незначительное	Существенное	Значительное	Опасное

1 Основные тактические характеристики МНРЛС

1.1 Зона действия, скорость и период обзора

Зона действия МНРЛС в режиме обнаружения опасных областей МО должна обеспечивать заблаговременность их обнаружения с целью планирования и выполнения облета по наименее опасному маршруту.

Границы зоны действия определяются максимальной дальностью обнаружения и секторами обзора по азимуту и углу места МНРЛС.

Максимальная дальность действия r_{max} МНРЛС (дальность обнаружения потенциально опасных МО) с учетом значений скорости полета ВС, допустимых перегрузок, времени обнаружения и вмешательства экипажа в управление ВС, времени запаздывания выхода тяги на номинальный режим должна составлять около 200 км [5-7].

Для сверхзвуковых воздушных судов величина требуемой максимальной дальности возрастает до 600 км.

Обнаружение и оценка опасности зон сдвигов ветра (СВ) часто производятся при наличии МО с низкой удельной эффективной площадью рассеяния, а также в условиях интенсивных мешающих отражений от подстилающей земной поверхности – пассивных помех, принимаемых по боковым лепесткам ДН антенны МНРЛС.

Поэтому МНРЛС должна обнаруживать области опасной зоны сдвига ветра на дальности 10-20 км [8].

Антенна МНРЛС на большинстве современных ВС размещается в носовом обтекателе фюзеляжа ВС. Поэтому практически возможна реализация секторного обзора в передней полусфере, включающей сектор по азимуту ~±90 ° и сектор по углу места ~±25 ° [5].

При большем отклонении ДН антенны по углу места вниз в сторону земной поверхности, как правило, существенно возрастает уровень мощности принимаемых мешающих пассивных помех от земной поверхности.

Скорость обзора по угловым координатам определяется необходимым количеством импульсов *M*, которое должно быть получено от цели за один проход луча ДН для обеспечения требуемых вероятностных характеристик обнаружения и измерения параметров цели.

Величина количества импульсов *M* определяется периодом повторения ЗС T_n и времени радиолокационного контакта, наблюдения и обработки сигнала цели T_A.

Период однократного обзора всей зоны действия определим выражением [9]

$$T_{\text{обз}} = T_A N_A, \quad (1)$$

где $T_A = MT_n/N_{\text{r}}$,

$N_A = N_\alpha N_\beta N_{\text{r}}$ – количество элементов разрешения (разрешаемых объемов),

$N_{\text{r}} = r_{max}/\delta r$ – количество элементов разрешения по дальности,

$N_\alpha = \Phi_\alpha/\delta\alpha$ – количество элементов разрешения по азимуту,

$N_\beta = \Phi_\beta/\delta\beta$ – количество элементов разрешения по углу места,

Φ_α, Φ_β – размеры сектора обзора по азимуту и углу места соответственно.

С другой стороны, период обзора при секторном обзоре определяется размером сектора сканирования и угловой скоростью сканирования [4]

$$T_{\text{обз}} = k_{\text{обз}} \frac{\Phi_\alpha}{\Omega_\alpha} \cdot \frac{\Phi_\beta}{\delta\beta},$$

где $k_{\text{обз}}$ – коэффициент, учитывающий возможные потери времени на реверс луча ДН, $k_{\text{обз}} \approx 1{,}9$ при механическом сканировании и $k_{\text{обз}} = 1$ при электронном сканировании луча ДН,

Ω_α – угловая скорость сканирования луча ДН по азимуту.

При типовых параметрах $\delta\alpha = \delta\beta$ =2,6 ° [10], Φ_α=180 °, Φ_β=50 ° [8], $r_{max}/\delta r$ = 512 [11], общее число элементов разрешения N_A= 800 000 МНРЛС. Тогда период однократного обзора по формуле (1) при *M*=32 и T_n =1 мс составит $T_{\text{обз}}$= 50 с.

1.2 Разрешающая способность

Разрешающая способность МНРЛС по дальности и угловым координатам характеризует ограниченную минимальную область пространства (разрешаемый объем V_u), в пределах которой сигналы двух целей не разрешаются и поэтому не могут быть объективно обнаружены с последующей достоверной оценкой их параметров.

Разрешающая способность по дальности определяется пространственным радиусом корреляции полей радиальной скорости и радиолокационной отражаемости (РО) МО [12].

Пространственный радиус корреляции радиальной скорости МО определяется внешним масштабом зон турбулентности и зон СВ, которые необходимо обнаруживать с помощью МНРЛС.

Если разрешающая способность МНРЛС по дальности превышает указанный размер, то имеет место уменьшение наблюдаемой интенсивности турбулентности. РО характеризуется значительно более быстрой пространственной декорреляцией, чем радиальная скорость. Средние значения радиусов корреляции скорости и РО составляют примерно 2 км и 300 м соответственно [12].

Соответствующие времена жизни неоднородностей пространственных полей равны 500 с для скоростей и менее 200 с для РО.

Таким образом, разрешающая способность бортовой МНРЛС в режиме обнаружения опасных зон МО должна составлять порядка 100 м [13].

Разрешающая способность МНРЛС по угловым координатам зависит от когерентности ЗС МНРЛС и вида межпериодной обработки отраженных сигналов.

При некогерентной обработке разрешающая способность МНРЛС по угловым координатам определяется шириной ДН по мощности на уровне минус 3 дБ в плоскости отсчета соответствующей координаты [5, 14], а при когерентной обработке она может быть оценена длительностью отклика согласованного фильтра [15, 16]

$$\delta\alpha = -|\mathrm{tg}\alpha| + \sqrt{\mathrm{tg}^2\alpha + \frac{\lambda}{WT_{\mathrm{H}}\cos\alpha\cos\beta}},$$

где W – путевая скорость носителя МНРЛС,

T_H – время когерентного накопления.

Для решения задачи пространственной локализации опасных для полетов зон сильных сдвигов ветра и интенсивной турбулентности угловая разрешающая способность МНРЛС должна составлять не более 1-3° [17].

Точностные характеристики

Точностные характеристики МНРЛС зависят от режима ее функционирования. В режиме обнаружения сигнала, отраженного от МО, точность обнаружения определяется вероятностью ложной тревоги P_F и вероятностью пропуска сигнала P_D.

В режиме обнаружения и оценки степени опасности областей зон сдвига ветра и атмосферной турбулентности на основе анализа доплеровского сдвига частоты отраженных сигналов должна быть обеспечена следующая точность измерения, количественно характеризуемая погрешностью (ошибкой) измерения:

- дальности и угловых координат – не более величины разрешающей способности МНРЛС [5], т.е. порядка 100 м по дальности и 1-3° по угловым координатам,

- радиальной скорости – не более ±1 м/с, поскольку с такой дискретностью определяются качественные показатели зон опасных МО (таблица 1).

2 Основные технические характеристики МНРЛС

2.1 Параметры зондирующего сигнала

Для обнаружения и измерения параметров МО, как правило, используется импульсный метод излучения (модуляции) [5]. Его достоинствами являются временно́е разделение моментов излучения ЗС и приема отраженных сигналов, возможность исключения влияния передатчика на приемный тракт МНРЛС, удобство синхронизации трактов приема и передачи, удобство выделения и фиксации информации о дальности, а также высокая разрешающая способность по дальности.

Недостаток импульсного ЗС – его малая энергоемкость по сравнению с непрерывным сигналом – может быть скомпенсирован периодичностью излучения с последующим накоплением отраженных сигналов.

К параметрам ЗС, определяющим характеристики МНРЛС при обнаружении и оценке степени опасности МО, относятся: длительность, период (частота) повторения, степень когерентности.

Длительность импульсного ЗС с прямоугольной огибающей при колоколообразной форме амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) фильтров усилителя промежуточной частоты (УПЧ) приемника МНРЛС обратно пропорциональна ширине

спектра модуляции ЗС $\Delta f_{\text{м}}$ [14] $\tau_{\text{и}} \approx 1/\Delta f_{\text{м}}$.

Поскольку разрешающая способность МНРЛС по дальности обратно пропорциональна величине $\Delta f_{\text{м}}$, т.е. $\delta r = c/(2\Delta f_{\text{м}})$, то максимально допустимая длительность ЗС определяется выражением $\tau_{\text{и}} = 2\delta r/c$.

При фиксированной импульсной мощности МНРЛС увеличение длительности ЗС с соответствующим пропорциональным сужением полосы пропускания УПЧ приемника МНРЛС обеспечивает увеличение дальности обнаружения потенциально опасных МО.

Однако при этом, во-первых, существенно ухудшаются разрешающая способность и точность оценки дальности, а во-вторых, снижаются возможности МНРЛС по обнаружению опасных зон мелкомасштабной атмосферной турбулентности и зон СВ.

Характерными значениями длительности ЗС МНРЛС для режима обнаружения и оценки степени опасности зон турбулентности и зон СВ являются значения в диапазоне 0,33-1,0 мкс [17, 18].

Когерентность РЛ сигналов может обеспечиваться различными путями, однако в большинстве перспективных бортовых МНРЛС военного и гражданского назначения реализуется истинно когерентная схема построения МНРЛС.

При этом источником опорного сигнала служит когерентный гетеродин (КГ). Требования к кратковременной частотной стабильности КГ определяются необходимой точностью ΔV измерения радиальной скорости целей

$$\Delta f_{\text{г}}/f_{\text{г}} \leq \sqrt{2}\delta V/c,$$

где $f_{\text{г}}$ – частота сигнала, вырабатываемого КГ,

$\Delta f_{\text{г}}$ – изменение значения$f_{\text{г}}$ за период повторения ЗС МНРЛС.

При δV = 1 м/с относительное изменение частоты КГ за период повторения не должно превышать значений 10^{-9}-10^{-8} [19].

Долговременные уходы частоты могут быть значительными и должны корректироваться схемой автоматической подстройки частоты.

В зависимости от скважности излучения истинно когерентные МНРЛС могут работать в режиме высокой (Q>10) или малой (Q<10) скважности.

В последнем случае они называются также импульсно-доплеровскими (квазинепрерывными).

В зависимости от используемой частоты повторения ЗС режимы работы МНРЛС делятся на режимы с низкой, средней или высокой частотой повторения [20].

Значение частоты повторения может быть определено из условия однозначного измерения дальности до цели на границе зоны обзора $f_{\text{п}} = c/2r_{max}$.

Поскольку дальность действия МНРЛС в режимах «Метео», «Турбулентность» и «Сдвиг ветра» различна, то и значения частоты повторения зондирующих сигналов МНРЛС также будут различаться. В частности, в режиме «Метео» для исключения неопределенности по дальности предпочтительным является использование НЧП, а в режимах «Турбулентность» и «Сдвиг ветра» с целью уменьшения неопределенности по дальности при сохранении широкого диапазона однозначно определяемых скоростей необходимо применять СЧП.

2.2 Диаграмма направленности антенны МНРЛС

Характерной особенностью бортовых МНРЛС, предназначенных для обнару-

жения и оценки степени опасности МО, является использование остронаправленной (игольчатой) ДН антенны.

Ширина ДН в азимутальной и угломестной плоскостях зависит от соответствующих линейных размеров антенны d_α, d_β [5]

$$\Delta\alpha = (60 \dots 70°)\lambda/d_\alpha, \cdots \Delta\beta = (60 \dots 70°)\lambda/d_\beta.$$

Существенно уменьшать ширину ДН нельзя, так как при этом сокращается число импульсов, отраженных МО, в обрабатываемой пачке, что снижает вероятность обнаружения опасного МО.

При использовании антенны диаметром 762 мм [8, 11] $\Delta\alpha = \Delta\beta \approx 2{,}6$ °.

Важным параметром МНРЛС является максимальный уровень боковых лепестков (УБЛ) ДН [21]

$$\eta = \max\{10\lg[G(\alpha_i, \beta_i)/G(\alpha_0, \beta_0)]\},$$

где α_0, β_0 – угловые координаты соответственно по азимуту и углу места максимума ДН;

α_i, β_i – угловые координаты соответственно по азимуту и углу места i-го бокового лепестка ДН.

УБЛ при обнаружении опасных МО не должен превышать минус 23 дБ [17].

2.3 Энергетический потенциал МНРЛС

Основной мерой энергетических возможностей МНРЛС является ее энергетический (метеорологический) потенциал [5, 8, 11]

$$П_м = P_и K_g^2 \tau_и / P_{min},$$

где $P_и$ – импульсная мощность ЗС МНРЛС,

K_g – коэффициент усиления антенны,

P_{min} – чувствительность приемного устройства МНРЛС.

Вышеприведенное выражение можно записать в более простом для расчетов логарифмическом виде

$$П_м(дБ) = 10\lg P_и + 20\lg K_g + 10\lg\tau_и - 10\lg P_{min}.$$

Минимально допустимые значения энергетического потенциала в зависимости от максимальной дальности действия МНРЛС и скорости ее носителя приведены в таблице 2 [8], данные соответствуют 3-х сантиметровому диапазону рабочих длин волн МНРЛС.

Таблица 2 – Минимально допустимые значения энергетического потенциала МНРЛС

Крейсерская скорость ВС, км/ч	Дальность действия МНРЛС, км	$П_{м\,min}$, дБ
менее 200	50	167
200-400	100	179
400-650	150	187
650-925	200	192
925-1200	250	197
более 1200	300	201

2.4 Динамический диапазон приемного канала МНРЛС

В отличие от режимов обнаружения целей МНРЛС в режиме оценки степени опасности МО важен не минимально обнаруживаемый сигнал, а точность измерения параметров доплеровской скорости (ДС) отраженных радиолокационных сигналов во всем динамическом диапазоне, который может достигать 110-30 дБ [22]. Это приводит к большим трудностям при построении приемного тракта МНРЛС, который обычно имеет два канала: логарифмический канал с большим динамическим диапазоном для измерения РО и линейный канал с ограниченным динамическим диапазоном для измерения параметров ДС отраженных сигналов.

При этом на входе линейного канала приемника МНРЛС обычно применяется быстрая автоматическая регулировка усиления, управляемая по сигналу с выхода логарифмического канала и позволяющая автоматически подстраивать рабочий участок амплитудной характеристики линейного канала под средний уровень отраженного сигнала в конкретном элементе разрешения. Кроме того, для точного измерения величины РО необходимо постоянно нормировать мощность принимаемого сигнала во всем диапазоне дальностей.

Заключение

С целью повышения уровня безопасности полетов на воздушных судах устанавливаются метеонавигационные радиолокационные станции, обеспечивающие обнаружение и оценку параметров зон конвективной и грозовой деятельности окружающего воздушного пространства, в т.ч. степени опасности областей интенсивных метеообразований, сильного сдвига ветра и турбулентности, а также автономное навигационное ориентирование по характерным радиолокационно-контрастными наземным местным предметам.

Результаты анализа типовых тактических и технических характеристик метеонавигационных радиолокационных станций, полученные в работе, могут быть рекомендованы при модернизации и разработке новых МНРЛС для современных воздушных судов различного назначения.

Литература

1 Лобанов М.М. Бортовые средства радиолокации. М.: Воениздат, 1982. 239 с.

2 Кокуев А.А., Макаров К.В., Тимошенко А.В. Управление воздушными комплексами метеорологического мониторинга с учетом слепых зон радиолокационных станций. Труды МАИ. 2016 г. № 89. С. 1-11.

3 Астапенко П.Д., Баранов А.М., Шварев И.М. Погода и полеты самолетов и вертолетов. Л.: Гидрометеоиздат, 1980. 280 с.

4 Теоретические основы радиолокации: Учеб. пособие для вузов / А.А. Коростелев, Н.Ф. Клюев, Ю.А. Мельник и др.; Под ред. В.Е. Дулевича. М.: Сов. радио, 1978. 608 с.

5 Радиолокационные системы летательных аппаратов: Учебник для вузов / Под ред. П.С. Давыдова. М.: Транспорт, 1977. 352 с.

6 Радиолокационные системы воздушных судов: Учебник для вузов / Под ред. П.С. Давыдова. М.: Транспорт, 1988. 359 с.

7 Филатов Г.А., Пуминова Г.С., Сильвестров П.В. Безопасность полетов в воз-

мущенной атмосфере. М.: Транспорт, 1992. 272 с.

8 ARINC-708A. Airborne Weather Radar with Forward Looking Windshear Detection Capability. Aeronautical Radio Inc.. Annapolis, Maryland, USA. 1993.

9 Авиационная радиолокация: Справочник. / Под ред. П.С. Давыдова. М.: Транспорт, 1984. 223 с.

10 Синани А.И., Белый Ю.И. Электронное сканирование в системах управления вооружением истребителей // Мир авионики, 2002. №1. С. 23-28.

11 ARINC-708. Airborne Weather Radar. Aeronautical Radio Inc., Annapolis, Maryland, USA. 1979.

12 Довиак Р., Зрнич Д. Доплеровские радиолокаторы и метеорологические наблюдения: Пер. с англ. Л.: Гидрометеоиздат. 1988. 511 с.

13 Мельников В.М. Метеорологическая информативность доплеровских радиолокаторов // Труды Всероссийского симпозиума «Радиолокационные исследования природных сред». Выпуск 1. СПб.: ВИКА им. А.Ф. Можайского. 1997. С. 165-172.

14 Тучков Н.Т. Автоматизированные системы и радиоэлектронные средства управления воздушным движением. М.: Транспорт, 1994. 368 с.

15 Гуськов Ю.Н., Жибуртович Н.Ю. Принципы проектирования семейства унифицированных многофункциональных бортовых РЛС самолетов-истребителей // Радиосистемы. № 65. С. 6-10.

16 Дженкинс Г., Ваттс Д. Спектральный анализ и его приложения: Пер. с англ. в 2-х т. М.: Мир, 1971-1972.

17 Перевезенцев Л.Т., Огарков В.Н. Радиолокационные системы аэропортов: Учебник для вузов. М.: Транспорт. 1991. 360 с.

18 RDR-4B. Forward Looking Windshear Detection/Weather Radar System. User's Manual with Radar Operating Guidelines. Rev. 4/00. Honeywell International Inc., Redmond, Washington USA. 2000.

19 Горелик А.Г., Мельничук Ю.В., Черников А.А. Связь статистических характеристик радиолокационного сигнала с динамическими процессами и микроструктурой метеообъекта // Труды ЦАО, 1963, № 48, С. 3-55.

20 Михайлуца К.Т. Цифровая обработка сигналов в бортовых радиолокационных системах: Учеб. пособие. / Под ред. В.Ф. Волобуева. Л.: ЛИАП. 1988. 78 с.

21 Минкович Б.М., Яковлев В.П. Теория синтеза антенн. М.: Сов. радио, 1969. 296 с.

22 Смит П., Харди К., Гловер К. Радиолокаторы в метеорологии // ТИИЭР. 1974. Т.62, № 6. С. 86-112.

Быбин Сергей Сергеевич – начальник отдела систем связи АО «Навигатор», г.Санкт-Петербург.
Область научных интересов: радионавигационные системы и комплексы, радиопередающие устройства.
E-mail: bybinss@navigat.ru

Борина Анастасия Петровна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник АО «Навигатор», г.Санкт-Петербург.

Область научных интересов: радионавигационные системы и комплексы, радиопередающие устройства.
E-mail: apborina@gmail.com

Синицын Евгений Александрович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник АО «Навигатор», г.Санкт-Петербург.
Область научных интересов: радионавигационные системы и комплексы, радиопередающие устройства.
E-mail: esinit@yandex.ru

Гуляев Сергей Леонидович – научный сотрудник НИИЦ ЦНИИ ВКС Минобороны России, г. Москва.
Область научных интересов: радионавигационные системы и комплексы, радиопередающие устройства.
E-mail: kamchatka1@rambler.ru

Почтовый адрес: 199106, г. Санкт-Петербург, ул. Шкиперский Проток, д. 14, литер з, корпус 19.

CHARACTERISTICS OF AIRBORNE METEOROLOGICAL-NAVIGATION RADAR

The results of the analysis of typical tactical and technical characteristics of airborne meteorological-navigation radars are presented. These radars are used for detecting hazardous convective and thunderstorm zones in airspace and for navigation using distinctive radar-contrast ground objects.

Keywords: airborne radar, weather formation, meteorological-navigation radar, signal shape, spectrum width, resolution, scanning speed.

Bybin Sergey Sergeyevich – Head of Department, Navigator, St. Petersburg.
Research interests: radio navigation systems and complexes, radio transmitting devices.

Borina Anastasia Petrovna – Ph.D. of Engineering Sciences, Senior Researcher, Navigator, St. Petersburg.
Research interests: radio navigation systems and complexes, radio transmitting devices.

Sinitsyn Evgeniy Aleksandrovich – Doctor of Engineering, Professor, Chief Researcher, Navigator, St. Petersburg.
Research interests: radio navigation systems and complexes, radio transmitting devices.

Gulyaev Sergey Leonidovich - researcher at the Research Center of the Central Research Institute of Aerospace Forces of the Ministry of Defense of Russia, Moscow.
Research interests: radio navigation systems and complexes, radio transmitting devices.

УДК 669.1(075.8)

ПРАКТИКА ПРИМЕНЕНИЯ БАРОТЕРМИЧЕСКОЙ И ВАКУУМНОЙ ПОСТОБРАБОТКИ НА ИЗДЕЛИЯХ ИЗ ВЫСОКОАЗОТИСТОЙ АУСТЕНИТНОЙ СТАЛИ

Ральников Я.В., Проценко Л.В., Куницин К.А., Степанов Б.В., Маслов А.С., Гейн А.М.

Представлены результаты экспериментальных исследований влияния аэроакустической обработки и холодного изостатического прессования на механические свойства и структуру коррозионностойкой стали аустенитного класса 05Х21АГ15Н8МФ. Цель исследований – разработка технических решений для аддитивного производства, которые позволят повысить надежность и долговечность изделий из коррозионностойкой стали аустенитного класса, а также улучшить процесс их последующей эксплуатации. При проведении исследовательской работы стали очевидны преимущества операций баротермической постобработки с применением вакуума в рамках темы исследования.

Ключевые слова: аддитивные технологии; *slm*-3*d*; высокоазотистая аустенитная сталь; вакуум; ХИП; ГИП; АТАО; механические испытания; механические и эксплуатационные свойства, микропористость

Введение

Технический прогресс способствует вовлечению в область промышленного применения большого количества новых конструкционных материалов и технологий. Стимулом развития криогенной техники стала необходимость освоения арктического региона и осуществление космических программ. Надежность и безопасность при использовании новых технологий в первую очередь определяются свойствами холодостойкости криогенной стали, из которой создают силовые конструкции новых изделий. Основным требованием, предъявляемым к таким сталям, является гарантированный запас пластичности и вязкости разрушения при рабочих температурах и необходимой прочности. Материал в условиях низких температур не должен обладать склонностью к хрупкому разрушению. В большинстве случаев в качестве криогенных материалов применяют аустенитные Cr-Ni стали, реже Cr-Ni-Mn стали, содержащие азот и рассматриваемые как криогенные стали повышенной прочности из-за более высоких значений предела текучести, чем у аустенитных Cr-Ni сталей [1-3].

1 Актуальность и постановка задач

Развитие промышленного и оборонного потенциала РФ требует разработки и производства современных машин и конструкций, конкурентоспособных, надежных в эксплуатации, с высоким гарантированным безремонтным сроком службы. Конструкторов все чаще и чаще не удовлетворяют существующие наборы свойств традиционных конструкционных коррозионностойких сталей (КС), не позволяющие снизить

массу и габариты изделий, повысить их надежность. Основные недостатки рядовых аустенитных КС типа 18Cr-10Ni - низкие статическая и циклическая прочность, износостойкость; нестабильность аустенитной структуры при холодной пластической деформации, низкая стойкость к питтинговой коррозии. Более коррозионностойкие стали типа 17Cr-13Ni-2Mo (316L) также недостаточно прочны и износостойки [4, 5, 6, 7]. Аустенитные стали, легированные азотом - новый конструкционный и многофункциональный материал, значительно превосходящий традиционные КС по комплексу свойств, экономящий Ni и Mo, способный обеспечить требования к современным изделиям ответственного назначения. В данной работе рассматривается именно такого рода сталь 05Х21АГ15Н8МФ с 0,5% азота. Она значительно превосходит вышеуказанные КС по прочности (после обработки на твердый раствор – в 2,5 раза), по износостойкости (почти в 10 раз), стабильно аустенитна при пластической деформации и охлаждении, технологична, в т.ч. - свариваема; превосходит стали типа 18Cr-10Ni по коррозионной стойкости в морской воде в ~1,5 раза [8, 9, 10]. Современное материаловедение опирается на парадигму: «состав – структура – технология – свойства» [8]. Основными технологиями получения изделий из стали, в т.ч. азотистой аустенитной, являются: а) пластическая деформация с получением деформированной заготовки (пруток, лист, профиль) + термическая обработка, обработка резанием; штамповка; сварка; б) литье, для изделий сложной формы + термическая обработка, обработка резанием. Литые заготовки имеют форму, близкую к конечной, этот способ более экономичен, но имеет ряд недостатков. Литой металл более неоднороден по химическому составу; в силу существо более крупного размера зерна он, в соответствии с законом Холла-Петча [8, 9], имеет более низкую прочность, чем деформированный металл; в нем могут присутствовать поры; морфология литой структуры и поры способствуют снижению ударной вязкости, литой стали, по сравнению с деформированной. Для производства изделий из металлических порошков достаточно широко используют горячее изостатическое прессование (ГИП), позволяющее, в отличие от горячего прессования, реализовать схему всестороннего сжатия порошковой заготовки с применением вакуума.

Аддитивные технологии обладают рядом преимуществ по сравнению с традиционными формообразующими технологиями. В настоящее время получает распространение такая альтернативная аддитивная технология, как селективное лазерное плавление (СЛП = SLM) порошков при послойной 3d-печати (далее - SLM-3d). Этот метод особенно перспективен и экономически целесообразен для изготовления изделий ответственного назначения сложной формы, с большим количеством внутренних полостей, изготовление которых по традиционным технологиям затруднено или невозможно. Т.к. он позволяет изготавливать изделия, форма которых практически на 100% близка к конечной, минимизируются отходы дорогостоящих материалов. Метод позволяет использовать высокопрочные материалы, обработка которых резанием затруднена. Анализ литературных данных показывает, что:

- в фокусе внимания при исследованиях структуры и свойств материалов, полученных методом SLM-3d, находятся жаропрочные сплавы типа Inconel и традиционные КС типа 18Cr-10Ni и 17Cr-12Ni-3Mo;

- SLM-материалы отличаются по комплексу свойств как от литого, так и деформированного материала.

Последнее связано, в т.ч. с тем, что в них присутствуют поры, частицы оксидной фазы (как следствие наличия окисной пленки на поверхности частиц порошка); их структура имеет особенности, характерные отчасти для литого материала, отчасти – для деформированного.

Преодоление такого недостатка, как микропористость SLM-3d изделий осуществляется с применением горячего и холодного изостатического прессования (ГИП и ХИП) с применением вакуума, в части касающейся. Такая обработка способствует «залечиванию» пор и микронесплошностей, сосредоточенных во внутренних объёмах металла. Помимо ГИП и ХИП для повышения уровня механических свойств SLM-3d материалов используют инновационную термическую обработку с применением вакуума и инертных газов [15]; новым интересным видом обработки является аэротермоакустическая обработка (АТАО), разработанная в БГТУ «Военмех» им. Д.Ф.Устинова. Дополнительным фактором, влияющим на свойства SLM-3d изделий, является атмосфера, в которой производится сплавление – аргон, азот.

Проект направлен на решение научной проблемы, связанной с отсутствием:

- доступных дисперсных порошков такого материала, как стали с высокой концентрацией азота, известные своими комплексами высоких механических и иных служебных свойств;

- SLM-3d-технологии для получения коррозионностойких высокопрочных деталей из этих порошков;

- информации о закономерностях структуро- и фазообразования SLM-3d-материалов из этих порошков в зависимости от особенностей SLM процесса, и обусловленных этими закономерностями комплексах свойств. В связи с этим актуальным является получение новых фундаментальных знаний о возможностях получения порошка аустенитной стали 05Х21АГ15Н8МФ с высокой равновесной концентрацией азота (0,5 масс. %), и о его свойствах, о материале, полученном способом SLM-3d из такого порошка (в т.ч. с применением возможностей ГИП, ХИП, вакуумной термообработки и АТАО) в сопоставлении со свойствами материала, полученного из этой стали традиционными методами. Использование SLM-3d технологии, имеющей ряд важных преимуществ перед традиционными технологиями, сдерживается, в т.ч. ограниченной номенклатурой порошков, производимых в РФ, недостаточным развитием научных основ технологий SLM-процесса для конкретных материалов при изготовлении деталей. Знания, полученные в этой работе, будут способствовать преодолению этого сдерживающего фактора, появлению нового порошкового перспективного материала из стали с высокой концентрацией азота, послужат основой для прогрессивных технологических и конструкторских решений с применением нового материала и его SLM-3d технологии.

Для работы, направленной на решение указанной проблемы, предстояло решить ряд задач:

1. Обзор и анализ научной литературы по вопросам получения и исследования порошков коррозионностойких сталей; получения из них SLM-материалов и исследования их свойств;

2. Получение полуфабрикатов из аустенитной стали с высокой концентрацией азота и получение из них методом газовой атомизации порошка необходимого фракционного и химического состава; исследование его свойств;

3. Получение модельных образцов: способом SLM-3d из полученного порошка и традиционными методами (горячая пластическая деформация; литье);

4. Исследования химического, фазового состава и структуры материала, полученного способом SLM-3d порошка аустенитной стали с высокой концентрацией азота, в сочетании с постобработкой (ХИП, ГИП, вакуумной термической обработкой, АТАО);

5. Сравнительное исследование комплекса свойств модельных образцов из указанной стали, полученных методом SLM-3d и традиционными методами;

6. Анализ полученных результатов и сопоставление их с данными обзора научной литературы.

В качестве материала для этих исследований взят за основу химический состав стали 05Х21АГ15Н8МФ с 0,5% азота, поскольку:

а) по нашим предыдущим исследованиям известен высокий уровень свойств подобного материала в литом, деформированном, состоянии и после сварки, в т.ч. лазерной; а также известно, что эта сталь малочувствительна по уровню ударной вязкости к наличию пор;

б) нами показано (расчетным путем и экспериментально), что концентрация азота 0,5% обеспечивается выплавкой при атмосферном давлении;

в) материал отвечает современным повышенным конструкторским требованиям к функционалу, технологичности, экономической целесообразности, в связи с чем практическая полезность полученных в данной работе фундаментальных знаний очевидна.

2 Материал, технологии обработки, методы исследования

Изученная сталь 5Х21Г15АН8МФЛ содержала, масс. %: 0,03 C; 0,58 N; 0,33 Si; 21,4 Cr; 16 Mn; 7,65 Ni; 0,85 Mo; 0,15 V; 0,07 Nb. Выплавку проводили в открытой индукционной печи, сплавляя чистые шихтовые материалы и используя азотированный феррохром. Отливка толщиной 40 мм была получена заливкой жидкого металла в форму из холоднотвердеющей смеси (ХТС) с выведением усадочной раковины в прибыльную надставку. Состояние поставки образцов – литой металл без термической обработки.

Исследование проводили на стали в четырех структурных состояниях – поставки и после трех обработок:

- стандартная термическая обработка (СТО): отжиг при 1200 □, выдержка три часа, охлаждение в воде;

- аэроакустическая обработка в течение 10 мин при 20 □ без предварительного нагрева с использованием специального технологического оборудования, включающего газоструйный генератор звука, в резонаторе либо вне его с тремя вариантами воздействия на образец и его размещения: А1 – с вращением образца внутри резонатора; А2 – внутри резонатора, без вращения; А3 – вне резонатора;

- холодное изостатическое прессование в сочетании с ААО по варианту А1 (ХИП +А1). Для ХИП использовали установку, состоящую из сосуда высокого давления (барокамеры), насоса высокого давления, системы управления (распределения) и контроля (рисунок 1). Образцы в камере находились под давлением 2500 атмосфер в течение 24 часов.

Механические свойства определяли при испытании на статическое растяжение по ГОСТ 1497-2023 на машине Shimadzu AGX-100 кН на цилиндрических образцах (тип IV по ГОСТ 1497-2023).

Микроструктурные исследования проводили на поперечных шлифах, изготовленных из рабочей части образцов, испытанных на статическое растяжение. Микроструктуру выявляли химическим травлением и исследовали на оптическом микроскопе Альтами 104. Для выявления микроструктуры путем химического травления использовали реактив состава: 3 части HCl +1 часть HNO3 + 1 часть глицерина. Для ускорения процесса травления образцы перед этим подогревали в кипящей воде (~20 с).

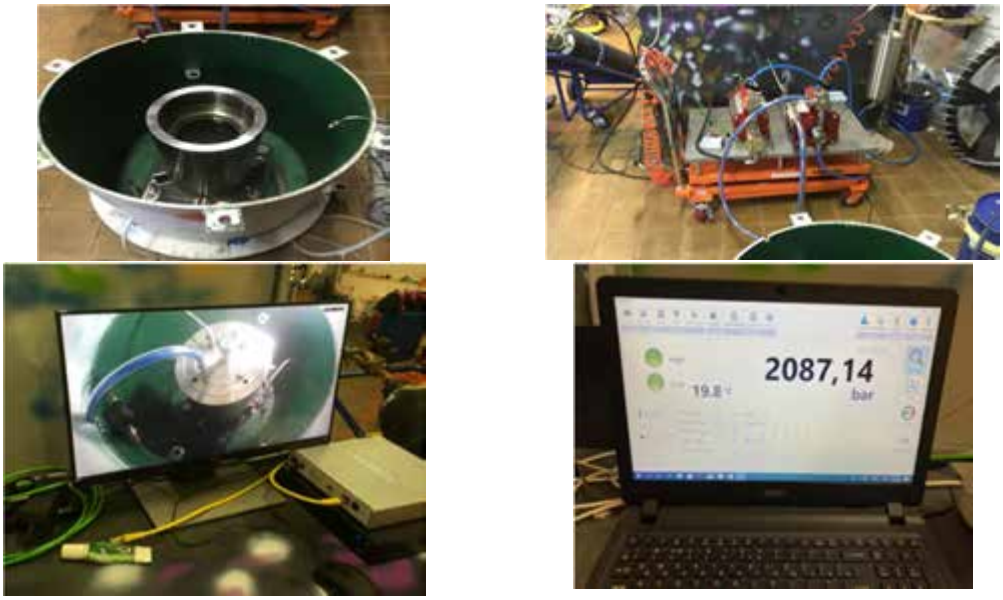


Рисунок 1 – Установка холодного изостатического прессования (ХИП):
а – корпус барокамеры, помещенный в защитный кожух; *б* – система подачи высокого давления; *в*, *г* – аппаратно-программный комплекс

Для литейных вариантов большинства марок традиционных аустенитных сталей характерно наличие в структуре ферритной фазы. Оценку наличия/отсутствия в структуре стали δ-феррита проводили с использованием ферритометрии (ферритометр МВП-2М, локальные замеры в разных областях образца).

3 Результаты исследования

Результаты механических испытаний образцов на растяжение приведены в Таблице 1. В исходном (литом) состоянии без термической обработки сталь имеет высокий для литой (крупнозернистой) аустенитной стали предел текучести $Б_{0,2}$ ~ 446 МПа и относительное удлинение не более 39 %. Проведение СТО способствует повышению пластичности до $\delta \approx 46$ %, небольшому снижению модуля упругости E и уровня $Б_{0,2}$ (см. Таблицу 1).

После ААО (варианты А1–А3) получены стабильные, близкие для всех вариантов, результаты по уровню прочности и пластичности. По сравнению с закаленным

состоянием (СТО) повысились значения прочности ($Б_в \approx 710$ МПа; $Б_{0,2} \approx 443$МПа) и модуля упругости при наличии пластичности на уровне, как у закаленной стали.

Таблица 1 – Механические свойства стали 05Х21АГ15Н8МФЛ в исходном состоянии и после обработок (СТО, варианты ААО и ХИП+А1)

Режим обработки	$Б_в$, МПа		$Б_{0,2}$, МПа		δ, %		Ψ, %		*E*, МПа
Исходное состояние	696	706	441	446	37	38	79	79	25590
	716		451		39		79		25592
СТО	695	710	408	417	47	46	79	79	22944
	724		426		46		79		23459
А1	716	718	441	437	47	45	79	79	25264
	721		430		43		78		25309
А2	705	710	437	440	43	43	79	79	23637
	716		443		42		79		25204
А3	721	722	442	447	46	45	79	80	26669
	723		453		45		80		24599
ХИП+А1	677		443		34		78		25509

Таким образом, проведение ААО позволяет обеспечить такие же механические свойства, как после СТО. Обработка ХИП+А1 не улучшила механические свойства – предел текучести не изменился, предел прочности и относительное удлинение снизились.

Исследования микроструктуры разрывных образцов методами оптической микроскопии и ферритометрии показали, что чистый металл имеет характерное крупнозернистое строение (длина зерен >> 500 мкм), зерна вытянуты вдоль направления теплоотвода (рисунок 2 *а*, *б*).

Дендритная структура аустенита на рисунке 2, *а*, *б* выявляется преимущественно за счет формирования при травлении микрорельефа на поверхности, что обусловлено ликвационной химической неоднородностью металла отливки. Присутствуют многочисленные неметаллические включения, микропоры и вытянутые включения второй фазы (врезка на рисунке 2, *б*). Последние имеют длину до ~50 мкм и ширину несколько микрометров. По данным, полученным ранее на близкой по составу новой литейной стали Cr – Mn – Ni – Mo – N стали с 0,5 % N [10], это неферромагнитная высокотвердая σ-фаза, обогащенная элементами-ферритообразователями, хромом и молибденом. В ряде участков шлифа по границам зерен (ГЗ) наблюдали также дисперсные частицы металлической фазы, с формой, близкой к пластинчатой (рисунки 2, *в*, *г*). Они способствуют распространению трещин по ГЗ (рисунки 1, *г-е*). Возможно, они представляют собой высокотемпературный парамагнитный δ-феррит, так как количество ферромагнитной фазы в литой стали не превышает 0,1±0,03 объёмных процентов. Прохождение трещин и разрушение литого металла при растяжении именно по границам зерен показано на рисунках 1, *д*, *е*.

Проведение вакуумного (ВТО) или стандартного отжига (СТО) слитков способствует уменьшению ликвационной неоднородности химического состава стали при диффузионных процессах, растворению частиц нитридов и карбидов, росту зерен с

более благоприятной кристаллографической ориентировкой [8-10]. Рисунок 3 иллюстрирует выявленное при изучении микроструктуры стали после СТО отсутствие включений пластинчатой формы, находившихся в исходном состоянии на ГЗ. В то же время видно (рисунок 3, *б*), что проведенная СТО не устранила полностью ликвационную химическую неоднородность разных участков твердого аустенитного раствора. Четко видимая на рисунке 3, *а* дендритная структура аустенита демонстрирует также роль ликвации при кристаллизации металла в формировании неметаллических включений (выделенные на рисунке 3, *а* области).

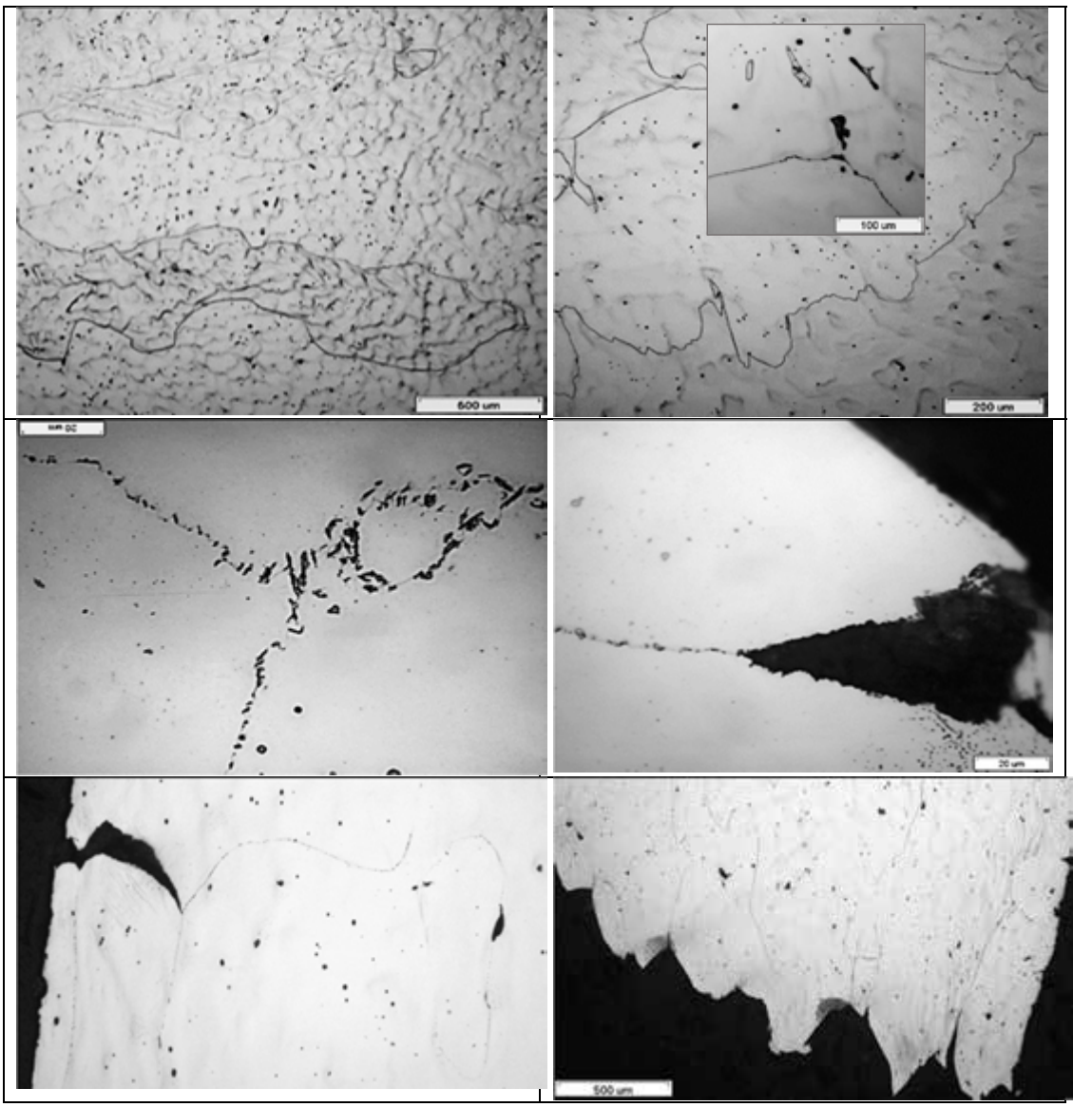


Рисунок 2 – Структура стали (исходное состояние) в поперечном сечении рабочей части образцов после испытаний на растяжение: *а*, *б* – типичные участки (врезка на рисунке 2, *б* – включения σ-фазы); *в*, *г* – выделения частиц второй фазы по ГЗ (увеличение ×1000) (на рисунке 2, *г* трещина, идущая по ГЗ с такими выделениями); *д*, *е* – разрушение по границам зерен при растяжении

Изучение методом оптической микроскопии микроструктуры образцов, подвергнутых ААО по режимам А1-А3 (рисунок 4), принципиальных отличий в виде литой структуры от изображений на рисунках 2 и 3 (в исходном состоянии и после СТО) не выявило, что также видно из рисунка 4 с панорамными фото.

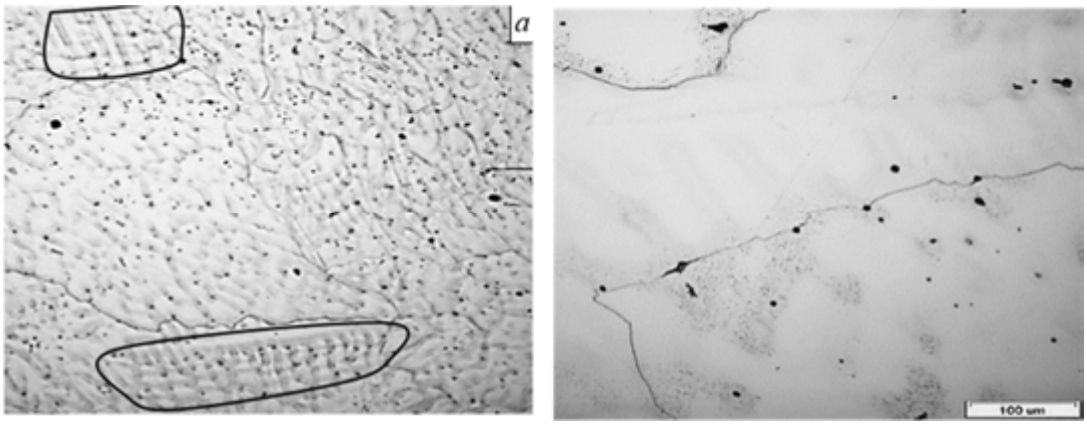


Рисунок 3 – Структура стали после СТО в поперечном сечении рабочей части образцов после испытаний на растяжение: *а* – панорамный снимок с характерными участками с дендритной структурой аустенита (обведены линией); *б* – фиксация границ зерен включениями; подтверждение наличия локальной химической неоднородности аустенита

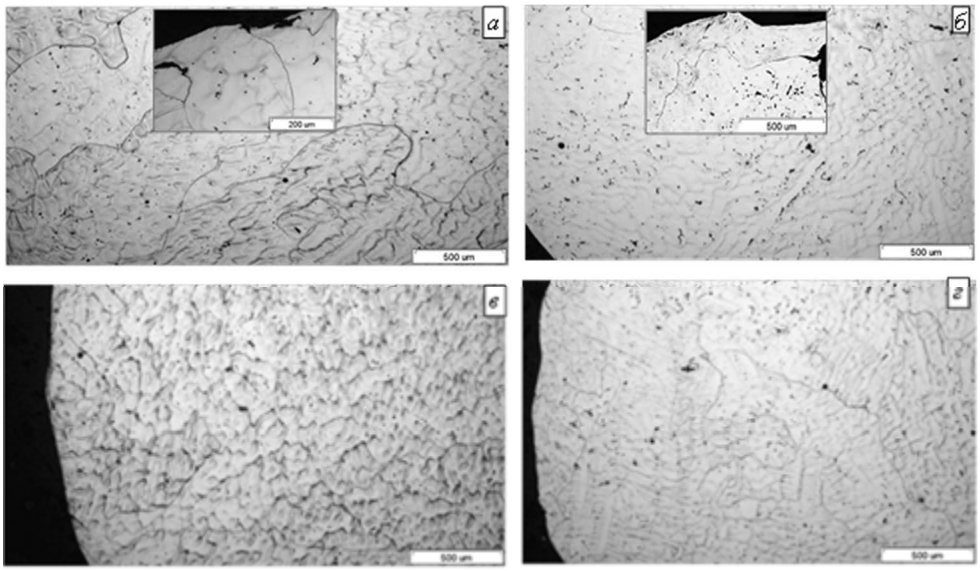


Рисунок 4 – Структура стали после ААО в поперечном сечении рабочей части образцов после испытаний на растяжение: *а* – после постобработки А2 (ААО внутри 1); *б*, *в* – после постобработки А1, образцы А1-1 и А1-2; *г* – после постообработки А3 (ААО снаружи)

На врезках в рисунке 4 *а*, *б* показаны трещины, зародившиеся при растяжении у поверхности образца и распространяющиеся внутри по границам зерен. Возможно, их

появление инициировано наличием на границах зерен в некоторых участках металла у поверхности образцов частиц σ-фазы. Анализ нескольких десятков изображений микроструктуры показал, что зарождение таких трещин не является типичной распространенной особенностью разрывных образцов после ААО.

На рисунке 5 приведены сделанные при двух увеличениях изображения «зубчатых» границ зерен, содержащих предположительно частицы предположительно δ-феррита. Можно предположить, что после ААО размер выделений этой фазы уменьшился по сравнению с исходным литым состоянием.

Часть литых заготовок образцов, предназначенных для статического растяжения, подвергалась ХИП, затем ААО с вращением (режим А1 (см. таблицу). После такого воздействия в сечениях разрывных образцов на поверхности шлифа наблюдали выраженный, фрагментированный рельеф, линии скольжения (рисунки 6, а, б) и, в пределах зерен, двойников деформации с характерным сужением на концах. Двойники были как в поверхностном слое металла, так и в середине сечения (рисунки 6, в, г и рисунки 7, а, б). Количество черных точек на травленых шлифах, воспринимаемых как поры, после ХИП не уменьшилось.

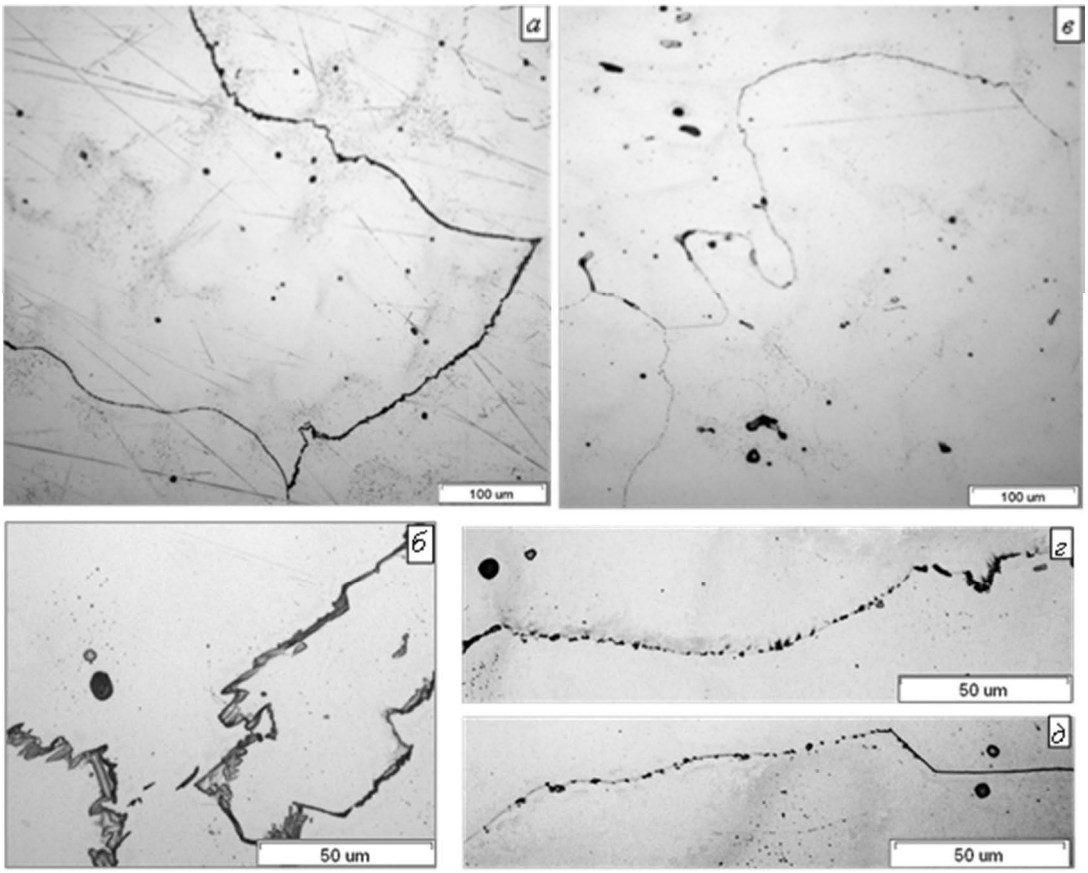


Рисунок 5 – Структура стали после ААО в поперечном сечении рабочей части образцов после испытаний на растяжение: *а, б* – металл в исходном состоянии; *в-д* – после обработки А1 (ААО с вращением)

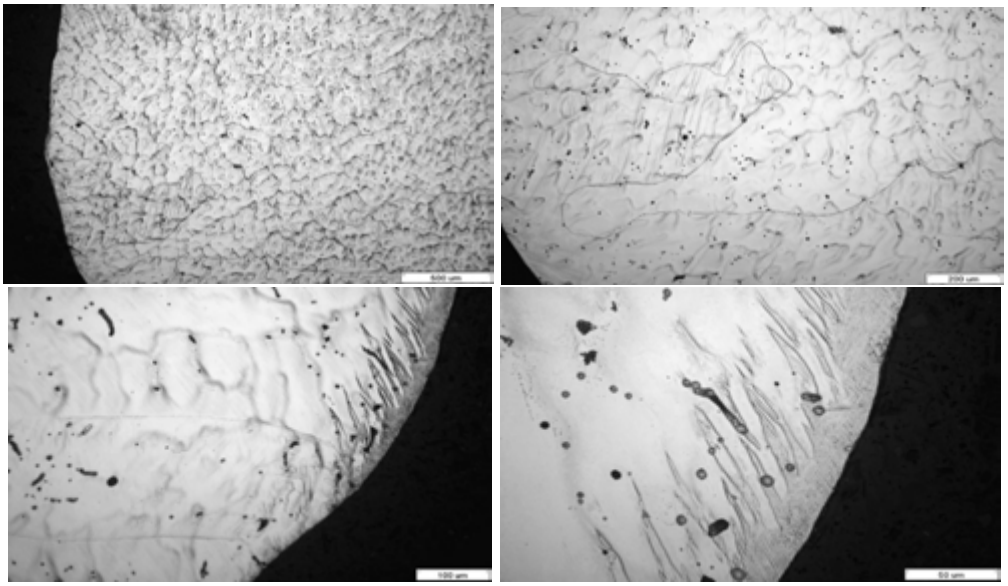


Рисунок 6 – Микроструктура стали после ХИП и ААО (А1, вращение): а, б – рельеф, двойники скольжения на поверхности шлифа; в, г – зона у внешней поверхности образца на статическое растяжение

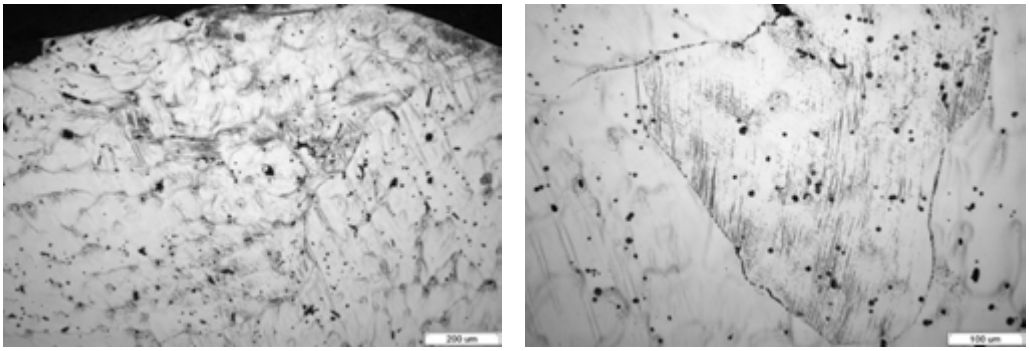


Рисунок 7 – Микроструктура стали после ХИП и ААО (А1, вращение): а, б – зоны удаленные от внешней поверхности образца

4 Интерпретация результатов

Предел текучести стали после СТО, как и модуль упругости, снизился по сравнению с исходным состоянием, а относительное удлинение повысилось (см. таблицу). Это можно объяснить следующим образом:

- растворением при нагреве под закалку частиц избыточных фаз (роль дисперсных и ультрадисперсных включений фаз с участием углерода и азота в сдерживании роста ГЗ при нагреве общеизвестна [10, 11];

- устранением (растворением) в результате СТО включений пластинчатой формы (δ-феррита [10]), находившихся в исходном состоянии на ГЗ и придававших им зубчатый вид (эффект растворения δ-феррита в аустените при термической обработке описан в [10]);

- устранением (растворением) включений фазы, которая по данным Воробьёвой Г.А. и Ускова В.Н.[11] представляет собой σ-фазу, и которую в малом количе-

стве, в виде небольших включений вытянутой формы, наблюдали в литой стали (см. врезку на рисунке 2, *б*).

В отсутствие горячей пластической деформации проведенная СТО не устранила полностью ликвационную химическую неоднородность разных участков твердого аустенитного раствора. Варьирование режимов ААО не привело к заметной разнице в механических свойствах литой стали (см. таблицу). Их уровень стабильно высокий – предел текучести составляет (в среднем для режимов А1, А2, А3) 441 МПа, предел прочности 717 МПа. При этом колебания значений прочности составляют всего ±12 МПа. Проведение ААО привело к повышению прочности до уровня литой стали при повышении относительного удлинения (составляющего в среднем 44±2 %) до уровня этого параметра после СТО. Можно предположить, что при ААО происходит измельчение блоков аустенитных зерен. Это способствует повышению прочности уровня $б_{0,2}$, при том, что малоугловые границы блоков проницаемы для дислокаций, и это не ухудшает пластичность.

При АОО из структуры не были устранены основные видимые дефекты, присущие литым аустенитным сталям (включения, микропоры), сохранили свое присутствие включения σ-фазы и δ-феррита. После ААО размер и количество выделений δ-феррита, наблюдаемых преимущественно по границам зерен, стали меньше по сравнению с исходным литым состоянием. Возможно, это способствовало улучшению пластичности после ААО. Это предположение о влиянии ААО не только на уровне точечных или линейных дефектов подлежит проверке. Также не ясен механизм такого эффекта.

Тот факт, что проведение ХИП перед ААО не улучшило структурное состояние, стали в части снижения количества пор, может говорить о том, что это не газовые поры (несплошности) в металле, а поры на месте частиц неметаллических включений (оксисульфидов марганца). Их состав и влияние на свойства литой аустенитной стали, близкой по химическому составу к изученной в этой работе, были описаны Воробьёвой Г.А. и Усковым В.Н. [11].

Заключение

Выполнено экспериментальное исследование влияния ААО и ХИП обработки на механические свойства и структуру коррозионностойкой стали аустенитного класса 05Х21АГ15Н8МФ, содержащей 0,58 % N.

Получены фактические данные, что проведение ААО (20 □, 10 мин) повышает предел текучести стали по сравнению с таковым после стандартной термической обработки, при таком же высоком относительном удлинении, а также обеспечивает высокую стабильность механических свойств литого металла.

Выявлено, что: после СТО в структуре образцов не была полностью устранена ликвационная химическая неоднородность разных участков твердого аустенитного раствора; после ААО в структуре сохранились также и включения σ-фазы и дисперсные включения δ-феррита по границам зерен, однако последние стали несколько меньше по сравнению с исходным литым состоянием. Возможно, это способствовало улучшению пластичности после ААО. Это предположение, равно как и то, что при ААО происходит измельчение блоков аустенитных зерен подлежит дальнейшему изучению и проверке.

Так же получены экспериментальные данные о том, что применение холодного изостатического прессования в сочетании с аэроакустической обработкой не способствует улучшению структуры и механических свойств стали, в отличии от инновационных технологий вакуумной термической обработки и ГИП [11, 12, 13, 14, 15].

Внедрение в серийное производство изделий, полученных методом SLM-3d, из стали 05Х21АГ15Н8МФ, в перспективе, должно принести немалый экономический эффект за счет снижения себестоимости производства в сравнении с традиционными методами изготовления деталей (горячая пластическая деформация; литьё, сварка и т.п.). Социальный эффект планируется достичь в виде возрастания покупательной способности и повышения имиджа отечественного производителя, гарантирующего высочайшее качество металлического порошка для 3d печати.

Применение разработанных технических решений постобработки для аддитивного производства позволит повысить надежность и долговечность в сравнении с существующими традиционными технологиями изготовления изделий, а также облегчит их последующую эксплуатацию и техническое обслуживание за счёт высокой скорости изготовления изделий методом SLM-3d печати. При проведении исследовательской работы стали очевидными преимущества операций баротермической постобработки в рамках темы исследования. Очевидно, что без использования баротермической постобработки, основанной на инновационных технологиях термической обработки, изготавливать подобные детали крупными сериями экономически нецелесообразно, т.к. возможны внутренние дефекты, которые могут привести к разрушению изделия при знакопеременных нагрузках и перепадах рабочих температур, если оставить их без исправления [2-4, 8-11]. Результаты данного исследования рекомендуется учитывать в текущем производстве таким предприятиям, как: АО «НПО «Обуховский завод», АО ОДК «Климов», АО «Машиностроительный завод «Армалит» и другим предприятиям, специализирующимся на изготовлении высокотехнологичной техники, с применением аддитивных технологий, работающей в сложных знакопеременных метеоусловиях.

Литература

1 Солнцев Ю.П. Хладостойкие стали и сплавы. СПб.: Химиздат, 2005. 476 с.

2 Harzenmoser M.A., Reed R.P., Uggowitzer P.J. The influence of nickel and nitrogen on the mechanical properties of high-nitrogen austenitic steels at cryogenic temperatures // HNS 90, Aachen (Germany). 1990. Pp. 197-203.

3 Lo K.H., Shek C.H., Lai J.K.L. Recent developments in stainless steels // Materials Science and Engineering R. 2009. № 65. Pp. 39–104. DOI: 10.1016/j.mser.2009.03.001

4 Timmerhaus K.D., Reed R.P. Cryogenic Engineering: Fifty Years of Progress // Springer New York, NY. 2007. Vol. XII. 374 p.

5 Uggowitzer P., Magdowski R., Speidel M.O. Nickel free high nitrogen austenitic steels // ISIJ International. 1996. Vol. 36. № 7. Pp. 901-908.

6 Gavriljuk V.G., Berns H. High Nitrogen Steels: Structure, Properties, Manufacture, Applications. Berlin; Heidelberg; New York: Springer – Verlag, 1999. 379 p.

7 Rawers J.C., Doan R.C. Mechanical processing of iron powders in reactive and nonreactive gas atmospheres // Metal Mater Trans A. 1994. № 25. Pp. 381-388.

8 Арзамасов Б.Н., Сидорин И.И., Косолапов Г.Ф. и др. Материаловедение:

Учебник для высших технических учебных заведений. 2-е изд., испр. и доп. М.: Машиностроение, 1986. 384 с.

9 Кривцов Ю.С., Колчин Г.Г., Горобченко С.Л. Возможность использования литой стали для криогенных конструкций // Прочность и разрушение сталей при низких температурах. М.: Металлургия, 1990. С. 215–219.

10 Костина М.В., Поломошнов П.Ю., Блинов В.М. и др. Хладостойкость новой литейной Cr – Mn – Ni – Mo – N стали с 0,5 % N. Часть 1 // Известия высших учебных заведений. Черная Металлургия. 2019. № 62(11):894-906.

11 Воробьева Г.А., Усков В.Н. Аэротермоакустическая обработка сталей и сплавов. СПб.: Изд-во Балт. гос. техн. ун-т, 2012. 132 с.

12 Lenina V.A., Vorobyova G.A., Remshev E.Yu. Analysis of factors determining aspects of deformation and hardening of bronze BRNHK2.5–0.7–0.6 // Metallurgist. 2022. Vol. 66. Pp. 1-11.

13 Ленина В.А., Воробьева Г.А., Ремшев Е.Ю., Расулов З. Н. Закономерности формирования фазового состава, структуры и свойств сплава БрНХК2,5-0,7-0,6 при термической и аэротермоакустической обработках // Вестник Машиностроения. 2021. № 8. С. 71–75. DOI: 10.36652/0042-4633-2021-8-71-75

14 Mahomed N. ‘Shrinkage Porosity in Steel Sand Castings: Formation, Classification and Inspection // Casting Processes and Modelling of Metallic Materials. Chapter: 8. UK, London: IntechOpen, 2021. 160 p. DOI: 10.5772/intechopen.94392

15 Степанов Б.В., Гейн А.М., Корольков С.Б. Состояние и перспективы применения вакуумной термообработки в практике предприятий ОПК // Радионавигация и время: труды СЗРЦ концерна ВКО «АЛМАЗ – АНТЕЙ». 2021. Т. 16. № 8. Р. 91–102.

Ральников Ярослав Вадимович – аспирант, ФГБОУ ВО «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: обработка металлов давлением, аддитивные технологии.
e-mail: ralnikov_iav@voenmeh.ru

Проценко Лев Валерьевич – инженер, ФГБОУ ВО «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: технология конструкционных материалов, аддитивные технологии.
e-mail: lev.protzenko2016@yandex.ru

Куницын Кирилл Алексеевич – инженер, ФГБОУ ВО «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: технология конструкционных материалов, аддитивные технологии.
e-mail: petr210822@mail.ru
Почтовый адрес: 190005, Санкт-Петербург, ул.1-я Красноармейская д 1/21

Степанов Борис Владимирович – Главный специалист по вакуумной термической обработке, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: инновационные технологии и оборудование для термической обработки металлов и сплавов, цифровизация производства, оптимизация производственных процессов.
e-mail: b.stepanov@goz.ru

Маслов Александр Сергеевич – начальник участка по вакуумной термической обработке, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: инновационные технологии и оборудование для термической обработки металлов и сплавов, цифровизация производства, оптимизация производственных процессов.
e-mail: maslowsaha@yandex.ru

Гейн Александр Маркович – Ведущий инженер-технолог по вакуумной термической обработке, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: новые инновационные технологии термической обработки металлов и сплавов в вакууме, цифровизация производства, оптимизация производственных процессов.
e-mail: geyn@goz.ru
Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

THE PRACTICE OF APPLYING BAROTHERMAL AND VACUUM POST-TREATMENT ON PRODUCTS MADE OF HIGH-NITROGEN AUSTENITIC STEEL

This scientific article presents the results of experimental studies of the effect of aeroacoustic treatment and cold isostatic pressing on the mechanical properties and structure of corrosion-resistant austenitic steel 05H21AG15N8MF. The purpose of the research is to develop technical solutions for additive manufacturing that will improve the reliability and durability of products made of corrosion-resistant austenitic steel, as well as improve the process of their subsequent operation. During the research work, the advantages of barothermal post-treatment operations using vacuum became apparent within the framework of the research topic.

Keywords: additive technologies, slm-3d, high-nitrogen austenitic steel, vacuum, hip, gip, atao, mechanical tests, mechanical and performance properties, microporosity

Yaroslav Vadimovich Ralnikov – is a postgraduate student at the E4 Department of High–Energy Devices of Automatic Systems, D.F. Ustinov Baltic State Technical University VOENMEH, Saint Petersburg.
Research interests: metal pressure treatment, additive technologies.

Lev Valerievich Protsenko – engineer of the E4 Department "High-energy Devices of Automatic Systems", D.F. Ustinov Baltic State Technical University "VOENMEH", St. Petersburg.
Research interests: technology of structural materials, additive technologies.

Kirill Alekseevich Kunitsyn – engineer of the E4 Department "High-energy Devices of Automatic Systems", D.F. Ustinov Baltic State Technical University "VOENMEH", St. Petersburg.
Research interests: technology of structural materials, additive technologies.

Boris Vladimirovich Stepanov – Chief Specialist in Vacuum Heat Treatment, JSC NPO Obukhov Plant, St. Petersburg.
Research interests: innovative technologies and equipment for heat treatment of metals and alloys, digitalization of production, optimization of production processes.

Alexander Sergeevich Maslov – Head of the Vacuum Heat Treatment Section, JSC NPO Obukhov Plant, St. Petersburg.
Research interests: innovative technologies and equipment for heat treatment of metals and alloys, digitalization of production, and optimization of production processes.

Alexander Markovich Geyn – Leading Engineer and Process Engineer for Vacuum Heat Treatment, JSC NPO Obukhov Plant, St. Petersburg.
Research interests: new innovative technologies for vacuum heat treatment of metals and alloys, digitalization of production, and optimization of production processes.

УДК 623

ПРОЦЕСС УТИЛИЗАЦИИ ВОЕННОЙ АВТОМОБИЛЬНОЙ ТЕХНИКИ В МЕСТАХ ЕЁ БЕЗВОЗВРАТНОГО ВЫХОДА ИЗ СТРОЯ

Голубев Д.Ю.

Представлены алгоритм реализации методики утилизации военной автомобильной техники в полевых условиях, приведено формализованное описание процесса снижения кубатуры техники с использованием обобщенного закона Гука, коэффициентов трения и логарифмической степени деформации, описано специализированное разборно-мобильное устройство для выполнения утилизации в полевых условиях.

Ключевые слова: обобщенный закон Гука; специализированное устройство разборно-мобильное; коэффициент трения; сопротивление деформации; кубатура невосстанавливаемой военной техники; логарифмическая степень деформации.

В современных условиях ведения боевых действий одним из наиболее сложных и ресурсоёмких процессов является обращение с военной автомобильной техникой, получившей критические повреждения и перешедшей в категорию невосстанавливаемой. Такая техника не подлежит ремонту в силу тяжести разрушений и экономической нецелесообразности восстановления. Её длительное нахождение в зоне боевых действий создаёт дополнительные риски: загрязнение окружающей среды остатками горюче-смазочных материалов и технических жидкостей, захламление местности, а также образование демаскирующих признаков.

Хочется отметить, что, прежде всего, эвакуация уничтоженной противником военной автомобильной техники требует значительного количества транспортных средств, сопряжена с высокими рисками для жизни, временными и экономическими затратами.

В этой связи особую значимость приобретают методы и технические средства, позволяющие осуществлять утилизацию невосстанавливаемой военной автомобильной техники непосредственно в районах её выхода из строя. Основными требованиями к процессу утилизации военной автомобильной техники в местах её безвозвратного выхода из строя являются мобильность, автономность, автоматизация процедуры уменьшения объёма (кубатуры) перерабатываемых объектов и получения продуктов утилизации. Всё это влияет на количество транспортных единиц, необходимых для вывоза утилизированной в полевых условиях техники к местам финальной переработки, и, следовательно, на экономические и временные показатели.

Предлагаемая методика утилизации базируется на результатах формализованного описания процесса снижения кубатуры. В процессе реализации методики получения продуктов утилизации в полевых условиях происходит деформация поврежденной в боевых действиях военной автомобильной техники в вертикальном и горизонтальном направлении.

Алгоритм реализации методики утилизации военной автомобильной техники с использованием средства линейного деформирования отображён на рисунке 1.

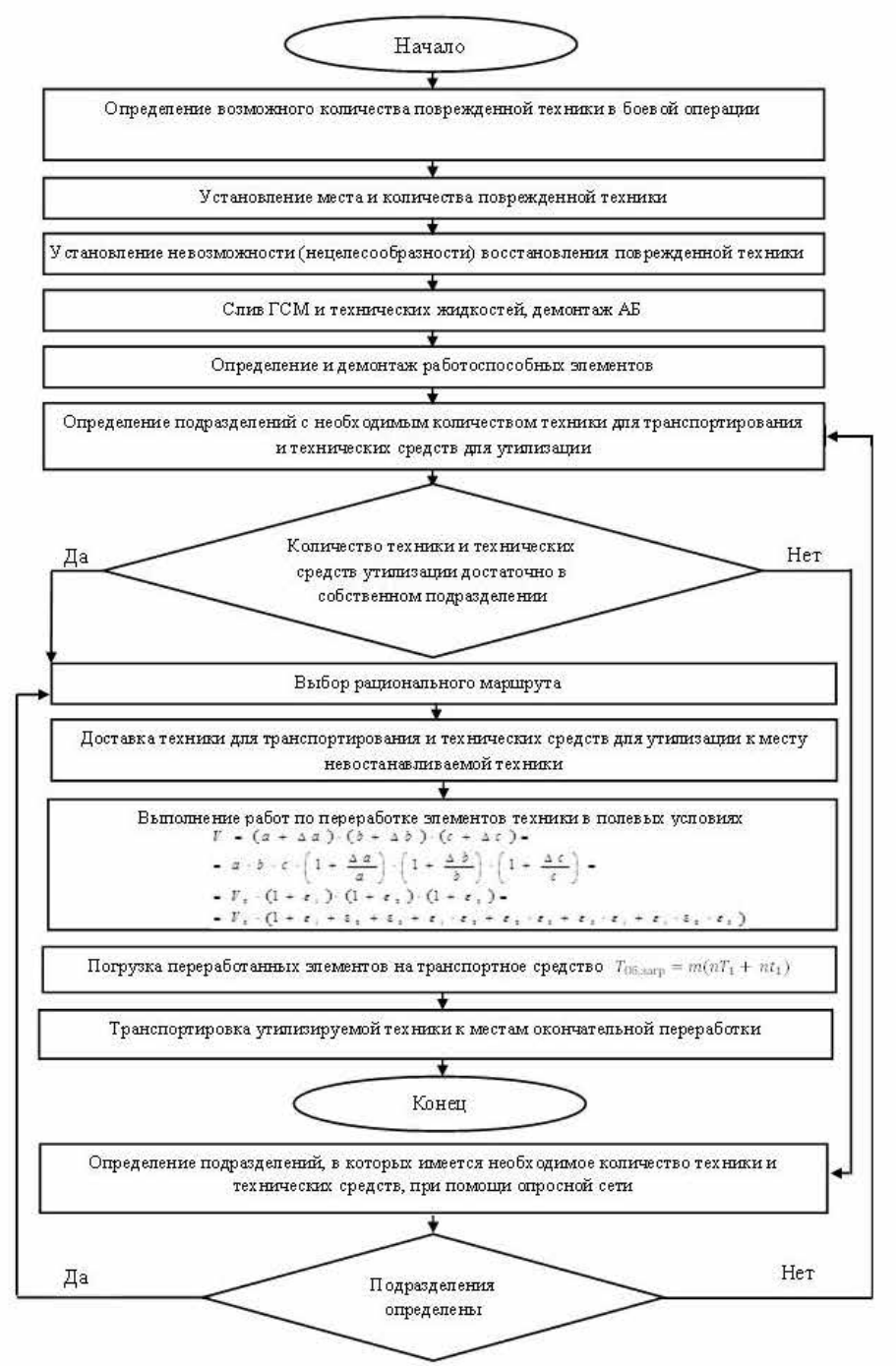


Рисунок 1 – Схема алгоритма реализации методики утилизации военной автомобильной техники в полевых условиях

Рассмотрим последовательность операций предлагаемой методики детально,

чтобы выявить преимущества линейного деформирования [1-3].

Этап 1. На основе анализа характера боевых действий и интенсивности эксплуатации военной автомобильной техники оценивается возможное количество безвозвратных потерь. Эта информация необходима для планирования работ по утилизации уничтоженной военной автомобильной техники.

Этап 2. Формируется электронная карта с координатами нахождения повреждённых машин.

Этап 3. Проводится визуальный и инструментальный контроль. Принимается решение об эвакуации с последующим ремонтом, либо об утилизация на месте.

Этап 4. Экологическая подготовка поврежденной техники к работам по утилизации. Осуществляют слив топлива, масел, охлаждающей и тормозной жидкостей, демонтаж аккумуляторов. Жидкости собираются в герметичные ёмкости для последующего вывоза. Снимаются стеклосодержащие элементы и автомобиля, аккумуляторные батареи. Этот этап важен для предотвращения загрязнения почвы и вод [4].

Этап 5. Демонтируются узлы, которые могут быть использованы в качестве запасных частей (двигатели, коробки передач, генераторы, стартеры). Снимается бронезащита (при её наличии), приборы, содержащие ценные материалы, специализированное оборудование.

Оставшийся «скелет» техники направляется на линейное деформирование.

Этап 6. Определяются подразделения, имеющие в наличии требуемое количество специализированного оборудования для утилизации в полевых условиях и транспорта для перевозки получаемых продуктов утилизации в места окончательной переработки.

Этап 7. Рассчитываются оптимальные пути подъезда к местам скопления повреждённой техники с учётом безопасности и проходимости местности.

Этап 8. Доставка разборно-мобильного устройства, его сборка и приведение в рабочий режим.

Этап 9. Утилизация военной автомобильной техники в полевых условиях.

Этап 10. Погрузка утилизированной техники.

Этап 11. Транспортировка продуктов утилизации на стационарное предприятие, осуществляющее конечную переработку.

Специализированное техническое средство для утилизации в полевых условиях представлено на рисунках 2 и 3 выполнено в виде разборно-мобильной системы, что обеспечивает его транспортировку на грузовых автомобилях и сборку силами расчёта из 2–3 человека [5].

Устройство может работать в двух режимах: первый – непосредственно утилизация (вертикальное и горизонтальное прессование), второй – погрузка переработанной техники на транспортное средство. Переключение режимов осуществляется путём частичного демонтажа плиты и изменения схемы зацепления цепных талей [6-7].

Для количественного описания усилий, возникающих в процессе утилизации, использован аппарат механики деформируемого твёрдого тела. В отличие от традиционного объёмного сжатия, в предлагаемом устройстве реализуется линейное деформирование – последовательное уменьшение размеров техники сначала по одной оси (вертикальной), затем по другой (горизонтальной). Такой подход позволяет более равномерно распределить нагрузку на силовые элементы устройства и избежать ло-

кальных разрушений, приводящих к заклиниванию.

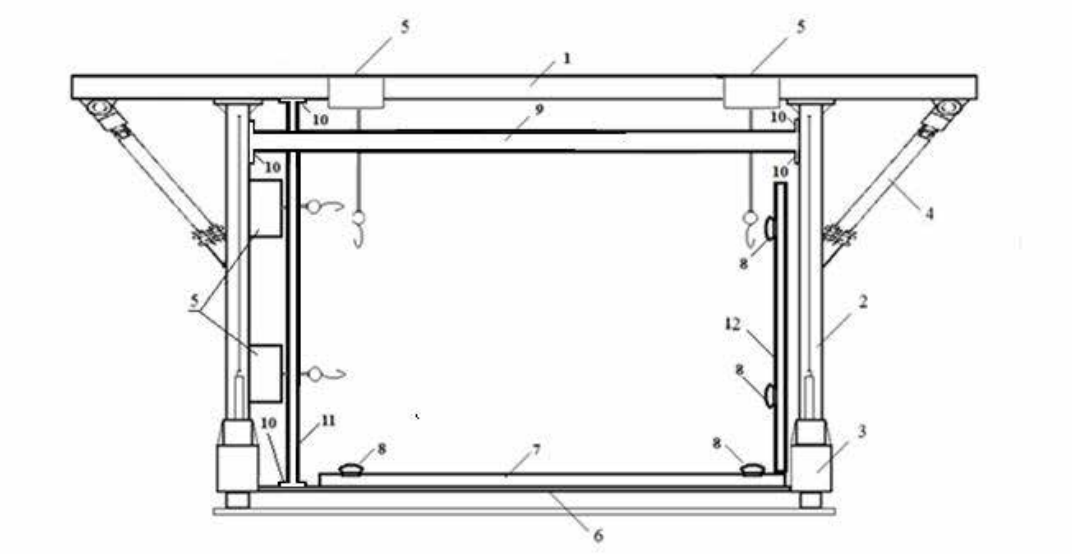


Рисунок 2 – Схема специализированного технического средства для утилизации военной техники разборно-мобильное (вид с боку): 1 – однобалочный мост, 2 – опора, 3 – ходовая часть, 4 – подкос, 5 – восемь цепных талей, четыре из которых жестко попарно закрепленны на однобалочном мосту, четыре жестко попарно закреплены на одностоечной опоре с противоположной стороны крепления подкоса, 6 – грузовая полка, 7 – прямоугольная подъемная платформа; 8 – проушины, являющиеся составной частью рым-болтов усиленных, которые размещены в соответствующих резьбовых отверстиях, выполненных по периметру в районах вершин грузовой платформы и пуансона, 9 – плита, 10 – кронштейны для болтового соединения плиты с опорами и толстолистовой металлической пластины прямоугольного сечения с однобалочным мостом и грузовой полкой, 11 – толстолистовая металлическая пластина прямоугольного сечения с технологическими отверстиями, 12 – пуансон

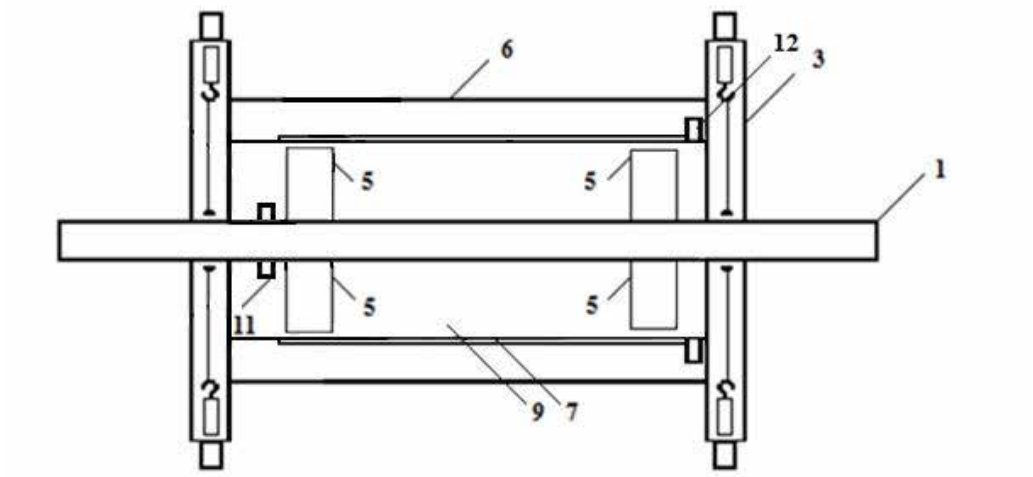


Рисунок 3 – Схема специализированного технического средства для утилизации военной техники разборно-мобильное (вид с верху)

Для выполнения работ по утилизации военной автомобильной техники производят сборку специализированных технических средств. На первом режиме работы элементы военной техники, предназначенные для утилизации, размещают на прямоугольной подъёмной платформе. Грузовые цепи четырёх цепных талей пропускают сквозь технологические отверстия плиты и вводят в зацепление с проушинами. При помощи синхронной работы цепных талей поднимают прямоугольную подъемную платформу с предназначенными для утилизации элементами военной техники в вертикальной плоскости. Составные части военной автомобильной техники перерабатываются под воздействием давления, создаваемого силой цепных талей и плиты, выполненной из металла с высокими прочностными характеристиками.

На утилизируемый элемент военной автомобильной техники, размещенный на подъемной платформе, действует сила прессования *P*, приложенная со стороны цепных талей, в результате происходит их деформация, при этом поверхности утилизируемых элементов смещаются относительно друг друга, а на стенках подъёмной платформы и плиты действуют большие силы трения

$$P = R_{м} + F_{плат} + F_{мз}, \quad (1)$$

где $R_{м}$ – составляющая усилия на преодоление мощности внутренних сил утилизируемого элемента (на собственно деформацию);

$F_{плат}$ – составляющая усилия на преодоление напряжений трения на стенках платформы;

$F_{мз}$ – составляющая усилия на преодоление напряжений среза мертвой зоны

$$F_{плат} = 0,5\pi K_{плат} S_{плат} \sigma_{s0} L, \quad (2)$$

где $K_{плат}$ – коэффициент трения на платформе;

σ_{so}– начальная степень деформации;

L – площадь поверхности утилизируемого элемента военной техники;

$S_{плат}$ – площадь платформы.

$$F_{мз} = 0,4 K_{плит} S_{плат} \sigma_{scp} i / \cos\alpha, \quad (3)$$

$K_{плит}$ – коэффициент трения на плите;

σ_{scp}– средняя степень деформации;

i – логарифмическая степень деформации ($i = ln\lambda$;

α – угол воздействия подъемной платформы с деформируемым элементом военной техники на неподвижную плиту.

Сопротивление деформации можно определить используя зависимость

$$\sigma_{s} = f(\varepsilon, V_{деф}, T), \quad (4)$$

где ε – степень деформации;

$V_{деф}$ – скорость деформации;

T – температура нагрева деформируемого элемента военной техники.

В свою очередь, определить какой путь проходит утилизируемый элемент военной техники за единицу времени можно используя зависимость

$$V_{деф} = \frac{2V_{прес}}{S_{плат} - s} \frac{\lambda - 1}{tg\alpha}, \quad (5)$$

где $V_{\text{прес}}$ – скорость прессования;

d – периметр утилизируемого элемента военной техники.

После переработки военной автомобильной техники прямоугольную подъемную платформу синхронно опускают в исходное положение на грузовую полку, грузовые цепи четырёх цепных талей выводят из зацепления с проушинами подъемной платформы и поднимают вверх к цепным талям.

Далее используют пуансон, который конструктивно входит в состав специализированного устройства разборно-мобильного. Грузовые цепи четырёх цепных талей, жестко попарно закрепленных на одностоечной опоре с противоположной стороны крепления подкоса, пропускают сквозь технологические отверстия толстолистовой металлической пластины прямоугольного сечения и вводят в зацепление с проушинами, являющимися составной частью рым-болтов усиленных.

Перемещают пуансон, поверхность которого соприкасается с поверхностью переработанных в вертикальной плоскости элементов военной техники, находящихся на подъемной платформе и перерабатывает их в горизонтальной плоскости. В результате уменьшается объём утилизируемых элементов военной техники.

После переработки элементов военной техники работу цепных талей, перемещающих пуансон, прекращают. Грузовые цепи выводят из зацепления с проушинами пуансона.

Связь между относительным изменением объема ε_V утилизируемой техники и главными напряжениями при выполнении работ с помощью предлагаемого устройства можно установить с использованием выражения 10.

До деформации военная техника занимала объем

$$V_0 = abc \tag{6}$$

где abc – значения длины, ширины и высоты, м.

В деформированном состоянии объем можно определить как:

$$\begin{aligned} V &= (a+\Delta a)\cdot(b+\Delta b)\cdot(c+\Delta c) = \\ &= a\cdot b\cdot c\cdot\left(1+\frac{\Delta a}{a}\right)\cdot\left(1+\frac{\Delta b}{b}\right)\cdot\left(1+\frac{\Delta c}{c}\right) = \\ &= V_0\cdot(1+\varepsilon_1)\cdot(1+\varepsilon_2)\cdot(1+\varepsilon_3) = \\ &= V_0\cdot(1+\varepsilon_1+\varepsilon_2+\varepsilon_3+\varepsilon_1\cdot\varepsilon_2+\varepsilon_2\cdot\varepsilon_3+\varepsilon_3\cdot\varepsilon_1+\varepsilon_1\cdot\varepsilon_2\cdot\varepsilon_3). \end{aligned} \tag{7}$$

Относительное изменение объема определяют используя отношение:

$$\varepsilon_V = \frac{V-V_0}{V_0} = \varepsilon_1+\varepsilon_2+\varepsilon_3 = 3\cdot\varepsilon_0, \tag{8}$$

где $\varepsilon_0 = \frac{\varepsilon_1+\varepsilon_2+\varepsilon_3}{3}$ – средняя деформация в точке

Выразив главные деформации через главные напряжения при помощи обобщенного закона Гука, получим

$$\varepsilon_V = \frac{1-2\cdot\mu}{E}\cdot(\sigma_1+\sigma_2+\sigma_3). \tag{9}$$

Если ввести среднее напряжение в точке $\sigma_0 = \frac{\sigma_1+\sigma_2+\sigma_3}{3}$, то последнее равенство можно преобразовать до вида закона Гука для объемной деформации

$$\varepsilon_V = \frac{\sigma_0}{K}, \quad (10)$$

где $K = \frac{E}{3 \cdot (1 - 2 \cdot \mu)}$ – модуль объемной упругости.

Общий объем, занимаемый переработанными и готовыми для дальнейших мероприятий утилизации поврежденной военной техники, определяется по формуле

$$V_{общ} = n(V|1 + V_2 + \cdots + V_n), \quad (11)$$

где $V_{общ}$ – общий объем перевозимого утилизированного груза,

V_n – объем n-ой единицы безвозвратной потери после выполнения работ по утилизации,

n – количество безвозвратных потерь.

Во втором режиме работы специализированное техническое средство для утилизации военной техники разборно-мобильное осуществляет погрузку утилизированной военной техники на транспортное средство. Этот режим работы технического средства совпадает с десятым этапом рассматриваемой методики. Плиту из металла с высокими прочностными характеристиками, выполненную монолитно с четырьмя кронштейнами отсоединяют от опор. Проушины подъёмной платформы устанавливают на штатное место. Грузовые цепи четырёх цепных талей, жестко болтовым соединением попарно закрепленные на однобалочном мосту, вводят в зацепление с утилизированными элементами военной техники и поднимают их. Прямоугольную подъёмную платформу убирают с грузовой полки. Размещают под переработанной военной техникой транспортное средство и выполняют её погрузку путем опускания при помощи синхронной работы четырёх цепных талей.

Время загрузки утилизируемой техники на одно транспортное средство определяется выражением

$$T_{загр} = nT_1 + nt_1, \quad (12)$$

где T_1 – время непосредственной загрузки одной утилизированной единицы техники на одно транспортное средство;

n – количество безвозвратных потерь, размещаемых на одно транспортное средство после утилизации;

t_1 – время выполнения крепёжных работ одной единицы техники на одно транспортное средство.

Общее время загрузки утилизируемой техники можно определить как

$$T_{Об.загр} = m\ nt_1, \quad (13)$$

где m – количество транспортных средств, предназначенных для доставки утилизированной техники в организацию, осуществляющую конечную переработку.

Литература:

1 Нечаев В.В., Голубев Д.Ю. Методика утилизации военной техники в полевых условиях и техническое средство для её реализации // Специальная техника и технологии транспорта. 2025. № 27. С. 223-232.

2 Нечаев В.В., Голубев Д.Ю. Формализованное описание процесса снижения кубатуры и специализированное техническое средство для утилизации невосстанавливаемой военной техники в полевых условиях // Вопросы оборонной техники. Серия

16: Технические средства противодействия терроризму. 2026. № 1-2(211-212). С. 121-128.

3 Нечаев В.В., Голубев Д.Ю. Информационная модель состояния элементов системы утилизации и маршрута транспортировки утилизированной в полевых условиях военной техники // Специальная техника и технологии транспорта. 2026. № 29. С. 242-239.

4 Патент № 2839742 C1 Российская Федерация, МПК B30B 9/32. Способ утилизации военной техники в полевых условиях: заявл. 19.08.2024: опубл. 12.05.2025 / В.В.Нечаев, Д.Ю.Голубев, Е.В.Евдокимов.

5 Патент № 2855201 C1 Российская Федерация, МПК B30B 9/32, B30B 1/30. Устройство для утилизации военной техники разборно-мобильное : заявл. 20.02.2025 : опубл. 30.01.2026 / В.В.Нечаев, Д.Ю.Голубев.

6 Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023661584 Российская Федерация. Программа для расчета скорости движения двухзвенной гусеничной машины на плаву : № 2023660233 : заявл. 11.05.2023 : опубл. 01.06.2023 / М.О.Куранов, С.С.Поярков, В.В.Нечаев [и др.].

7 Патент № 2825903 C1 Российская Федерация, МПК B64C 29/00, B64C 27/08, B64C 27/28. Летательный аппарат вертикального взлета и посадки : № 2024101336 : заявл. 19.01.2024 : опубл. 02.09.2024 / В.Ю.Прудников, В.В.Нечаев и др.

Голубев Денис Юрьевич – адъюнкт, Военная академия материально-технического обеспечения им. ген. армии А.В.Хрулёва, г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: автотехника, утилизация, системный инжиниринг.
e-mail: nabts6911@mail.ru

Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

The article presents a technical means of implementing a technique for the disposal of military automotive equipment in the field, provides a formalized description of the process of reducing the cubic capacity of equipment using Hooke`s generalized law, friction coefficients and the logarithmic degree of deformation, describes a specialized collapsible mobile device operating in two modes: deformation of elements under pressure using chain hoists and plates, and additional reducing the volume of the punch.
Keywords: operational properties of the power supply system; availability coefficient; Joule-Lenz law; temperature coefficient of voltage; generator set with pulse voltage regulation; electrolyte temperature.

Golubev Denis Yurievich – Adjunct, Military Academy of Logistic Support named after Gen. Army A.V. Khrulev, St. Petersburg.
Research interests: automotive engineering, recycling, system engineering.

УДК 621.396.96

ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТЬ ПРИЕМА СИГНАЛОВ ОПОЗНАВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Жиронкин С.Б., Марков Н.А., Грошев Э.И., Благовещенский А.С.

В статье представлен анализ помехоустойчивости структуры информационной группы сигналов опознавания беспилотных летательных аппаратов, состоящей из нескольких импульсов, по показателю потенциальной достоверности её приёма.

Ключевые слова: ортогональные сигналы; критерий идеального наблюдателя; критерий Неймана-Пирсона; опознавание; оптимизация; вероятность ложной тревоги; вероятность правильного обнаружения; вероятность правильного различения.

Введение

Опознавание сверхмалых (СМ) и малых (М) беспилотных летательных аппаратов (БпЛА) относят к задаче системы государственного опознавания (СГО) нового (третьего) поколения, а результаты по исследованию и разработке подсистем опознавания СМ и М БпЛА можно с уверенностью считать первым шагом по созданию СГО нового поколения [1].

С целью обеспечения скрытности работы и необходимых энергетических характеристик формирование запросных и ответных сигналов в СГО нового поколения предполагается с использованием широкополосных сигнально-кодовых конструкций. Для обеспечения высокой энергетической эффективности и помехоустойчивости элементы таких конструкций должны быть ортогональными (квазиортогональными) сигналами [2, 3]. В [4] применительно к каналам опознавания исследовано оптимальное, по критерию идеального наблюдателя, различение M-ичных ортогональных сигналов. Согласно этому критерию минимизируется вероятность полной ошибки. Однако, при опознавании должно ещё обеспечиваться заданное низкое значение вероятности ложной тревоги – вероятности принятия решения о наличии сигнала опознавания при его отсутствии. Это требует применения смешанного критерия идеального наблюдателя – Неймана-Пирсона [5].

Цель статьи – представить процедуру (методику) оптимизации структуры информационной группы сигналов опознавания беспилотных летательных аппаратов, состоящей из нескольких импульсов, по показателю потенциальной достоверности её приёма. Показатель достоверности приёма соответствует смешанному критерию идеального наблюдателя – Неймана-Пирсона. Каждый импульс информационной группы сигналов опознавания является одним из M ортогональных сигналов.

1 Процедура оптимизации исходной структуры информационной группы

Сигналы опознавания БпЛА состоят из синхрогруппы и информационной группы. Информационная группа состоит из I широкополосных импульсов, каждый им-

пульс является элементом ансамбля из *M* ортогональных сигналов (рисунок 1).

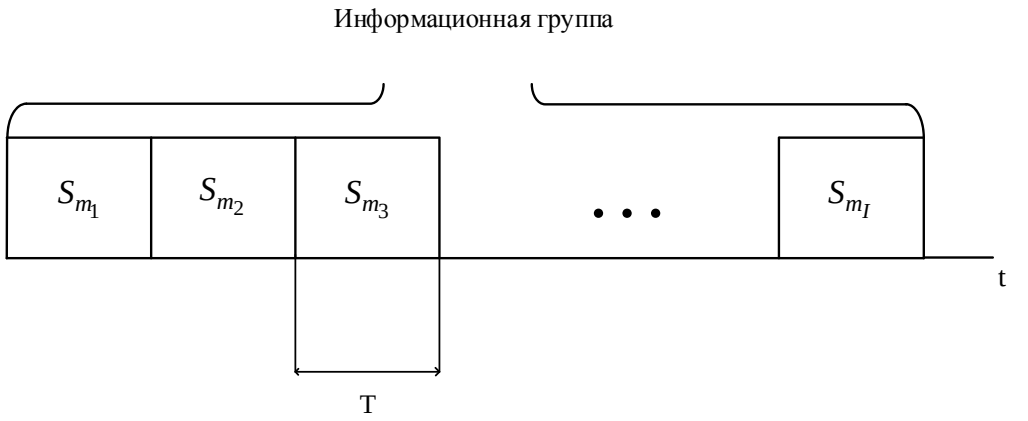


Рисунок 1 – Информационная группа сигнала опознавания

Формально задачу приема информационной группы сигнала опознавания, состоящей из I импульсов, можно представить следующим образом. При приёме i-го импульса, $i = \overline{1, I}$, на входе приемника средства опознавания действует наблюдение $\xi_i(t)$, представляющее собой смесь одного из возможных ортогональных сигналов $S_{m_i}(t), m_i = \overline{1, M}$ и шума $n_i(t)$, или только шум $n_i(t)$

$$\xi_i(t) = \theta_i\left[S_{m_i}(t) + n_i(t)\right] + (1 - \theta_i)n_i(t), \qquad (1)$$

где $(i-1)T \le t < iT$; T – длительность импульса;

θ_i – дискретный параметр, имеющий два возможный значения: ноль либо единица.

Требуется, обрабатывая $\xi_i(t)$, сформировать оптимальные оценки номера сигнала m_i и параметра θ_i.

Задача приёма решается в два этапа. На первом этапе по критерию идеального наблюдателя формируется оценка номера сигнала m_i. В случае когерентного приема, обеспечивающего его потенциальную достоверность, решающее правило имеет вид [6]

$$\hat{m}_i = \arg\max_{m=\overline{1,M}} \left\{ \int_{(i-1)T}^{iT} \xi_i(t) S_{m_i}(t)\, dt \right\}, \qquad (2)$$

где $\hat{m}_i$ – функция нахождения максимального аргумента.

На втором этапе по критерию Неймана-Пирсона формируется оценка параметра θ_i, используя решающее правило

$$\int_{(i-1)T}^{iT} \xi_i(t) S_{\hat{m}_i}(t)\, dt \underset{\hat{\theta}_i = 0}{\overset{\hat{\theta}_i = 1}{\gtrless}} h_i, \qquad (3)$$

где порог h_i выбирается по заданной вероятности ложной тревоги.

Решение $\hat{\theta}_i = 0$ означает – на входе приемника средства опознавания сигнал отсутствует, решение $\hat{\theta}_i = 1$ означает – на входе приемника средства опознавания действует сигнал $S_{\hat{m}_i}$.

Показателем достоверности приёма информационной группы сигнала опознавания является вероятность правильного её приема

$$P_{\text{пп}} = \prod_{i=1}^{I} P_{\text{пп}\,i}, \qquad (4)$$

где $P_{\text{пп}\,i}$ – вероятность правильного приёма i-го импульса группы.

Правильный прием i-го импульса группы подразумевает правильное его обнаружение по критерию Неймана-Пирсона и правильное различение (формирование правильной оценки $\hat{m}_i$) по критерию идеального наблюдателя. В соответствии со смешанным критерием идеального наблюдателя – Неймана-Пирсона

$$P_{\text{пп}\,i} = P_{\text{по}\,i} \cdot P_{\text{разл}\,i}, \qquad (5)$$

где $P_{\text{по}\,i}$ – вероятность правильного обнаружения i-го импульса при условии правильного различения, при когерентном приеме вычисляемая по формуле [6]

$$P_{\text{по}\,i} = 1 - \Phi\left(\frac{h_i}{\sqrt{Q_i}} - \sqrt{Q_i}\right), \qquad (6)$$

где $\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{x} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$ – интеграл вероятности,

$Q_i = \left(\frac{2E_{\text{с}}}{N}\right)_i$ – отношение сигнал/шум (отношение удвоенной энергии сигнала $E_{\text{с}}$ к спектральной плотности мощности шума N) при приёме i-го импульса,

h_i – порог, вычисляемый по заданной вероятности ложной тревоги.

На основе [6] с учетом M каналов в приёмнике

$$P_{\text{лт}} = 1 - \left[\Phi\left(\frac{h_i}{\sqrt{Q_i}}\right)\right]^M, \qquad (7)$$

следующим образом

$$h_i = \sqrt{Q_i} \cdot \Phi^{-1}\left[\left(1 - P_{\text{лт}}\right)^{1/M}\right] \qquad (8)$$

где $\Phi^{-1}\left[y\right]$ – функция, обратная интегралу вероятности.

Вероятность правильного различения M ортогональных сигналов при приёме i-го импульса определяется как

$$P_{\text{разл } i} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(x - \sqrt{Q_i} \right)^2 \right] \cdot \Phi^{M-1}\left(x \right) dx . \qquad (9)$$

Последовательное выполнение представленных соотношений составляет процедуру (методику) оптимизации исходной (базовой) структуры информационной группы сигнала опознавания беспилотных летательных аппаратов, с заданными $I = I_0,\ M = M_0,\ T = T_0$, по показателю потенциальной достоверности её приёма (4). Оптимизация заключается в поиске другой (других) структуры, обеспечивающей повышение значения указанного показателя при ограничении длительности информационной группы $I_0 T_0$, мощности импульса P_p и количества передаваемой информации $I_0 \log_2 M_0$.

Для формального учёта указанных ограничений удобно использовать понятие энергии сигнала E_b, приходящейся на один бит передаваемой информации. Действительно, с учетом того, что в информационной группе $I_0 \log_2 M_0$ бит,

$$E_b = \frac{P_p\, T_0\, E_{\text{с}0}}{I_0 \log_2 M_0} = \frac{I_0}{\log_2 M_0}, \qquad (10)$$

где E_{c0} – энергия сигнала в исходной (базовой) структуре.

Из (10) следует, что постоянство трёх параметров – длительности информационной группы $I_0 T_0$, мощности импульса P_p и количества передаваемой информации $I_0 \log_2 M_0$ – обеспечивает постоянство E_b. Значит, сравнение различных структур по показателю (4) должно выполняться при одинаковом отношении энергии сигнала, приходящейся на один бит передаваемой информации, к спектральной плотности шума $\frac{E_b}{N}$.

2 Результаты имитационного моделирования обработки информационной группы запросного сигнала

Рассмотрим исходную (базовую) структуру с $I_0 = 9,\ M_0 = 128$. При принятых выше ограничениях возможны другие структуры, представленные в таблице 1.

Для расчета значений показателя (4) достоверности приёма информационной группы сигнала опознавания, обеспечиваемых представленными структурами, задаётся $\frac{E_b}{N}$, затем для каждой структуры рассчитывается $Q = \frac{2E_{\text{с}}}{N} = 2\frac{E_b}{N}\frac{I_0}{I}\log_2 M_0$ (в

данном случае предполагается, что отношение сигнал/шум при приеме различных импульсов информационной группы одно и то же: $Q_1 = Q_2 = ... = Q_I = Q$). График зависимости показателя (4) от $\frac{E_b}{N}$ при заданной вероятности ложной тревоги 10^{-4} при приеме всей информационной группы для различных структур информационной группы сигнала опознавания представлен на рисунке 2.

Т а б л и ц а 1 – Возможные структуры информационной группы сигнала опознавания

№	I	M	$I \log_2 M$, бит
0	9	128	63
1	8	256	64
2	7	512	63
3	7	1024	70

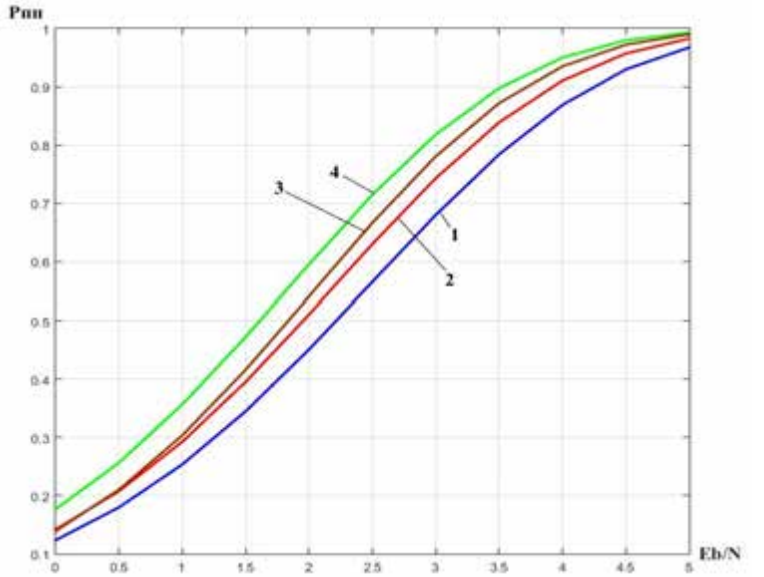


Рисунок 2 – График зависимости вероятности правильного приема информационной группы от отношения сигнал/шум при заданной вероятности ложной тревоги: 1 – при *I*=9, *M*=128, 2 – при *I*=8, *M*=256, 3 – при *I*=7, *M*=1024, 4 – при *I*=7, *M*=512.

Выводы

Таким образом, из анализа зависимости на рисунке 2 можно сделать вывод, что представленная процедура (методика) обеспечивает оптимизацию структуры информационной группы сигналов опознавания беспилотных летательных аппаратов. Так, в рассмотренном примере оптимизация исходной структуры сигнала опознавания (кривая под номером 1) увеличила вероятность правильного приёма информационной группы с $P_{пп}$=0,56 до $P_{пп}$=0,72 при $\frac{E_b}{N}$=2,5 дБ (кривая под номером 4), т.е. на

28%, тем самым повысив достоверность её приёма.

Литература

1 Фролов И. Н., Логинов С. С., Яруллин Р. Р. Система радиолокационного опознавания малых беспилотных летательных аппаратов для комплексов и систем войсковой ПВО // Развитие теории и практики применения войсковой ПВО Вооруженных Сил Российской Федерации в современных условиях: материалы XXX Всероссийской межведомственной военно-научной конференции. Часть 4. Смоленск : ВА ВПВО ВС РФ, 2023. С. 228-231.

2 Близнюк А. А. Обоснование сигнально-кодовой конструкции для запросного канала широкополосной системы опознавания // XIV научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского : сборник материалов Всероссийской научно-практической конференции М.: ООО «Экспериментальная мастерская Наука Софт», 2017. № 5. С. 477-485.

3 Близнюк А. А., Жиронкин С. Б., Кучин А. А. Помехоустойчивость запросного канала опознавания с широкополосными сигналами и корректирующими кодами в условиях импульсных шумовых и внутрисистемных помех // Журнал Сибирского федерального университета «Техника и технологии». 2019. № 12(6). С. 673-682.

4 Близнюк А. А., Мин Т. А., Юргеланова Ю. Ю. Применение широкополосных сигналов и кодов, исправляющих ошибки, для повышения помехоустойчивости системы радиолокационного опознавания // Системы связи и радионавигации: сборник тезисов III Всероссийской НТК. Красноярск: АО «НПП «Радиосвязь», 2016. С. 186-189.

5 Миддлтон Д. Введение в статистическую теорию связи. : пер. с англ. / под ред. К.Ш.Зигангирова. М.: Радио и связь, 1982. 832 с.

6 Тихонов В. И., Харисов. В. Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. М.: Радио и связь, 1991. 608 с.

Жиронкин Сергей Борисович – доктор технических наук, профессор, старший научный сотрудник, Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова, г. Тверь.
Область научных интересов: помехоустойчивость передачи данных.
E-mail: iadrin@mail.ru.

Грошев Эдуард Иванович – преподаватель, Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова, г. Тверь.
Область научных интересов: помехоустойчивость передачи данных.
E-mail: ediktver@mail.ru.

Марков Никита Андреевич – адъюнкт, Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова, г. Тверь.
Область научных интересов: помехоустойчивость передачи данных.
E-mail: markovety@mail.ru.

Благовещенский Александр Станиславович – доцент, Ярославское высшее военное училище противовоздушной обороны имени Маршала Советского Союза Л.А. Говорова, г. Ярославль.
Область научных интересов: помехоустойчивость передачи данных.
E-mail: edik_maletin@mail.ru

Почтовый адрес: 170100, г. Тверь, улица Жигарева, дом 50.

INTERFERENCE IMMUNITY OF RECOGNITION SIGNAL RECEPTION FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

The article presents an analysis of the noise immunity of the structure of the information group of identification signals for unmanned aerial vehicles, consisting of several pulses, based on the indicator of the potential reliability of its reception.

Keywords: orthogonal signals, ideal observer criterion, Neyman-Pearson criterion, identification, optimization, probability of false alarm, probability of correct detection, probability of correct discrimination.

Sergey Borisovich Zhironkin – Doctor of Technical Sciences, Professor, Senior Researcher, Military Academy of Aerospace Defense named after Marshal of the Soviet Union G.K. Zhukov, Tver.
Research interests: noise immunity of data transmission.

Eduard Ivanovich Groshev – Educator, Military Academy of Aerospace Defense named after Marshal of the Soviet Union G.K. Zhukov, Tver.
Research interests: noise immunity of data transmission.

Nikita Andreevich Markov – Adjunct, Military Academy of Aerospace Defense named after Marshal of the Soviet Union G.K. Zhukov, Tver.
Research interests: noise immunity of data transmission.

Alexander Stanislavovich Blagoveshchensky – Associate Professor, Yaroslavl Higher Military School of Air Defence named after Marshal of the Soviet Union L.A. Govorov, Yaroslavl.
Research interests: noise immunity of data transmission.

УДК 621.396.96

ИЗМЕРЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫХ КООРДИНАТ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ С УЧЕТОМ СКОРОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ РАДИОВОЛН.

Яковлев В.Т., Плясовских А.П.

Предложен подход к расчету пространственно-временных координат подвижного объекта и графическим образом приведен пример расчета его скорости движения, равной 0,5 скорости распространения радиоволн. Приведена аргументация, поясняющая сопоставление полученных результатов со специальной теорией относительности.

Ключевые слова: объекты; радиоимпульсы; время; расстояние; координаты.

Введение

В настоящее время растут требования к точности дистанционного измерения координат высокоскоростных подвижных объектов (например – спутников), при этом используются различные методы измерения, в том числе использующие сигналы точного времени с установкой во всех заданных точках пространственных координат. При высоких скоростях движения и высокоточных измерениях координат объектов возникает необходимость использовать релятивистские поправки при счислении и обмене координатами неподвижного и подвижного объектов. Эти поправки дают разные результаты [1-3] и приводят к парадоксам и противоречиям. Кроме того, существует взгляд, что вывод исходного уравнения в специальной теории относительности [4] не вполне корректен [5]. Снятие противоречий обосновывается в теории аберрации [1]. Ниже приводятся модели задачи измерения координат с использованием пространственно-временных траекторий движения передатчиков, приемников и радиоимпульсов, свободные от противоречий, но требующие изменения традиционных взглядов на процессы, происходящие при радиоизмерении координат подвижных объектов. Геометрия задачи приведена на рисунке 1.

1 Описание (модель) задачи

Имеются два протяженных (линейных) объекта**,** расположенных по прямой линии движения, на которых установлены приемопередатчики коротких радиоимпульсов, и которые связаны соответственно с неподвижной (индекс «н») и подвижной (индекс «п») системами координат, и пространство (одно) распространения радиоимпульсов от подвижных и неподвижных передатчиков.

Полагаем, что выполняются следующие положения, которые присущи известным радиотехническим системам определения координат подвижных объектов:

Пространственные координаты всех избранных точек неподвижной и подвижной системы координат могут быть определены и зафиксированы в начальный момент времени в неподвижной и подвижной системах координат.

Часы во всех заданных точках неподвижной и подвижной систем координат синхронизированы в начальный момент времени, то есть часы во всех точках подвижной системы координат могут быть синхронно установлены в начальный момент времени по часам неподвижной системы координат.

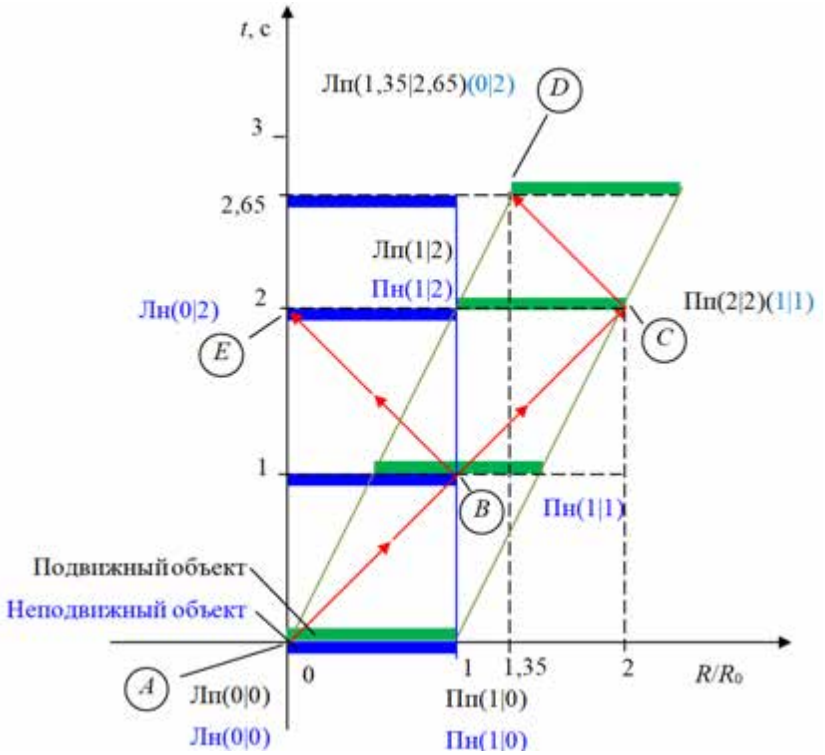


Рисунок 1 – Графическое пояснение работы 4-х приемо-излучающих систем, установленных на концах неподвижных и подвижных объектов: Лн, Пн – левая точка и правая точка неподвижного объекта; Лп, Пп – левая точка и правая точка подвижного объекта; тонкие линии означают ПВ траектории соответствующих точек; тонкие линии со стрелками означают ПВ траектории движения радиоимпульса; событие *A* – излучение двух радиоимпульсов в подвижном и неподвижном объектах; событие *B* – переизлучение радиоимпульса в неподвижном объекте; событие *C* – переизлучение радиоимпульса в подвижном объекте; событие *D* – прием переизлученного радиоимпульса в подвижном объекте; событие *E* – прием переизлученного радиоимпульса в неподвижном объекте

Положим, что траектория распространения переднего фронта радиоимпульса в неподвижной системе координат не зависит от скорости передатчика, который его излучает. Это не противоречит радиофизическим уравнениям, описывающим распространение радиоволн в свободном пространстве. Этот факт используется также в специальной теории относительности [4, 6]. Если это не так, то в неподвижной системе координат возможно передавать информацию со скоростью, превышающую скорость распространения радиоволн в этой системе.

Полагаем, что часы идут синхронно во всех точках каждой системы координат.

Каждая точка траектории движения объектов, включая распространение ра-

диоимпульса, характеризуется двумя числами - пространственной и временной координатой в неподвижной и подвижной системе координат.

События характеризуются парой чисел (R, t), означающих пространственно-временные (ПВ) координаты события. На рисунках 1 и 2 они приведены в неподвижной системе координат. Совпадающие по пространству события могут быть охарактеризованы 4-мя числами-координатами в подвижной и неподвижной системах координат. Кроме того, полагаем, что есть техническая возможность регистрировать ПВ траектории переднего фронта распространения всех радиоимпульсов в неподвижной системе координат. Таким образом, рассматриваемая виртуальная модель по сути снабжена отличным информационно-координатным обеспечением, которое сегодня в принципе не является фантастическим.

Попробуем построить непротиворечивую картину событий. Для наглядности определение пространственно-временных координат объектов проведем графическим способом (рисунок 1).

Расстояния между точками Лн, Пн и Лп, Пп одинаковы и равны *R*о, которое, для удобства восприятия, равно расстоянию, проходимому радиоимпульсом за одну секунду в неподвижной системе координат ($3 \cdot 10^8$ м/с). Помещаем на концах объектов приемо-передатчики радиоимпульсов. Совместим начало координат подвижной и неподвижной систем координат в момент времени 0 и проведем установку нуля времени по часам неподвижной системы координат в совпадающих точках пространств неподвижной и подвижной системах координат. Среда распространения радиоимпульсов привязана к неподвижной системе координат. Рассмотрим процессы в неподвижной системе координат (в неподвижной среде). Пусть скорость распространения радиоимпульсов равна *R*о/с и скорость подвижной системы координат (так же подвижного объекта) *V* равна 0,5**R*о/с.

Из представленных графиков (рисунок 1), можно сделать следующий вывод.

Предполагаемые показания часов в точке С в неподвижной (2 сек) и подвижной (1сек) системах координат различны. В подвижной системе координат они записаны исходя из принципа относительности, который утверждает, что все процессы в инерциальных системах отсчёта идут одинаково. Графики же построены исходя из положения, что скорость распространения радиоволн не зависит от скорости излучающей эту волну антенны, что, по сути, означает, что волна распространяется в некой среде.

Это же подтверждается и графиками на рисунке 2

В момент времени, равный 0, запускаем подвижный и неподвижный передатчики Лн, Лп и излучаем два радиоимпульса **(событие «передача Лн0», событие «передача Лп0»),** из точки (0,0), распространяющихся вдоль оси R. Координаты этих событий в неподвижной и подвижной системе координат равны (0, 0). Через 1 секунду радиоимпульсы примутся неподвижным приемником Пн в точке с координатами (1,1) **(событие «прием Лн1»)** и через 2 секунды примутся приемником Пп в точке с координатами (2,2) (**событие «прием Пп 2»)** и переизлучатся в обратном направлении. Радиоимпульс из неподвижного передатчика Пн (точка (1,1)) примется приемником Лн в точке (0,2) **(событие «прием н2»)**, а радиоимпульс из подвижного передатчика Пп (координаты (2,2)) примется приемником Лп в точке с координатами (1,35; 2,65) **(событие «прием п2»)**, как обозначено на рисунке 1. На рисунке 2 дан пример, когда начало координат помещено в середину неподвижного

объекта. Из графиков следует, что встреча двух переизлученных от концов объектов радиоимпульсов в обеих системах координат происходит всегда в серединах объектов. Временная координата точки встречи у движущего объекта всегда больше. ПВ координаты точек переизлучения радиоимпульсов от концов подвижного объекта (точки С) разные, временные координаты больше у удаляющейся точки и меньше у приближающейся точки (по часам неподвижной системы координат). Требование одинаковости показаний часов подвижного объекта в точках С приводит к физической не реализуемости прохождения радиоимпульсов, так как требует изменения скорости распространения радиоимпульсов на участках С-Д, что противоречит хотя бы пункту 3 положений этой модели.

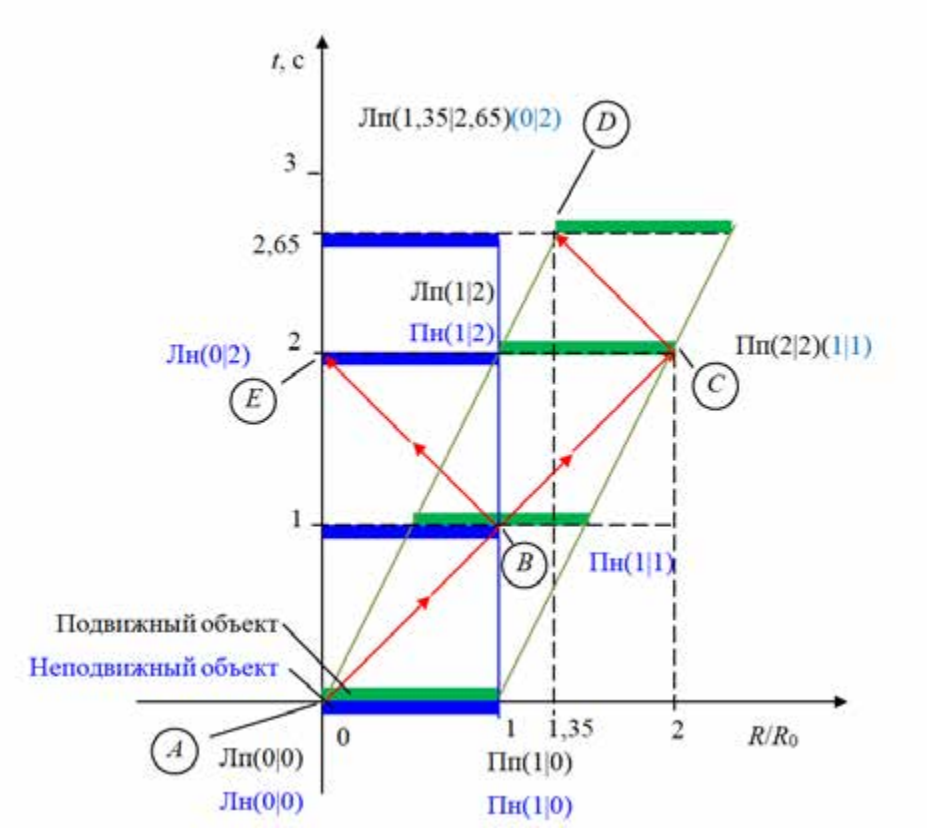


Рисунок 2 – Графическое пояснение работы 6-ти приемо-излучающих систем, установленных на концах и в середине неподвижных и подвижных объектов: событие *A* – излучение двух радиоимпульсов в подвижном и неподвижном объектах; событие *B* – переизлучение радиоимпульса в неподвижном объекте; событие *C* – переизлучение радиоимпульса в подвижном объекте; событие *D* – прием двух переизлученных радиоимпульсов в подвижном объекте; событие *E* – прием двух переизлученных радиоимпульсов в неподвижном объекте

Числа в скобках обозначают ПВ координаты событий в неподвижной и подвижной системах координат, как инерциальных систем.

Лн, Пн означают левая точка и правая точка неподвижного объекта. Лп, Пп

означают левая точка и правая точка подвижного объекта. Тонкие линии означают ПВ траектории соответствующих точек. Тонкие линии со стрелками означают ПВ траектории движения радиоимпульса. Начало координат помещено в центр неподвижного объекта;

Из анализа представленных материалов следует:

Путь, проходимый радиоимпульсом, от неподвижного передатчика и обратно в неподвижной системе координат и путь, проходимый радиоимпульсом, от подвижного передатчика и обратно в неподвижной системе координат разные и равны соответственно 2**R*o и 2,65**R*o.

Время, между излучением и приемом радиоимпульса неподвижными передатчиками и приемниками в неподвижной системе координат и время, между излучением и приемом радиоимпульса подвижными передатчиками и приемниками в подвижной системе координат разные и равны соответственно 2 и 2,65 с, (точка Е и С).

Разность путей до точки встречи радиоимпульсов одинакова.

Что касается хода часов (как приборов), то они могут идти по-разному. Это вопрос удобства пользования радионавигационными приборами. Но, с метрологической точки зрения, желательно, чтобы они шли синхронно в обеих системах координат, что всегда можно технически сделать [1].

Обращаем внимание на точки С (рисунок 2). Левая точка С подвижного объекта имеет временную координату 0,65 с и 1 с в соответствующих системах координат, а правая точка С имеет соответственно 2 с и 1 с. Это означает, что часы слева в подвижной системе координат идут медленнее, а справа быстрее, чем часы в неподвижной системе координат, что приводит к противоречиям.

Единственное предположение, удобное для логического и непротиворечивого восприятия описываемых событий – они идут синхронно (в пределах технической погрешности их начальной установки и взаимного ухода).

Представленная описательная модель процессов излучения, распространения и приема радиоимпульсов опирается на принятый в радиотехнике факт, что распространение радиоимпульсов от неподвижного и подвижного передатчиков происходит с одинаковой скоростью, так как электромагнитные импульсы при излучении «отрываются» от антенны, и распространяются «сами по себе, не привязанные ни к какой системе координат». Получается, что «среду», где они распространяются, можно считать условно неподвижной, а скорость распространения радиоволн брать из справочника.

Рассмотрим еще одну модель радиоизмерений координат подвижных объектов (рисунок 3).

Если допустить, что радиоимпульсы распространяются со скоростью, зависящей от скорости движения объекта (принцип сложения скоростей), то картина процессов получается непротиворечивой, показания часов подвижных и неподвижных объектов совпадают (рисунок 3), выполняется принцип равноправия инерциальных систем отсчета. Однако необходимо вводить поправки на скорость распространения радиоволн в зависимости от движения излучающих эти волны объектов. Это противоречит общепринятой теории распространения радиоволн и требует экспериментального подтверждения. Кроме того, это означает, что в неподвижной системе координат возможно передавать информацию со скоростью, превышающую скорость рас-

пространения радиоволн в этой системе. Изменяются также формулы для вычисления допплеровского смещения частоты. По этому эффекту можно, по-видимому, экспериментально определить практическую справедливость изложенных допущений.

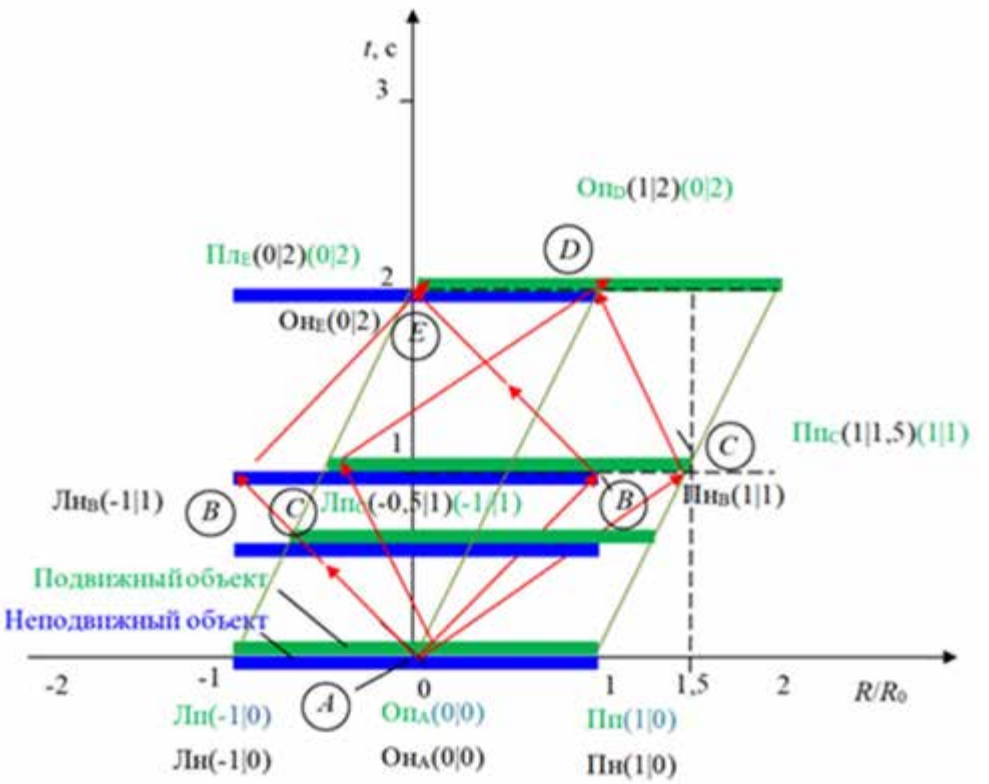


Рисунок 3 – Радиоимпульсы распространяются со скоростью, зависящей от скорости движения подвижного объекта

Таким образом, в рамках принятых выше условий, две модели распространения радиоимпульсов дают совпадающий результат в плане одинаковой скорости хода часов подвижных и неподвижных объектов. Из этого следует один практически важный вывод, что вводить релятивистские поправки на ход спутниковых часов не требуется.

Если необходимо, нужно сделать поправки, следующие из принципа сложения скоростей и теории аберрации [1-3],

Литература

1 Плясовских А.П. Теория аберрации – альтернатива специальной теории относительности; монография. Москва: Знание-М, 2023. 498 с.

2 Плясовских А. П. Закон аберрации и его приложения в навигации и управлении воздушным движением. М.: Знание-М, 2022. 70 с.

3 Плясовских. А.П., Яковлев В.Т., Григорьев С.В., Шайдуров И.Г., Пономарев К.Ю. О релятивистском замедлении времени в глобальных навигационных спутниковых системах // Радионавигация и время. 2024. № 14(22).

4 Эйнштейн А. Принцип относительности и его следствия в современной физи-

ке // Собр. науч. труд. Т.1. М., Наука .1965

5 Сайбель А.Г. Размышления о волнах, кумирах, терминах и физике с математикой // Радионавигация и время. 2024. №14(22).

6 Угаров В.А. Специальная теория относительности. М., 1977. 384 с.

Яковлев Виктор Тимофеевич – доктор технических наук, главный научный сотрудник, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: радионавигация, радиолокация.
Email: v.yakovlev@goz.ru

Плясовских Александр Петрович – доктор технических наук, главный конструктор, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: радионавигация, радиолокация.
Email: a.plyasovskikh@goz.ru

Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

MEASUREMENT OF SPATIO-TEMPORAL COORDINATES OF MOVING OBJECTS, TAKING INTO ACCOUNT THE SPEED OF RADIO WAVES DISTRIBUTION.

An approach to calculation of spatio-temporal coordinates of a moving object is proposed and an example of calculation of its speed of movement equal to 0.5 of the speed of radio waves distribution is graphically presented. The article provides an argumentation explaining the comparison of the obtained results with the special theory of relativity.

Keywords: objects; radio pulses; time; distance; coordinates.

Yakovlev Viktor Timofeevich – Doctor of Technical Sciences, Chief Researcher, JSC NPO Obukhovsky Zavod, St. Petersburg.
Area of scientific interests: radio navigation, radar.

Plyasovskikh Alexander Petrovich – Doctor of Technical Sciences, Chief Designer, JSC NPO Obukhovsky Zavod, St. Petersburg.
Area of scientific interests: radio navigation, radar.

УДК 623

МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ РОЮ БПЛА

Галаев В.Ю.

В статье представлена математическая модель оценки эффективности системы противодействия рою беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) при выполнении боевой задачи по обнаружению и огневому поражению важных объектов аэродрома. Модель включает шесть последовательных этапов: определение оптимального размера роя с учётом коэффициента синергии; описание роевого взаимодействия на основе локальной функции стоимости; моделирование движения центра масс роя к цели; оценку вероятности преодоления многоканальной системы обнаружения (РЛС, РТС, ОЭС, акустика); оценку вероятности преодоления эшелонированной системы функционального поражения, состоящей из рубежей ПВО, БПЛА-перехватчиков и средств ЭМИ; расчёт итоговой вероятности выполнения боевой задачи. Для каждого этапа приведены аналитические зависимости и численные примеры. Полученные результаты позволяют оценить эффективность системы противодействия и обосновывать требования к данной системе.

Ключевые слова: рой БПЛА; система противодействия; вероятность выполнения боевой задачи; коэффициент синергии.

Введение

Оценку эффективности системы противодействия будем считать через критерий вероятности выполнения боевой задачи (БЗ) роем БПЛА. Для этого определим основные этапы математического моделирования:

- оценивание необходимого количества единиц для успешного выполнения боевой задачи по обнаружению и функциональному поражению важных объектов аэродрома;
- проверка роевого взаимодействия, загрузка координат цели и получение боевой задачи каждым БПЛА;
- моделирование условий запуска, полета и выхода на маршрут движения;
- оценивание вероятностей преодоления подсистемы обнаружения;
- оценивание вероятностей преодоления подсистемы функционального поражения, включающей в свой состав активные и пассивные средства нейтрализации;
- оценивание эффективности выполнения боевой задачи по обнаружению и огневому поражению важных объектов аэродрома.

Для наглядной формализации процесса моделирования разработана схема, представленная на рисунке 1.

1 Этапы моделирования

1.1 Первый этап

Для выполнения боевой задачи по поражению важных объектов аэродрома j_{k1} и требуемой вероятностью выполнения боевой задачи $P_{\text{треб}}$, необходимо определить оптимальный размер роя

$$N_{\text{опт}} = \left\lceil \frac{j_{k1}}{k_s} \cdot \frac{\ln(1-P_{\text{треб}})}{\ln(1-P_{\text{пр.1}})} \right\rceil, \quad (1)$$

где $k_s \in (0,1]$ – коэффициент синергии, учитывающий взаимодействие внутри роя;

$P_{\text{пр.1}}$ – вероятность преодоления всех рубежей одним БПЛА. Определяется оператором на предварительном запуске.

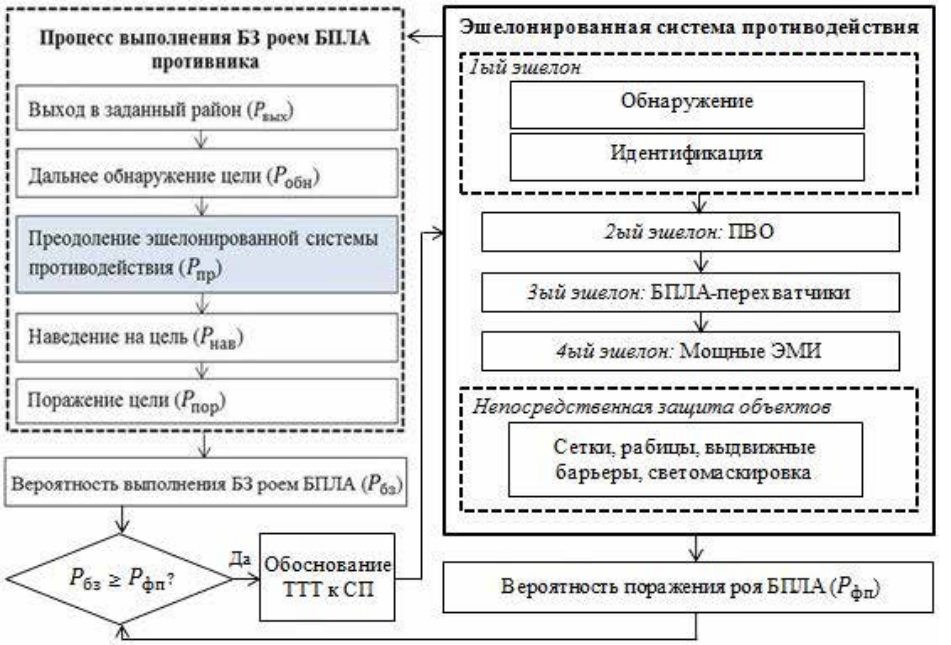


Рисунок 1 – Схема модели оценки СП рою БПЛА

В качестве примера рассмотрим задачу с $P_{\text{треб}} = 0.95$, $j_{k1} = 3$. Зависимость $N_{\text{опт}}$ от $P_{\text{треб}}$ для различных значений вероятности прорыва одним БПЛА $P_{\text{пр.1}} = 0{,}4;\ 0{,}5;\ 0{,}6$ и $0{,}7$ при $k_s = 1$ показана на рисунке 2.

Из рисунка видно, что для $P_{\text{треб}} = 0{,}95$ при $P_{\text{пр.1}} = 0{,}5$ требуется 12-13 БПЛА. Данная зависимость является ключевой для планирования операций и оценки достаточности сил обороны.

1.2 Второй этап

Структура и принципы роевого взаимодействия подробно описаны в работах [0, 0]. Локальная функция стоимости для i-го БПЛА, определяющая качество его текущего состояния с учётом взаимодействия с ближайшими соседями и окружающей средой, имеет вид

$$C_i = \omega_1 \left\| \vec{r}_i - \vec{r}_{\text{ц}} \right\| + \omega_2 \sum_{j \in N_{i(2)}} \left[\max(0, 1 - \frac{\|\vec{r}_i - \vec{r}_j\|}{d_{min}})^2 + \max(0, \frac{\|\vec{r}_i - \vec{r}_j\|}{d_{max}} - 1)^2 \right] +$$

$$\omega_3\|\vec{v_i} - \vec{v}_{\text{жел}}\| + \omega_4\|\vec{r_i} - \vec{r}_{\text{цм}}\| + \omega_5 \sum_{k\in b} \max(0,1 - \frac{\|\vec{r_i} - \vec{o_k}\|}{d_{\text{БД}}})^2, \quad (2)$$

где $\vec{r_i}$ – вектор текущего положения i - го БПЛА (обычно трёхмерные координаты (x, y, z), или двумерные (x, y));

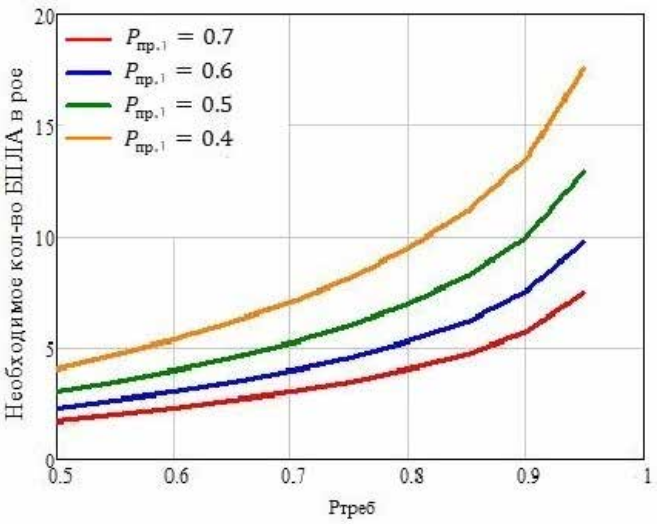


Рисунок 2 – Зависимость необходимого количества БПЛА в рое от требуемой вероятности выполнения задачи

$\vec{r}_{\text{ц}}$ – вектор целевой точки (координаты неподвижной цели $(x_{\text{ц}}, y_{\text{ц}})$);

$N_{i(2)}$ – множество двух ближайших соседей i - го БПЛА, находящихся на наименьшем расстоянии (если соседей меньше двух, берутся все доступные);

$\vec{r_j}$ – вектор положения j - го БПЛА (ближайшего соседа);

d_{min}, d_{max} – минимально/максимально допустимое расстояние между БПЛА;

$\vec{v_i}$ – вектор текущей скорости i - го БПЛА;

$\vec{v}_{\text{жел}}$ – желаемая скорость (может быть постоянной крейсерской скоростью, средней скоростью соседей или заданной программой полёта);

$\vec{r}_{\text{цм}}$ – центр масс роя (вычисляется как среднее арифметическое положений всех БПЛА в рое или тех, информация о которых доступна);

$\vec{o}_k$ – вектор положения k - го препятствия (координаты его центра);

b – множество препятствий;

$d_{\text{БД}}$ – безопасная дистанция до препятствий;

ω_1 – весовой коэффициент достижения цели, характеризующий важность полета к объекту даже ценой некоторого сближения с соседями, или отклонения от центра роя;

ω_2 – весовой коэффициент безопасной дистанции до соседей, регулирующий важность сохранения расстояния до двух ближайших БПЛА в заданном коридоре $[d_{min}, d_{max}]$;

ω_3 – весовой коэффициент поддержания скорости, задающий приоритет поддержания желаемой скорости полёта;

ω_4 – весовой коэффициент сплочённости роя, определяющий важность нахож-

дения вблизи центра масс всей группы;

ω_5 – весовой коэффициент избегания препятствий, устанавливающий, насколько сильно БПЛА должен уклоняться от препятствий.

Минимизация функции стоимости обеспечивает формирование устойчивого роевого поведения, при котором одновременно выполняются требования движения к цели, поддержания безопасных дистанций и согласованности траекторий.

1.3 Третий этап

После загрузки координат цели $(x_{\text{ц}}, y_{\text{ц}})$ и распределения боевых задач, рой переходит из начального состояния $\overrightarrow{r_0} = (0,0,0)^T, \overrightarrow{V_0} = \vec{0}$ в режим горизонтального полета: высота $h = H$, угол тангажа $\theta = 0$. Считаем, что рой (центр масс которого имеет координаты $(x_{\text{цм}}, y_{\text{цм}})$) успешно взлетел, набрал высоту H и движется с постоянной путевой скоростью V и курсом ψ на цель. Уравнение движения центра масс имеет вид

$$\dot{x}_{\text{цм}} = V cos\psi, \dot{y}_{\text{цм}} = V sin\psi, \tag{3}$$

Так как координаты цели уже известны, угол линии визирования на цель

$$\lambda = arctg(\tfrac{y_{\text{ц}} - y_{\text{цм}}}{x_{\text{ц}} - x_{\text{цм}}}), \tag{4}$$

При наличии отклонения по курсу $\Delta\psi$, управление можно задать пропорциональным законом наведения

$$\dot{\psi} = k_{\text{н}} \frac{V}{d_{\text{ц}}} \sin(\lambda - \psi), \tag{5}$$

где $k_{\text{н}} > 2$ – коэффициент наведения, зависящий от погодных условий и возможностей технических средств (обычно $k_{\text{н}} = 3 \dots 5$);

$d_{\text{ц}} = \left\|\vec{r}_{\text{ц}} - \vec{r}_{\text{цм}}\right\| = \sqrt{(x_{\text{ц}} - x_{\text{цм}})^2 + (y_{\text{ц}} - y_{\text{цм}})^2}$ – расстояние до цели.

На данном этапе моделирования определяются уточнённые координаты цели, ошибка по курсу, параметры траектории движения и соответствующие временные зависимости. Функция стоимости (2) здесь не используется, поскольку рассматривается движение центра масс роя как единой системы.

1.4 Четвертый этап

Каждый этап зависит от успешного завершения предыдущего. Вероятность выполнения боевой задачи роем БПЛА рассчитывается следующим образом [0]

$$P_{\text{бз}} = P_{\text{вых}} \cdot P_{\text{обн}} \cdot P_{\text{пр}} \cdot P_{\text{нав}} \cdot P_{\text{пор}}, \tag{6}$$

где $P_{\text{вых}}, P_{\text{обн}}, P_{\text{пр}}, P_{\text{нав}}, P_{\text{пор}}$ — вероятность преодоления определенного этапа.

Рассмотрим многоканальную систему обнаружения, включающую радиолокационные (РЛС), радиотехнические (РТС), оптико-электронные (ОЭС) и акустические (АК) средства. Обозначим множество сенсоров как $m \in \{\text{РЛС}, \text{РТС}, \text{ОЭС}, \text{АК}\}$. Для каждой точки в пространстве и времени $s = (r, t)$, где $r = (x, y)$ или (x, y, z) – координаты в пространстве, а t – время.

Вероятность обнаружения представлена на рисунке 3. Если считать каналы условно независимыми при фиксированном s, то вероятность обнаружения цели в точке s хотя бы одним из сенсоров определяется выражением

$$P_D(s) = 1 - \prod_m \left(1 - P_D^{(m)}(s)\right), \tag{7}$$

Для оценки вероятности обнаружения беспилотников на маршруте движения

предположим, что БПЛА движется по траектории $s(\tau) = (r(\tau), \tau)$, где $\tau \in [t_0,\ t_1]$ – время. Разобьём отрезок $[t_0,\ t_1]$ на L малых интервалов длительностью $\Delta\tau$ так, чтобы события обнаружения на разных интервалах можно было считать условно независимыми

$$P_{\text{обн}} = 1 - \prod_{k=1}^{L}\left(1 - P_D(s_k)\right),\ s_k = s(\tau_k), \qquad (8)$$

где L – число малых интервалов, на которые разбит временной отрезок $[t_0,\ t_1]$;

$s_k = s(\tau_k)$ – точка пространства-времени, соответствующая выбранному моменту τ_k на k - м интервале (например, начало, середина или конец).

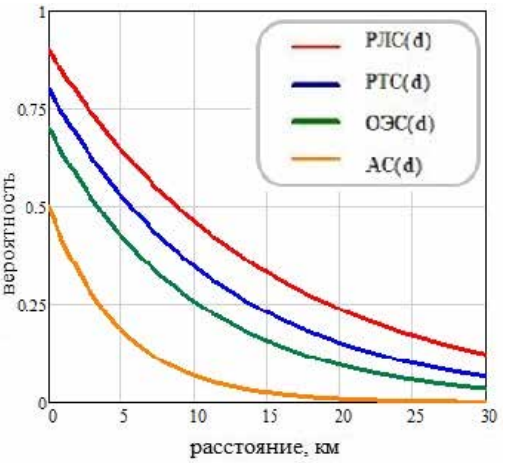


Рисунок 3 – Вероятности обнаружения отдельными сенсорами в зависимости от дальности до охраняемого объекта

В непрерывном пределе процесс обнаружения аппроксимируется пуассоновским процессом с интенсивностью $\lambda(s)$ так, чтобы для малого интервала выполнялось приближённое равенство $P_D(s) \approx \lambda(s)\, d\tau$. Переходя к непрерывному случаю и заменяя сумму в показателе интегралом, из (7) получаем

$$P_{\text{обн}} = 1 - exp\left(-\int_{t_0}^{t_1} \lambda(s(\tau))\, d\tau\right), \qquad (9)$$

Вероятность преодоления зоны обнаружения (не будет обнаружен), равна

$$P_{\text{прохода}} = 1 - (1 - exp\left(-\int_{t_0}^{t_1} \lambda\big(s(\tau)\big) d\tau\right)), \qquad (10)$$

где $\lambda(s)$ – агрегированная «плотность вероятности обнаружения» в данной точке, уже включающая вклад всех каналов обнаружения.

В дискретной форме эта же величина записывается как

$$P_{\text{прохода}} = \prod_{k=1}^{L}(1 - P_D(s_k), \qquad (11)$$

Пороговые настройки, допустимые уровни ложных тревог и прочие эксплуатационные параметры для каждого канала входят в калибровку $P_D^{(m)}(s)$ и/или $\lambda(s)$ и задаются обороняющейся стороной.

Итоговая зависимость вероятности обнаружения БПЛА, движущегося в составе роя от времени реакции подсистемы обнаружения, полученная на основе технических характеристик из работ [4-0] и базы данных, представлена на рисунке 4.

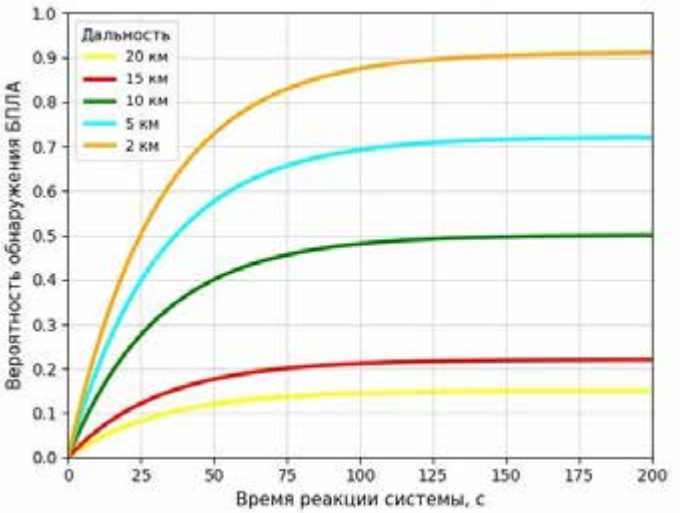


Рисунок 4 – Зависимости вероятности обнаружения БПЛА от времени реакции подсистемы обнаружения

2 Эшелонированная СП

2.1 Пятый этап

Рассмотрим систему противодействия, состоящую из трёх последовательных рубежей поражения:

1-й рубеж (дальний) – средства ПВО (зенитные ракетные комплексы);

2-й рубеж (средний) – БПЛА-перехватчики (новое);

3-й рубеж (ближний) – средства ЭМИ.

Обозначим индекс рубежа $i = 1,2,3$. Пусть событие S_i означает сохранение работоспособности БПЛА после прохождения i - го рубежа. Тогда вероятность преодоления всей системы определяется выражением

$$P_{\text{пр}} = P(S_1 \cap S_2 \cap S_3), \qquad (12)$$

Моделирование налета группы ударных БПЛА ($V = 70$км/ч, $H = 300$м, $m = 50$ кг) на охраняемый объект [0] показало, что средняя вероятность поражения одиночной цели огневыми средствами ПВО составляет $P_{\text{пво}} \approx 0{,}26$. Тогда вероятность прорыва для одного БПЛА

$$P_{\text{пр.ПВО}} = 1 - P_{\text{пво}} \approx 0{,}74.$$

В рассматриваемом случае объектом атаки являются БПЛА малого класса, что существенно снижает их эффективную площадь рассеивания (ЭПР), а значит, затрудняет своевременное обнаружение и поражение. Для учёта этого фактора примем $P_{\text{пво}} = 0{,}2$ как более консервативную оценку. На рисунке 5 представлена зависимость вероятности преодоления рубежа ПВО от численности роя для различных значений $P_{\text{пво}}$.

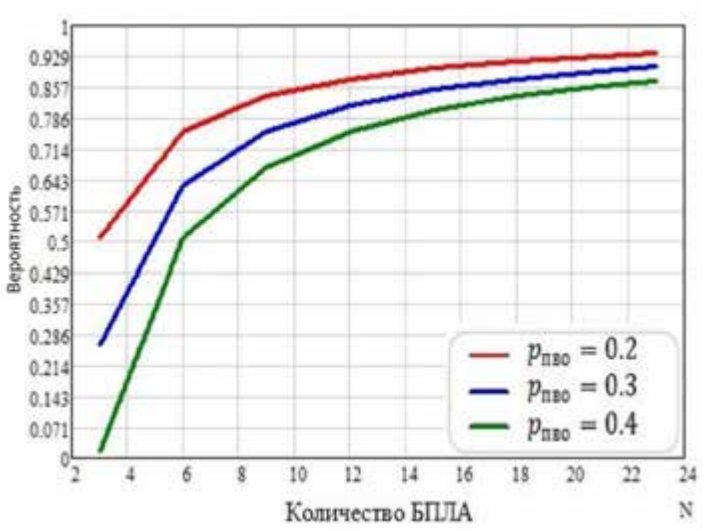


Рисунок 5 – Зависимость вероятности преодоления рубежа ПВО от количества БПЛА в рое при различных вероятностях поражения одного БПЛА $P_{пво}$

Как видно из графика, при $P_{пво} = 0.2$ для роя из 13 БПЛА вероятность преодоления составит $P_{пр.ПВО} \approx 0.89$.

Для определения вероятности $P_{пр.рой}$ преодоления контрроя примем, что каждый БПЛА-перехватчик способен уничтожить $\mu = 1$ целей, тогда вероятность нейтрализации в боевых условиях одной цели одним перехватчиком примет вид

$$p_c^* = p_c \cdot \beta \cdot \gamma \cdot \delta, \quad (13)$$

где p_c – вероятность поражения одной цели одним перехватчиком в идеальных условиях (лабораторных или полигонных). Для расчетов возьмем $p_c \approx 0{,}7$;

β, γ, δ – коэффициенты силовой нагрузки, временной доступности и топологического положения соответственно. Для расчетов возьмем $\beta \approx 0{,}9, \gamma \approx 0{,}9, \delta \approx 1$.

Тогда с учётом общего количества БПЛА в рое противника $N = 12$, искомая вероятность рассчитывается как

$$P_{пр.рой} = \max(0, \frac{N - N_c \mu p_c^*}{N}) \approx 0{,}81, \quad (14)$$

В условиях применения генератора мощного электромагнитного воздействия (ЭМИ) эффективность подавления роя БПЛА определяется не только мощностными характеристиками источника, но и пространственным распределением атакующих целей. При фиксированной диаграмме направленности (ДН) антенна формирует статичный луч конечной ширины, что принципиально ограничивает возможность одновременного поражения роя с угловой расходимостью.

Напряжённость электрического поля определяется по формуле

$$E(R) = \sqrt{S(R) \cdot \eta_0} \text{ [Вт/м]}, \quad (15)$$

где $\eta_0 \approx 377$ (Ом) – волновое сопротивление свободного пространства;

$S(R)$ – плотность потока мощности на дальности R [0]

$$S(R) = \frac{P_t \cdot G \cdot \eta_{line}}{4\pi R^2} \text{ [Вт/м}^2\text{]}, \quad (16)$$

где P_t – выходная мощность излучателя, (Вт);

η_{line} – коэффициент эффективности линии передачи (доля мощности передат-

чика, которая доходит до антенны без потерь в фидере);

$G = \eta_{ap}(\frac{\pi D}{\lambda})^2$ – коэффициент усиления параболической антенны

С апертурной эффективностью $\eta_{ap} = 0{,}55$, длиной волны $\lambda = 0.1224$ м (частота 2,45 ГГц), КПД фидера $\eta_{line} = 0{,}95$ диаметром антенны $D = 0{,}6$ м коэффициент усиления составит $G = 130{,}4$ (21,2 дБи).

Вероятность прорыва хотя бы одного дрона из роя через рубеж ЭМИ-поражения рассчитывается по модифицированной модели вероятности прорыва группы объектов через распределённую по фронту зону поражения, аналогичной схемам, используемым в теории боя и моделях подавления средств нападения [0]. Адаптированная под рассматриваемую задачу формула имеет вид

$$P_{\text{прорыв}}(\varphi) = 1 - (\frac{1}{D}\int_{-D/2}^{D/2} P_c \frac{\max(0{,}2\sqrt{R_{\text{эми}}^2(\varphi) - y^2})}{L} dy)^N, \qquad (17)$$

где D – ширина роя (диаметр фронта, м);

P_c – коэффициент поражения БПЛА при условии, что его траектория попадает в зону ЭМИ-поражения (принимается равным 0,5, поскольку $R_{\text{эми}}$ рассчитан по $E(R)$, при которой вероятность повреждения полупроводниковых узлов составляет 50% [0]);

y – координата БПЛА поперёк направления движения ($y = 0$ – центр роя, м);

$R_{\text{эми}} = 2L \cdot \tan(\varphi/2)$ – радиус зоны поражения ЭМИ-поля на дальности L до центра роя;

φ – угол по азимуту.

На рисунке 6 представлены результаты расчёта вероятности прорыва роя $P_{\text{прорыв}}(\varphi)$ в зависимости от количества БПЛА в рое N для фиксированных значений угла $\varphi = 8°, 12°, 16°, 22°$ при дальности $L = 200$ м и ширине фронта $D = 50$ м. Графики построены в предположении, что все БПЛА расположены в плоскости фронта (строй типа «стенка»), а поражающее действие ЭМИ ограничено главным лепестком диаграммы направленности антенны.

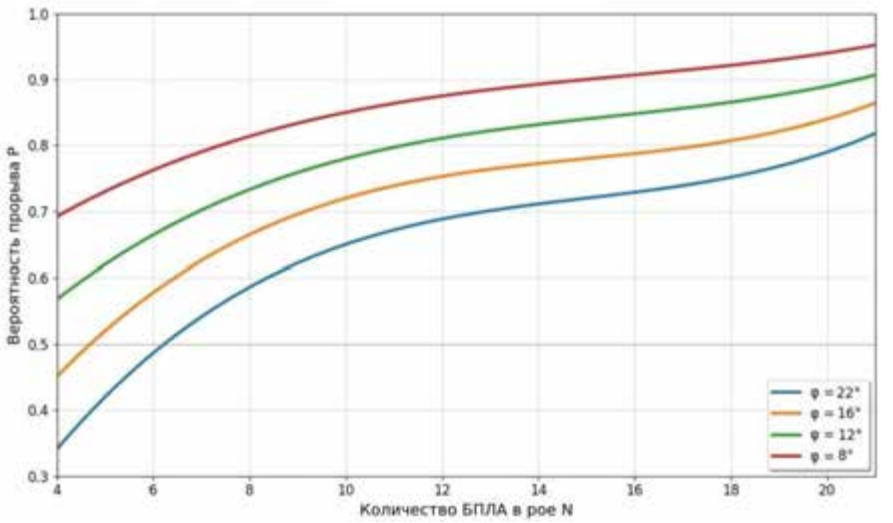


Рисунок 6 – Зависимость вероятности прорыва роя от числа БПЛА при различных углах φ

Следует отметить, что в реальных условиях боевого применения рой может иметь пространственное построение с глубиной, что приводит к ослаблению поля для дальних БПЛА из-за увеличения расстояния до источника излучения, но такая тактика более уязвима для ЭМИ. Кроме того, в представленной модели не учитывалось влияние боковых лепестков антенны: попадание в них способно вызывать сбои в работе наиболее чувствительных систем БПЛА – навигационного приёмника и контроллера камеры [0, 0]. Такое воздействие может дополнительно снизить вероятность успешного наведения на цель примерно на 15 %. Таким образом, изображённые на рисунке зависимости следует рассматривать как верхнюю оценку эффективности прорыва; при более детальном моделировании с учётом указанных факторов ожидаемые значения вероятности будут несколько ниже. Тогда $P_{\text{пр}} = 0{,}89 \cdot 0{,}8 = 0{,}72$ без учета БПЛА-перехватчиков и с углом антенны ЭМИ $\varphi = 12°$.

2.2 Шестой этап

Оценка эффективности выполнения боевой задачи роем БПЛА по обнаружению и огневому поражению важных объектов аэродрома может производиться путем применения правила произведений для последовательных этапов [0]. Для роя, состоящего из N однотипных БПЛА, вероятность успешного выполнения боевой задачи $P_{\text{бз}}(t)$ определяется как вероятность того, что хотя бы один аппарат выполнит все этапы. При независимости действий аппаратов и последовательности этапов вероятность успеха для одного БПЛА равна произведению вероятностей успешного прохождения каждого этапа, а для роя в целом

$$P_{\text{бз}}(t) = 1 - (1 - P^1_{\text{вых}} P^1_{\text{обн}} P^1_{\text{нав}} P^1_{\text{пор}})^N, \qquad (18)$$

Однако на практике часто используют приближённую формулу, вычисляя вероятности этапов для роя как функции от N и перемножая их, предполагая, что для успеха необходимо пройти все этапы хотя бы одним аппаратом. Для упрощения моделирования предполагается статистическая независимость этапов. В этом случае

$$P_{\text{бз}}(t) = P_{\text{вых}}(N) P_{\text{обн}}(N) P_{\text{нав}}(N) P_{\text{пор}}(N), \qquad (19)$$

где $P_{\text{вых}}(N)$ – вероятность того, что хотя бы один БПЛА выйдет в заданный район (определяется на первом этапе моделирования с учётом функции стоимости (1));

$P_{\text{обн}}(N)$ – вероятность успешного обнаружения цели при заданном уровне ложных тревог;

$P_{\text{нав}}(N)$ – вероятность того, что траектория поиска хотя бы одного БПЛА совпадёт с положением цели;

$P_{\text{пор}}(N)$ – вероятность успешного огневого поражения цели.

Учитывая модель Купмана, усилие поиска, создаваемое одним БПЛА, измеряется отношением просмотренной площади к площади вероятного местонахождения объекта

$$\text{C} = \frac{WvT}{S}, \qquad (20)$$

где W – эффективная ширина полосы обнаружения (зависит от высоты, чувствительности сенсоров и т.д.);

v – скорость БПЛА;

T – время поиска;

S – площадь района вероятного местонахождения цели.

Тогда вероятность обнаружения цели роем БПЛА за время T примет вид:

$$P_{\text{нав}}(N) = 1 - e^{-NC}, \quad (21)$$

Усреднённая вероятность успешной разведки $\bar{P}^1_{\text{обн}}$ для одного БПЛА зависит от отношения сигнал/шум $\psi(d_{\text{ц}})$, которое меняется с дальностью $d_{\text{ц}}$ до цели, и от плотности распределения дальности $f_D(d_{\text{ц}})$. Тогда

$$\bar{P}^1_{\text{обн}} = \int P^1_{\text{нав}}(a;\ \psi(d_{\text{ц}}))f_D(d_{\text{ц}}), \quad (22)$$

Для роя из N БПЛА, действующих независимо, вероятность того, что хотя бы один успешно проведёт разведку,

$$P_{\text{обн}}(N) = 1 - (1 - \bar{P}^1_{\text{обн}})^N, \quad (23)$$

Пусть каждый БПЛА вооружён n боеприпасами, вероятность поражения цели одним выстрелом равна q. Тогда вероятность поражения цели одним БПЛА

$$P^1_{\text{пор}} = (1 - (1 - q)^n) - k_{\text{зс}}, \quad (24)$$

где $k_{\text{зс}} = 0{,}05$ – коэффициент защитных сооружений (габионов, сеток и т.п.).

Для роя из N БПЛА, каждый из которых может вести огонь независимо, вероятность поражения цели хотя бы одним выстрелом

$$P_{\text{пор}}(N) = 1 - \left(1 - P^1_{\text{пор}}\right)^N = (1 - (1 - q)^{nN}) - k_{\text{зс}}, \quad (25)$$

Подставляя выражения (2.21), (2.23) и (2.25) в (2.19), получим итоговую формулу для вероятности выполнения боевой задачи роем

$$P_{\text{бз}}(t) = P_{\text{вых}}(N)(1 - e^{-NC})(1 - \left(1 - \bar{P}^1_{\text{обн}}\right)^N)((1 - (1 - q)^{nN}) - k_{\text{зс}}), \quad (26)$$

При этом вероятность выхода в район $P_{\text{вых}}(N)$ может быть определена аналогично: если для одного БПЛА вероятность выхода равна $p_{\text{вых}}$, то для роя $P_{\text{вых}}(N) = 1 - (1 - p_{\text{вых}})^N$. Однако в общем случае $P_{\text{вых}}(N)$ может быть получена из моделирования первого этапа с учётом функции стоимости (2.2) и воздействия системы обнаружения (третий этап).

Расчётный пример был реализован программным путём с характеристиками, взятыми из научных работ и баз данных, зарегистрированных в федеральном институте промышленной собственности Российской Федерации [0 – 0, 0, 0]. Результаты расчёта представлены на рисунке 7.

Из представленного графика следует, что для выполнения боевой задачи по разведке и огневому поражению важного объекта аэродрома без учета преодоления эшелонированной системы противодействия с вероятностью 0,78 рою из N БПЛА потребуется 20 минут. При этом на выход в район задачи уходит 6 минут, на обнаружение j_{k1} цели – до 3 минут, наведение на цель занимает до 6 минут. Зависимость от числа БПЛА позволяет оптимизировать состав роя для достижения требуемой вероятности в заданное время.

Выводы

Разработанная шестиэтапная математическая модель обеспечивает комплексную оценку эффективности системы противодействия рою БПЛА, учитывая как тактико-технические характеристики средств обороны, так и параметры роя (численность, синергию, траекторию движения).

Введённый коэффициент синергии $k_s \in (0{,}1]$ позволяет корректировать необходимый размер роя для достижения требуемой вероятности выполнения задачи:

для $P_{\text{треб}} = 0{,}95$ при $P_{\text{пр.1}} = 0{,}5$ оптимальная численность роя составляет 12-13 БПЛА, что является ориентиром для оценки достаточности сил противодействия.

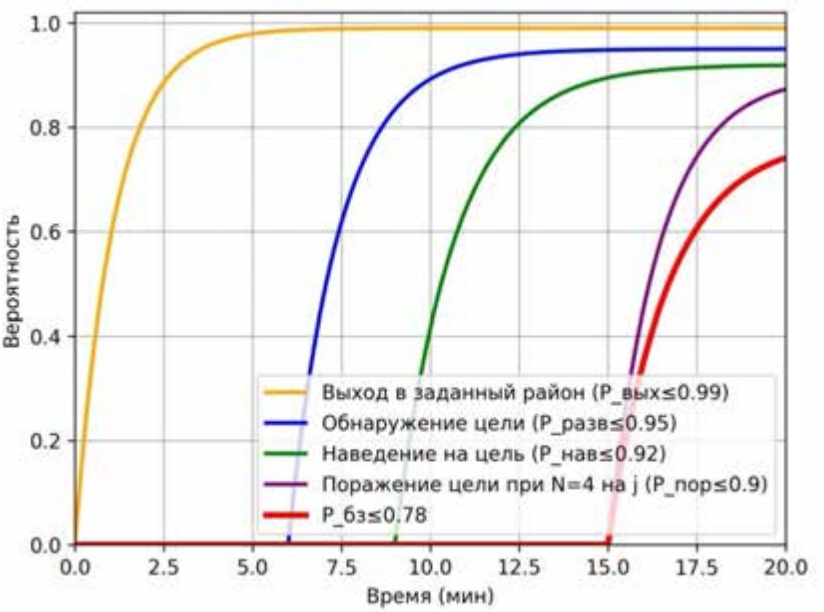


Рисунок 7 – Распределение вероятностей выполнения этапов боевой задачи роем БПЛА без учета эшелонированной системы противодействия

Модель преодоления системы обнаружения, основанная на слиянии информации от четырёх типов сенсоров и дискретном разбиении траектории, даёт количественную оценку вероятности обнаружения БПЛА в зависимости от времени реакции подсистемы.

Оценка преодоления трёхрубежной системы поражения (ПВО, БПЛА-перехватчики, ЭМИ) показала, что для роя из 13 БПЛА при $P_{\text{пво}} \approx 0{,}2$ вероятность прорыва рубежа ПВО составляет 0,89; с учётом контрроя и ЭМИ $\varphi = 12°$ общая вероятность прорыва снижается до 0,72.

Итоговая вероятность выполнения боевой задачи роем без учёта эшелонированной системы противодействия достигает 0,78 за 20 минут, при этом до цели прорывается не менее 4 БПЛА из 12. С учётом существующей системы противодействия вероятность выполнения задачи роем оценивается в 0,6, что соответствует эффективности обороны на уровне 0,4.

Предложенная модель может быть использована для обоснования требований к модернизации системы противодействия (увеличение вероятности поражения на рубежах, сокращение времени реакции, повышение помехоустойчивости), а также для оперативного планирования отражения роевых атак БПЛА на объекты аэродромной инфраструктуры.

Литература

1 Патент № 2849094 C1 Российская Федерация, МПК F41H 11/02, G01S 13/86, G01S 3/80. Система противодействия группам малых беспилотных летательных аппа-

ратов : заявл. 13.03.2025 : опубл. 22.10.2025 / И. М. Шмелев, В. Ю. Галаев, М. С. Андрющенко [и др.].

2 Противодействие группам беспилотных летательных аппаратов, управляемых методом роевого интеллекта / М.С.Андрющенко, В.Ю.Галаев, С.А.Сахнов, С.Н.Терешин // Робототехника и техническая кибернетика. 2025. Т. 13, № 2. С. 91-97.

3 Вентцель Е. С. Введение в исследование операций: Учебник. М.: Советское радио, 1964. 390 с.

4 Сахнов С.А. Использование баз данных характеристик демаскирующих признаков беспилотных летательных аппаратов при моделировании многоканальных систем обнаружения воздушных объектов / С.А.Сахнов, М.С.Андрющенко, С.Н.Терешин. // Сборник научных статей по материалам межведомственной военно-исторической конференции. 2023. Часть 4. С. 39-45.

5 Андрющенко, М. С. Идентификационные признаки обнаружения беспилотных летательных аппаратов / М. С. Андрющенко, С. А. Сахнов // Применение беспилотных воздушных судов при выполнении служебно-боевых задач войсками национальной гвардии : Сборник научных статей, Санкт-Петербург, 15 марта 2023 года. Санкт-Петербург: Типография СПВИ войск национальной гвардии, 2023. С. 87-96.

6 Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025681449 Российская Федерация. Модель оценки эффективности системы противодействия рою беспилотных летательных аппаратов при обеспечении безопасности важных государственных объектов : заявл. 15.05.2025 : опубл. 14.08.2025 / В. Ю. Галаев.

7 Макаренко С.И. Анализ средств и способов противодействия беспилотным летательным аппаратам. Часть 2. Огневое поражение и физический перехват / С.И.Макаренко, А.В.Тимошенко // Системы управления, связи и безопасности. 2020. № 1. С. 147-197.

8 Jafari A.A. A multi-physics simulation framework for high-power microwave counter-unmanned aerial system design and performance evaluation // arXiv:2602.08477v1 [eess.SY]. – 2026. – Режим доступа: https://arxiv.org/abs/2602.08477v1 (дата обращения: 17.03.2026).

9 Свидетельство о государственной регистрации базы данных № 2025622528 Российская Федерация. Энергетические уровни воздействия электромагнитного излучения на радиоэлектронные средства БПЛА и соответствующие им типовые нарушения работоспособности : заявл. 24.04.2025 : опубл. 06.06.2025 / И. М. Шмелев, С. Н. Терешин, В. Ю. Галаев, М. С. Андрющенко.

10 Модели военных, боевых и специальных действий / Ю.В.Авербух, И.Е.Афонин, А.А.Васин [и др.]. Москва: Ленанд, 2025. 528 с.

11 Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025681448 Российская Федерация. Имитационная модель оценки эффективности выполнения боевой задачи роем беспилотных летательных аппаратов по важным государственным объектам.

Галаев Вадим Юрьевич – адъюнкт, Научно-исследовательский центр военной академии ВНГ РФ, г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: инженерные расчеты, методы проектирования сложных технических систем, системный анализ, искусственный интеллект.

Email: vadim.galaev.92@mail.ru

Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

A MODEL FOR EVALUATING THE EFFECTIVENESS OF A UAV SWARM CONTROL SYSTEM

The article presents a mathematical model for evaluating the effectiveness of a system for countering a swarm of unmanned aerial vehicles (UAVs) when performing a combat mission to detect and fire at important airfield facilities. The model includes six consecutive stages: determining the optimal swarm size, taking into account the synergy coefficient; describing swarm interaction based on the local cost function; modeling the movement of the swarm's center of mass to the target; estimating the probability of overcoming a multichannel detection system (radar, RTS, ECO, acoustics); assessment of the probability of overcoming a layered functional destruction system consisting of air defense lines, interceptor UAVs and EMP systems; calculation of the final probability of completing a combat mission. Analytical dependencies and numerical examples are provided for each stage. The results obtained make it possible to evaluate the effectiveness of the counteraction system and justify the requirements for this system.

Keywords: UAV swarm; counteraction system; probability of completing a combat mission; synergy coefficient.

Vadim Galaev Yurievich – associate Professor of Adjunct and Doctoral Studies at the Scientific Research Center of the Military Academy of the National Guard of the Russian Federation, St. Petersburg.

Research interests: engineering calculations, design methods of complex technical systems, system analysis, artificial intelligence.

УДК 621.396.62

АЛГОРИТМ ПОДАВЛЕНИЯ БОКОВЫХ ЛЕПЕСТКОВ СИГНАЛА С ФАЗОВОЙ МАНИПУЛЯЦИЕЙ

Мурсалов Д.Л., Ву Хан Я.Л., Плеханова Л.А., Яковлев В.Т.

В статье описывается алгоритм подавления боковых лепестков фазоманипулированного сигнала при приеме. При отсутствии боковых лепестков становится возможным разрешение целей с различными ЭПР, расположенных близко друг к другу. Приводится сравнительный анализ результатов, полученных на выходе согласованного фильтра и рассматриваемого алгоритма (при подаче на вход идентичного сигнала).

Ключевые слова: алгоритм; уровень боковых лепестков; разрешающая способность; код Баркера; согласованный фильтр.

Введение

Разрешающая способность радиолокационной станции (РЛС) по дальности позволяет различать две или более целей, находящихся близко друг к другу. Она характеризуется минимальным расстоянием между целями, при котором сигналы еще принимаются раздельно.

Повышение разрешающей способности по дальности (при сохранении энергии сигнала) может быть достигнуто благодаря использованию внутриимпульсной модуляции, в частности фазовой манипуляции [3]. Широкое распространение получили сигналы с фазовой манипуляцией 0-π, выполненной в соответствии с кодами Баркера (двоичная последовательность). Такая последовательность обладает хорошими автокорреляционными свойствами – значение главного лепестка ровно количеству элементов в коде, а уровень боковых лепестков (УБЛ) равен единице.

Сжатие сигналов осуществляется за счет применения согласованного фильтра (СФ), преимуществом которого является обеспечение максимального отношения сигнал-шум (ОСШ). Однако на выходе СФ имеются боковые лепестки, уровень которых в некоторых случаях является значительным. Например, когда необходимо различить две цели с разной эффективной площадью рассеяния (ЭПР), находящиеся близко относительно друг друга. В данном случае может происходить слияние главного лепестка одной из цели с боковым лепестком другой цели. Решение задачи разрешения целей возможно за счет подавления боковых лепестков.

В отличие от процедуры подавления боковых лепестков, описываемой в [3], в которой используются импульсные характеристики сигналов, в данной статье предлагается алгоритм, принцип которого основан на использовании частотной характеристики и быстрого преобразования Фурье. Такой алгоритм имеет высокое подавление боковых лепестков и хорошее разрешение сигналов по дальности с относительно небольшими потерями сигнала в главном лепестке.

1 Согласованный фильтр

Рассмотрим сигнал на выходе согласованного фильтра при подаче на его вход сигнала, представляющего собой семиэлементный код Баркера с последовательностью [1 1 1 -1 -1 1 -1]. При этом шумы наблюдения, возникающие в реальных системах при прохождении сигнала через фильтр, отсутствуют. На рисунке 1 представлен описанный ранее сигнал.

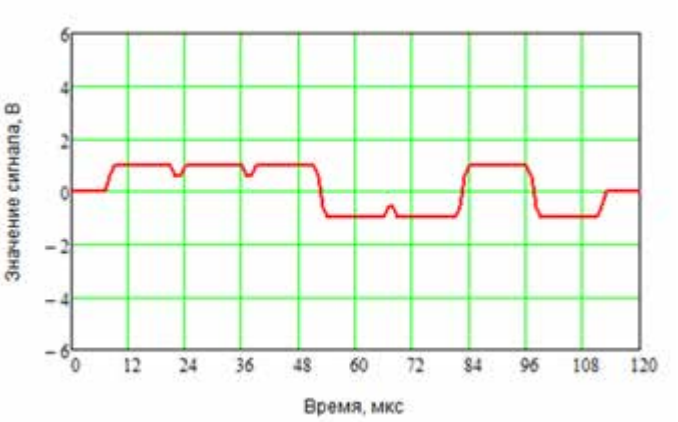


Рисунок 1 – Сигнал в виде семиэлементного кода Баркера с последовательностью [1 1 1 -1 -1 1 -1]

На рисунке 2 представлен результат согласованной фильтрации сигнала.

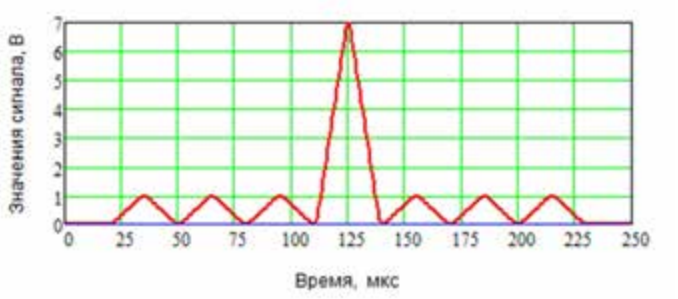


Рисунок 2 – Сигнал на выходе согласованного фильтра

Как видно из рисунка 2, исходный сигнал при прохождении через СФ меняет свою форму. При этом значение главного лепестка составляет 7 В, что соответствует количеству элементов в коде Баркера, а УБЛ составляет 1 В. Такая фильтрация дает максимальное отношение сигнал-шум в максимуме главного лепестка.

Далее рассмотрим процедуру подавления боковых лепестков.

2 Фильтрация для подавления боковых лепестков

Существуют различные процедуры уменьшения боковых лепестков, описываемых в [1, 2, 3, 4]. Принцип работы рассматриваемого алгоритма подавления боковых лепестков основан на преобразовании спектра входного сигнала.

Алгоритм описывается следующим образом:

1) Задаем опорный сигнал, описываемый формулой (1)

$$S_{\text{оп}} = A \cdot e^{-i(2\pi \cdot (f - f_{\text{г}})t\Delta + \varphi)}, \quad (1)$$

где A – амплитуда сигнала,

f – частота сигнала,

$f_{\text{г}}$ – частота гетеродина,

t – время,

Δ – шаг по времени,

φ – фаза сигнала.

2) Производим расчет частотной характеристики опорного сигнала

$$H_j = \frac{cfft(f_{\text{оп}})_j}{W_{\text{оп}\,j}}, \quad (2)$$

где $ccft$ – прямое преобразование Фурье,

$f_{\text{оп}}$ – временное представление сигнала без боковых лепестков,

$W_{\text{оп}}$ – спектр опорного сигнала,

i – дискретная частота преобразования Фурье, $i = 0{,}1 \ldots 250$.

3) Вычисляем преобразованный спектр выходного сигнала по формуле

$$W_{\text{вых}\,j} = W_{\text{сш}} \cdot H_j, \quad (3)$$

где $W_{\text{сш}}$ – спектр сигнала и шума.

4) Вычисляем сигнал на выходе алгоритма по формуле

$$S_{\text{вых}} = iccft(W_{\text{вых}\,j}), \quad (4)$$

где $iccft$ – обратное преобразование Фурье.

На рисунке 3 приводится результат моделирования. Боковые лепестки выходного сигнала практически отсутствуют.

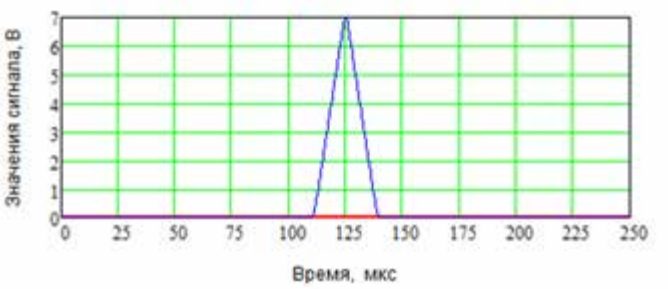


Рисунок 3 – Сигнал на выходе предлагаемого алгоритма

Таким образом, в результате выполнения указанного алгоритма уровень боковых лепестков сигнала значительно уменьшился.

3 Разрешение двух или более близких по дальности целей

В реальных процедурах подавления боковых лепестков на выходе системы присутствуют шумы, которые возникают при обработке сигнала. Различают шумы наблюдения (тепловые) и системные шумы (шумы подавления). Системные шумы существуют даже тогда, когда шумы наблюдения равны нулю, и образуются за счет остатков боковых лепестков. Желательно, чтобы их уровень был достаточно низкий, однако это не всегда удается получить.

Предлагаемый алгоритм подавления боковых лепестков имеет хорошие характеристики по уровню системных шумов, за счет которых становится возможным разрешение двух целей с различными эффективными площадями рассеяния (ЭПР), находящихся близко друг к другу.

Ниже приводятся графики выходного сигнала согласованного фильтра и выходного сигнала, полученного в результате выполнения рассматриваемого алгоритма.

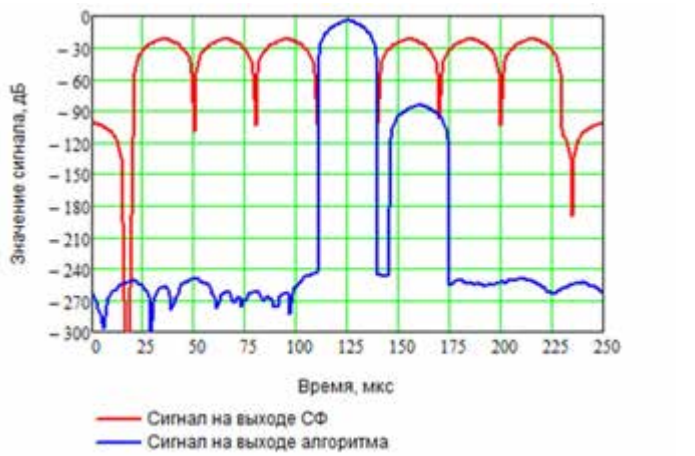


Рисунок 4 – Выходные сигналы при наличии двух целей
(присутствуют только системные шумы)

Как видно из рисунка 4, сигналы различаются несмотря на то, что ЭПР целей отличаются на 90 дБ, при этом системные шумы составляют -250 дБ. Сигналы на выходе согласованного фильтра не различаются.

Далее приводятся выходные сигналы при наличии шумов наблюдения.

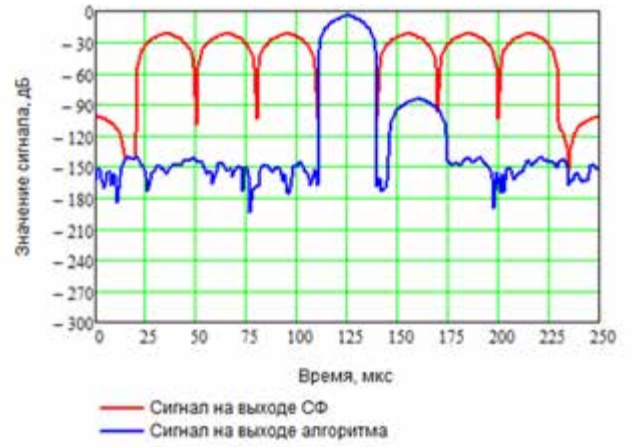


Рисунок 5 – Выходные сигналы при наличии двух целей
(присутствуют и шумы наблюдения, и системные шумы)

Согласно предоставленным результатам, рассматриваемый алгоритм подавления боковых лепестков позволяет разрешить две цели с различными ЭПР, находящи-

еся близко друг к другу. При этом уровень шума, возникающий на выходе, составляет -150 дБ при наличии шумов наблюдения. Исследования показывают, что отношение сигнал-шум в главном лепестке при применении алгоритма ухудшается не более, чем на 1,5 дБ.

Заключение

Таким образом, описанный алгоритм, принцип работы которого основан на прямом и обратном преобразованиях Фурье, позволяет подавить боковые лепестки до уровня -250 дБ, что значительно меньше шумов наблюдения, и, как следствие, разрешить несколько целей с различными ЭПР, находящихся близко друг к другу. При современной элементной базе реализация такого алгоритма на практике не вызывает затруднений. Применение быстрого преобразования Фурье значительно сокращает время выполнения алгоритма подавления боковых лепестков. Выходные шумы не превышают значений входных шумов наблюдения и составляют также значение -150 дБ, что типично для шумов наблюдения в радиолокационных приемниках.

Литература

1 Compression of phase-shift keyed signals by means of the mismatched sidelobe-free filter with application to coherent pulse radar / L. B. Fridman, G. A. Ershov, S. A. Myasnikov [et al.] // EuMW 2017 - Conference Proceedings; 14th European Microwave Conference, EURAD 2017, Nuremburg. Vol. 2018-January. – Nuremburg: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2018. P. 235-238.

2 Lehtinen M., Damtie B., Nygren T. Optimal binary phase codes and sidelobe-free decoding filters with application to incoherent scatter radar. Annales Geophysicae. 2004. Vol. 22. Pp. 1623-1632.

3 Ершов Г.А., Синицын Е.А., Фридман Л.Б. Компенсация искажений фазоманипулированного сигнала с целью улучшения характеристик его сжатия // Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. 2015. Т. 7. №3. С. 16-21.

4 Патент № 2628405 C1 Российская Федерация, МПК G01S 13/26. Устройство обработки фазоманипулированных радиолокационных сигналов : № 2016131459 : заявл. 29.07.2016 : опубл. 16.08.2017 / Г.А.Ершов, В.Н.Переломов [и др.].

Яковлев Виктор Тимофеевич – доктор технических наук, главный научный специалист, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: радионавигация, радиолокация.
Email: v.yakovlev@goz.ru

Мурсалов Дмитрий Леонидович – аспирант, АО "НПО "Обуховский завод", г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: радионавигация, радиолокация.
Email: d.mursalov@goz.ru

Ву Хан Ян Ламович – начальник отдела, АО "НПО "Обуховский завод", г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: радионавигация, радиолокация.
Email: j.vu.khan@goz.ru

Плеханова Лада Алексеевна – специалист, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: радионавигация, радиолокация.
Email: l.plekhanova@goz.ru

Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

AN ALGORITHM FOR SUPPRESSING SIDE LOBES OF A SIGNAL WITH PHASE MANIPULATION

The article describes an algorithm for suppressing the side lobes of a phase-manipulated signal. In the absence of side lobes, it becomes possible to resolve targets with different EPR located close to each other. A comparative analysis of the results obtained at the output of the matched filter and the algorithm under consideration (when an identical signal is applied to the input) is presented.

Keywords: algorithm, side lobe level, resolution capability, Barker code, matched filter.

Yakovlev Viktor Timofeevich – doctor of technical sciences, chief scientific specialist, JSC "RPA "Obukhovsky plant", St. Petersburg city.
Research interests: radio navigation, radiolocation.

Mursalov Dmitriy Leonidovich – postgraduate student, JSC "RPA "Obukhovsky plant", St. Petersburg city.
Research interests: radio navigation, radiolocation.

Vu Khan Jan Lamovich – chief of department, JSC "RPA "Obukhovsky plant", St. Petersburg city.
Research interests: radio navigation, radiolocation.

Plekhanova Lada Alekseevna – specialist, JSC "RPA "Obukhovsky plant", St. Petersburg city.
Research interests: radio navigation, radiolocation.

УДК 658.5

ПРОТИВОРЕЧИЕ В ВОПРОСАХ ТЕОРИИ ПЛАНИРОВАНИЯ РАБОТ ПРОЕКТА В УСЛОВИЯХ РЕСУРСНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Кривошеев А.В.

Сделана попытка предоставить краткий обзор RCPSP (задачи теории расписаний о минимизации времени выполнения проекта с учетом ограничения на ресурсы) и состояния непосредственно связанной с RCPSP проблемы NP vs P без рассмотрения математических деталей этих проблем.

Ключевые слова: оперативно-календарное планирование; *RCPSP*; *P vs NP*.

Введение

В исследовании [1] рассмотрено планирование работ на участке металлорежущих станков с ЧПУ, состоящем из набора единиц оборудования нескольких станочных групп. Для успешного выполнения обработки деталей, дополнительно к основному оборудованию, его необходимо обеспечить технологической оснасткой (ТО). В работе [2], посвященной планированию с управлением ресурсами в производственных системах, оснащенных станками с ЧПУ, приводятся следующие данные: 16 процентов производственного времени теряется из-за недоступности инструментов, стоимость инструментов и приспособлений оценивается в 25 процентов от первоначальных инвестиций. Целью работы [1] является повышение производительности труда за счет сокращения простоя оборудования, вызванного нехваткой ТО. Так как производство, оборудованное металлорежущими станками с ЧПУ, является вполне капиталоемким по причине высокой стоимости оборудования и используемой на нем ТО, логично предположить, что участок металлорежущих станков с ЧПУ с высокой долей вероятности станет «бутылочным горлышком», т.е. той частью производственной системы, которая ограничивает производительность всей производственной системы предприятия. Следовательно, практическая актуальность работы [1] является вполне очевидной. В результате анализа крупнейших обзоров [3-5] научных работ по календарному планированию с 1954 по 2023 год было обнаружено, что наиболее подходящей для предмета исследования является формулировка задачи теории расписаний (ТР) «минимизация времени выполнения проекта с учетом ограничения на ресурсы» *RCPSP* (*Resource-Constrained Project Scheduling Problem*), т.к. *RCPSP* является одной из наиболее базовых задач ТР и к ней сводятся другие задачи цехового планирования (*Shop Scheduling*) [6]. Целью данной статьи является обзор и анализ научных работ, посвященных *RCPSP*.

1 *RCPSP*

Постановка задачи *RCPSP* звучит следующим образом [6].

Дано множество требований $N=\{1,...,n\}$ и K возобновляемых ресурсов $k=1,...,K$. В каждый момент времени t доступно Q_k единиц ресурса k. Заданы продолжительно-

сти обслуживания $p_i \geq 0$ для каждого требования i = 1,...,n. Во время обслуживания требования i требуется $q_{ik} \leq Q_k$ единиц ресурса k=1,…,K. После завершения обслуживания требования освобожденные ресурсы в полном объеме могут быть мгновенно назначены на обслуживание других требований. Между некоторыми парами требований заданы ограничения предшествования: i→j означает, что обслуживание требования j начинается не раньше окончания обслуживания требования i. Обслуживание требований начинается в момент времени t = 0. Прерывания при обслуживании требований запрещены.

Необходимо определить моменты времени начала обслуживания требований S_i, i=1,...,n так, чтобы минимизировать время выполнения всего проекта, т.е. минимизировать значение $Cmax=max\{C_i\}$, где $C_i = S_i + p_i$. При этом должны быть соблюдены следующие ограничения:

- требования в процессе своего обслуживания должны быть полностью обеспечены ресурсами;

- не нарушаются отношения предшествования между требованиями.

Наиболее быстрый из точных алгоритмов, алгоритм ветвей и границ Брукера [7] позволяет найти оптимальное решение лишь для экземпляров с несколькими десятками работ и несколькими видами ресурсов. Метаэвристические самоадаптирующийся генетический алгоритм [8] и двунаправленный алгоритм муравьиных колоний [9] требуют тысяч итераций, поэтому, как и точные алгоритмы, они являются слишком затратными для *RCPSP* с большим количеством работ и видов ресурсов, и при этом они не дают гарантии даже приближения к оптимальному решению. Амир Голаб с соавторами сделал обзор [10] метаэвристик, применяемых для *RCPSP*. Выделено 5 доминирующих метаэвристик, среди них 3 генетических алгоритма, 1 алгоритм роя частиц и алгоритм имитации отжига. В работе обнаружено, что среди метаэвристик решения *RCPSP* не достает применения нейронных сетей, поэтому соавторы разработали собственную нейронную сеть [11], но ее характеристики уступили даже сравнительно устаревшему генетическому алгоритму Хартмана, не говоря уже о доминирующих эвристиках. При этом основой для всех метаэвристик являлись эвристические правила приоритета и схемы построения расписания (параллельная и последовательная). Работа [12] показала, что, несмотря на перспективы применения квантового отжига для *RCPSP*, применение самого крупного в мире квантового отжигателя с более чем 5000 кубит позволило успешно решать экземпляры задач с размером не более 7 работ. Поэтому наиболее подходящими для *RCPSP* большого размера является однопроходные эвристики. Примером применения однопроходного алгоритма является планирование на основе правил приоритета [13]. Но эти эвристики не гарантируют оптимального решения задачи. Более того, для проектов, включающих 120 работ, из-за невозможности найти оптимальное решение алгоритмы сравниваются между собой не по процентному отклонению от оптимального решения, а по процентному отклонению от длительности проекта, оцененной по методу критического пути без учета ресурсных ограничений. Существуют экземпляры задач из стандартных для *RCPSP* библиотек задач размером в 60 работ, которые не решены оптимально до сих пор [14].

2 P vs NP

Чтобы понять, почему *RCPSP* является столь неподатливой решению, следует

рассмотреть некоторые работы из современной математики и информатики. В [15] показано, что при решении *RCPSP* без предположения NP⊆ZPP невозможно получить приближенное решение с регулируемой точностью $n^{1-\varepsilon}$ за полиномиальное время для любого ε>0. Под ZPP понимается класс сложности всех задач принятия решений, для которых существует рандомизированный алгоритм с полиномиальным математическим ожиданием времени решения и нулевой вероятностью ошибки (так называемый алгоритм Лас-Вегас). Подобно P=NP, истинность предположения NP⊆ZPP общепринято считается маловероятной.

В [16] показано, что *RCPSP* является NP-полной в строгом смысле, т.е. для нее не существует даже псевдополиномиальный алгоритм решения (в предположении P≠NP).

Следует отметить, что проблема P vs NP состоит в числе семи «задач тысячелетия», определенных в 2000 году Математическим институтом Клэя как «важные классические задачи, решение которых не найдено вот уже в течение многих лет», за решение каждой из них обещана награда в 1 миллион долларов США. Пока из семи задач решению поддалась лишь одна (гипотезу Пуанкаре смог доказать Григорий Яковлевич Перельман).

В обзорной работе [17] отмечены 126 публикаций, из которых 67 заявлены как доказательства P=NP, 55 заявлены как доказательства P≠NP и 4 заявлены как доказательства неразрешимости проблемы. Из этих работ лишь 28 получили ответ научного сообщества, 12 из них были опровергнуты/обнаружены недостатки в доказательстве. Показаны причины усталости научного сообщества от этих доказательств: рецензирование подобных доказательств крайне трудоемко. В своей обзорной работе Расс с соавторами проанализировал 2 работы, в том числе доказательство самого Расса о том, что P≠NP, и работу Акбари, доказывающую, что P=NP. Анализ проводился с помощью формализации доказательства посредством интерактивного инструмента для автоматического доказательства *Isabelle/HOL*. При формализации доказательства Акбари были выявлены проблемы. При формализации доказательства Расса было формализовано лишь 30% из 50 страниц доказательства при трудозатратах в 23,6 человекомесяцев. При этом Расс выявил проблемы и в своем доказательстве, утверждая, что они могут быть разрешены. Он утверждает, что число доказательств в очереди на проверку будет расти с каждым годом, и из-за этого вероятность того, что научное сообщество обратит внимание на возможное реальное решение проблемы P vs NP, будет снижаться. Поэтому Расс предлагает авторам доказательств использовать инструменты для автоматического доказательства для четкой формализации и саморецензирования. Пока ни одно из заявленных доказательств не признано научным сообществом.

В условиях отсутствия доказательств того, что P≠NP или P=NP, остается возможность узнать мнение на этот счет у ведущих ученых в данной области. В опросе [18] показана динамика изменения мнений на этот счет среди ведущих ученых в области сложности вычислений и смежных областей. В 2002 году только 61% опрошенных считали P≠NP, в 2012 уже 83%, а в 2019 уже 88% , при этом среди ученых, выделенных в опросе как экспертов, профессионально занимающихся этой проблемой (P vs NP), 99% считали P≠NP.

Свою статью по проблеме P vs NP [19] один из ведущих мировых ученых в об-

ласти сложности вычислений Лэнс Фортноу заканчивает следующими словами «…Никто из нас по-настоящему не понимает проблему P vs NP, мы лишь начали снимать слои вокруг этого сложного вопроса…».

Заключение

Многие из задач теории расписаний, в том числе планирования производства, сводятся к хорошо изученной формулировке *RCPSP*. В большинстве случаев, встречающихся на практике, *RCPSP* является NP-полной в строгом смысле слова, т.е. не имеет даже псевдополиномиального алгоритма решения (в предположении P≠NP). Признанного научным сообществом доказательства того, что P≠NP или P=NP, пока нет, несмотря на обилие публикаций на данную тему, а большинство ученых в области сложности вычислений считают, что P≠NP. Таким образом, на данный момент оптимальное решение *RCPSP* большого размера является невозможным, что показывает научную актуальность работы [1], т.к. отсутствие возможности решения с точки зрения теории не отменяет необходимости решения с точки зрения практики. Поэтому в работе [1], поставив во главу угла не столько ТР, сколько теорию организация производства и практику современного состояния металлообработки, автор позволил себе весьма произвольную (с точки зрения ТР, но не практики организации производства) трансформацию *RCPSP* под локальную задачу, с помощью которой теоретически возможно повышение производительности труда (по результатам имитационного моделирования на 14%).

Литература

1 Кривошеев А.В. Особенности оперативного планирования участка станков с ЧПУ и методы его оптимизации // Русский инженер. 2024. №01(86). С. 38-43

2 Blazewicz, J. and Finke, G., Scheduling with resource management in manufacturing systems // Euro. J. Oper. Res., 76, 1, 1994.

3 Graham R. L. Optimization and approximation in deterministic machine scheduling: a survey / Graham, R. L., Lawler, E. L., Lenstra, J. K. and Rinnoy Kan, A. H. // Annals of Discrete Mathematics, 1979, Vol. 5, 287-326 pp.

4 Chen B A Review of Machine Scheduling: Complexity, Algorithms and Approximability / B. Chen, C. Potts and G. Woeginger. In D.-Z. Du and P.M. Pardalos, editors, Handbook of Combinatorial Optimization, vol. 3, p. 21-169. Kluwer, 1998.

5 S. Dauzere-Peres. The flexible job shop scheduling problem: A review / S. Dauzere-Peres, J. Ding, L. Shen, K. Tamssaouet // European Journal of Operational Research, 2023, Vol. 314, 409-432 pp.

6 Лазарев А.А. Теория расписаний. Задачи и алгоритмы / А.А. Лазарев, Е.Р.Гафаров. Москва: МГУ, 2011. – 222 с.

7 P. Brucker et al., A branch and bound algorithm for the resource-constrained project scheduling problem / P. Brucker , S. Knust, A. Schoo, O. Thiele // European Journal of Operational Research 107, 1998, p. 272-288.

8 Hartmann S., Self-adapting genetic algorithm with an application to project scheduling / Univ. of Kiel, Kiel, Germany, Tech. Rep. 506, 1999.

9 Merkle D., Middendorf M., Schmeck H. Ant Colony Optimization for Resource-Constrained Project Scheduling // IEEE TRANSACTIONS ON EVOLUTIONARY COM-

PUTATION, VOL. 6, NO. 4, AUGUST 2002

10 Amir Golab et all, Reviev of conventional metaheuristic techniques for resource-constrained project scheduling problem // Journal of Project Management 7 (2022) pp. 95-110.

11 Amir Golab et all, Multilaier feed-forward neural network (MLFNN) for the resource-constrainded project scheduling problem (RCPSP) // Decision Science Letters 11 (2022), pp.407-418.

12 Pérez Armas L., Creemers S., Deleplanque S. Solving the resource constrained project scheduling problem with quantum annealing // nature Scientific Reports (2024) 14:16784 https://doi.org/10.1038/s41598-024-67168-6

13 Kolisch, Rainer (1994) : Efficient priority rules for the resource-constrained project scheduling problem, Manuskripte aus den Instituten für Betriebswirtschaftslehre der Universität Kiel, No. 350, Universität Kiel, Institut für Betriebswirtschaftslehre, Kiel

14 C. Artigues, S. Hartmann, M. Vanhoucke Fifty years of research on resource-constrained project scheduling explored from different prespectives // Europian Journal of Operation Research 328 (2026), pp.367-389.

15 Uetz M. Algorithms for Deterministic and Stochastic Scheduling Ph.D. thesis, Cuvillier Verlag, 2002.

16 Garey M.R. and D.S.Jonson. Complexity results for multiprocessor scheduling under resource constraints // SIAM Journal on Computing 4 1975, pp. 397-411.

17 S. Rass, Max-Julian Jakobitsch, S. Haan, M. Hiebler, Computer-Aided Verification of P/NP Proofs: A survey and discussion // IEEE Access vol. 12. pp. 13513-13524. 2024

18 W.I. Gasarch, Guest Column: The Third P=?NP Poll, // ACM SIGACT News, vol. 50, Mar. 2019, pp. 38-59.

19 Lance Fortnow, The Status of the P versus NP Problem // Communications of the ACM September 2009

Кривошеев Андрей Викторович – ведущий инженер-руководитель группы, АО «НПО «Обуховский завод», Санкт-Петербург.
Область научных интересов: металлообработка.
E-mail: pro_milling@mail.ru

Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

THE RESOURCE CONSTRAINED PROJECT SSHEDULING PROBLEM REVIEW

An attempt was made to provide a brief review of RCPSP and P vs NP problem without of mathematic details.

Keywords: operational scheduling, RCPSP, P vs NP.

Krivosheev Andrei Viktorovich – leading engineer CNC programmer, JSC “Obukhovsky plant”, St. Petersburg.
Research interests: metalworking.

УДК 621.396.96

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ АЛГОРИТМОВ АВТОФОКУСИРОВКИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

Стрелков П.Е., Сайбель А.Г.

Рассмотрены теоретические основы и два алгоритма обработки радиолокационных изображений, полученных в условиях траекторной нестабильности летательного аппарата-носителя радиолокатора с синтезированной апертурой.

Ключевые слова: синтез апертуры; радиолокатор с синтезированной апертурой; автофокусировка.

Введение

Радиолокатор с синтезированной апертурой (РСА) широко применяется в настоящее время в составе бортовой радиоэлектронной аппаратуры летательных аппаратов (ЛА). При известной траектории полёта, используя свойство радиоволн распространяться по известному закону, за счёт пространственной обработки отражённых сигналов возможно получить радиолокационное изображение (РЛИ) [1, 2]. Однако летательные аппараты в значительной степени подвержены траекторным нестабильностям вследствие как воздействия воздушных потоков, так и необходимости маневрирования. Традиционным методом корректировки такого рода ошибок является использование инерциальных навигационных систем (ИНС), однако их возможности ограничены двумя недостатками: во-первых, быстрым накоплением ошибок и, во-вторых, существенными массогабаритными характеристиками, причём попытки уменьшить размеры влекут за собой и увеличение ошибки измерений [1]. Соответственно, используемые на малоразмерных беспилотных ЛА ИНС не способны обеспечить заданную точности. Предназначенные для определения флуктуаций траектории инерциальные навигационные системы, интегрированные со спутниковой навигационной системой, получившие название систем микронавигации [3], частично устраняют указанные недостатки, но не позволяют устранить влияние неопределенности параметров движения полностью.

Для корректировки такого рода искажений РЛИ используются алгоритмы автофокусировки [1, 4, 5].

В данной работе рассматриваются два алгоритма для однопозиционной РСА: взаимной корреляции подапертур (*subaperture cross-corelation algorithm*, в англоязычной литературе обозначаемый как *map drift algorithm, MDA*) и градиента фаз (*phase gradient algorithm, PGA*).

Целью статьи является выявление области применимости каждого из рассматриваемых алгоритмов для определения рационального состава программного обеспечения бортового вычислительного комплекса перспективного малогабаритного носителя РСА.

2 Геометрическая модель решаемой задачи

Исходными данными для решения задачи автофокусировки являются следующие положения [2, 8]:

- синтез апертуры выполняется аппаратурой, размещенной на летательном аппарате, номинально движущемся на высоте H со скоростью $\vec{v}$, сонаправленной с осью OX (рисунок 1);

- необходимость в компенсации существует только для фазовых ошибок, так как амплитудные искажения носят медленный характер, и вносимая ими за время синтеза ошибка пренебрежимо мала;

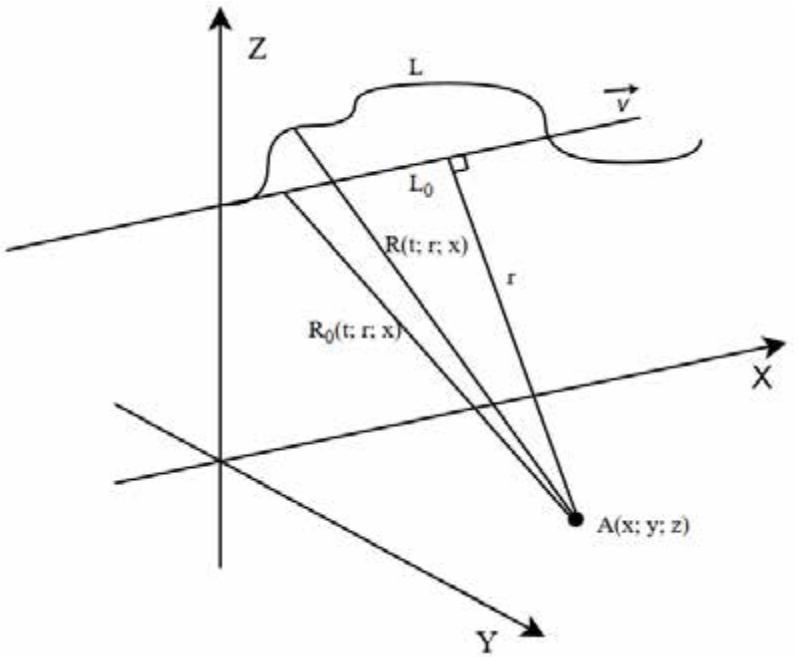


Рисунок 1 – Исходные данные синтеза апертуры ЛА с РСА

- ЛА должен двигаться по номинальной траектории L_0, его реальная траектория выражена траекторией L. Номинальное и реальное расстояния от антенны до точки A равны, соответственно, $R_0(t,r,x)$ и $R(t,r,x)$ и выражаются формулами:

$$R_0(t,r,x) = \sqrt{r^2 + (v \cdot t - x)^2}, \quad (1)$$

$$R(t,r,x) = \sqrt{(vt + \Delta x(t) - x)^2 + (\Delta y(t) - y)^2 + (H + \Delta z(t) - z)^2} \approx$$
$$\approx R_0(t,r,x) + \Delta R(t, \Delta x, \Delta y, \Delta z), \quad (2)$$

где r– перпендикуляр от цели к номинальной траектории,

$\Delta x(t), \Delta y(t), \Delta z(t)$ – траекторные нестабильности по соответствующим осям;

- излучаемый сигнал $s(t)$ имеет вид радиоимпульса с линейно-частотной модуляцией, описываемый уравнением

$$s(t) = rect\left(\frac{t}{T_и}\right) \cdot exp\left(j2\pi\left(f_н t + \frac{1}{2}\gamma t^2\right)\right), \quad (3)$$

где $T_и$ – длительность импульса,

$f_н$ – частота несущей,

γ– коэффициент, характеризующий скорость изменения сигнала.

3 Алгоритм взаимной корреляции подапертур

Принцип действия *MDA* состоит в разбиении синтезированной апертуры на подапертуры, для каждой из которых получается радиолокационное изображение [1]. Обозначив число подапертур как N, а время синтеза апертуры как T, получим, что время прохождения центра каждой подапертуры

$$t_n = \frac{(2n+1)\cdot T_{\text{па}}}{2}, n = 0,1,\dots,N-1, T_{\text{па}} = \frac{T}{N}. \quad (4)$$

Влияние фазовой ошибки на диаграмму направленности выражается в расширении основного лепестка (ухудшении фокусировки изображения) и росте уровня боковых лепестков (ухудшении контраста) [6, 8]. Первое вызвано фазовой ошибкой, выраженной полиномом низкого порядка, второе – высокого. Результаты практического использования [6] показывают, что *MDA* работает тем лучше, чем выше контрастность, из чего следует необходимость аппроксимировать фазовую ошибку полиномом как можно меньшего порядка, иначе говоря, избавиться от фазовых ошибок высших порядков при обработке РЛИ иными способами. В целом, проблема при фазовой ошибке высокой степени может быть решена разбиением на как можно большее число подапертур, но это уменьшает их раскрыв, соответственно, дополнительно ухудшает фокусировку изображения. В [1] указано, что, хотя использование N подапертур позволяет оценить коэффициенты разложения фазовой ошибки N-го порядка, на практике таким образом оценивают фазовую ошибку максимум пятого порядка. Для рассмотрения общего алгоритма достаточно определить фазовую ошибку полиномом второй степени

$$\psi(t) = c_2 t^2 + c_1 t + c_0, \quad (5)$$

и число подапертур соответственно будет N=2.

Структурная схема *MDA* с двумя подапертурами представлена на рисунке 2.

Сигнал после предварительной фокусировки можно представить в виде

$$s(t) = s_0(t)\cdot e^{j\psi(t)}, -T_{\text{па}} \le t \le T_{\text{па}}, \quad (6)$$

где $s_0(t)$ – идеальный отражённый сигнал.

Сигнал в каждой из подапертур длительностью $T_{\text{па}}$ описывается выражениями:

$$s_1(t-T_{\text{па}}) = s_0(t)\cdot e^{j\psi(t-T_{\text{па}})} = s_0(t)\cdot e^{j\left(c_2(t-T_{\text{па}})^2+c_1 t-c_1 T_{\text{па}}+c_0\right)} = $$
$$= s_0(t)\cdot e^{j\left(c_2 t^2-2c_2 T_{\text{па}} t+c_2 T_{\text{па}}^2+c_1 t-c_1 T_{\text{па}}+c_0\right)}, -T_{\text{па}} \le t \le T_{\text{па}}, \quad (7)$$

$$s_2(t+T_{\text{па}}) = s_0(t)\cdot e^{j\psi(t+T_{\text{па}})} = s_0(t)\cdot e^{j\left(c_2(t+T_{\text{па}})^2+c_1 t+c_1 T_{\text{па}}+c_0\right)} = $$
$$= s_0(t)\cdot e^{j\left(c_2 t^2+2c_2 T_{\text{па}} t+c_2 T_{\text{па}}^2+c_1 t+c_1 T_{\text{па}}+c_0\right)}, -T_{\text{па}} \le t \le T_{\text{па}}. \quad (8)$$

В соответствии со свойством преобразования Фурье, если $s(t) \to \dot{S}(\omega)$, то $s(t)\cdot e^{j\omega_0} \to \dot{S}(\omega-\omega_0)$. Так как фазовые ошибки нулевого и первого порядка не оказывают влияния на финальное изображение [8], средняя доплеровская частота спектров сигналов определяется коэффициентом $2c_2T_{\text{па}}$, т.к. именно на такую частоту относительно опорного сигнала будут смещены спектры каждого из двух сигналов. Далее рассчитывается взаимная корреляционная функция (ВКФ) спектров $\dot{S}_1(\omega)$ и $\dot{S}_2(\omega)$, чей пик имеет вид $\Delta\omega=4c_2T_{\text{па}}$, из чего следует

$$c_2 = \frac{\Delta\omega}{4T_{\text{па}}} = \frac{\Delta\omega}{2T}. \quad (9)$$

В общем виде получается система линейных уравнений, описываемая матрицей размерностью [N-1; N-1], решение которой даёт вектор значений коэффициентов в аппроксимирующем фазовую ошибку полиноме.

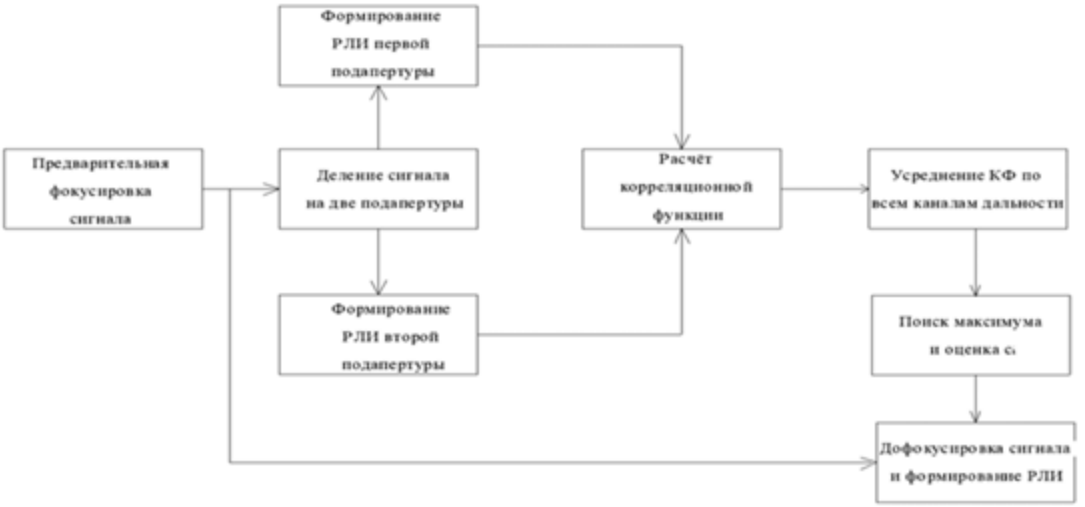


Рисунок 2 – Структура алгоритма MDA при разбиении на две подапертуры

Плюсами алгоритма *MDA* является отсутствие необходимости в наличии точечных отражателей в наблюдаемом РЛИ, так как сам алгоритм не предполагает их наличия, и простота реализации, сопряжённая с нетребовательностью алгоритма к производительности вычислительной системы [1, 8].

Основной недостаток: увеличение числа подапертур, необходимое для оценки фазовой ошибки высших порядков, влечёт уменьшение размера самой подапертуры и, как следствие, ухудшение фокусировки сигнала, ввиду чего использование *MDA* для оценки ошибки выше пятого порядка становится нецелесообразным [1, 6]. Кроме того, при больших фазовых ошибках сдвиг спектров также вычисляется с ошибкой, однако этот момент решается применением к РЛИ алгоритма несколько раз подряд [1].

Исходный вариант *MDA* также не учитывает изменение ошибки в зависимости от расстояния, но существуют вариации, учитывающие и это [8].

В таком случае фазовая ошибка принимает вид

$$\psi(t,r) = c_2\phi^2(r)t^2 + c_1\phi(r)t + c_0, \phi(r) = k_1 r + k_0. \qquad (10)$$

По той же логике, что и в исходном алгоритме, исключаются ошибки нулевого и первого порядков. Тогда, воспользовавшись (7), (8) и (9), получим

$$\Delta\omega = 4\acute{k_1}T_{\text{па}} + 4\acute{k_0}T_{\text{па}}, \acute{k_1} = k_1 \cdot c_2, \acute{k_0} = k_0 \cdot c_2. \qquad (11)$$

Вычисление двух неизвестных по одному уравнению невозможно, поэтому дистанция разбивается на K секторов, в простейшем случае достаточно двух. Вычисленные в двух разных секторах смещения дают систему из двух уравнений и двух неизвестных, что позволяет рассчитать коэффициенты k_1 и k_2, тем самым получив зависимость фазовой ошибки от расстояния.

Однако это изменение *MDA* не избавляет его от основной проблемы в виде фазовых ошибок высоких порядков и значительно увеличивает объём вычислений, так как вместе с числом подапертур и степенью фазовой ошибки растёт и число секторов, на которые разбивается дистанция, в силу чего требования к вычислительной мощности возрастают в разы.

4 Алгоритм градиента фаз

Алгоритм градиента фаз (*PGA*) изначально предполагает изменение фазовой ошибки в зависимости от расстояния. По этой причине дистанция сразу делится на K секторов, а принимаемый сигнал после предварительной обработки определяется как

$$s_k(t) = s_{0k}(t) \cdot e^{j\psi(t)}, \quad (12)$$

где s_k и s_{0k} – информационный сигнал и идеальный сигналы соответственно в каждом из секторов.

Следует также отметить, что под предварительной обработкой здесь подразумевается и корректировка отражённого сигнала при помощи отличных от автофокусировки методов, и вычленение из него фазовой истории, и сжатие его по дальности [9, 10].

Полученный сигнал (12) подвергается быстрому преобразованию Фурье по азимуту. В полученном изображении выполняется поиск экстремума, после чего изображение во избежание воздействия доплеровского эффекта смещается таким образом, чтобы пик находился в начале координат [7, 10]. Таким образом достигается, во-первых, корректное отображение отражателей в конечном РЛИ и, во-вторых, не имеющие сильных отражателей участки также оказываются смещены в сторону своего истинного расположения.

После этого все полученные РЛИ усредняются, в результате чего получается функция $s(x)$, причём в силу смещения пика каждого из РЛИ в центр $s(0) \to max$. По функции $s(x)$ рассчитывается ширина оконной функции (для разных условий расчёт может быть разным), после чего все K РЛИ подвергаются воздействию оконной функции.

Введя обозначение полученного изображения $\dot{g_n}(t)$ получим градиент

$$\dot{\phi_{gr}}(t) = \frac{\sum_n \mathrm{Im}[\dot{g_n}(t) \cdot \dot{g_n^*}(t)]}{\sum_n |g_n(t)|^2}, \quad (13)$$

где $\dot{g_n^*}(t)$ – комплексно-сопряжённое с $\dot{g_n}(t)$.

Полученный градиент фазы используется для коррекции исходного РЛИ (рисунок 3), в [10] из градиента по формуле (14) вычисляется ϕ_ϵ, после чего первичное РЛИ (12) подвергается коррекции

$$\phi_\epsilon = \sum_{j=0}^{N-1} \phi_{gr}(j) - \phi_{gr}(0), \quad (14)$$

$$^{i}s_k(t) = {}^{i-1}s_k(t) \cdot exp\left(-j^{i}\phi_\epsilon(t)\right) = s_{0k}(t) \cdot e^{j\left({}^{i-1}\psi(t) - {}^{i}\hat{\phi}_\epsilon(t)\right)} \quad (15)$$

где i – номер итерации.

После проверки соответствия фокусировки РЛИ заданным требованиям либо повторяется алгоритм, либо РЛИ считается сфокусированным и отправляется дальше по тракту.

К достоинствам алгоритма *PGA* стоит отнести его возможность обрабатывать РЛИ с фазовыми ошибками высоких порядков без потери разрешающей способности. Кроме того, в алгоритм заранее заложено предположение о зависимости фазовой ошибки от расстояния, из-за чего для оценки этой зависимости в *PGA* не требуется вносить кратно усложняющие вычислительный процесс правки.

Может показаться, что преобразования Фурье и итеративность процесса влекут за собой высокие требования к вычислительным мощностям, требуемым для обработки одного РЛИ, однако в [10] показано, что это не так, и что с увеличением РЛИ вычислительная нагрузка даже падает, а в [9] отображено аппаратное устройство узла,

выполняющего автофокусировку посредством алгоритма градиента фаз.

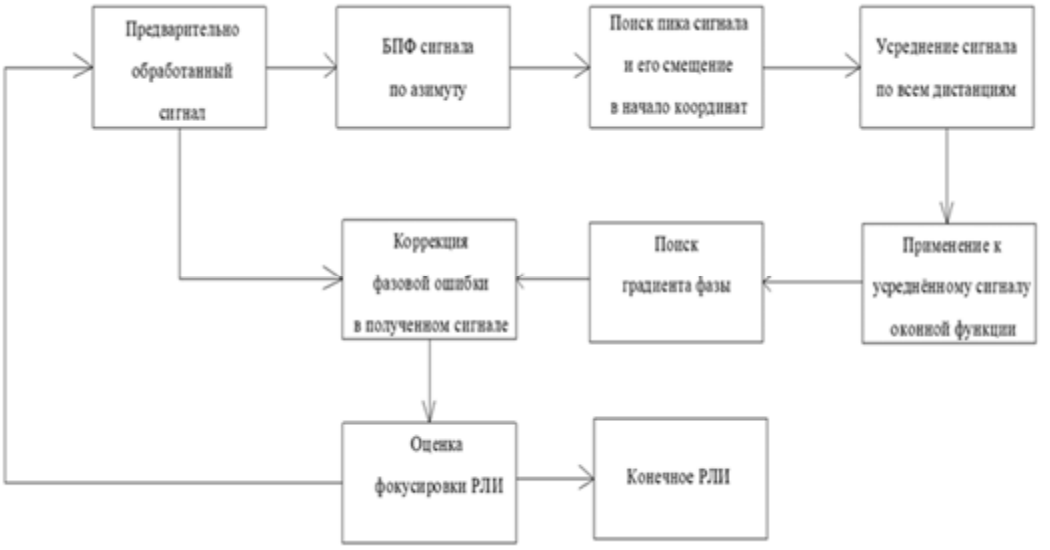


Рисунок 3 – Структура алгоритма *PGA*

К недостаткам *PGA* можно отнести возможность использования этого алгоритма только в однопозиционных системах, иначе говоря, исключительно при совмещении приёмной и передающей антенны в одном устройстве. Кроме того, использование *PGA* сопряжено с предварительным получением готового РЛИ, соответственно, в процессе предварительной обработки изображения фазовая ошибка способна внести ещё больше искажений.

Заключение

Рассмотренные алгоритмы позволяют очищать радиолокационное изображение от внесённых фазовых искажений. Стоит, однако, отметить, что для борьбы с фазовыми ошибками высоких порядков более эффективен алгоритм градиента фазы, который от порядка фазовой ошибки не зависит. В то же время алгоритм взаимной корреляции подапертур менее зависим от предварительной обработки сигнала. Оба алгоритма не представляют сложности для современных вычислительных систем, так что, возможно, совместное их использование: *MDA* – в процессе первичной обработки радиолокационного сигнала, *PGA* – на этапе обработки РЛИ, потенциально способно обеспечить получение изображения, максимально приближенного к истинному.

Литература

1 Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. Учебное пособие для вузов / Под ред. Г.С.Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2005. С. 196-223.

2 Куприянов А.И. Теоретические основы радиоэлектронной разведки : учеб. пособие / А.И.Куприянов, П.Б.Петренко, М.П.Сычев. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. С. 253-270.

3 Кулакова В.И., Ноздрин С.А., Сохарев А.Ю., Царик Д.В. Система микронави-

гации для поддержки радиолокатора с синтезированной апертурой на борту малогабаритного БПЛА // Гироскопия и навигация. 2019. Том 27, №4 (107). С.130-146.

4 Неронский Л.Б., Михайлов В.Ф., Брагин И.В. Микроволновая аппаратура дистанционного зондирования поверхности Земли и атмосферы. Радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны : Учеб. пособие. Ч. 2. СПб.: СПбГУАП, 1999. С. 74-75.

5 Универсальный алгоритм автофокусировки радиолокационных изображений Монаков А.А. // Известия вузов России. Радиоэлектроника. 2021. Т. 24, № 1. С. 22-33.

6 Calloway T.M., Jakowatz Jr. C.V., Thompson P.A., Eichel P.H. Comparison of Synthetic Aperture Radar Autofocus Techniques – Phase Gradient vs Subaperture // SPIE Proceedings. 1991. №1566. P. 353-364.

7 Eichel P.H., Jakowatz Jr. C.V. Phase-gradient algorithm as an optimal estimator of the phase derivative // Optics Letters. 1989. Vol. 14, №20. P. 1101-1103.

8 Huang Y., Liu F., Chen Z., Lie J., Hong W. An Improved Map-Drift Algorithm for Unmanned Aerial Vehicle SAR Imaging // Geoscience and Remote Sensing Letters. 2020. P. 1-5.

9 Wahl D.E., Eichel P.H., Jakowatz Jr. C.V., Implementation of the Phase Gradient Algorithm // SPIE Proceedings. 1990. №1348. P.528-535.

10 Wahl D.E., Eichel P.H., Ghiglia D.C., Jakowatz Jr. C.V. Phase Gradient Autofocus – A Robust Tool for High Resolution SAR Phase Correction // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1994. № 3. P. 827-835.

Сайбель Алексей Геннадиевич – доктор технических наук, профессор, профессор, АО «НПО «Обуховский завод», г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: координатометрия, обработка информации.
E-mail: a.saybel@goz.ru

Стрелков Платон Евгеньевич – студент, БГТУ им.Д.Ф.Устинова, г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: обработка радиолокационной информации.
E-mail: i421s22@voenmeh.ru

Почтовый адрес: 192012, г. Санкт-Петербург, пр.Обуховской Обороны, д.120.

COMPARATIVE ANALYSIS OF ALGORITHMS AUTOFOCUSING RADAR IMAGES

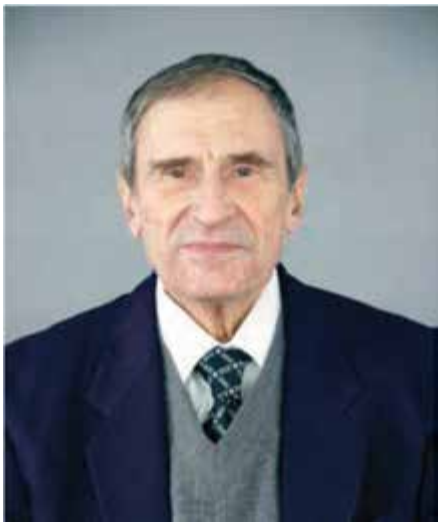
The theoretical foundations and two algorithms for processing radar images obtained under conditions of trajectory instability of the aircraft-carrier of a synthetic aperture radar are considered.

Keywords: aperture synthesis; synthetic aperture radar; autofocus.

Saybel Alexey Gennadievich – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Scientific and Educational Center, JSC “NPO Obukhovsky Plant”, St. Petersburg.
Research interests: coordinate measurement, information processing.

Strelkov Platon Evgenievich – student, BSTU named after D.F. Ustinov, St. Petersburg.
Research interests: processing of radar information.

К 90-ЛЕТИЮ ГЕВОРКЯНА АРВИДА ГРАЙРОВИЧА



В апреле 2026 года исполнилось 90 лет доктору технических наук профессору Арвиду Грайровичу Геворкяну – ветерану предприятия, посвятившего Институту радионавигации и времени свой талант и трудолюбие.

В 1959 году он окончил Ленинградский институт авиационного приборостроения по специальности радиотехника и поступил в Ленинградский научно-исследовательский радиотехнический институт (ЛНИРТИ) на должность инженера. В радиофизической лаборатории освоил основы квантовой механики и занимался разработкой атомных лучевых трубок (АЛТ) на пучках Rb, Cs и Tl, а также ячеек на парах Rb. Эти приборы легли в основу разрабатываемых цезиевых и рубидиевых квантовых стандартов частоты (КСЧ). В 1965 году защитил кандидатскую диссертацию на тему «Цезиевый стандарт частоты» и получил звание «старший научный сотрудник». На основе приобретенного опыта с конца 60-х годов курировал разработку и производство АЛТ на пучках Cs и Rb на предприятиях Министерства электронной промышленности.

В 70-х-80-х годах участвовал в разработке КСЧ «Камыш» для ВМФ с метрологическими характеристиками $5 \cdot 10^{-12}$ за сутки, КСЧ «Сапфир» для наземных пунктов СЕВ и «Яхонт» для спутников ГЛОНАСС с суточной нестабильностью $1 \cdot 10^{-13}$. В качестве Главного конструктора разрабатывал рубидиевый КСЧ «Аметист» со стабильностью $1 \cdot 10^{-9}$ за год для спутников системы наблюдения за поверхностью Земли и группового стандарта частоты из трех водородных генераторов со стабильностью $1 \cdot 10^{-13}$ от секунды до суток для контроля стабильности бортовых стандартов. Система была успешно сдана заказчику.

В 1978 года на основании Постановления Правительства СССР о разработке государственной системы единого времени и эталонных частот (ГСЕВЭЧ) «Цель» был назначен ее Главным конструктором.

В конце 80-х и 90-х годах работал начальником отделения, Главным конструктором системы синхронизации ГНСС «ГЛОНАСС» и системы СЕВ «Цель». По приказу Министра радиопромышленности назначен Главным конструктором по частотно-временному обеспечению систем и средств.

В 1991 году защитил докторскую диссертацию и Арвиду Грайвовичу была присуждена степень доктора технических наук. В 1992 году присвоено ученое звание профессора по специальности «Радиофизика». В процессе трудовой деятельности выпущено более 200 научных трудов в виде отчетов по НИР и ОКР, статей в научных журналах и авторских свидетельств на изобретения. С 1996 по 1998 годы А.Г.Геворкян – заместитель директора по науке РИРВ и признанный ученый с мировым именем – в 90-х-2000-х годах выступал с докладами на научно-технических конференциях и симпозиумах по частоте и времени в СССР, России и за рубежом в Ан-

глии, Франции, Германии, Швейцарии, Норвегии, США и Китае, под его научным руководством успешно защитили кандидатские диссертации восемь сотрудников института.

Служебный и карьерный рост Арвида Грайвовича отмечен орденом «Дружба Народов», Государственной премией СССР за работу в области космических исследований, медалями «За трудовую доблесть» (СССР), «За трудовую доблесть» (МО РФ), знаком «Почетный радист» (СССР), знаком «За достижения в труде и профессиональное мастерство» АО «Концерн ВКО «Алмаз - Антей», избранием академиком «Метрологической академии наук».

В 1999-2000 годах А.Г.Геворкян – Главный специалист, ученый хранитель частотно-временного эталона РИРВ по аттестации ВНИИФТРИ, затем начальник отдела перспективных исследований (2002-2014 г.г.), главный специалист (2015-2024г.г.), а в настоящее время – профессор Научно-образовательного центра АО «НПО «Обуховский завод».

Арвид Грайрович – яркий представитель того поколения людей, которые являются примером и образцом служения науке, работали не за материальную выгоду, а ради убеждения и своего интереса к науке, из ощущения долга перед страной. Он является классическим представителем научной интеллигенции, которая привела в 60-70-80 годы прошлого столетия отечественную прикладную науку на пик ее развития.

И сегодня Арвид Грайрович продолжает активно работать с новым поколением исследователей в качестве члена специального диссертационного совета.

От всей души поздравляем Вас, дорогой Арвид Грайрович, с замечательным юбилеем и желаем Вам крепкого здоровья, счастья и творческого долголетия! Много радости и благополучия Вам и Вашим близким!

С уважением,

Редакционный совет и редакционная коллегия журнала
«Научный вестник НПО Обуховский завод»»

УДК 929:001:629.056.8

ПРЕЕМСТВЕННОСТЬ ПОКОЛЕНИЙ КАК НАЦИОНАЛЬНАЯ ЦЕННОСТЬ

Баринов С.П., Надточий О.О.

В статье рассматривается феномен преемственности поколений в науке на примере научной династии петербургских ученых Шебшаевичей. На основе архивных материалов, воспоминаний коллег и родственников анализируется роль семейной атмосферы, воспитания и профессиональной среды в становлении ученого. Подчеркивается важность сохранения и приумножения традиций инженерных и научных династий для обеспечения технологического суверенитета и лидерства России в наукоёмких отраслях экономики.

Ключевые слова: преемственность поколений; научная династия; профессионализм; навигационная аппаратура; ГЛОНАСС; спутниковая радионавигация.

В области навигации эта фамилия священна! Ее с благоговением произносят и гражданские, и военные ученые.

А.В.Муравьев [1]

Введение

Мы знаем немало семей, в которых занятия наукой становились делом нескольких поколений: Капицы, Боткины, Мандельштамы, Соловьевы.… На формирование ученых династий, помимо генетической предрасположенности, ощутимо влияет атмосфера, которая складывается внутри семьи: стремление к знаниям, доступ к специализированной литературе, поддержка родных, уважение к научному труду. В этом контексте профессия ученого занимает особое место. Ведь ученые – не просто специалисты, а, прежде всего, создатели будущего – те, кто превращает научные идеи в реальные технологии, меняющие жизнь миллионов людей. Без них невозможно представить современный мир: от генной инженерии и микрочипов до космических аппаратов и медицинского оборудования. Их труд лежит в основе прогресса, обеспечивая безопасность, комфорт и развитие общества.

В Институте радионавигации, времени и космической аппаратуры АО «Научно-производственное объединение «Обуховский завод» жива память о двух учёных, которые внесли весомый вклад в развитие отечественных спутниковых систем: Валентине Семеновиче и Борисе Валентиновиче Шебшаевичах.

1 Валентин Семенович Шебшаевич: основоположник и наставник

Отец – Шебшаевич Валентин Семенович (1921 – 1993) – выдающийся ученый и педагог, один из основоположников спутниковой радионавигации, основатель ленин-

градской радиокосмической научной школы, заслуженный деятель науки и техники России, доктор технических наук. Член научно-технического совета Государственного комитета Совета Министров СССР по радиотехнике. Автор и соавтор более 200 известных книг и монографий. Книга «Сетевые спутниковые радионавигационные системы», написанная под редакцией и при непосредственном участии В.С. Шебшаевича, неоднократно переиздавалась и стала основным учебником по радионавигации и спутниковой связи для нескольких поколений специалистов.

На протяжении 29-ти лет Валентин Семенович преподавал на кафедре радионавигационных систем в Ленинградской Краснознаменной военно-воздушной академии (ЛКВВИА, ныне – Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского).

В октябре 1957 года, сразу после запуска первого ИСЗ, на межведомственной конференции по радиоастрономии, проходившей в ЛВВАКА и собравшей около 60 организаций, по инициативе Валентина Семеновича было принято решение: «Полагать полезными дальнейшие исследования, а также изучение возможности использования для навигационных целей искусственных спутников Земли» [2]. С подобными предложениями независимо друг от друга выступали и другие крупные специалисты того времени: А.Ф. Смирновский, В.А. Фуфаев и др. Тем самым была заложена основа для будущих разработок, среди которых – системы «Циклон» и ГЛОНАСС.



Рисунок 1 – Валентин Семенович Шебшаевич среди сослуживцев ЛКВВИА, на фото – третий справа, ок.1951 г.

С 1975 по 1993 годы Валентин Семенович руководил научной лабораторией в Ленинградском научно-исследовательском радиотехническом институте (ЛНИРТИ, с 1991 по 2023 г. – Российский институт радионавигации и времени (РИРВ), ныне – Институт радионавигации, времени и космической аппаратуры, далее по тексту – Ин-

ститут). Будучи человеком деятельным, он инициировал дальнейшие исследования и возглавил работу большого коллектива, в который входили сотрудники известных научных учреждений России в области астрономии, космонавтики и ракетной техники. Параллельно занимался воспитанием научных кадров: выпустил немало учеников, среди которых доктора и кандидаты наук. Например, всемирно известные профессора-геометры А.Л. Вернер и Б.Е. Кантор, а также директор ЛНИРТИ, Лауреат Ленинской премии, кандидат технических наук П.П. Дмитриев [3].

По воспоминаниям коллег, Валентин Семенович обладал редким даром объединять вокруг себя людей, всегда был готов разъяснить сложные моменты своим студентам и коллегам. Ученик Шебшаевича – доктор технических наук, профессор, действительный член Академии военных наук – Фатеев Вячеслав Филиппович в памятной записке упоминает такой случай. В 1969 году он, на тот момент – курсант военного училища, ознакомился с книгой «Космические траекторные измерения. Радиотехнические методы измерений и математическая обработка данных». По ее прочтению с возникшими вопросами он попросил своего наставника, В.Е. Быкова, обратиться к профессору Шебшаевичу, который являлся одним из авторов этой книги. «Я был очень удивлен тем, что в течение месяца нам пришло письмо с разъяснениями Валентина Семеновича. Профессор прислал курсанту 3-го курса подробный ответ, набранный мелким шрифтом на миниатюрной переносной печатной машинке, который я храню до сих пор. Я к нему проникся глубоким уважением, и впоследствии это уважение только укреплялось», – вспоминает Вячеслав Филиппович [4].

2 Атмосфера семьи: фундамент преемственности

Интересно, что и своим сыновьям Валентин Семенович привил любовь к науке, в хорошем смысле заразил азартом научных исследований. Особая атмосфера, царившая в доме, увлеченность отца профессией, уважение и поддержка к научной работе отца со стороны матери (супруга Валентина Семеновича – Раиса Андреевна, филолог), доступ к технической литературе – все это формировало круг интересов детей.

«Самое яркое воспоминание об отце – он всегда работал. Мы жили в обычной городской квартире, комнаты были смежные, единственная изолированная – кабинет отца. Это было самое одухотворенное место в квартире, ее центр. Все стены – в книгах. Большой стол, на котором царил однажды заведенный порядок. Необычайно уютные предметы: перекидной календарь, ножички для разрезания бумаг, пишущая машинка, которую он привез после войны из Берлина. Шрифт на ней переплавили, и она служила ему до последних дней.

Когда отец работал в ЛНИРТИ, после трудового дня он возвращался домой, ужинал, спал минут 10-15 (был мастером короткого сна!), просыпался и садился работать дальше. Дверь кабинета иногда была открыта, и мы с братом наблюдали отца за работой. Процесс этот был почти непрерывный. Идеальные выходные – уединиться в маленьком кабинетике на дачном чердаке, написать статью, обзор, отзыв на диссертацию. Самый лучший отпуск – поехать в санаторий и закончить очередную книжку» – рассказывает Павел Валентинович, который, как и старший брат – Борис Валентинович, находился под впечатлением от научной деятельности отца.

В гости к Валентину Семеновичу приходили коллеги, офицеры ЛКВВИА, об-

суждали возможности использования спутников для навигации – темы, которые впоследствии станут делом жизни для Бориса Валентиновича.

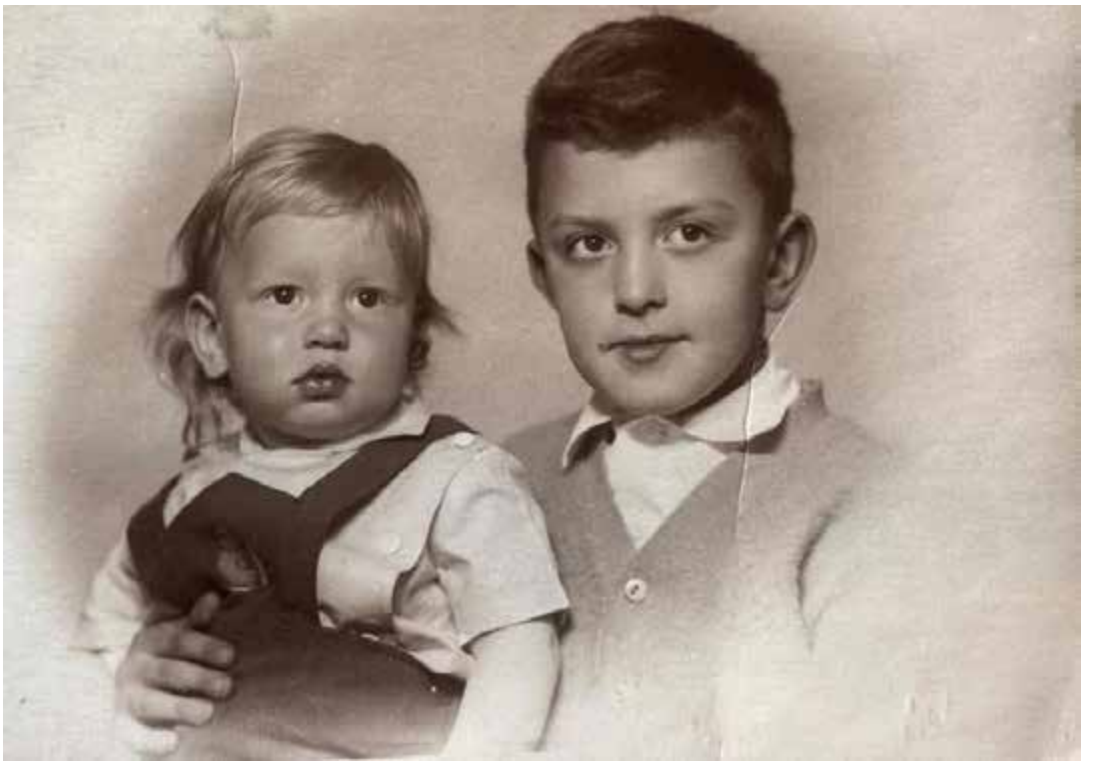


Рисунок 2 – Павел Валентинович и Борис Валентинович в детстве, ок.1960 г.

«У нас был достаточно открытый дом. Мама прекрасно готовила и любила принимать гостей. Коллеги и ученики отца с удовольствием у нас собирались. Люди приезжали из Москвы, Красноярска, Байконура… Это были молодые, талантливые, успешные люди, от них исходила особая энергетика. Многие из них занимались передовыми вопросами в космической области. Были не только профессионалами, но и прекрасными рассказчиками. К отцу они относились с необычайным уважением. Он умел поддержать любую беседу, писал стихи, был не просто научным «сухарем», а довольно разносторонним человеком. Эта атмосфера завораживала и гипнотизировала нас с Борисом. Во многом это определило наш дальнейший профессиональный путь», – делится воспоминаниями Павел Валентинович.

Оба сына с детства мечтали связать свою жизнь с наукой, вдохновившись примером отца.

Павел Валентинович Шебшаевич (1959 г.р.), в старших классах школы увлекался точными науками, окончил Ленинградский электротехнический институт (ЛЭТИ), работал научным сотрудником и преподавателем, но в итоге выбрал то, что оказалось ближе – литературу. На данный момент Павел Валентинович – известный писатель и переводчик, блогер, поэт, лауреат международных литературных конкурсов. Публикуется под псевдонимом Павел Верещагин.

Борис Валентинович Шебшаевич (1952 – 2019) посвятил свою жизнь развитию

системы ГЛОНАСС, стал одним из ведущих специалистов в области радионавигации и спутниковых систем. Под его руководством были созданы и сертифицированы первые отечественные спутниковые геодезические приборы, разработаны цифровые методы обработки сигналов, повысившие точность и надежность навигационных систем. Борис Валентинович – автор более 70 научных трудов, 52 патентов и авторских свидетельств на изобретения.

3 Борис Валентинович Шебшаевич: продолжение дела



Рисунок 3 – Борис Валентинович с родителями, ок.1957 г.

Борис Валентинович закончил одну из лучших физико-математических школ города – № 38. В 1969 г. поступил учиться на радиотехнический факультет (ныне факультет радиотехники и телекоммуникаций) ЛЭТИ.

«На фоне коллег-студентов Борис выделялся не только гвардейской статью, но и сдержанной приветливостью в общении, интеллигентностью, а главное – особой целеустремленностью в учебе, желанием извлечь максимум из того, чем щедро делились со своими слушателями преподаватели ЛЭТИ. Лично мне запомнились его обстоятельные и глубокие ответы на экзаменах, свидетельствовавшие о том, что благоприятная генетика в сплаве с настойчивой тягой к знаниям обещают послужить основой формирования будущего крупного специалиста в избранной области», – вспоминает преподаватель Бориса Валентиновича, доктор технических наук, профессор Ипатов Валерий Павлович [5].

В 1975 г. Шебшаевич Борис Валентинович окончил ЛЭТИ с отличием, получив диплом радиоинженера, и был распределен в отраслевую лабораторию кафедры радиосистем при ЛНИРТИ.

В стенах Института с 1975 по 1988 годы он прошёл все начальные ступени профессионального роста, занимая последовательно должности инженера, старшего, а затем ведущего инженера и начальника комплексной лаборатории.

Параллельно учился в аспирантуре и в 1984 г. защитил диссертацию на соискание ученой степени кандидата технических наук.

В своей диссертации Борис Валентинович исследовал и обосновал пути повышение эталонных свойств спутниковых навигационных систем (СНС) применительно к измерениям по наземным радионавигационным системам. Важно, что данная работа была посвящена именно тем вопросам, которые особенно волновали отца — повышению точности СНС.

Теоретические основы, заложенные Валентином Семеновичем еще на заре спутниковой навигации, позволили Борису Валентиновичу в 1997-1998 гг. возглавить разработку базового приемоизмерительного модуля «К-161», который стал «ядром» для целой линейки навигационной аппаратуры.

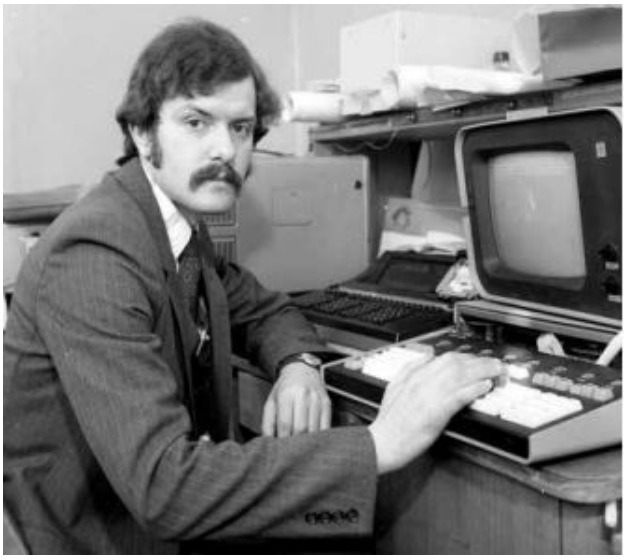


Рисунок 4 – Ведущий инженер Шебшаевич Б.В. за работой на АРМ СМ-ЭВМ, 1983 г.

По воспоминаниям Павла Валентиновича профессиональные разговоры между отцом и братом с течением времени качественно менялись: «Поначалу отец относился к деятельности Бориса с любопытством – ведь брат был еще молодым инженером, а отец на тот момент – профессором. Но со временем их диалог становился все более равноправным. Борис защитил диссертацию, стал начальником лаборатории. Постепенно эта работа вызывала у отца все больший интерес, и, в конце концов, уважение и гордость».

В годы перестройки, когда наука переживала особенно тяжелые времена, под угрозой оказалось дело жизни Шебшаевичей. Руководству родного Института пришлось пойти на ряд болезненных шагов, подорвавших целостность предприятия. Несмотря на череду невзгод и потерь, Борис Валентинович сохранил верность профессии. Он, совместно со своим товарищем по работе – Писаревым Сергеем Борисовичем, объединил часть сотрудников Института в дееспособную структуру – ЗАО «Фирма «Котлин». Основной упор в работе был сделан на создание приемовычеслительных модулей системы ГЛОНАСС. Благодаря сохранению уникального кадрового состава, адаптации к новым реалиям, инициации разработок и налаживанию международной кооперации коллективу «Котлина» удалось преодолеть испытания 90-х гг. Постепенно это привело к возрождению былого потенциала РИРВ. В 2001 г. предприятие вновь реинтегрировалось из дочерних фирм в целостную структуру, в которой Борис Валентинович занял должность первого заместителя генерального директора Института. В последующие годы он осуществлял общее техническое руководство и координацию работ по созда-



Рисунок 5 – Семья Шебшаевич: Борис Валентинович, Павел Валентинович, дочь Бориса Валентиновича – Екатерина, Валентин Семенович, ок.1990 г.г.

нию и совершенствованию:

- средств Государственной системы единого времени и эталонных частот,
- систем дальнего радионавигационного обеспечения,
- аппаратуры спутниковой навигации и систем на ее основе,

а также по внедрению разработок предприятия в транспортные, телекоммуникационные и космические комплексы.



Рисунок 6 – Борис Валентинович Шебшаевич и губернатор Санкт-Петербурга Валентина Ивановна Матвиенко, 2008 г.

Б.В. Шебшаевич возглавлял работу в Институте по подготовке предложений и обоснованию Концепции и мероприятий ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012 – 2020 годы». Осуществлял научно-методическое руководство и лично участвовал в разработке предложений Института по составу, формату и структуре цифровой информации новых навигационных сигналов системы ГЛОНАСС.

О масштабе и истоках профессионализма Бориса Валентиновича вспоминает генеральный конструктор по радионавигационным системам – Скобелин Александр Александрович: «Меня всегда поражало, с какой легкостью с ним можно было разговаривать на абсолютно любые темы. Казалось, что у него не вызывает никакого труда обсуждать инженерные вопросы, выступать с докладом на научно-технической конференции и принимать участие в научной дискуссии в Российской Академии Наук, а через пару часов уже держать слово у государственных заказчиков по вопросам стратегического развития координатно-временного и навигационного обеспечения, моментально переключаясь. Конечно, на самом деле это была кажущаяся легкость, такие возможности являлись результатом непрерывной работы над собой, постоянного самосовершенствования, погружения в детали. Вероятно, это связано и с тем, что

круг его общения был неимоверно широк: от инженеров и молодых специалистов до ученых и политиков. И диалог неизменно получался конструктивным и равноправным в лучших традициях петербургской интеллигенции» [6].

Безусловно, все вышеупомянутые качества способствовали служебному росту Бориса Валентиновича, который в 2010 году был назначен на должность генерального конструктора Института. Решением Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации от 30.04.2013 г. Б.В. Шебшаевич был утвержден генеральным конструктором средств и систем навигационного и частотно-временного обеспечения Вооруженных Сил Российской Федерации. В 2016 году Борис Валентинович вступил в должность генерального директора РИРВ.

4 Наследие Шебшаевичей: от теории к глобальной системе

Семья Шебшаевичей – яркий пример того, как преемственность поколений становится движущей силой научного прогресса. Валентин Семенович заложил основы отечественной спутниковой радионавигации. Борис Валентинович не только продолжил, но и развил дело отца, став одним из ведущих специалистов в области радионавигации и спутниковых систем. Их совместные усилия, разработка теоретической базы и стремление к инновациям, вывели область космической навигации на качественно новый уровень. История Шебшаевичей – о том, как знания, страсть к науке и профессиональные традиции передаются от отца к сыну, создавая основу для новых достижений и открытий.

В современных реалиях эта история особенно актуальна. На развитии отечественной технологической сферы все еще сказываются последствия разрыва преемственности в науке и промышленности. Дефицит специалистов такого масштаба подчеркивает необходимость пересмотра подходов к подготовке кадров, поддержке молодых ученых и сохранению традиций инженерных и научных династий. Только бережное отношение к опыту предшественников и инвестиции в будущие поколения инженеров и ученых смогут обеспечить России лидерство в ключевых отраслях науки и техники.



Рисунок 7 – Мемориальная доска, посвященная памяти Бориса Валентиновича Шебшаевича

В этом контексте показательно открытие в Институте мемориальной доски, посвященной памяти Бориса Валентиновича Шебшаевича. По выражению генерального директора Обуховского завода – Подвязникова Михаила Львовича, памятная доска «станет символом преемственности научных традиций». В октябре 2025 года состоялось ее торжественное открытие, в ноябре – заседание секции Научно-технического Совета. На заседании, которое проходило стоя, в холле у памятной доски было не протолкнуться. Коллеги пришли почтить память Бориса Валентиновича. Мероприятие

длилось больше часа, но никто не спешил уходить. Единогласно решили сделать заседания секции НТС ежегодными, приурочив их ко дню рождения Бориса Валентиновича. А сегодня у нас над головами в космическом пространстве движется по орбите навигационный спутник «Глонасс-М» №19, на борту которого выгравированы фамилии первопроходцев спутниковой радионавигации, в числе которых имена Валентина Семеновича и Бориса Валентиновича.

Кто знает, возможно, новое поколение Шебшаевичей решит пойти по стопам деда и прадеда. В семье, где наука – не просто профессия, а образ жизни, знания и опыт не теряются, а умножаются, открывая новые горизонты для будущих открытий.

Литература

1 Муравьев А.В. Воспоминания о Б.В. Шебшаевиче / Неопубликованный документ из архива семьи Шебшаевичей.

2 Суворов Е.Ф. Летопись зарождения, развития и первых шагов реализации идеи отечественной спутниковой системы. М.: Кучково поле, 2014. 232 с.

3 Военмех. Вестник Балтийского государственного технического университета. 2023. №3. С.83.

4 Фатеев В.Ф. Доктор технических наук профессор Шебшаевич Валентин Семенович – основоположник отечественного научного направления «Глобальные навигационные спутниковые системы» / Неопубликованный документ из архива семьи Шебшаевичей.

5 Ипатов В.П. Питомец ЛЭТИ – один из творцов ГЛОНАССа / Неопубликованный документ из архива семьи Шебшаевичей.

6 Скобелин А.А. В память о настоящем инженере и руководителе / Неопубликованный документ из архива семьи Шебшаевичей. 2024.

Баринов Сергей Прокопьевич – кандидат технических наук, капитан 1 ранга в отставке, г. Санкт-Петербург.
Область научных интересов: Проблемы и перспективы создания, совершенствования, эксплуатации и использования систем и средств координатно-временного и навигационного обеспечения в интересах задач обороны и экономики страны.
E-mail: bar_s@inbox.ru

Надточий Ольга Олеговна – специалист НТБ, АО «НПО «Обуховский завод», г.Санкт-Петербург.
Область научных интересов: сохранение и популяризация истории отечественной науки и техники.
E-mail: o.nadtochiy@goz.ru

Почтовый адрес: 192012, Санкт-Петербург, проспект Обуховской обороны, дом 120.

GENERATIONAL CONTINUITY AS A NATIONAL VALUE

The paper considers the phenomenon of generational continuity in science exemplified by the scientific dynasty of St. Petersburg scientists, the Shebshaevich family. The role of the family atmosphere, upbringing, and professional environment in the formation of a scientist is analyzed, based on archival materials and the memoirs of colleagues and relatives. The importance of preserving and enhancing the traditions of engineering and scientific dynasties is emphasized as a crucial factor in ensuring Russia's technological sovereignty and leadership in high-tech sectors of the economy.

Keywords: generational continuity; scientific dynasty; professional expertise; navigation equipment; GLONASS; satellite radio navigation.

Barinov Sergey Prokopyevich - Candidate of Technical Sciences, Retired Captain 1st Rank, St. Petersburg.
Research interests: Issues and prospects of creation, improvement, operation, and application of coordinate-time and navigation support systems and means in the interests of national defense and economy.

Nadtochiy Olga Olegovna - specialist of the Scientific and Technical Library at the Scientific and Educational Center, JSC "NPO "Obukhov Plant", Saint Petersburg.
Research interests: Preservation and promotion of the Russian science and technology history.

Научный вестник НПО «Обуховский завод»

2026. №1(28)

Подписано в печать 04.06.2026 Формат 84×108 1/16.
Бумага офсетная. Печать цифровая.
Объем 12,6 усл. печ. л. Тираж 100 экз. Заказ № 313-2026

АО «НПО «Обуховский завод»

192012, г. Санкт-Петербург, вн.тер.г. муниципальный
округ Рыбацкое, пр-кт Обуховской Обороны, д. 120.

Отпечатано в ООО «Издательство «Балтийская печать».
191119, Санкт-Петербург, ул. Звенигородская, д. 9-11, лит. К, пом. 17Н, ком. 130.