

ISSN 2224-1159

УЧРЕЖДЕНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ «ВОЕННАЯ АКАДЕМИЯ РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ»

ВЕСТНИК ВОЕННОЙ АКАДЕМИИ РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ

№ 3 (60) 28 сентября 2018 г.



ВОЕННЫЙ НАУЧНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь»

ВЕСТНИК ВОЕННОЙ АКАДЕМИИ РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ

№ 3 (60) 28 сентября 2018 г.

Военный научно-
теоретический журнал

Издается с 2003 года

Адрес редакции:

220057, г. Минск-57, учреждение
образования «Военная академия
Республики Беларусь», главный
корпус, комн. № 11.

Тел: 287-45-15.

Издатель:

Учреждение образования
«Военная академия Республики
Беларусь».

Свидетельство

о государственной регистрации
издателя, изготовителя,
распространителя печатных
изданий

№ 1/224 от 19.03.2014.

№ 2/81 от 19.03.2014.

Набор и верстка:

Постолова М. В.

Дизайн обложки:

Мацкевич А. Н.

Печать:

ЛП № 02330/76

от 27.03.2014 г.

Подписано в печать 18.09.18 г.

Формат 60×84/8. Бумага писчая.

Гарнитура «Таймс». Печать

ризография. Усл. печ. л. 11,63.

Тираж 100 экз. Зак. 355.

Отпечатано в типографии

учреждения образования

«Военная академия

Республики Беларусь».

220057, Минск-57.

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ:

Лапука О. Г., *главный редактор*, доктор технических
наук, профессор;

Малкин В. А., *заместитель главного редактора*,
доктор технических наук, профессор;

Гришкевич М. М., *секретарь*, кандидат военных
наук, доцент;

Белько В. М., кандидат технических наук, доцент;

Вашкевич В. Р., кандидат технических наук, доцент;

Гринюк В. И., кандидат военных наук, профессор;

Ильёв И. Г., кандидат технических наук, доцент;

Колодяжный В. В., доктор военных наук, профессор;

Костюкович С. Н., кандидат технических наук, доцент;

Ксенофонтов В. А., кандидат философских наук,
доцент;

Куренёв В. А., доктор технических наук, профессор;

Лебёдкин А. В., доктор военных наук, профессор;

Осипов Г. А., кандидат военных наук, доцент;

Павлович В. С., доктор физико-математических наук,
профессор;

Чубрик В. Г., кандидат военных наук, доцент;

Шевченко В. С., доктор технических наук, профессор;

Ярмолик С. Н., кандидат технических наук, доцент.

В соответствии с приказом Высшей аттестационной комиссии Республики Беларусь научный журнал «Вестник Военной академии Республики Беларусь» включен в перечень научных изданий для опубликования результатов диссертационных исследований по военной, технической (информатика, вычислительная техника и управление; вооружение и военная техника; радиотехника, связь, электроника и микроэлектроника) и педагогической (воинское обучение и воспитание, военная педагогика) отраслям науки.

СОДЕРЖАНИЕ

Основы военной науки и военного строительства

Бабосов Е. М. Угрозы гибридной и сетецентричной войны и обеспечение национальной безопасности	3
Балута В. В. Методика расчета системы инженерных заграждений при организации позиционной обороны.....	10
Колодяжный В. В., Драгун В. Р., Посудевский А. А., Пальцев А. Н. Оценка соотношения сил и оптимизация распределения усилий сил и средств ПВО для отражения удара СВН противника.....	18

Системный анализ и информационные технологии в военном деле

Аношкин И. М., Журавлев Т. М. Опыт создания и функционирования научных рот в Вооруженных силах России и возможные направления его использования в Республике Беларусь	24
Лапука О. Г., Гатальский А. М. Исследование способа создания имитирующих помех на основе комплексной многотональной модуляции.....	30
Сокол С. Н., Гордич А. А. Идентификация параметров математической модели самолета в продольном движении.....	38

Общетеоретические вопросы разработки и совершенствования вооружения и военной техники

Быков Р. В. , Станкевич В. Э. Определение параметров движения в однопозиционном акустическом пассивном комплексе.....	45
Оргиш П. И., Горшков С. А., Гуцев Р. А. Гидроакустическое моделирование малобазовой многопозиционной радиолокационной системы с кодированными взаимно-ортогональными фазоманипулированными зондирующими сигналами.....	52
Шарамет А. В., Ковалевич В. В. Синтез параметров цифрового фильтра удаления постоянной составляющей.....	61
Ярмолик С. Н., Свинарский М. В., Храменков А. С., Зайко Е. В. Способ повышения эффективности распознавания радиолокационных объектов с адаптацией к углам их пространственной ориентации.....	68

Разработка, модернизация и эксплуатация вооружения и военной техники

Коршак С. А., Вашкевич В. Р. Классификация элементов взлета самолета по материалам объективного контроля с использованием нейронных сетей.....	76
Малкин В. А., Мелец А. Ф., Иванишин П. В., Сенько А. Я. Обоснование параметров исполнительного механизма рулевого привода сверхзвукового БЛА с учетом динамической нагрузки.....	85

Проблемы военной педагогики, воинского обучения и воспитания

Селуянов К. В., Круть К. И. Подготовка лиц группы руководства полетами к управлению экипажами воздушных судов при возникновении особых случаев в полете на процедурном тренажере.....	93
---	----

ОСНОВЫ ВОЕННОЙ НАУКИ И ВОЕННОГО СТРОИТЕЛЬСТВА

УДК 321

УГРОЗЫ ГИБРИДНОЙ И СЕТЕЦЕНТРИЧНОЙ ВОЙНЫ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАЦИОНАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Е. М. Бабосов, доктор философских наук, профессор,
академик Национальной академии наук Беларуси*

В статье рассмотрены вопросы обеспечения национальной безопасности, учитывающие угрозы гибридной и сетевцентричной войны. Представлены характерные черты для каждой из угроз. Раскрыты меры, принимаемые военно-политическим руководством Республики Беларусь и Российской Федерации, по обеспечению военной безопасности государств.

The article deals with the questions of safeguarding national security in view of modern hybrid and cyber threats. The author reveals the character of each threat and describes the measures taken by the military and political leadership of the Republic of Belarus and the Russian Federation aimed at safeguarding the states' military security.

Социодинамика современного многополярного мироустройства вынуждает политических и военных аналитиков рассматривать отчетливо проявляющиеся в течение последних пяти лет глобальные тенденции нарастания напряженности в различных регионах мира, столкновения интересов отдельных государств и их коалиций. Поэтому в начале XXI века стали актуальны проблемы обеспечения национальной и планетарной безопасности, что обусловило несколько факторов. Во-первых, мировое сообщество государств существует в условиях бурного, неупорядоченного, зачастую хаотично развивающегося, осложненного множеством конфликтов, региональных и глобальных флуктуаций социума. Оно вступило в эпоху неопределенности, непредсказуемости, длительной нестабильности. Во-вторых, обостряется стратегическое соперничество между государствами, сопровождающееся ростом напряженности и конфронтации, быстро возрастает количество вооруженных конфликтов. Если в 2015 г. в мире насчитывалось 32 локальных вооруженных конфликта, то в 2018 г. их количество возросло до 50. Число погибших в таких конфликтах с начала XXI века достигло 1,2 млн человек [7, с. 4]. В-третьих, все более отчетливо прослеживается тенденция стирания различий между состоянием войны и мира. Возрастает роль невоенных способов, которые по эффективности могут превосходить силу применения оружия (в частности, применение информационного противоборства и действия сил специальных операций) для достижения стратегических и политических целей. В-четвертых, опасность вооруженного конфликта между Россией и ее союзниками и возглавляемым США блоком НАТО в настоящее время выше, чем когда-либо со времен Карибского кризиса 1962 г. Такой конфликт, если он вспыхнет, может привести к ракетно-ядерной войне, способной поставить под вопрос само существование мировой цивилизации.

В этом контексте вызывает повышенный интерес обнародованная 18 декабря 2017 г. новая Стратегия национальной безопасности США, утвержденная президентом Д. Трампом. Представляя этот стратегический документ, он отметил необходимость противодействия самым опасным и устойчивым угрозам. Главной среди них он выделил соперничество с Россией и Китаем, стремящихся «бросить вызов американским интересам, ценностям и благосостоянию». Утвержденная им новая стратегия выделяет три группы сил, бросающих вызов американскому трактованию современного миропорядка. Первая группа включает в себя Россию и Китай, «которые стремятся к созданию нового мирового порядка, как в военном, так и в экономическом плане...». Во вторую входят режимы-изгои, такие как

Северная Корея и Иран, «которые хотят создать оружие массового уничтожения при одновременной поддержке терроризма и другой дестабилизирующей деятельности». К последней относятся транснациональные террористические организации и преступные синдикаты. Все эти группы, говорится в документе, «бросают нам вызов в политической, экономической и военной сфере, активно используя информационные технологии в целях смещения региональных балансов сил и власти в свою пользу». Высокопоставленные представители американской администрации подчеркивают, что новая стратегия национальной безопасности будет противостоять указанным силам на мировой арене [9, с. 45–52].

К тому же необходимо иметь в виду, что 2 февраля 2018 г. обнародована новая Ядерная доктрина США, в которой подчеркивается, что Соединенные Штаты готовы применить свое ядерное оружие при чрезвычайных обстоятельствах, в том числе при неядерных нападениях [10]. Она ориентирована на глубокую модернизацию ядерного компонента Америки, прежде всего межконтинентальных ракет, стратегических подводных лодок «Трайдент-III» и бомбардировщиков, несущих ядерные заряды. Эта ядерная доктрина опирается на триаду: межконтинентальные баллистические ракеты шахтного базирования, стратегические бомбардировщики и атомные подводные лодки с баллистическими ракетами. Планируется следующая структура ядерной триады: 420 межконтинентальных баллистических ракет, 14 атомных подводных лодок, оснащенных 240 баллистическими ракетами, и до 60 тяжелых бомбардировщиков, способных нести ядерные заряды. На модернизацию ядерной политики США выделяется гигантская сумма – 1,3 трлн долл. [4, с. 3].

Приведенные данные свидетельствуют о том, что в США ныне осуществляются масштабные дорогостоящие действия в рамках реализации новой стратегической концепции, базирующейся на использовании ядерного оружия, ракетных систем и боевых возможностей кибервойны.

В сущности, кибервойна представляет собой целенаправленное деструктивное воздействие информационных потоков и сетевых структур одного государства на компьютерные системы другого государства, квалифицируемого как потенциальный или реальный противник, в целях нарушения их функционирования и разрушения. Подчеркнем, что кибервойна, выступающая в представлении американского генералитета в качестве организованных и скоординированных действий государства, его вооруженных сил, специализированных учреждений, несет в себе угрозу нарушения международного права и государственного суверенитета неугодных государств. Она ориентирована на дестабилизацию и разрушение компьютерных систем этих государств, на проникновение в их оборонные службы, финансовые центры. Цели кибервойны – причинить ущерб военной, технологической, экономической, политической и информационной безопасности, телефонным системам, транспорту, водоснабжению, электрической энергии, осуществить шантаж, распространить дезинформацию и тревожные слухи, подрывающие доверие народа к государственно-политической системе и вооруженным силам страны. В этих же целях действует и широкое распространение в СМИ военной терминологии – торговые, финансовые, санкционные, информационные, психологические, технологические, конфессиональные, «штрафовательные» войны. В этом кроется серьезная угроза формирования в общественном мнении примирительного отношения к войне.

Сообразуясь с интенсификацией глобальных социальных турбуленций, несущих с собой возрастание угрозы безопасности личности, государства и общества, организация национальной безопасности Беларуси не остается постоянной величиной. Она конкретизируется с учетом мировых тенденций экономического, геополитического, научно-технического и военно-политического развития. Это отразилось в Концепции национальной безопасности нашей страны, а также в утвержденной президентом А. Г. Лукашенко и законодательно закреплённой парламентом страны Военной доктрины Республики Беларусь [3].

В этом директивном государственном документе учитывается, что в условиях продолжающейся разбалансировки глобальной безопасности и обострения противоречий мировых и региональных центров силы в борьбе за передел сфер влияния изменился характер военных угроз. Одним из основных концентрированных воплощений таких угроз в последние годы стала «гибридная война». Этот термин используется для истолкования и понимания военной стратегии, которая ориентирована на осуществление единства военных действий против реального или предполагаемого противника с применением широко известных вооружений, а также ядерного, биологического, химического оружия и средств кибервойны с включением в этот комплекс элементов партизанской и гражданской войны, мятежа и терроризма.

В гибридной войне в синергетическом взаимоусилении друг другом применяются военные и невоенные действия, создающие сложные комбинации прямых и косвенных угроз, сочлененных с активными действиями, направленными на создание и использование информационных капканов и захват виртуального пространства. Предполагается, что развязывание гибридной войны также включает в себя использование транснационально организованной преступности, коррупции, этнических и религиозных конфликтов, цветных революций. Для столь многообразных действий характерна сетевая организация, имеющая горизонтальную архитектуру взаимодействия различных элементов сети и непрерывный обмен информацией между ними. Гибридная война в широком спектре своих проявлений стирает границы между военными действиями, вооруженными мятежами и восстаниями, диверсионными операциями, террористическими актами, организованной преступностью, массовыми нарушениями прав человека. Следует иметь в виду невероятно обширный арсенал различных средств, которые могут быть применены в процессе проведения гибридных операций. Перечень наиболее вероятных из них представлен на рисунке 1.

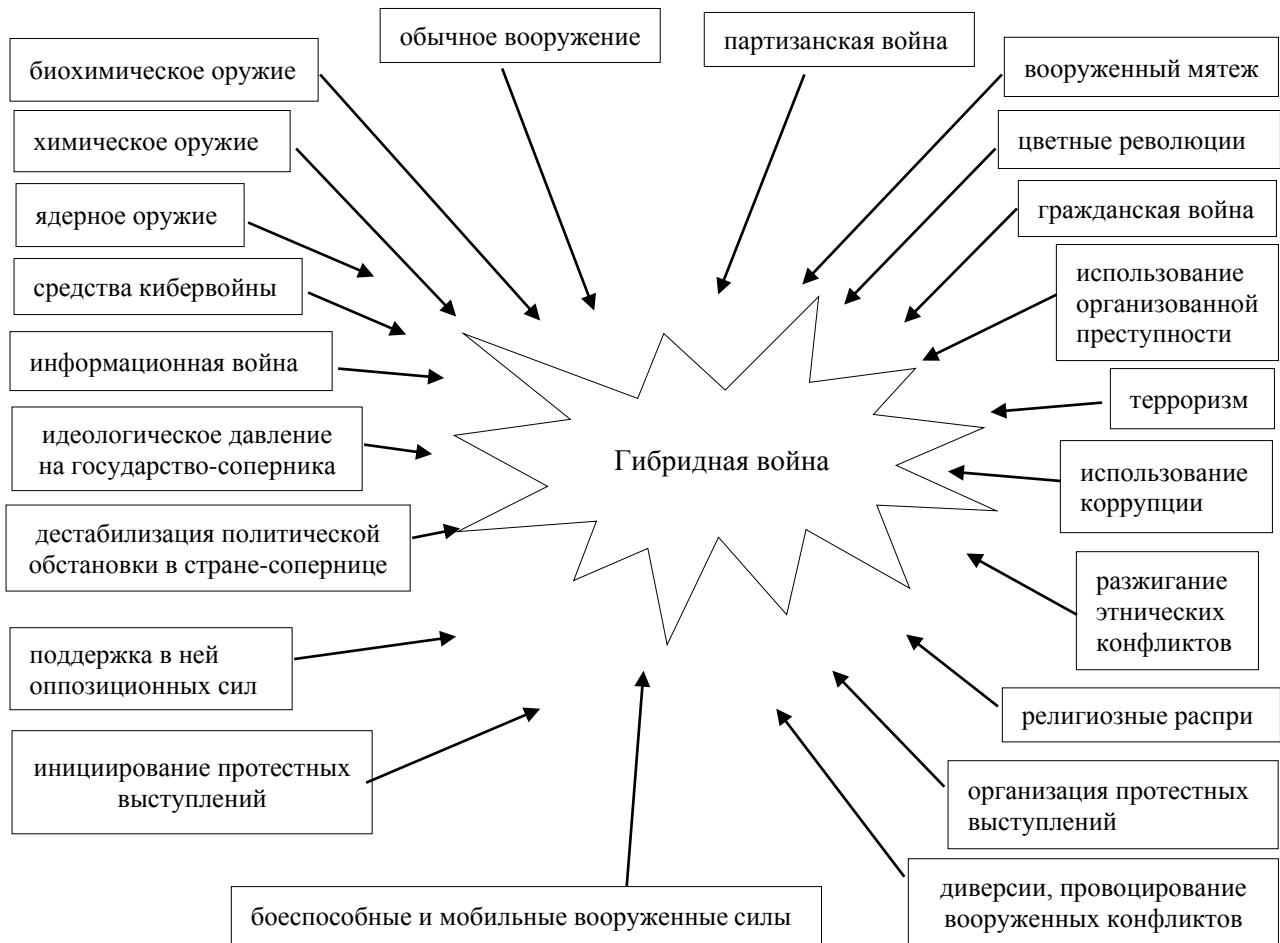


Рисунок 1. – Возможные компоненты гибридной войны

В Военной доктрине Республики Беларусь адекватно оценивают эти новейшие угрозы для безопасности страны. Подчеркивая стратегическую важность этого документа, Глава государства А. Г. Лукашенко отметил: «Для противодействия угрозам гибридных войн и «цветных революций» созданы силы специальных операций, разработана система территориальной обороны. Самые современные системы в мире и вооруженные самым современным видом оружия! Мы тоже этого не скрываем. И когда мы говорим «к применению военной силы как против внешней агрессии, так и для нейтрализации внутреннего вооруженного конфликта», мы имеем в виду, как тут нас упрекают, не то, что тут белорусский народ выйдет «супраць улады». Нет. Внутренний конфликт, особенно в Беларуси, возможен только при поддержке внешних сил» [2]. В Военной доктрине упор сделан на развитие оборонной промышленности высокотехнологического сектора экономики, призванного не только удовлетворять потребности силовых структур страны в современных видах вооружения и спецтехники, но и поставлять на экспорт свою продукцию. А спрос на нашу военную продукцию большой.

Исторический опыт свидетельствует, что военные доктрины, стратегические концепции, методы разработки и осуществления тактических и оперативных военных операций возникают и находят практическое применение в органическом единстве со специфическими особенностями каждого конкретного витка развертывания многозвенной спирали общественно-исторического процесса. Поэтому, разрабатывая и осуществляя систему национальной безопасности, необходимо принимать во внимание, что современный социум – это такое общество, социальная структура которого выстраивается вокруг сетей, активируемых людьми. Это осуществляется с помощью переведенной в цифровую форму информации и основанных на микроэлектронике коммуникационных технологий, применяемых повсеместно – в производстве, науке, образовании, торговле, финансах, культуре, спорте, государственном управлении и военном деле. Многогранный процесс осетевления включает в свою орбиту практически все сферы жизни общества и жизнедеятельности людей.

В такой ситуации неизбежно возникает соблазн сконструировать сетесозидающие и сетеразрушающие способы применения вооруженных сил для разрешения столь часто возникающих в современном мире военных конфликтов. В результате в недрах Пентагона зародился специфический термин «сетцентрическая война». В январе 1998 г. вице-адмирал ВМС США А. Себровски и профессор Дж. Гарстка опубликовали в журнале «U. S. Naval Institute Proceedings», специализирующемся на военно-политической тематике, нашумевшую статью «Сетцентрическая война: ее происхождение и будущее». Концепция этой войны базируется на сетцентрическом теоретико-методологическом постулате и считает специфической особенностью современного государственного управления в экономике, бизнесе, технике и технологии, в науке и военном деле практическое применение теории сетей и реализации принимаемых решений. На официальном уровне сетцентрическая концепция ведения вооруженной борьбы была утверждена Национальной военной стратегией США в 2014 г., конкретизирована в новой редакции этой стратегии в 2015 г., а в настоящее время составляет ядро военно-технической политики США и НАТО на период до 2020 г. Ее преимуществом разработчики считают то, что сетцентрическая война предоставляет возможность вести военные действия в глобальном масштабе на любом театре вооруженной борьбы, на любом пространстве – земле, воде, воздухе или в космосе. Для нее не являются сдерживающими факторами ни границы, ни права стран на государственный суверенитет.

Сетцентрическая война – концепция эффективного управления вооруженными силами в боевых действиях в целях обеспечения информационного превосходства над противником, достижения высокой боеготовности своих войск, их информационно-технических взаимодействий, стремительных темпов осуществляемых ими операций средствами высокоточного и дальнобойного оружия.

В такой войне главным способом достижения целей боя или другой военной операции

становится дистанционное бесконтактное воздействие на противника. Военные действия отличаются высоким уровнем активности, динамизма и результативности. Применение высокоточного и технологически многообразного оружия приобретает массовый характер, нивелирующий различия между наступательными и оборонительными действиями, между ядерным и неядерным оружием.

Данные особенности проявляются во всех сферах использования сетевых систем, но наиболее существенное значение они принимают в сетевых военных действиях. Все участники, вовлеченные в такие виды действия, – и командные кадры, и активные исполнители боевых операций, и военная техника, – соединяются в единую информационно-коммуникационную сеть, в которой основное значение и приоритетная роль придается высокоточному дальнобойному оружию, использованию средств радиоэлектронной борьбы и хорошо защищенным от информационных и кибернетических атак устойчивым каналам коммуникации. Благодаря этому создается возможность наносить удары противнику быстро, точно, эффективно, с дальних расстояний и непрерывно. Широко применяются адаптивная оптика, высокоэнергетические лазеры, радары с фазированной системной решеткой, средства ночного видения, спутниковые средства связи, разведки, навигации и управления, космические средства выведения новейших технологических средств на засекреченные новейшие космические орбиты, новейшие цифровые технологии, робототехнические системы и нанотехнологии. Создаются вооруженные формирования специальных операций и киберопераций с одновременным конструированием информационно-коммуникационных сетей, в частности сверхзасекреченных систем передачи информационных потоков, что обеспечивает резкое повышение значимых сетевых методов разведки, информирования и управления боевыми действиями.

Сами же такие действия при всем их многообразии, при эффективно организованном управлении ими должны быть не только четко скоординированы в пространственно-временных параметрах, но и осуществляться в координатной сетевой структуре, состоящей из нескольких взаимосвязанных модальностей. Основные из них представлены на рисунке 2.

Поэтому необходимо резко усиливать боеготовность вооруженных сил как России, так и Беларуси к активному противоборству всем вызовам и угрозам национальной безопасности, в первую очередь тем, которые возникают и усиливаются в условиях глобальной информатизации и сетевизации вооруженных сил и потенциальных вооруженных действий, все более интенсивного их насыщения высокотехнологическими сетевыми и цифровыми компонентами.

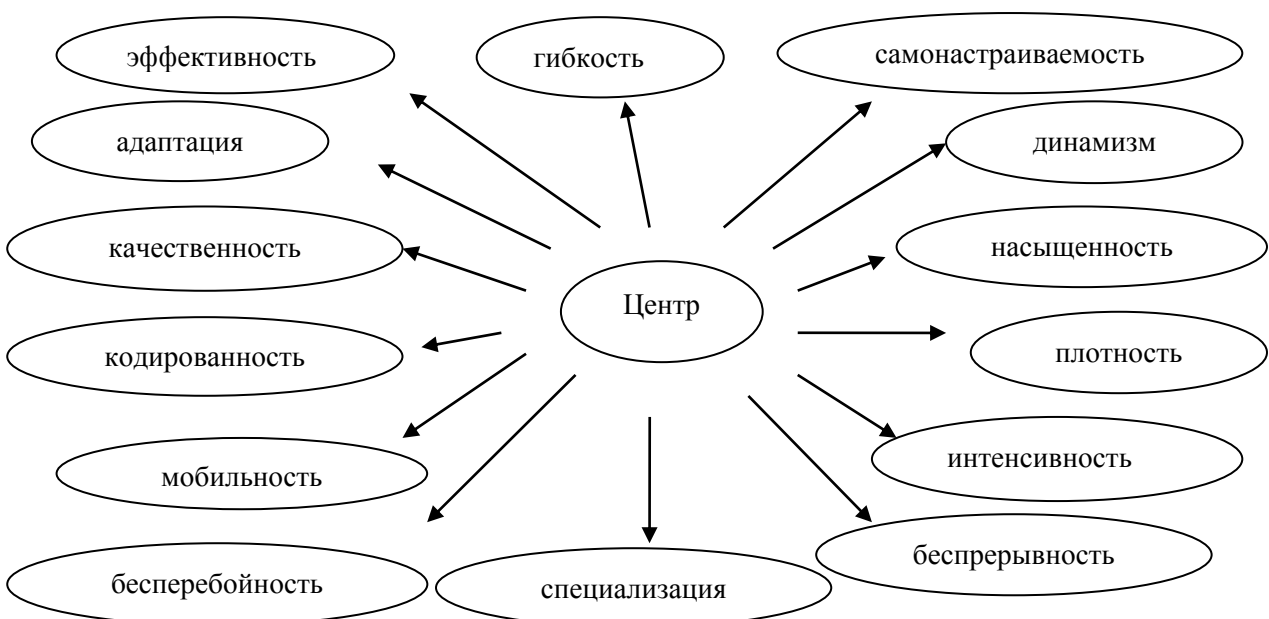


Рисунок 2. – Основные модальности успешности сетевых боевых операций

Непременным условием успешного решения этих задач является динамично совершенствующийся процесс оснащения белорусской армии новыми и модернизированными образцами вооружения. Министр обороны Республики Беларусь А. Равков отмечает, что на вооружение наших войск поступают учебно-боевые самолеты Як-130, ЗРК «Тор-М2» и С-300, вертолеты Ми-8МТВ-5, самолеты Су-30, современные радиолокационные комплексы «Роса-РБ» и «Восток-Д», способные в автоматическом режиме обнаруживать маловысотные цели (на высоте от 5 м), современные комплексы радиотехнической разведки «Пеленг». В 2016 и 2017 гг. на вооружение в войска поступили современные реактивные системы залпового огня большой дальности «Полонез», новые броневые автомобили «Волат-1» и МЗКТ-4904, легкобронированные автомобили разведывательного модуля «Адунок» и ПЗРК «Шершень» белорусского производства. В войска также поступили модернизированные танки Т-72МБ1, Т-72БМ2, Т-72БМ3, мобильные зенитные артиллерийские комплексы «Зенит». Все это позволит довести удельный вес современных технических образцов в белорусских войсках до 40 % [7, с. 9–10].

Беспрецедентная крупномасштабная работа по совершенствованию оснащенности вооруженных сил современным оружием проводится в Российской Федерации. В последние годы там принято на вооружение более 300 новых образцов военной техники, в том числе 80 новых межконтинентальных баллистических ракет, 10 баллистических ракетных подводных лодок, 3 ракетных крейсера стратегического назначения. Количество носителей высокоточного оружия большой дальности увеличилось более чем в 12 раз, а высокоточных крылатых ракет – более чем в 30 раз. Президент России В. В. Путин в своем Послании Федеральному Собранию 1 марта 2018 г. подчеркнул, что в ответ на односторонний выход США из Договора по противоракетной обороне и практическое развертывание этой системы на американской территории и за пределами ее национальных границ Россия создает новейшие системы стратегического оружия. В частности, новый ракетный комплекс с тяжелой межконтинентальной ракетой «Сармат» не имеет ограничений по дальности, способен атаковать как через Северный, так и через Южный полюс, и никакие системы ПРО ему не помеха. Кроме того, создана снабженная малогабаритной сверхмощной энергетической установкой новейшая крылатая ракета типа Х-101. Она обладает неограниченной дальностью полета, непредсказуемой траекторией и возможностью обходить любые рубежи перехвата, в силу чего является неуязвимой для всех существующих и перспективных систем ПРО и ПВО.

Важнейшим этапом современных систем вооружений стало создание высокоточного гиперзвукового авиационного ракетного комплекса «Кинжал», летящего с гиперзвуковой скоростью, превышающей скорость звука в десять раз и осуществляющей маневрирование на всех участках траектории полета, что позволяет ему гарантированно преодолевать любые системы ПРО и ПВО. Но, пожалуй, самое впечатляющее в техническом переоснащении Вооруженных сил – создание перспективного ракетного комплекса с принципиально новым боевым оснащением – планирующим крылом. Он идет к цели с гиперзвуковой скоростью как метеорит, как огненный шар, и температура на его поверхности достигает 1600–2000 град. К тому же он осуществляет глубокое маневрирование, как боковое, так и по высоте, обходя все препятствия на пути к цели.

Все эти нововведения нацелены на эффективное осуществление безопасности страны и ее народа и способны отрезвлять любого потенциального агрессора [7].

В многочисленных процессах оптимизации структуры и численности вооруженных сил, повышении их оснащенности новейшими видами вооружений и военной техники, возрастании боевого потенциала воинских частей и соединений высшие органы государственного и военного руководства РБ и РФ исходят из того, что в непрестанно и непредсказуемо изменяющейся глобальной геополитической ситуации именно хорошо обученные и оснащенные новейшими техническими средствами боеспособные и боеготовые вооруженные силы выступают прочным и эффективным действующим гарантом

сохранения независимости, территориальной целостности, суверенитета, конституционного строя наших стран и народов.

Список использованных источников

1. Лукашенко, А. Г. Сила в правде : [выступление Президента при обращении с ежегодным посланием к белорусскому народу и Национальному собранию] // СБ. Беларусь сегодня. – 2017. – 22 апр. – С. 1–8.
2. Лукашенко, А. Г. Мы знаем, куда идем и чего хотим : [выступление Президента при обращении с ежегодным Посланием к белорусскому народу и Национальному собранию] // СБ. Беларусь сегодня. – 2018. – 25 апр. – С. 1–6.
3. Об утверждении Военной доктрины Республики Беларусь : Закон Респ. Беларусь, 20 июня 2016 г., № 412-З.
4. Военная доктрина Российской Федерации // Российская газета. – 2014 . – 30 дек. – С. 1–7.
5. Герасимов, В. В. Современные войны и актуальные вопросы обороны страны / В. В. Герасимов // Вестн. акад. воен. наук. – 2017. – № 2 (59). – С. 10–15.
6. Послание Президента Федеральному собранию. – Режим доступа: <http://Kremlin.ru/events/president/news/copy/56957>. – Дата доступа: 07.03.2018.
7. Равков, А. Армия белорусского народа – надежный гарант обеспечения безопасности государства / А. Равков // Армия. – 2018. – № 1–2. – С. 2–13.
8. National Security Strategy of the United States of America [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://nssarchive.us/wp-content/uploads/2017/12/2017.pdf>. – Дата доступа: 16.01.2018.
9. Pentagon unveils new nuclear weapons strategy, ending Obama-era push to reduce U. S. arsenal [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.washingtonpost.com/world/national-security/pentagon-unveils-new-nuclear-weapons-strategy-us-arsenal/2018/02/02.html>. – Дата доступа: 16.03.2018.
10. Трамп вооружит страны Балтии [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://lenta.ru/news/2018/04/04/trump>. – Дата доступа: 16.04.2018.

*Сведения об авторе:

Бабосов Евгений Михайлович,
Институт социологии Национальной
академии наук Беларуси.

Статья поступила в редакцию 11.06.2018 г.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА СИСТЕМЫ ИНЖЕНЕРНЫХ ЗАГРАЖДЕНИЙ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ПОЗИЦИОННОЙ ОБОРОНЫ

В. В. Балута, кандидат военных наук, доцент*

В статье представлена усовершенствованная методика расчета системы инженерных заграждений (СИЗ) соединения (воинской части), которая в отличие существующих позволяет учесть при расчетах протяженность оперативных и дистанционных заграждений, приведенную к протяженности минных полей, производить не только укрупненный, но и детальный расчеты СИЗ, что дает возможность определить ряд важных новых параметров, необходимых должностным лицам инженерной службы при организации ее создания.

The article presents an updated methodology for calculating systems of engineering obstacles (SEO) built by formations (units). The updated version incorporates such new variables as the length of operational and distant obstacles and of minefields, which allows for both general and specific SEO calculations. The methodology makes it possible to determine a number of new parameters that engineering personnel should be aware of when building obstacles.

Основой управления войсками является решение командира. Целесообразное решение, принятое командиром и своевременно доведенное до войск, – залог успешного выполнения поставленных задач. Одним из важных путей повышения качества решения является обеспечение его необходимыми расчетными данными.

В современных условиях к работе командира, начальника инженерной службы (НИС) соединения (воинской части), предъявляется неукоснительное требование – управлять войсками на научной основе. Важна научная обоснованность принятого решения на выполнение поставленной задачи, опирающаяся на глубокий и всесторонний анализ данных обстановки, на точность проведенных тактических расчетов.

Анализ существующих методик расчета системы инженерных заграждений [1, 2, 3] позволил сформулировать основное требование к ним, выявить их слабые места и определить пути совершенствования.

Основным требованием, предъявляемым к методике расчета, является ее соответствие порядку работы командира и начальника инженерной службы при принятии решения на оборону. Исходя из этого расчет по ней должен осуществляться в два этапа.

На первом этапе, в ходе выработки командиром замысла на оборону, начальник инженерной службы соединения (воинской части) производит укрупненные расчеты устройства заграждений по вероятным направлениям ударов противника и определяет замысел создания системы инженерных заграждений.

На втором этапе, после объявления командиром замысла на оборону, начальник инженерной службы производит детальные расчеты и завершает принятие решения на создание системы инженерных заграждений.

Существующие методики не в полной мере соответствуют порядку работы командира и начальника инженерной службы. Они предназначены для проведения укрупненного расчета СИЗ и не позволяют производить ее детальный расчет. Также исследования показали, что при проведении укрупненного расчета в обязательном порядке должны учитываться оперативные и дистанционные заграждения, устраиваемые по плану старшего начальника в полосе обороны соединения. К ним относятся: узлы заграждений (УЗ), заграждения на дорожных направлениях (ЗДН), зоны заграждений (ЗЗ), полосы заграждений (ПЗ), рубежи минирования подвижного отряда заграждений объединения (РМ ПОЗ ОК), районы дистанционного минирования реактивными системами залпового огня и авиации. Поэтому возникает необходимость приведения протяженности всех этих заграждений

к единому показателю, в качестве которого можно принять протяженность противотанкового минного поля (ПТМП).

Кроме того, при проведении расчетов уже на первом этапе потребуется определить важные показатели СИЗ, которые в дальнейшем потребуются на втором этапе: плотность тактических заграждений, устраиваемых при подготовке и в ходе обороны; плотность тактических заграждений, устраиваемых перед передовой позицией.

Значения показателей, полученные с использованием разработанного детального расчета системы инженерных заграждений, помогут начальнику инженерной службы обоснованно и более рационально распределить силы и средства, выделенные для создания СИЗ при подготовке оборонительного боя, по задачам, направлениям и районам; определить состав и оснащение подвижного отряда заграждений (ПОЗ) соединения (воинской части); определить порядок наращивания инженерных заграждений в ходе ведения оборонительного боя.

Для расчета системы инженерных заграждений сначала определяются исходные данные:

$\Pi_{\text{треб}}^{\text{н}}$ – требуемая плотность противотанковых заграждений на направлении;

$L_{\text{ф}}^{\text{н}}$ – протяженность по фронту полосы обороны на направлении, км;

$K_{\text{тд}}$ – коэффициент танкодоступности местности;

$L_{\text{ОЗ}}^{\text{н}}$ – приведенная протяженность оперативных заграждений на направлении, устраиваемых в полосе обороны соединения (воинской части), км;

$L_{\text{ДЗ}}^{\text{н}}$ – приведенная протяженность дистанционных заграждений на направлении, устраиваемых в полосе обороны соединения (воинской части), км;

$Q_{\text{выд}}$ – количество противотанковых мин, выделяемых на бой, тыс. шт.;

$q_{\text{м}}$ – требуемая доля поражения танков и БМП противника на минно-взрывных заграждениях в комплексном огневом поражении ($q_{\text{м}} = 0,05 \div 0,08$);

H – норма поражения танков и БМП на один километр минного поля, ед. ($H = 1,0$ при расходе 1000 мин на 1 км минного поля, $H = 0,75$ при расходе 750 мин на 1 км минного поля);

$N_{\text{пр}}^{\text{н}}$ – количество танков и БМП по штату в наступательной группировке противника на направлении, ед.;

$K_{\text{у}}^{\text{пр}}$ – коэффициент укомплектованности войск противника;

$K_{\text{у}}^{\text{нв}}$ – коэффициент укомплектованности подразделений соединения (воинской части);

$T_{\text{п}}$ – время на создание системы инженерных заграждений при подготовке обороны, сут;

$T_{\text{х}}$ – время на создание системы инженерных заграждений в ходе обороны, сут.

Требуемая плотность устраиваемых противотанковых минно-взрывных заграждений (МВЗ) в полосе обороны соединения (воинской части) по направлениям определяется в соответствии с распоряжением по инженерному обеспечению (РИО). Если она не задана, то используются рекомендации, изложенные в таблице 1, или определяется по формуле

$$\Pi_{\text{треб}}^{\text{н}} = (N_{\text{пр}}^{\text{н}} K_{\text{у}}^{\text{пр}} q_{\text{м}}) / L_{\text{тд}}^{\text{н}} H. \quad (1)$$

Ширина полосы танкодоступной местности на направлении определяется по формуле

$$L_{\text{тд}}^{\text{н}} = L_{\text{ф}}^{\text{н}} K_{\text{тд}} \text{ км}. \quad (2)$$

Таблица 1. – Рекомендуемые плотности МВЗ

Место МВЗ в построении обороны соединения (воинской части)	Плотности МВЗ			
	НСОУ		ДН	
	При подготовке	В ходе боя	При подготовке	В ходе боя
В полосе обеспечения (перед передовой позицией)	0,3–0,5	0,4–0,8	0,2–0,3	0,4–0,6
Перед передним краем и на глубину 1-й позиции	1,0	1,0	0,7–0,8	1,0
В глубине обороны	0,2–0,3	1,0–1,5	0,1–0,2	0,6–0,7
На всю глубину	1,5–1,8	2,4–3,3	1,0–1,3	2,0–2,3

После определения исходных данных производится укрупненный расчет СИЗ.

Требуемая протяженность противотанковых минно-взрывных заграждений по направлениям, устраиваемых силами соединения (воинской части), определяется по формуле

$$L_{\text{треб}}^{\text{н}} = P_{\text{треб}}^{\text{н}} L_{\text{тд}}^{\text{н}} - L_{\text{ОЗ}}^{\text{н}} - L_{\text{ДЗ}}^{\text{н}} \text{ км.} \quad (3)$$

В ходе исследования [4] была рассчитана приведенная протяженность оперативных и дистанционных заграждений (таблица 2).

Таблица 2. – Протяженность заграждений, приведенная к протяженности минных полей

Типы МП	Приведенная протяженность оперативных заграждений, км					
	УЗ	ЗДН (30 км)	ЗЗ (20×30 км)	ПЗ (10×3 км)	РМ ПОЗ ОК (иср)	РМ ПОЗ ОК (оисб)
ПТМП	1	3–4	20–30	6–8	1,6	3,2
ППМП	1	3–4	10–15	3–4	0,6	1,2
	Приведенная протяженность дистанционных заграждений, км					
	1 сам.-выл. истребителя	1 сам.-выл. истребителя-бомбардировщика	1 сам.-выл. штурмовика	1 сам.-выл. фронтового бомбардировщика	1 верт.-выл. (Ми-8 МТ)	1 залп ребагр «Ураган»
ПТМП	0,45	0,9	1,35	1,6	0,4	3,2

Возможности соединения (воинской части) по созданию системы инженерных заграждений оцениваются:

исходя из наличия инженерных боеприпасов в соединении (воинской части);

по возможностям соединения (воинской части) по устройству минно-взрывных заграждений.

Возможности соединения (воинской части) по наличию инженерных боеприпасов определяются по формуле

$$L_Q = \frac{Q_{\text{выд}}}{R}, \quad (4)$$

где L_Q – протяженность противотанковых МВЗ, устраиваемых с помощью имеющихся в наличии противотанковых мин, км;

$R = 0,75$ – расход противотанковых мин на один км минного поля, тыс. шт./ км.

Возможности соединения (воинской части) по устройству инженерных заграждений по наличию сил определяются:

при подготовке обороны по формуле

$$L_{\text{п}} = \sum n_i \cdot B_i^{\text{п}} \cdot K_{\text{в}}^{\text{нб}} \cdot T_{\text{п}}, \quad (5)$$

где $L_{\text{п}}$ – протяженность противотанковых МВЗ, устраиваемых имеющимися силами при подготовке обороны, км;

n_i – количество подразделений i -го типа, шт.;

$B_i^{\text{п}}$ – возможности подразделения i -го типа по устройству МВЗ при подготовке обороны, км/сут (таблица 3);
в ходе обороны по формуле

$$L_x = \sum n_i \cdot B_i^x \cdot K_y^{\text{HB}} \cdot T_x, \quad (6)$$

где L_x – протяженность противотанковых МВЗ, устраиваемых имеющимися силами в ходе обороны, км;

n_i – количество подразделений i -го типа, шт.;

B_i^x – возможности подразделения i -го типа по устройству МВЗ в ходе обороны, км/сут (см. таблицу 3).

Таблица 3. – Возможности подразделений по устройству заграждений

Подразделения, наличие средств механизации	Возможности подразделений по устройству противотанковых минно-взрывных заграждений, км/сут		
	При подготовке обороны		В ходе боя
	В условиях соприкосновения с противником	Вне соприкосновения с противником	
исв истр оисб омбр	0,5	1,4	0,7
вмз риз оисб омбр (ГМЗ – 3 ед.)	–	2,4–4,0	2,4
исв ом(т)б омбр	0,4	1,1	0,5
мсв мср ом(т)б омбр	–	0,5	–
исв истр оисб ибр (ПМЗ-4 – 3 ед.)	–	2,4–3,2	2,4
исв истр оисб ибр	0,5	1,4	0,7

Оценка возможностей соединения (воинской части) по устройству минно-взрывных заграждений при создании системы инженерных заграждений:

исходя из наличия инженерных боеприпасов:

а) соединение (воинская часть) выполняет задачу по созданию системы инженерных заграждений, если

$$L_Q = L_{\text{треб}} \quad (7)$$

или

$$L_Q > L_{\text{треб}}; \quad (8)$$

б) соединение (воинская часть) не выполнит задачу по созданию системы инженерных заграждений, если

$$L_Q < L_{\text{треб}}; \quad (9)$$

по возможностям соединения (воинской части) по устройству минно-взрывных заграждений:

а) соединение (воинская часть) выполнит задачу по устройству минно-взрывных заграждений, если

$$L_{\text{п}} + L_x = L_{\text{треб}} \quad (10)$$

или

$$L_{\text{п}} + L_x > L_{\text{треб}}; \quad (11)$$

б) соединение (воинская часть) не выполнит задачу по устройству минно-взрывных заграждений, если

$$L_{\text{п}} + L_x < L_{\text{треб}}. \quad (12)$$

Доля заграждений, устраиваемых при подготовке обороны, определяется по формуле

$$d = \frac{L_{\text{п}}}{L_{\text{п}} + L_x}. \quad (13)$$

Распределение заграждений по направлениям исходя из наличия инженерных боеприпасов осуществляется по следующей зависимости:

$$L_{\text{уст}}^{\text{н}} = \frac{L_{\text{треб}}^{\text{н}}}{L_{\text{треб}}^{\text{общ}}} L_Q, \quad (14)$$

где $L_{\text{уст}}^{\text{н}}$ – протяженность противотанковых МВЗ на направлении, устраиваемых с помощью имеющихся в наличии противотанковых мин, км;

$L_{\text{треб}}^{\text{н}}$ – требуемая протяженность противотанковых минно-взрывных заграждений на направлении, устраиваемых силами соединения (воинской части), км;

$L_{\text{треб}}^{\text{общ}}$ – требуемая протяженность противотанковых минно-взрывных заграждений, устраиваемых в полосе обороны соединения (воинской части), км;

L_Q – протяженность противотанковых МВЗ, устраиваемых с помощью имеющихся в наличии противотанковых мин, км.

Планируемая общая плотность противотанковых заграждений на направлении исходя из наличия инженерных боеприпасов и с учетом оперативных и дистанционных заграждений определяется по формуле

$$P_{\text{пл}}^{\text{н}} = \frac{L_{\text{уст}}^{\text{н}} + L_{\text{ОЗ}}^{\text{н}} + L_{\text{ДЗ}}^{\text{н}}}{L_{\text{тд}}^{\text{н}}}. \quad (15)$$

Плотность противотанковых оперативных заграждений на направлении определяется по формуле

$$P_{\text{ОЗ}}^{\text{н}} = \frac{L_{\text{ОЗ}}^{\text{н}}}{L_{\text{тд}}^{\text{н}}}. \quad (16)$$

Плотность противотанковых дистанционных заграждений на направлении определяется по формуле

$$P_{\text{ДЗ}}^{\text{н}} = \frac{L_{\text{ДЗ}}^{\text{н}}}{L_{\text{тд}}^{\text{н}}}. \quad (17)$$

Для расчета параметров тактических заграждений в планируемой СИЗ предлагается ввести следующие показатели: плотность тактических заграждений, устраиваемых при подготовке и в ходе обороны; плотность тактических заграждений, устраиваемых перед передовой позицией.

Планируемая плотность тактических противотанковых заграждений на направлении, устраиваемых при подготовке обороны, определяется по формуле

$$P_{\text{ТЗ(П)}}^{\text{н}} = (P_{\text{пл}}^{\text{н}} - P_{\text{ОЗ}}^{\text{н}} - P_{\text{ДЗ}}^{\text{н}})d. \quad (18)$$

Планируемая плотность тактических противотанковых заграждений на направлении, устраиваемых в ходе обороны, определяется по формуле

$$P_{\text{ТЗ(Х)}}^{\text{н}} = P_{\text{пл}}^{\text{н}} - P_{\text{ТЗ(П)}}^{\text{н}} - P_{\text{ОЗ}}^{\text{н}} - P_{\text{ДЗ}}^{\text{н}}. \quad (19)$$

Планируемая плотность тактических противотанковых заграждений на направлении, устраиваемых перед передовой позицией, определяется исходя из вклада заграждений в комплексное огневое поражение противника в период огневого воспрещения его выдвижения и развертывания и рассчитывается по формуле

$$P_{\text{ТЗ(ПП)}}^{\text{н}} = (P_{\text{ТЗ(П)}}^{\text{н}} - P_{\text{ТЗ(Х)}}^{\text{н}})0,15. \quad (20)$$

При оценке эффективности заграждений рассчитываются потери, время задержки и коэффициент снижения темпа наступления противника [3, с. 102].

Детальный расчет СИЗ рекомендуется проводить в предлагаемой последовательности по вновь разработанным показателям. Исходными данными для производства детального расчета являются:

протяженность танкодоступной местности перед фронтом обороны каждого батальона 1-го эшелона – $L_{\text{тд(б)}}$, км;

планируемая плотность МВЗ на направлении, устраиваемых батальонами 1-го эшелона при подготовке обороны:

$$P_{\text{б(П)}}^{\text{н}} = P_{\text{ТЗ(ПП)}}^{\text{н}} + P_{\text{ТЗ(БРО)}}^{\text{н}}, \quad (21)$$

где $P_{\text{б(П)}}^{\text{н}}$ – планируемая плотность МВЗ на направлении, устраиваемых батальонами 1-го эшелона при подготовке обороны;

$P_{\text{ТЗ(ПП)}}^{\text{н}}$ – планируемая плотность тактических противотанковых заграждений на направлении, устраиваемых перед передовой позицией (в полосе обеспечения);

$P_{\text{ТЗ(БРО)}}^{\text{н}}$ – планируемая плотность тактических противотанковых заграждений на направлении, устраиваемых перед передним краем и на глубину БРО 1-го эшелона (как правило, принимается равной 1,0, но не менее 0,5–0,6 [5]).

Далее определяется количество тактических узлов заграждений в полосе обороны соединения (воинской части). По карте определяется их местоположение на местности, а затем они наносятся на расчетную схему.

Количество тактических узлов заграждений в полосе обороны соединения (воинской части) определяется по формуле

$$n_{\text{треб}}^{\text{уз}} = 0,01 n_{\text{дор}} L_{\text{дор}}, \quad (22)$$

где $n_{\text{треб}}^{\text{уз}}$ – требуемое количество тактических узлов заграждения, шт.;

$n_{\text{дор}}$ – количество основных дорожных направлений, шт.;

$L_{\text{дор}}$ – средняя протяженность дорог, км.

Требуемая протяженность минно-взрывных заграждений по направлениям, устраиваемых батальонами 1-го эшелона при подготовке обороны, определяется по формуле

$$L_{\text{треб(б)}}^{\text{н(П)}} = P_{\text{б(П)}}^{\text{н}} L_{\text{тд(б)}} - n_{\text{б}}^{\text{уз}} L_{\text{уз}}, \quad (23)$$

где $L_{\text{треб(б)}}^{\text{н(П)}}$ – требуемая протяженность противотанковых минно-взрывных заграждений по направлениям, устраиваемых батальонами 1-го эшелона при подготовке обороны, км;

$n_{\text{б}}^{\text{уз}}$ – количество тактических узлов заграждений в районе обороны батальона, шт.;

$L_{\text{уз}}$ – протяженность тактического узла заграждений, приведенная к протяженности противотанкового минного поля ($L_{\text{уз}} = 1,0$ км).

Требуемое усиление батальонов 1-го эшелона инженерными подразделениями определяется по формуле

$$n_{\text{ив}}^{\text{п}} = \frac{L_{\text{треб(б)}}^{\text{н(П)}} - B_{\text{б}}^{\text{п}} T_{\text{п}}}{B_{\text{и.в}}^{\text{п}} T_{\text{п}}}, \quad (24)$$

где $n_{\text{ив}}^{\text{п}}$ – количество инженерных взводов, требуемых для усиления батальонов 1-го эшелона при подготовке обороны, шт.;

$B_{\text{б}}^{\text{п}}$ – возможности ом(т)б по устройству МВЗ за одни сутки, км/сут;

$B_{\text{и.в}}^{\text{п}}$ – возможности действующего в интересах (приданного) батальонов 1-го эшелона инженерного взвода по устройству МВЗ за одни сутки при подготовке обороны, км/сут (см. таблицу 3).

Требуемое количество инженерных боеприпасов при подготовке обороны для батальонов 1-го эшелона определяется по формуле

$$Q_{\text{треб(б)}}^{\text{п}} = L_{\text{треб(б)}}^{\text{н(П)}} R_{\text{БТЗ}}^{\text{п}} \text{ тыс. шт.}, \quad (25)$$

где $R_{\text{БТЗ}}^{\text{П}}$ – расход инженерных боеприпасов на один километр минного поля в блоке тактических заграждений, устраиваемом при подготовке обороны, может составлять, тыс. шт./км: ПТМ – 0,75; ОЗМ-72 – 0,01; МОН-50 – 0,02; ТМ-83 – 0,002; МЗУ-С – 0,001; ВВ – 250 кг.

Требуемая протяженность минно-взрывных заграждений по направлениям, устраиваемых в глубине обороны соединения (воинской части) при подготовке обороны, определяется по формуле

$$L_{\text{треб(ГО)}}^{\text{н(П)}} = (P_{\text{ТЗ(П)}}^{\text{н}} - P_{\text{б(П)}}^{\text{н}}) L_{\text{тд}}^{\text{н}} \text{ км.} \quad (26)$$

Требуемая протяженность минно-взрывных заграждений по направлениям, устраиваемых соединением (воинской частью) в ходе обороны, определяется по формуле

$$L_{\text{треб}}^{\text{н(Х)}} = P_{\text{ТЗ(Х)}}^{\text{н}} L_{\text{тд}}^{\text{н}} \text{ км.} \quad (27)$$

Требуемое количество инженерных подразделений для устройства МВЗ в ходе боя по направлениям определяется по формуле

$$n_{\text{ИВЗ}}^{\text{Х}} = \frac{L_{\text{треб}}^{\text{н(Х)}}}{B_{\text{ИВЗ}}^{\text{Х}}}, \quad (28)$$

где $n_{\text{ИВЗ}}^{\text{Х}}$ – количество инженерных взводов заграждений, требуемых для устройства МВЗ в ходе боя по направлениям, шт.;

$B_{\text{ИВЗ}}^{\text{Х}}$ – возможности инженерного взвода заграждений по устройству МВЗ на рубеже минирования одним боекомплектом, км.

По полученному значению $n_{\text{ИВЗ}}^{\text{Х}}$ определяется состав ПОЗ соединения (воинской части) и количество рубежей минирования на каждом направлении.

Требуемое количество инженерных боеприпасов в ходе обороны определяется по формуле

$$Q_{\text{треб}}^{\text{Х}} = L_{\text{треб}}^{\text{н(Х)}} R_{\text{БТЗ}}^{\text{Х}}, \quad (29)$$

где $Q_{\text{треб}}^{\text{Х}}$ – требуемое количество инженерных боеприпасов для наращивания плотности СИЗ в ходе обороны, тыс. шт.;

$R_{\text{БТЗ}}^{\text{Х}}$ – расход инженерных боеприпасов на один километр минного поля в блоке тактических заграждений, устраиваемом в ходе обороны, может составлять, тыс. шт./км: ПТМ – 0,75; ТМ-83 – 0,002; ВВ – 250 кг.

Расчет СИЗ целесообразно вести в табличной форме.

Таким образом, использование предлагаемой методики позволит:

учесть при расчетах оперативные и дистанционные заграждения, устраиваемые по плану старшего начальника в полосе обороны соединения;
приводить протяженность различных заграждений к протяженности минных полей;
при укрупненном расчете определять ряд важных новых параметров создаваемой СИЗ;

осуществлять детальный расчет системы по вновь разработанным показателям;

вести расчеты в удобной табличной форме и тем самым сократить время на их проведение должностными лицами инженерной службы соединения (воинской части).

Список использованных источников

1. Руководство по устройству и преодолению инженерных заграждений. – М. : ВИ, 1987. – 416 с.
2. Методика расчета системы инженерных заграждений соединения (части) // Воен. вестн. – 1993. – № 10. – С. 14–17.

3. Методики инженерных расчетов : учеб. пособие / В. В. Балута [и др.]. – Минск : ВА РБ, 2006. – 200 с.
4. Обоснование содержания и уточнение методик инженерно-тактических расчетов : отчет о НИР (заключ.) / ВА РБ ; рук. В. В. Балута. – Минск, 2018. – 202 с. – Инв. № 3751.
5. Саламахин, Т. М. Боевая эффективность заграждений на позиции. – М. : ВИА, 1982. – 24 с.

*Сведения об авторе:

Балута Валерий Викторович,
УО «Военная академия Республики Беларусь».
Статья поступила в редакцию 10.07.2018 г.

ОЦЕНКА СООТНОШЕНИЯ СИЛ И ОПТИМИЗАЦИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ УСИЛИЙ СИЛ И СРЕДСТВ ПВО ДЛЯ ОТРАЖЕНИЯ УДАРА СВН ПРОТИВНИКА

В. В. Колодяжный, доктор военных наук, профессор;
В. Р. Драгун, кандидат военных наук;
А. А. Посудевский, кандидат технических наук, доцент;
А. Н. Пальцев, кандидат технических наук, доцент*

В данной статье авторами предлагается подход к нахождению оптимального решения задачи распределения усилий сил и средств ПВО по диапазонам высот и классам целей на заданном направлении с использованием средств автоматизации.

In this article authors suggest problem-solving for optimum of air defence forces distribution strategy according to altitude ranges and classes of target at a given direction with the usage of automation means.

В основе подготовки к боевым действиям сил и средств противовоздушной обороны (ПВО), как правило, лежит решение на отражение удара воздушного противника, которое относится к решениям организационного типа. Оно базируется на прогнозе предстоящих боевых действий и определяет способ применения имеющихся сил и средств для отражения ударов воздушного противника. Одним из основных элементов решения такого типа является распределение усилий сил и средств ПВО по направлениям, диапазонам высот и классам целей.

Организирующим началом всякого боя, в том числе противовоздушного, является решение командира, значение которого состоит в том, что на его основе проводится подготовка к отражению удара противника и осуществляется управление боевыми действиями подчиненных соединений, частей и подразделений в ходе боевых действий. Усложнение условий боевых действий при отражении ударов воздушного противника обостряет проблему качества принимаемых решений. Одним из путей решения такой проблемы является оптимизация решения, т. е. выбор той альтернативы, которая в большей степени способствует достижению цели в соответствии с выбранными критериями оценки.

Проведенные исследования показали [4], что при определении боевых задач соединениям и частям ПВО важным является правильное распределение усилий огневых средств по направлениям, диапазонам высот и классам целей. При этом каждому соединению, части, отдельному подразделению ПВО в соответствии с его огневыми возможностями и местом в оперативном построении войск целесообразно определить диапазон высот, в пределах которого его огневые средства могут действовать без ограничений, а также указать классы целей, уничтожаемых в первую очередь. Определение диапазона высот и класса целей (первоочередных для уничтожения) каждому типу огневых средств необходимо осуществлять таким образом, чтобы получить максимальную эффективность от действий группировки войск ПВО в целом. Используя данные показатели, командир (начальник войск ПВО) должен суметь (и именно в этом заключается искусство военачальника) в пределах боевых и материальных возможностей войск ПВО создать такое соотношение сил в свою пользу, при котором может быть выполнена поставленная боевая задача. При этом следует подчеркнуть, что речь идет о соотношении сил сторон, выраженном только количественными показателями.

Для оценки соотношения сил противоборствующих группировок средств воздушного нападения противника (СВН) и войск ПВО могут использоваться различные показатели. При этом выбор показателя должен производиться таким образом, чтобы обеспечивалась объективная взаимосвязь между созданным соотношением сил и достигаемой эффективностью боевых действий [1].

Анализ показывает, что основными парными показателями при оценке соотношения сил могут быть [2, 3]:

1) количество СВН, участвующих в авиационном ударе, – количество целевых каналов в составе группировки войск ПВО;

2) количество СВН, участвующих в авиационном ударе, – математическое ожидание числа уничтожаемых группировкой войск ПВО за время отражения удара целей;

3) средняя ожидаемая плотность потока целей в ударном эшелоне – плотность огня группировки войск ПВО;

4) средняя ожидаемая плотность потока целей в ударном эшелоне – огневая производительность группировки войск ПВО.

Перечисленные парные показатели могут использоваться для оценки соотношения сил как раздельно, так и комплексно. Проведенные исследования показывают, что оценка соотношения сил, выполняемая с использованием нескольких показателей, иногда дает противоречивые результаты [4]. Например, оценка соотношения сил по первому и третьему показателям может дать противоположный результат. Такое соотношение сил может складываться в тех случаях, когда количество СВН в ударе больше имеющегося в составе группировки ПВО количества целевых каналов. В то же время прогнозируемая интенсивность удара СВН такова, что группировка войск ПВО по своей огневой производительности или создаваемой плотности огня потенциально (при наличии ЗУР и боеприпасов) может превосходить плотность потока целей в ударе. Такие ситуации возникают тогда, когда в составе группировки наземных средств ПВО присутствуют многоканальные ЗРК (ЗРС). Это означает, что группировка войск ПВО может успешно противостоять натиску авиации противника. Поэтому при подготовке вариантов решения по противовоздушной обороне важно правильно произвести оценку возможностей и вероятного характера действий воздушного противника, а также выбрать показатели оценки соотношения сил, соответствующие целям и задачам боевых действий войск ПВО, складывающимся условиям оперативно-тактической обстановки, и с их помощью оценивать достигаемое при заданных условиях соотношение сил.

Практика работы органов управления показывает, что оценке соотношения сил предшествует расчетно-аналитическая работа должностных лиц, заключающаяся в обработке оперативно-тактической информации и расчете данных, позволяющих произвести оценку возможного масштаба и характера действий СВН противника, построении модели ожидаемого авиационного удара, а также в оценке огневых возможностей группировки войск ПВО. При этом рассчитываются показатели, характеризующие вероятные действия СВН и огневые возможности войск ПВО, в том числе показатели, необходимые для оценки соотношения сил.

К таким показателям относятся:

по средствам воздушного нападения:

N – количество целей в ударе;

$\lambda_{ц}$ – плотность потока целей;

N_{jk} – прогнозируемое распределение СВН по классам (j) и диапазонам высот (k);

по группировке войск ПВО:

$N_{цк_i}$ – количество целевых каналов (в том числе авиационных) i -го типа в составе группировки ПВО;

M – математическое ожидание числа уничтожаемых целей;

Π – плотность огня;

λ_0 – огневая производительность.

Существующая практика такова, что для оценки основных показателей огневых возможностей средств ПВО используются средние значения вероятностей поражения целей огневыми средствами за одну стрельбу. Вместе с тем необходимо отметить, что огневые возможности средств ПВО по уничтожению воздушных целей различного класса

не одинаковы [5]. Кроме того, вероятность уничтожения цели одного класса в разных частях зоны поражения также может значительно (в несколько раз) отличаться от ее среднего значения. Чтобы правильно оценивать соотношение сил и оптимально распределять усилия сил и средств группировки ПВО при планировании противовоздушной обороны, необходимо иметь расчетные данные не потенциальных, а реализуемых огневых возможностей войск ПВО.

Проведенные исследования показывают, что для получения основных показателей, обеспечивающих оценку обстановки и принятие решения, наиболее целесообразно производить расчет математического ожидания (МОЖ) числа уничтожаемых целей всех классов в каждом ударе для каждого типа огневых средств, во всех диапазонах высот их применения. Необходимо отметить, что выбор МОЖ в качестве показателя оценки огневых возможностей не случаен. Он является наиболее представительным, поскольку имеет ясный физический смысл и вполне допустимую сложность алгоритма его расчета.

Современные информационные технологии позволяют достаточно оперативно получать массивы таких данных, рассчитываемых с учетом выполняемых войсками ПВО боевых задач, а также влияния рельефа местности и применяемых противником помех. В дальнейшем нетрудно получить суммарное значение возможностей основных огневых средств и группировки ПВО в целом по уничтожению целей конкретных классов, а также их возможностей по отражению ударов в основных диапазонах высот для каждого вероятного направления удара.

Сравнивая парные показатели прогнозируемого удара СВН и огневых возможностей группировки ПВО, нетрудно получить значение соотношения сил противоборствующих сторон, достигаемое с учетом принятого решения и реализуемых огневых возможностей сил и средств ПВО. Общая схема оценки соотношения сил представлена на рисунке 1.

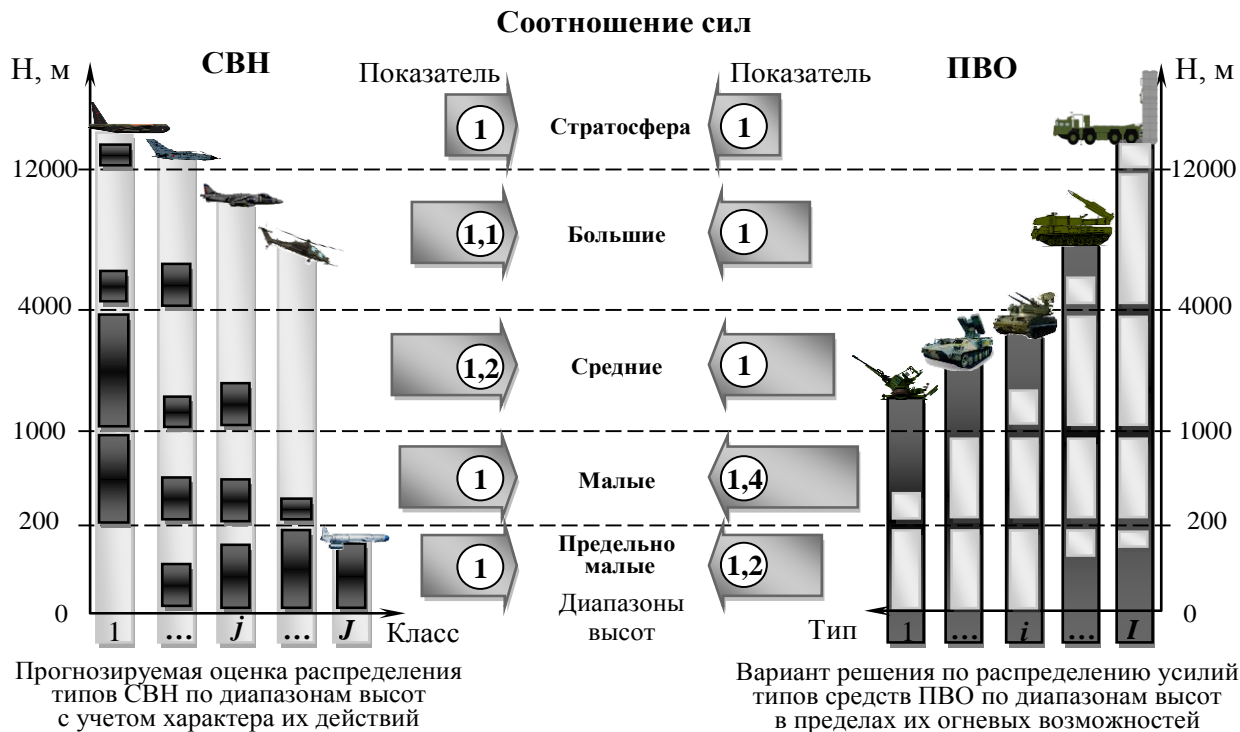


Рисунок 1. – Схема оценки соотношения сил и распределения усилий средств ПВО (вариант)

Оценка соотношения сил позволяет выявить слабые стороны в системе огня группировки ПВО и дает возможность командиру при необходимости перераспределить усилия сил и средств. При этом для каждого типа огневых средств определяется класс

(классы) целей, которые необходимо уничтожать в первую очередь, а также производится выбор диапазона высот, в котором они могут действовать без ограничений. Правильное распределение усилий должно привести к максимизации ожидаемой эффективности действий группировки ПВО в целом [6].

Решение данной задачи ручным способом не представляется возможным, поскольку необходимость учета большого числа факторов и рассмотрение многих вариантов распределения усилий не позволяют оперативно найти однозначный и правильный ответ. Поэтому возникает необходимость формализации задачи оптимального распределения усилий сил и средств ПВО при планировании боевых действий для решения ее с помощью ЭВМ.

Для формализации задачи обозначим основной параметр оптимизации: $N_{\text{ЦК}_{ijk}}$ – количество целевых каналов i -го типа, сосредоточивающих усилия для уничтожения целей j -го класса в k -м диапазоне высот.

Тогда план распределения усилий группировки войск ПВО, имеющей в своем составе $\sum_i N_{\text{ЦК}_i}$ целевых каналов, можно представить матрицей вида

$$\left\| N_{\text{ЦК}_{ijk}} \right\|. \quad (1)$$

Очевидно, что этот план должен удовлетворять следующим условиям:

$$\sum_{i=1}^m N_{\text{ЦК}_{ijk}} = N_{jk}, \quad j \in J = \{1, 2, \dots, n\}, k \in K = \{1, 2, \dots, p\}, \quad (2)$$

$$\sum_{j=1}^n \sum_{k=1}^h N_{\text{ЦК}_{ijk}} = N_{\text{ЦК}_i}, \quad i \in I = \{1, 2, \dots, m\}; \quad (3)$$

$$N_{\text{ЦК}_{ijk}} \geq 0, \text{ целые, } (ijk) \in E = I \times J \times K. \quad (4)$$

Тогда выражение для определения математического ожидания числа уничтожаемых целей из состава удара СВН противника может быть представлено как

$$M = \sum_{k=1}^h \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m P_{ijk} N_{\text{ЦК}_{ijk}}, \quad (5)$$

где P_{ijk} – вероятность поражения огнем средством i -го типа цели j -го класса в k -м диапазоне высот.

Значения вероятностей P_{ijk} для k -го диапазона высоты могут быть представлены в виде таблицы 1.

Таблица 1. – Вероятности поражения огнем средством i -го типа цели j -го класса в k -м диапазоне высот

Тип ОС	Класс СВН					
	1	2	...	j	...	n
1	P_{11k}	P_{12k}	...	P_{1jk}	...	P_{1nk}
2	P_{21k}	P_{22k}	...	P_{2jk}	...	P_{2nk}
...
i	P_{i1k}	P_{i2k}	...	P_{ijk}	...	P_{ink}
...
m	P_{m1k}	P_{m2k}	...	P_{mik}	...	P_{mnk}

Таким образом, получена трехиндексная аксиально-планарная транспортная задача [7], состоящая в максимизации функции (5) при ограничениях (2)–(4).

Такие несимметричные трехиндексные транспортные задачи могут быть сведены к двухиндексным моделям, что позволит использовать стандартные процедуры решения обычных транспортных задач.

Положим $l = (j-1)h + k$ и преобразуем матрицу $\|P_{ijk}\|$ размерностью $(m \times n \times h)$ в двухиндексную матрицу $\|P_{li}\|$ размерностью $(hn \times m)$. Аналогично сформируем значения $N_{ЦК_{li}}^*$ и N_l , $l \in \{1, 2, \dots, hn\} = L$. После таких преобразований задача может быть сформулирована так.

Найти набор $N_{ЦК}^* = \|N_{ЦК_{li}}^*\|$, максимизирующий функцию

$$M(N_{ЦК}^*) = \sum_{l=1}^{hn} \sum_{i=1}^m P_{li} N_{ЦК_{li}}^* \quad (6)$$

и удовлетворяющий ограничениям:

$$\sum_{i=1}^m N_{ЦК_{li}}^* = N_l, \quad l \in L; \quad (7)$$

$$\sum_{l=1}^{hn} N_{ЦК_{li}}^* = N_{ЦК_i}, \quad i \in I; \quad (8)$$

$$N_{ЦК_{li}}^* \geq 0, \text{ целые, } (li) \in L \times I. \quad (9)$$

Задача (6)–(9) является двухиндексной транспортной задачей и может быть решена любым способом решения задач такого типа.

Таким образом, решение приведенной задачи дает оптимальное распределение усилий огневых средств группировки ПВО по основным классам целей и диапазонам высот. Предлагаемый подход позволяет с использованием средств автоматизации решать важные задачи расчетно-аналитической деятельности должностных лиц органов управления войск ПВО на этапе подготовки, принятия решения и планирования противовоздушной обороны войск и объектов. Реализация такого подхода в сочетании с талантом командиров (начальников войск ПВО) при организации противовоздушной обороны может дать существенный прирост эффективности действий сил и средств ПВО в операции. Проведенный анализ показывает, что оптимальное распределение усилий сил и средств приводит к увеличению ожидаемой эффективности группировки ПВО на 20–25 %.

Список использованных источников

1. Семенов, Г. В. Управление огнем войск ПВО СВ / Г. В. Семенов. – Киев, 1978. – 358 с.
2. Управление огнем сил и средств войск ПВО Сухопутных войск / под ред. С. К. Пушкорюса. – М. : Воениздат, 1990. – С. 53–57.
3. Белгарян, С. Г. К оценке соотношения сил / С. Г. Белгарян, В. Н. Зимин // Военная мысль. – 1991. – № 5. – С. 34.
4. Колодяжный, В. В. Обоснование рекомендаций по совершенствованию организации противовоздушной обороны армейского корпуса: дис. ... канд. воен. наук: 20.01.03 / В. В. Колодяжный. – Минск, 2001. – 167 с.
5. Ординцев, Г. П. Методика оценки соотношения сил группировки войск ПВО и воздушного противника: материалы воен.-науч. семинара по стрельбе и управлению огнем соединений и частей войсковой ПВО. – в/ч 22455, 1982. – С. 160–162.

6. Деревянко, Л. Г. Некоторые вопросы совершенствования методологии оценки эффективности боевого применения войск ПВО Сухопутных войск и соотношения сил с воздушным противником : тематический научный сборник / Л. Г. Деревянко. – № 19. – в/ч 22455, 1987. – С. 12.

7. Раскин, Л. Г. Многоиндексные задачи линейного программирования (теория, методы, приложения) / Л. Г. Раскин, И. О. Кириченко. – М. : Радио и связь, 1982. – 239 с.

*Сведения об авторах:

Колодяжный Валерий Владленович,
Драгун Владимир Ричардович,
УО «Военная академия Республики Беларусь».
Посудевский Александр Андреевич,
Пальцев Александр Николаевич,
ОКБ ТСП.

Статья поступила в редакцию 27.05.2018 г.

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ВОЕННОМ ДЕЛЕ

УДК 004.85; 37.014

ОПЫТ СОЗДАНИЯ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НАУЧНЫХ РОТ В ВООРУЖЕННЫХ СИЛАХ РОССИИ И ВОЗМОЖНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В РЕСПУБЛИКЕ БЕЛАРУСЬ

И. М. Аношкин, кандидат технических наук, доцент;
Т. М. Журавлев*

В статье анализируется пятилетний опыт создания и функционирования в Вооруженных силах (ВС) Российской Федерации новых воинских подразделений – научных рот. Срочная служба в этих подразделениях позволяет совмещать обязательную военную службу с приобретением нового опыта научной деятельности, включением военнослужащих в актуальные научные проекты, возможностью внедрения научных результатов в практику войск. Рассмотрены возможные направления применения в Республике Беларусь положительного опыта, достигнутого в российских ВС.

In article five years' experience of creation and functioning in Armed forces of the Russian Federation of new military subdivision – scientific companies is analyzed. Involuntary service in these divisions allows to combine obligatory military service with acquisition of new experience of scientific activity, inclusion of military men in actual scientific projects, possibility of introduction of scientific results in practice of armies. Possible areas of application are considered a positive experience in the Russian Armed Forces in the Republic of Belarus.

Весной 2013 года в Вооруженных силах Российской Федерации (РФ) начался эксперимент по формированию новых воинских подразделений – научных рот (НР), комплектуемых из числа выпускников гражданских вузов. Как известно, идею создания в армии научных рот подал глава Министерства обороны (МО) РФ Сергей Шойгу. Суть этой идеи заключается в том, чтобы собрать в этих ротах талантливых студентов/выпускников вузов, которые будут заниматься научно-исследовательскими и конструкторскими работами в интересах ВС.

Научные роты в ВС РФ сформированы в соответствии с поручением Президента Российской Федерации от 25 марта 2013 г. № Пр-673 на основании приказа министра обороны Российской Федерации от 28 мая 2013 г. № 404 «Об утверждении положения о научных ротах в Вооруженных Силах РФ» [1] и указаний начальника Генерального штаба ВС РФ от 24 мая 2013 г. № 307/2248 «О порядке комплектования научных рот и организации их деятельности» [2]. Подготовка кадров для нужд обороны государства в гражданских вузах имеет определенные преимущества, среди которых:

более широкий по сравнению с военными вузами спектр специальностей подготовки;
сравнительная экономичность подготовки военных специалистов различных наукоемких профилей;

возможность использования материальных и кадровых ресурсов лучших вузов страны.

Кроме того, гражданские вузы играют роль канала коммуникации в гражданско-военных отношениях и позволяют осуществлять общественный контроль над вооруженными силами, принимая участие в формировании компетенций офицерского корпуса и сержантского состава. Создание НР в ВС РФ призвано обеспечить выполнение двух чрезвычайно важных задач.

Во-первых, ведущие гражданские вузы страны всегда были источниками пополнения специалистов для военно-научного комплекса, поэтому служба в научной роте является переходной ступенью для молодых ученых, делающих выбор в пользу военной или

гражданской карьеры. От уровня организации служебной и научной деятельности военнослужащих в НР во многом зависит выбор их дальнейшей карьерной траектории.

Во-вторых, в настоящее время остро стоит проблема престижа и привлекательности военной службы по призыву. В этом контексте создание научных рот решает проблему рационального использования человеческого капитала призывников в интересах обеспечения обороноспособности государства, сохранения и развития научного потенциала военнослужащих научных рот.

В соответствии с положением о НР в ВС РФ они являются штатными воинскими подразделениями, предназначенными для выполнения конкретных научно-прикладных задач по заказу и в интересах центральных органов военного управления (ЦОВУ), и размещаются на базе научно-исследовательских организаций (НИО), высших военно-учебных заведений (ввузов) МО (воинских частей). Профиль научно-исследовательских работ (НИР) для каждой НР определяется руководителями заинтересованных ЦОВУ.

Отбор кандидатов для прохождения военной службы по призыву в НР осуществляется в добровольном порядке из числа:

выпускников гражданских вузов, имеющих необходимые специальности и положительно зарекомендовавших себя во время обучения;

студентов, проходящих обучение по соответствующим специальностям, принимающих участие в исследованиях, которые представляют интерес для ВС РФ в рамках студенческих научных обществ.

При этом средний балл успеваемости должен быть не ниже 4,5 из 5 (средний балл кандидатов в ходе восьми отборочных кампаний остается стабильно высоким и за последние два года составляет 4,73). Кроме этого, с кандидатом проводят индивидуальные собеседования, на которых выявляют интеллектуальный и исследовательский потенциал новобранца. Предпочтение отдается победителям олимпиад, конкурсов, стипендиатам Президента РФ и специальных государственных стипендий Правительства РФ, участникам научных работ, которым выделены гранты или которые имеют особое прикладное значение для потребностей ВС РФ. Желающих попасть на престижную службу немало: конкурс составляет от 5 до 10 человек на место.

В повседневной деятельности военнослужащие НР руководствуются требованиями общевоинских уставов ВС, в вопросах боевой подготовки – специальной программой подготовки. Организационная структура научных рот определяется штатом, утверждаемым в установленном порядке. Структура и состав НР могут подвергаться изменениям в зависимости от потребностей ВС и МО РФ в проведении научно-исследовательских и других работ.

После прохождения военной службы по призыву в научной роте с лицом, изъявившим желание продолжить научно-исследовательскую деятельность в НИО, ввузах МО РФ (воинских частях), заключается первый контракт о прохождении военной службы либо трудовой договор о работе на должностях гражданского персонала ВС РФ. При этом военнослужащему, заключившему первый контракт о прохождении военной службы, присваивается первое офицерское воинское звание «лейтенант» в соответствии с законодательством РФ. На личный состав НР из числа военнослужащих, проходящих военную службу по призыву, распространяются права пользования информационно-справочными фондами и объектами базы НИО, ввуза МО РФ (воинской части), предусмотренные для научно-педагогического состава.

Научные роты, выполняя *основные* задачи, в своей деятельности осуществляют следующие функции:

участие в научной работе в интересах ВС:

активизация научной работы в Вооруженных силах РФ;

участие в проведении перспективных научно-исследовательских, опытно-конструкторских и испытательных работ по направлениям тематики видов и родов войск Вооруженных сил;

участие в изобретательской и рационализаторской деятельности;

участие в патентно-лицензионной работе;

получение научных результатов при решении прикладных задач в интересах ВС:

получение практического опыта в проведении научно-исследовательских, опытно-конструкторских и испытательных работ;

подготовка научных отчетов по научно-исследовательским, опытно-конструкторским и испытательным работам;

оформление заявок на изобретения, рационализаторские предложения и патенты;

разработка прикладных математических моделей, программно-моделирующих комплексов, алгоритмов специального программного обеспечения, в том числе создание программно-моделирующих комплексов и их тестирование в рамках решения научно-прикладных задач;

подготовка научных кадров для военно-научного и оборонно-промышленного комплексов Российской Федерации:

развитие у военнослужащих научных рот творческого мышления и самостоятельности в решении актуальных научных задач;

создание привлекательных условий для участия молодежи, склонной к научной деятельности, в целях пополнения научного кадрового потенциала Вооруженных сил;

мотивация военнослужащих для продолжения занятия научной деятельностью в интересах ВС.

Для решения установленных научно-прикладных задач в рамках одной НИР военнослужащие НР распределяются в научно-практические группы численностью, как правило, не более четырех человек. Каждому военнослужащему НР определяются конкретные задания на проведение исследований по направлениям научной деятельности, отраженные в индивидуальном плане научной работы на год, который утверждается закрепленным за военнослужащим научным руководителем. Научные руководители назначаются из числа наиболее квалифицированных сотрудников профессорско-преподавательского и научного состава НИО, вузов МО РФ (воинских частей).

Выполнение индивидуальных планов, качество и результативность работы военнослужащих НР ежемесячно анализируются, начиная со второго месяца после прохождения призывниками курса начальной военной подготовки и приведения их к Военной присяге. При невыполнении без уважительных причин индивидуальных планов работы, а также в случаях совершения преступлений или грубых дисциплинарных проступков военнослужащие НР по представлению начальника (командира) НИО, вуза МО РФ (воинской части) в установленном порядке переводятся из научной роты в другие воинские части (организации ВС) для прохождения дальнейшей воинской службы.

В настоящее время в Вооруженных силах России создано 12 научных рот, в которых осенью 2017 года проходили военную службу по призыву 709 военнослужащих. В 2018 году на базе военного технополиса «Эра» в Анапе сформированы еще четыре научные роты [7], в которые направлены наиболее талантливые юноши, персонально отобранные представителями научно-исследовательских организаций Минобороны. Конкурс на одно место – до 10 человек. Всего с момента формирования научных рот в них прошло военную службу 1700 человек. Среди достижений военнослужащих – 1040 рацпредложений, 127 патентов на изобретения, 315 научно-исследовательских работ. Более 25 % военнослужащих, прошедших службу в научных ротах, получили звание лейтенанта.

Согласно результатам проведенных социологических опросов в будущем военнослужащие НР видят себя не в роли классических ученых, исследователей или теоретиков, а, скорее, в роли инженеров-разработчиков. После окончания службы большинство респондентов (61 %) хотели бы заниматься конструкторской, изобретательской деятельностью или моделированием и программированием [3, 4, 8]. Ориентация военнослужащих научной роты на практическое применение своих разработок соответствует современному этапу развития науки как «технонауки», предполагающей инновационную

составляющую, доведение научного продукта до стадии серийного производства. Такая направленность профессионального мышления особенно актуальна для военной науки сейчас, когда перед ней стоит задача поиска принципиально новых решений в области обороны.

Таблица 1. – Результаты опроса военнослужащих НР на предмет сравнения условий в военных и гражданских научных организациях [3]

Параметры оценки условий научной работы	Количество респондентов, %		
	Военная наука лучше развита	Примерно одинаково	Гражданская наука лучше развита
Оплата труда ученых	67,80	23,73	8,47
Возможность карьерного роста ученых	38,98	40,68	20,34
Материально-техническое обеспечение научного процесса	35,59	55,93	8,47
Степень внедрения научных результатов в практику	35,59	52,54	11,86
Использование инновационных технологий	27,12	37,29	35,59
Возможности обмена опытом, связи с научным сообществом	5,08	54,24	40,68

Общее состояние современной военной науки военнослужащие научных рот оценивают как процветание или подъем. По их мнению, развитие военной науки в России по ряду параметров превосходит гражданский сектор или находится на одном уровне с ним. В частности, научная работа в военной организации имеет преимущества по параметрам оплаты труда ученых и возможности их карьерного роста. Материально-техническое обеспечение научного процесса в МО РФ и степень внедрения научных результатов в производство также не уступают гражданским организациям. Среди различных аспектов и условий службы в научной роте наибольшее одобрение операторов вызывают бытовые условия проживания и работы, компетентность научного руководителя и других сотрудников.

Проведенные исследования показали, что призыв в научные роты молодых людей, получивших образование в ведущих российских вузах, обладает большим потенциалом.

Во-первых, научные роты позволяют в короткий срок подготовить к военной службе молодых людей, владеющих знаниями и умениями, дефицитными для армии и востребованными в современных условиях технологически сложных вооруженных конфликтов. Благодаря организации военной службы в научных ротах стало возможно привлечь к непосредственному обеспечению национальной безопасности России интеллектуальные ресурсы гражданского общества, укрепив готовность Вооруженных сил оперативно отвечать на современные военно-политические вызовы.

Во-вторых, Российская армия, преодолев период кризиса, вновь стала выполнять функцию социального лифта. Стремление успешных молодых людей пройти службу по призыву в научных ротах, а затем продолжить служить по контракту свидетельствует о восстановлении престижа и доверия к Вооруженным силам, их способности обеспечить условия для самореализации и достойную оплату труда военных специалистов. Опыт военной службы, формирующий такие ценные качества личности, как дисциплина и способность к самоорганизации, патриотизм и лидерство, станет трамплином для дальнейшей карьеры и достижения жизненного успеха молодых людей.

В-третьих, научные роты вносят ощутимый вклад в разработку передовых технологий для создания новых образцов вооружения и военной техники. Операторы научной роты, решившие продолжить военную службу на офицерских должностях, распределены в организации военно-научного комплекса. Они пополнили ряды высококвалифицированных военных специалистов, формирующих технологическую платформу военной безопасности России. Создание научных рот с последующим привлечением на службу по контракту

наиболее мотивированных и талантливых операторов закладывает основу нового поколения военных ученых.

В целом анализ результатов подготовки научных кадров для Вооруженных сил Российской Федерации в научных ротах показывает, что подобный опыт оказался успешным. Если в начале проекта, в 2013 году, 27 % научных руководителей сомневались в целесообразности дальнейшего продолжения военной службы такими призывниками на офицерских должностях, то в 2016 году этот показатель сократился до 7 %, что свидетельствует о росте доверия к молодым офицерам из числа выпускников научной роты [4, 5]. Офицеры, прошедшие военную службу по призыву в научных ротах и назначенные на научные должности, по уровню научных знаний не уступают выпускникам военных вузов. Вместе с тем следует отметить дефицит офицерских должностей младших научных сотрудников для назначения военнослужащих НР, изъявивших желание продолжить военную службу по контракту. Для решения данной проблемы рекомендовано дополнительно ввести в штат военных научно-исследовательских организаций должности младших научных сотрудников. По результатам анкетирования [6], проведенного в рамках научного исследования, большинство операторов научной роты ценят в новом формате прохождения военной службы по призыву прежде всего возможность исполнить воинский долг, одновременно повышая свою научную квалификацию. У 72 % военнослужащих отношение к военной службе по призыву после опыта службы в научной роте улучшилось. Если бы у них была возможность вернуться на год назад, то 82 % вновь прошли бы службу в научной роте.

Таким образом, анализ пятилетнего опыта функционирования научных рот показывает, что это может обеспечить рациональное использование человеческого капитала призывников в интересах обеспечения обороноспособности государства. Кроме того, научные роты могут стать источником пополнения кадров для военно-научного и оборонного комплекса, внести вклад в повышение престижа военной службы по призыву. Учитывая более ограниченные в сравнении с РФ возможности военно-научного потенциала Республики Беларусь по выполнению научно-исследовательских и конструкторских работ в интересах Министерства обороны и Государственного военно-промышленного комитета, необходимость использования талантливых студентов/выпускников вузов в НР в указанных целях имеет большую актуальность для нашей страны, чем для России. Положительный опыт создания и организации деятельности НР в ВС РФ, начиная с поручения Главы государства, последующего издания аналогичных российским [1, 2] приказа Министром обороны РБ и указаний начальника Генерального штаба ВС РБ о порядке комплектования и организации деятельности научных подразделений, целесообразно использовать и в силовых структурах нашей страны. Но решение данной задачи требует системного подхода.

Учитывая профиль подготовки специалистов в ведущих высших учебных заведениях Республики Беларусь, возможными направлениями деятельности военно-научных подразделений могут быть:

- радиолокация, радионавигация, радиоэлектронная борьба;
- робототехника;
- системы автоматизации и связи;
- беспилотные летательные аппараты и комплексы;
- компьютерное моделирование и др.

Потенциал научных подразделений также целесообразно использовать в организациях и на предприятиях оборонно-промышленного комплекса для разработки интерфейсов (стыков) взаимодействующих систем вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ), а также при создании регламентов для рабочих процессов разработки, производства и применения разнородных компонентов ВВСТ с учетом их комплектования специалистами соответствующего профиля и оснащения необходимым оборудованием.

Дальнейшее организационно-правовое и научно-методическое обеспечение функционирования и развития военно-научных подразделений в Республике Беларусь необходимо осуществлять на основе постоянного мониторинга и анализа их деятельности в ВС Российской Федерации.

Список использованных источников

1. Об утверждении положения о научных ротах в Вооруженных Силах РФ: приказ Министра обороны Российской Федерации от 28 мая 2013 г. № 404.
2. О порядке комплектования научных рот и организации их деятельности: Указания начальника Генерального штаба ВС РФ от 24 мая 2013 г., № 307/2248.
3. Зибров, Г. В. Опыт функционирования научных рот в контексте развития гражданско-военных отношений / Г. В. Зибров // Военная мысль. – 2015. – № 4. – С. 53–59.
4. Карлова, Е. Н. Кадровая поддержка военной науки: опыт научных рот / Е. Н. Карлова // Социологические исследования. – 2016. – № 4. – С. 89–93.
5. Зибров, Г. В. Научная рота Военно-воздушной академии: от эксперимента к научным достижениям / Г. В. Зибров, А. В. Белошицкий, В. Н. Машин // Военная мысль. – 2018. – № 4. – С. 53–59.
6. Зибров, Г. В. Научные роты на службе в Вооруженных силах Российской Федерации / Г. В. Зибров // Военная мысль. – 2016. – № 10. – С. 59–64.
7. В Анапе во второй половине 2018 года разместится элита российской армии [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.anapa.life/news/1892303>. – Дата доступа: 27.04.2018.
8. Научные роты Армии России: разрушая стереотипы о военной службе [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.eltech.ru/ru/obrazovatel'naya-deyatelnost/novosti/nauchnye-rotы-armii-rossii-razrushaya-steriotipy-o-voennoj-sluzhbe>. – Дата доступа: 29.04.2018.

*Сведения об авторах:

Аношкин Игорь Михайлович,
Журавлев Тихон Максимович,
УО «Военная академия Республики Беларусь».
Статья поступила в редакцию 28.05.2018 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБА СОЗДАНИЯ ИМИТИРУЮЩИХ ПОМЕХ НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСНОЙ МНОГОТОНАЛЬНОЙ МОДУЛЯЦИИ

О. Г. Лапука, доктор технических наук, профессор;
А. М. Гатальский*

Статья посвящена обоснованию способа ретрансляционного формирования имитирующих помех радиолокационным системам, использующим непрерывные зондирующие сигналы с линейной частотной модуляцией. Рассмотрены варианты построения комплексного многотонального модулятора. Представлены результаты теоретической и экспериментальной оценки энергетических потерь помехового сигнала, обусловленных ограничением его амплитуды в передатчике.

The article is devoted to the substantiation of the method of retransmission formation of simulating interference to radar systems using continuous probing signals with linear frequency modulation. The variants of constructing a complex multi-tone modulator are considered. The results of a theoretical and experimental estimate of the energy losses of an interference signal due to the limitation of its amplitude in the transmitter are presented.

Одним из наиболее перспективных направлений развития современных систем радиоэлектронной борьбы является переход от «силовых» методов, основанных на формировании мощных активных маскирующих помех, к «интеллектуальным», сущность которых заключается в создании для подавляемого радиоэлектронного средства (РЭС) высокоподобных ложных отметок, спектрально-временные характеристики которых близки к характеристикам полезных сигналов. В работах [1, 2] обоснованы способы формирования активных имитирующих помех, реализуемые за счет ретрансляции принимаемого сигнала с наделением его дополнительной «помеховой» модуляцией, вид которой определяется параметрами зондирующего сигнала и требуемой формой отклика устройства согласованной обработки в подавляемом РЭС.

Отдельным классом средств, подлежащих радиоэлектронному подавлению, являются радиолокационные системы непрерывного излучения, использующие широкополосные зондирующие сигналы с линейной частотной модуляцией и шириной спектра в сотни мегагерц. Как показано в работе [3], важнейшим достоинством таких систем является обеспечение высокой разрешающей способности и помехозащищенности, что недостижимо с использованием в РЭС короткоимпульсных зондирующих сигналов.

В статье [4] обоснована целесообразность использования многотональной модуляции ретранслируемого сигнала как средства формирования ложных отметок с заданным расположением вдоль линии дальности. Математически формализована и решена задача обоснования минимально достаточного количества и номиналов частот спектральных компонент модулирующего сигнала, обеспечивающих гарантированную имитацию заданной высоты применительно к радиолокационным взрывателям артиллерийских боеприпасов во всем диапазоне условий их боевого применения.

В аспекте рассматриваемой задачи особенно актуальным является вопрос возможности формирования многотонального сигнала с использованием доступной элементной базы, а также его безыскаженного излучения передатчиком с ограниченной пиковой мощностью. Дело прежде всего в том, что одновременное присутствие в сформированном сигнале нескольких спектральных компонент в большинстве случаев приводит к изменению (модуляции) его амплитуды, что при безыскаженном излучении обуславливает уменьшение средней мощности излучаемого сигнала. Возникающие при этом энергетические потери могут быть достаточно велики, что неизбежно приведет к снижению эффективности радиоэлектронного подавления. Следовательно, целесообразно рассмотреть вопрос предварительного амплитудного ограничения многотонального сигнала, проанализировать связанные с этим энергетические потери каждой из полезных

спектральных компонент, а также оценить относительный уровень возникающих за счет амплитудного ограничения паразитных гармоник.

Упрощенная структурная схема ретранслятора, реализующего формирование имитирующей помехи с обоснованными выше параметрами, представлена на рисунке 1. Устройство состоит из приемной и передающей антенны, малошумящего усилителя мощности, одинаковых по структуре каналов ретрансляции, количество которых определяется количеством частотных поддиапазонов, а также общего широкополосного усилителя мощности.

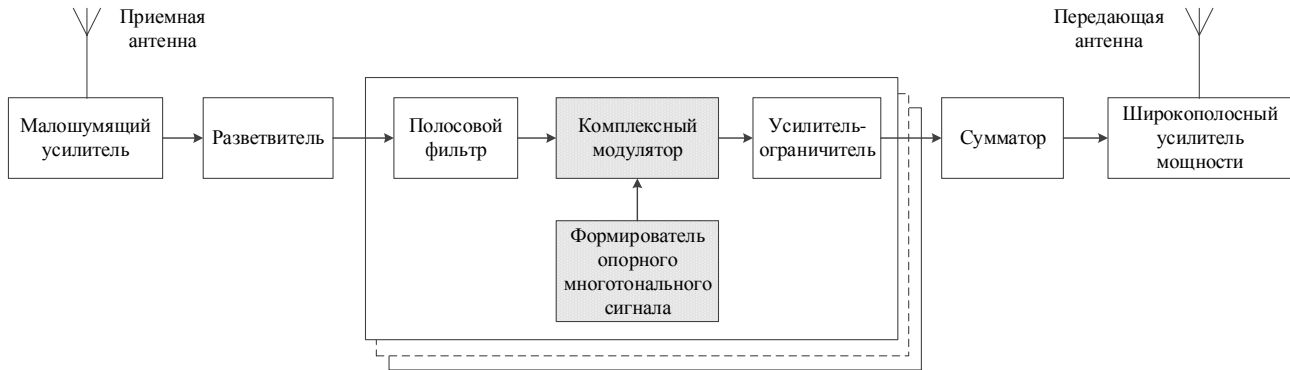


Рисунок 1. – Упрощенная структурная схема устройства формирования имитирующей помехи на основе комплексного многотонального модулятора

Объединение каналов по входу и выходу осуществляется разветвителем и сумматором соответственно. Каждый канал ретрансляции включает полосовой фильтр, формирователь опорного многотонального сигнала, комплексный модулятор и усилитель-ограничитель. Модулятор является ключевым устройством каждого канала, обеспечивающим требуемое преобразование («помеховую» модуляцию) ретранслируемого сигнала. Формирование модулятором помехового сигнала может быть выполнено как по схеме многоканального устройства (рисунок 2, а), обеспечивающего сдвиги частоты путем комплексного понижающего или повышающего преобразования [5, с. 351] в каждом канале на требуемую величину с последующим суммированием сигналов, так и одноканальным устройством с использованием суммарного многочастотного опорного сигнала, формируемого многоканальным генератором опорного сигнала (ГОС) (рисунок 2, б), значения частот которого равны требуемым частотным сдвигам.

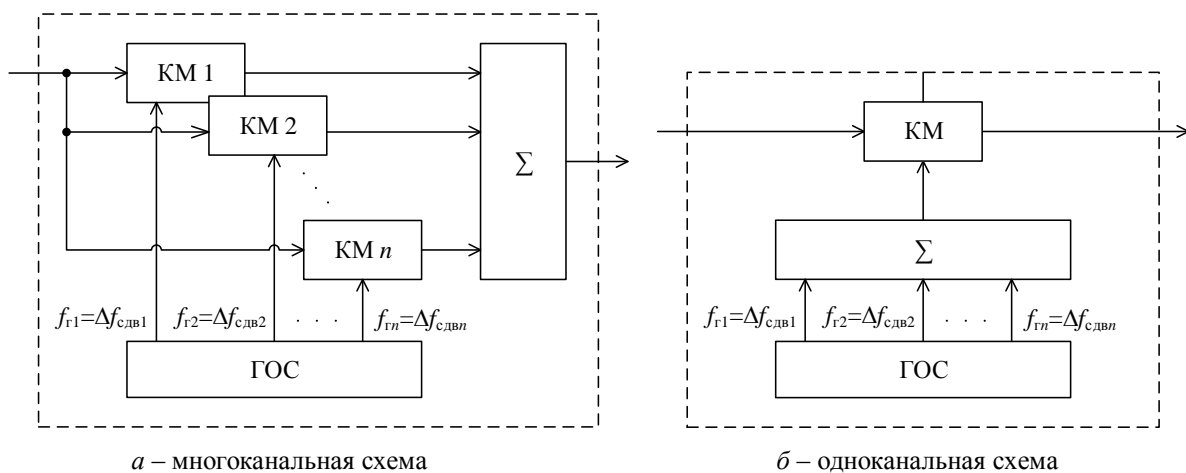


Рисунок 2. – Варианты построения комплексного многотонального модулятора

Недостатком первого варианта схемы является большое количество квадратурных модуляторов (КМ), кратное количеству каналов преобразования частоты, и связанные с этим

аппаратные ограничения количества каналов преобразования. По этой причине построение модулятора по второй схеме является более предпочтительным, однако и в этом случае существуют аппаратные ограничения по количеству частотных сдвигов ретранслируемого сигнала, обусловленные количеством каналов генератора. Решение данной проблемы может быть основано на применении в качестве генератора опорного сигнала цифрового генератора прямого синтеза (Direct Digital Synthesizer (DDS)).

Как было сказано выше, применение многочастотного сигнала в качестве опорного при ретрансляционном формировании помехи накладывает ограничения на минимальное значение пиковой мощности передатчика $P_{\text{пик. прд}}$ [6, с. 20], при котором обеспечивается безыскаженное усиление ретранслируемого сигнала. Это объясняется тем, что в некоторые моменты времени обеспечивается синфазное суммирование различных спектральных составляющих помехового сигнала. Амплитуда суммарного сигнала в эти моменты времени равна

$$U_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{2n} U_{mi}, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n, \quad (1)$$

где U_{mi} – амплитуда i -й гармоники, $2n$ – количество гармоник, сформированных в результате понижающего и повышающего преобразования частоты с использованием n -тонального опорного сигнала. При равенстве амплитуд суммируемых сигналов амплитуда суммарного сигнала кратна их количеству: $U_{\Sigma} = 2nU_m$. Мгновенная мощность P_M суммарного сигнала в моменты синфазного сложения прямо пропорциональна $(2nU_m)^2$, а его средняя мощность за длительность сигнала пропорциональна сумме средних мощностей суммируемых сигналов $P_{\Sigma} \sim 2n(U_m)^2$.

Например, для усиления помехового сигнала без искажений при $n = 7$ до уровня, при котором мощность каждой составляющей суммарного сигнала на нагрузке 50 Ом равна 1 Вт, потребуется пиковая мощность передатчика не менее 196 Вт при средней мощности суммарного сигнала 14 Вт. При $n = 58$ данные величины составляют 13 456 Вт и 116 Вт соответственно.

Решение проблемы нерационального использования мощности передатчика может быть обеспечено в результате компромисса, достигаемого за счет некоторого ограничения усиливаемого сигнала по амплитуде. Задача заключается в нахождении такого уровня ограничения сигнала, при котором искажения сигнала и потери энергии могут считаться незначительными. В качестве примера на рисунке 3 изображены эпюры напряжений трехтонального сигнала и его гармонических компонент одинаковой амплитуды. Штрихпунктирными горизонтальными линиями на графике обозначен уровень ограничения амплитуды многотонального сигнала, соответствующий амплитуде гармонического сигнала, средняя мощность которого равна средней мощности многотонального сигнала.

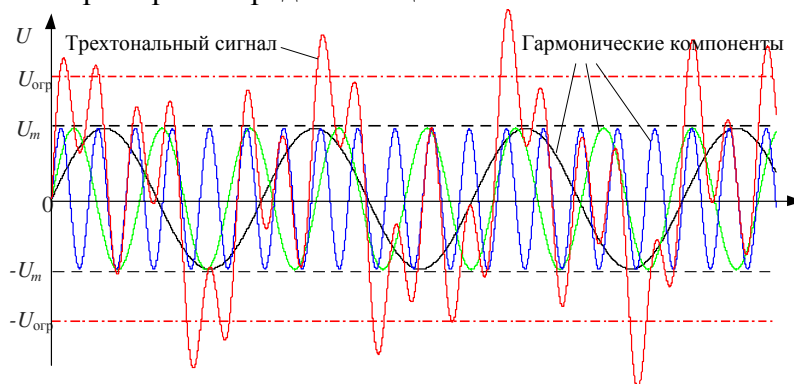


Рисунок 3. – Эпюры напряжений трехтонального сигнала и его гармонических компонент

В таблице приведены результаты оценки энергетических потерь при ограничении без внутриимпульсной частотной модуляции. Уровень ограничения выбран равным максимальной амплитуде гармонического сигнала, при которой обеспечивается

его безыскаженное усиление передатчиком, пиковая мощность которого равна средней мощности многотонального сигнала.

Таблица. – Результаты оценки энергетических потерь, вызванных ограничением амплитуды сигнала

n	1	2	3	4	5	6	7	58
P_{Σ} , Вт	1	1	1	1	1	1	1	1
$P_{\Sigma\text{огр}}$, Вт	0,820	0,659	0,647	0,645	0,640	0,637	0,635	0,622
N_{Σ} , дБ	-0,85	-1,80	-1,88	-1,89	-1,93	-1,95	-1,96	-2,06
P_i , Вт	1	1	1	1	1	1	1	1
$P_{i\text{огр}}$, Вт	0,809	0,630	0,610	0,604	0,596	0,593	0,590	0,567
$N_{\text{огр}}$, дБ	-0,91	-2,0	-2,14	-2,18	-2,24	-2,26	-2,28	-2,45

Данные, представленные в таблице, получены путем построения и сравнения энергетических спектров сигналов, ограниченных и неограниченных по амплитуде. Модели сигналов для различных значений n разработаны в среде MATLAB в соответствии с номинальными значениями гармонических компонент сигналов, рассчитанными в работах [4, 7]. Как следует из таблицы, относительные потери мощности каждой составляющей незначительно превышают потери многотонального сигнала. Это объясняется тем, что дополнительные потери возникают в результате расходования части энергии передатчика на паразитные спектральные составляющие, неизбежно возникающие при ограничении амплитуды сигнала.

Величина потерь, обусловленных ограничением амплитуды сигнала, определена как отношение средних мощностей многотонального сигнала до и после ограничения:

$$N_{\Sigma\text{огр}} = 10 \lg \frac{P_{\Sigma\text{огр}}}{P_{\Sigma}}. \quad (2)$$

Аналогично потери мощности каждой из составляющих многотонального сигнала определены как отношение мощностей составляющей до и после ограничения:

$$N_{\text{огр}} = 10 \lg \frac{P_{i\text{огр}}}{P_i}. \quad (3)$$

На рисунке 4 представлены нормированные спектры многотонального сигнала при $n = 7$ на промежуточной частоте 50 кГц до и после ограничения.

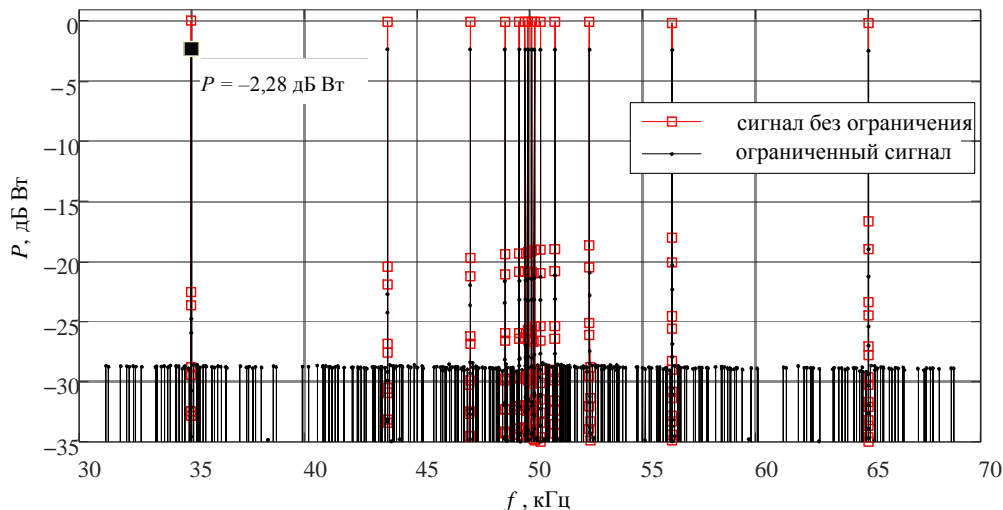


Рисунок 4. – Энергетические спектры 14-тонального сигнала без ограничения и ограниченного по амплитуде

Сравнительный анализ представленных энергетических спектров показал, что потери энергии каждой полезной составляющей многотонального сигнала имеют одинаковую величину, в общем случае не превышающую 3 дБ. Это позволяет утверждать, что имеется

возможность радикального снижения требований к пиковой мощности передатчика: она должна быть больше требуемого значения средней мощности помехи на 3 дБ.

Для оценки негативных факторов формирования многотонального помехового сигнала выполнено экспериментальное исследование, в ходе которого оценивалось влияние ограничения амплитуды на энергетические потери спектральных составляющих полезного сигнала и уровень побочных гармонических составляющих.

Формирование шеститонального сигнала для проведения эксперимента обеспечивалось цифровым генератором прямого синтеза, реализованным с использованием отладочной платы ML605 Evaluation kit (рисунок 5) на базе ПЛИС XILINX Virtex-6 и внешнего 14-разрядного цифро-аналогового преобразователя. Ограничение амплитуды обеспечивалось на этапе формирования многотонального сигнала цифровым генератором прямого синтеза.

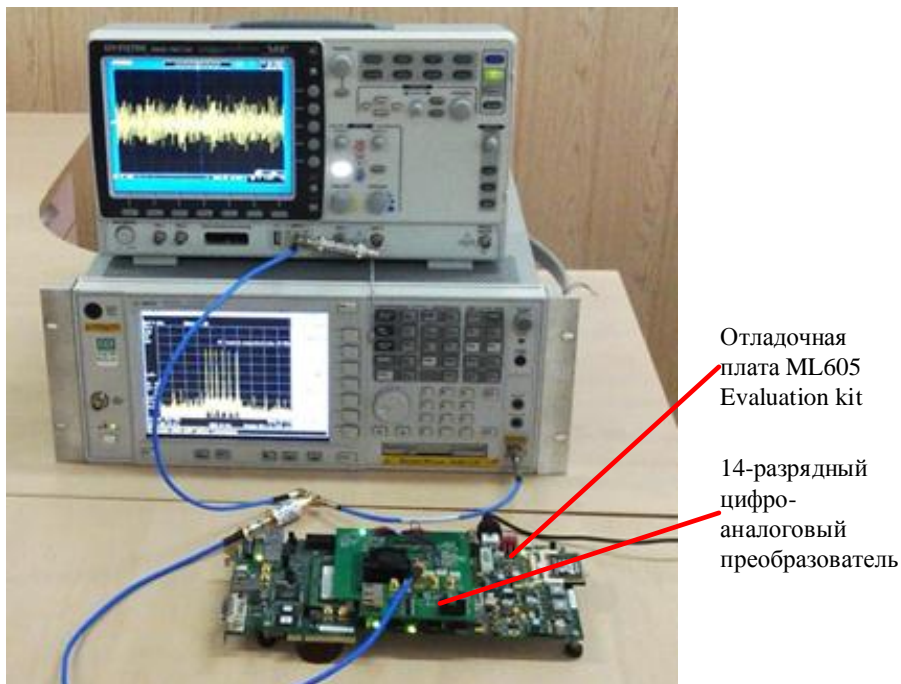
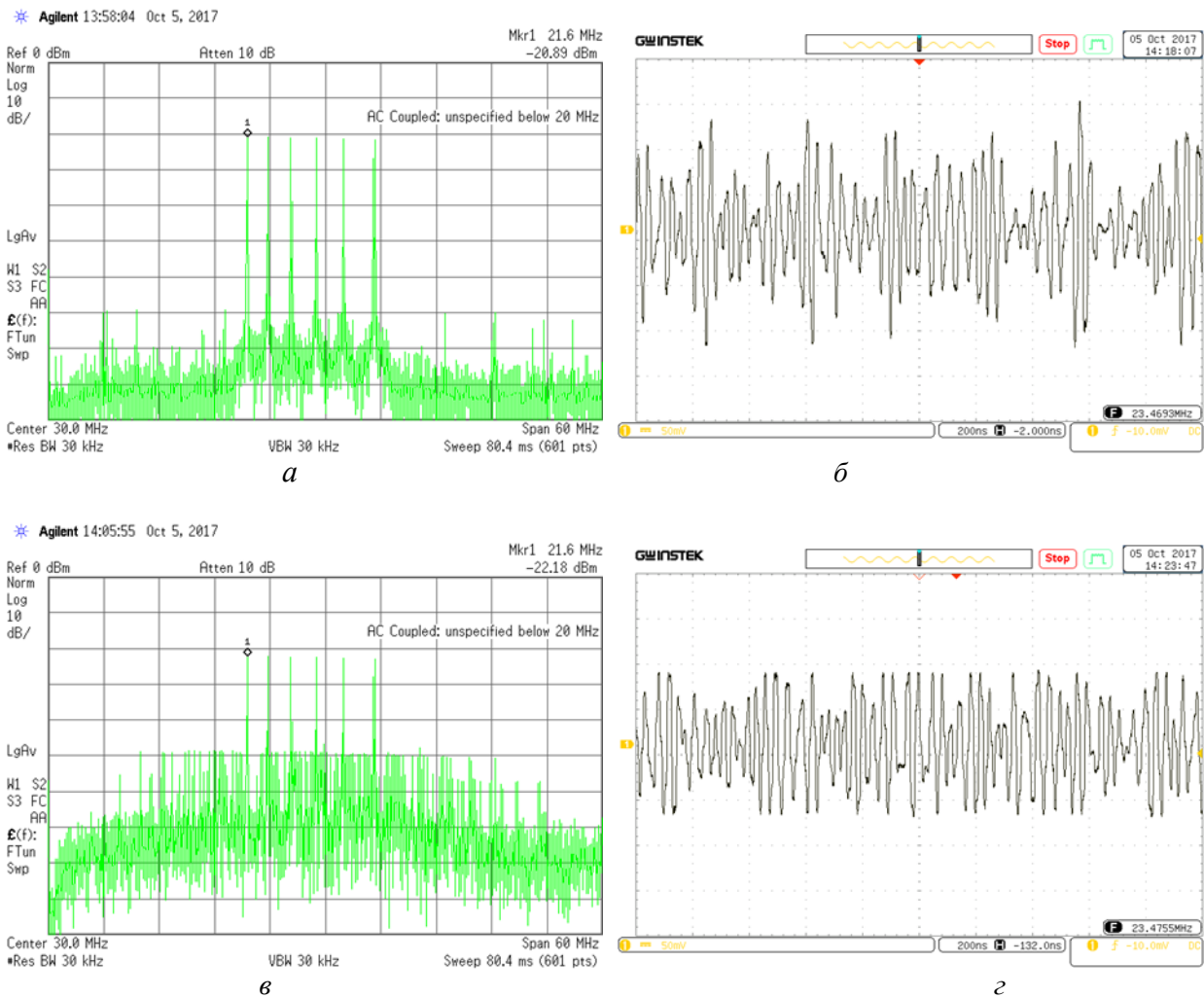


Рисунок 5. – Лабораторная установка для измерения параметров многотонального сигнала

Многотональный сигнал представляет собой сумму шести гармонических сигналов, амплитуда каждого из которых равна U_m . Ограниченный по амплитуде сигнал получен в результате цифрового ограничения многотонального сигнала по уровню $U_{огр}$. Уровень ограничения сигнала принят равным амплитуде гармонического сигнала, мощность которого равна средней мощности многотонального сигнала. В этом случае для шеститонального сигнала $U_{огр} \approx 2,45U_m$.

На рисунке 6 представлены полученные экспериментально энергетические спектры и осциллограммы шеститонального сигнала без ограничения и ограниченного по амплитуде сигнала. Анализ результатов измерения уровня гармонических составляющих многотонального сигнала показал, что ограничение амплитуды приводит к снижению уровня «полезных» спектральных составляющих на $\approx 1,27$ дБ. Уровень мощности побочных спектральных составляющих, возникающих в результате ограничения сигнала, составляет ≈ -26 дБ относительно уровня «полезных» гармоник.



a, б – сигнал без ограничения по амплитуде; *в, г* – сигнал, ограниченный по амплитуде

Рисунок 6. – Энергетические спектры и осциллограммы шеститонального сигнала

Результаты моделирования в среде MATLAB шеститонального сигнала, аналогичного используемому в эксперименте, представлены на рисунках 7, 8.

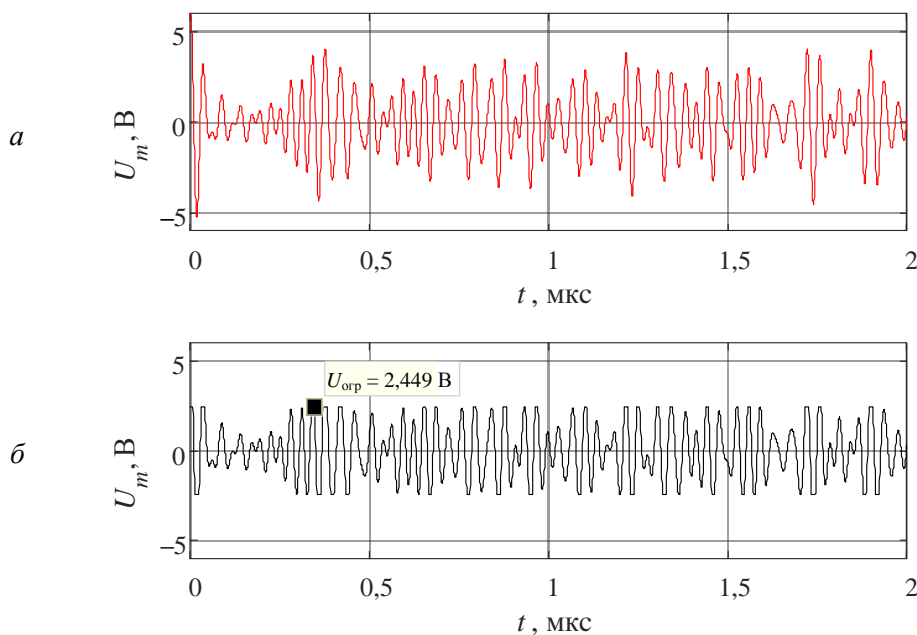


Рисунок 7. – Эпюры напряжений шеститонального сигнала без ограничения (*a*) и ограниченного по амплитуде (*б*)

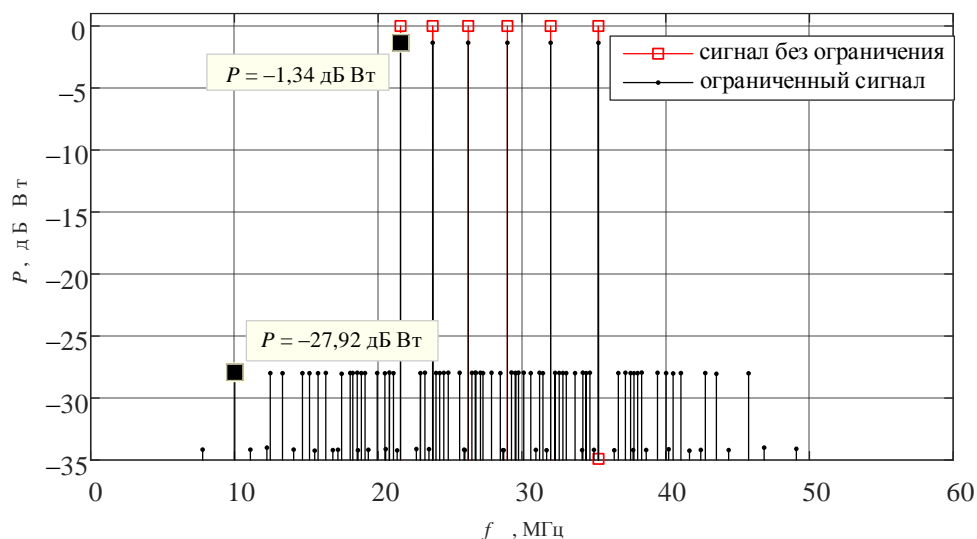


Рисунок 8. – Энергетические спектры моделей шеститонального сигнала без ограничения и ограниченного по амплитуде

Сравнительный анализ осциллограмм и спектров, полученных экспериментально и с использованием имитационной модели, показал высокую степень их подобия. Отличие результатов моделирования от экспериментальных обусловлено наличием шумов в измерительном тракте анализатора спектра и не превышает 3 %, что характеризует высокую адекватность имитационной модели и подтверждает корректность теоретических расчетов энергетических потерь.

Таким образом, формирование многотонального сигнала является технически реализуемым с использованием имеющейся элементной базы. Амплитудное ограничение, компромиссный уровень которого соответствует средней мощности неискаженного суммарного многотонального сигнала, обеспечивает приемлемые значения величины ослабления полезных спектральных компонент (менее 3 дБ) и относительного уровня паразитных гармоник (не выше -26 дБ). Данные результаты, подтвержденные экспериментально, позволяют утверждать о технической реализуемости предлагаемого способа ретрансляционного формирования имитирующих помех на основе комплексной многотональной модуляции и его потенциально высокой эффективности.

Список использованных источников

1. Обоснование технического облика аппаратуры прикрытия объектов вооружения и военной техники от РЛС картографирования земной поверхности воздушного базирования : отчет о НИР (заключ.) / ВА РБ ; рук. О. Г. Лапука. – Минск, 2015. – 135 с. – № ГР 20150177.
2. Синтез цифрового фильтра максимального приближения отклика к заданной форме : сб. науч. ст. / ВА РБ : О. Г. Лапука [и др.]. – Минск, 2013. – № 25. – С. 89–94.
3. Гатальский, А. М. Обоснование характеристик перспективных помехозащищенных радиовзрывателей артиллерийских боеприпасов как объектов радиоэлектронного подавления / А. М. Гатальский, О. Г. Лапука // Наука и воен. безопасность. – 2016. – № 1. – С. 25–31.
4. Гатальский, А. М. Обоснование параметров ретрансляционной помехи радиовзрывателям артиллерийских боеприпасов с линейной частотной модуляцией зондирующего сигнала / А. М. Гатальский, О. Г. Лапука // Вестн. Воен. акад. Респ. Беларусь. – 20 апр. 2017. – С. 52–61.
5. Лайонс, Р. Цифровая обработка сигналов / Р. Лайонс. – 2-е изд. – М. : Бином, 2013. – 656 с.
6. Регламент радиосвязи. Статьи. – Женева : ITU, 2012. – 424 с.

7. Гатальский, А. М. Особенности подавления радиовзрывателей с частотной модуляцией зондирующего сигнала, построенных по принципу следящего измерителя высоты / А. М. Гатальский, О. Г. Лапука // Вестн. Воен. акад. Респ. Беларусь. – 2017. – № 1(54). – С. 90–100.

*Сведения об авторах:

Лапука Олег Георгиевич,

Гатальский Алексей Михайлович,

УО «Военная академия Республики Беларусь».

Статья поступила в редакцию 25.06.2018 г.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ САМОЛЕТА В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

С. Н. Сокол, кандидат технических наук, доцент;
А. А. Гордич, кандидат технических наук, доцент*

В статье рассматривается идентификация параметров математической модели продольного движения самолета. Структура математической модели самолета считается известной. Приводится сводка формул разработанного итерационного метода идентификации и результаты оценивания параметров математической модели самолета.

The article deals with the identification of the parameters of the mathematical model of the longitudinal motion of an aircraft. The structure of the mathematical model of the aircraft is considered known. A summary of the formulas for the developed iterative identification method and the results of estimating the parameters of the mathematical model of the aircraft are given.

Введение

Современная авиационная техника становится все более дорогостоящей. Стоимость истребителя 5-го поколения исчисляется сотнями тысяч долларов США. Борьба за повышение эффективности эксплуатации авиационной техники ведется по целому ряду направлений: минимизация запасов прочности и показателей безопасности эксплуатации, расширение ожидаемых условий эксплуатации, повышение экономичности и безопасности полетов, обеспечение и продление летной годности воздушных судов, оценка деятельности экипажей и повышение их летного мастерства на основе анализа особых случаев полета, объективное расследование авиационных происшествий и пр. В таких условиях приходится изыскивать научно-технические методы, которые позволяют с малыми затратами получить как можно более точные характеристики движения летательного аппарата.

С развитием вычислительной техники центр тяжести научных исследований в области летной эксплуатации авиационной техники постепенно и неуклонно переносится на математическое моделирование. По некоторым оценкам в настоящее время вклад вычислительных технологий в развитие и разработку будущих авиационных и космических аппаратов уже превышает 50 % [1]. Математическое моделирование – это не только удобный, но в некоторых условиях и необходимый научный прием, обеспечивающий возможность с помощью относительно дешевых и мощных вычислительных средств создавать математические модели таких явлений или стечений обстоятельств, которые на практике встречаются чрезвычайно редко или не могут быть воспроизведены в летных испытаниях, в том числе по условиям безопасности. С помощью математического моделирования возможно обоснованное распространение результатов, ограниченных по своим объемам и возможностям летных испытаний, на весь диапазон ожидаемых условий эксплуатации воздушного судна.

Однако внедрение математического моделирования в практику летных исследований тормозится из-за недостаточной информационной обеспеченности таких сложных объектов, каким является самолет. Как правило, отсутствуют достаточно достоверные значения аэродинамических характеристик воздушного судна, газодинамических характеристик его двигателей, весьма грубо описываются внешние условия. Несмотря на то, что в настоящее время уже функционируют ЭВМ с огромным быстродействием и памятью, проблемы адекватного моделирования сложных пространственных задач аэрогазодинамики еще не преодолены. Все известные модели турбулентности, используемые при аэродинамическом моделировании, содержат ряд констант, которые получены в каких-то конкретных условиях, и попытки их распространения на другие случаи обтекания искажают данные по аэродинамическому сопротивлению.

При недостаточной степени адекватности математической модели или в условиях недостаточной информации об оригинале возникает необходимость уточнения,

«доводки» модели. Эта процедура носит название *идентификации* – задачи определения недостающих или неточно известных параметров или функциональных соотношений модели с помощью результатов вычислительного эксперимента и данных о реальном поведении объекта.

Задача идентификации относится к обратным задачам и весьма трудоемка в математическом плане. Математически строго (т. е. безусловно верно) решить обратную задачу нельзя в принципе (кроме случая простейшей линейной математической модели, которая для воздушного судна фактически не используется). Любое решение обратной задачи следует рассматривать не более чем «интерпретацию данных наблюдений». Процесс решения этой задачи в авиации сопряжен с постоянным недостатком добротной информации о поведении самолета, его систем и действиях экипажа в конкретных эксплуатационных условиях, включая внешние. Именно это обстоятельство при формальном использовании результатов математического моделирования подчас приводит к неверным выводам, следствием чего является подсознательное недоверие к математической модели как к исследовательскому инструменту. В этих условиях разработка математической модели динамики полета летательного аппарата высокой степени адекватности, которые могли бы давать добротные результаты для всех или каких-то конкретных условий эксплуатации воздушного судна, становится весьма актуальной задачей. Стоит отметить, что в этом направлении достигнуты определенные успехи, позволяющие в ряде случаев идентифицировать не только индивидуальные особенности конкретного воздушного судна, но и нерегистрируемые внешние условия.

Особую актуальность для Республики Беларусь данная проблема приобретает в свете активной деятельности ряда отечественных предприятий по разработке и изготовлению беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Для строения БЛА необходимы относительно небольшие стартовые капиталовложения и производственные мощности, так что даже не крупные фирмы с определенным объемом вычислительных мощностей способны разработать вполне функциональный продукт. Этот продукт, нашпигованный IT-технологиями, обеспечивает более высокую прибавочную стоимость по сравнению с пилотируемыми воздушными судами: до 3...8 тыс. долларов за 1 кг сухой массы. Как правило, предприятия имеют ограниченный опыт и испытательную базу, поэтому при оценке динамики полета и летно-технических характеристик БЛА чаще всего используется математическое моделирование. Стоит отметить, что аэродинамика БЛА, соизмеримого с авиамodelью, более сложна из-за влияния малых чисел Рейнольдса. Естественно, эта аэродинамика, рассчитанная на ЭВМ, нуждается в уточнении.

Проблема идентификации математической модели БЛА может стоять гораздо острее, нежели для пилотируемого воздушного судна. И дело не только в более сложной аэродинамике. Смена целевой нагрузки БЛА приводит к изменению центровки, внешних форм аппарата и все той же аэродинамики. Топливная система БЛА не решает задачу стабилизации положения центра масс аппарата, поэтому в течение полета запас статической устойчивости БЛА может непрерывно меняться, вызывая изменение характеристик продольного движения. Вместе с тем практика эксплуатации БЛА показала, что в отличие от большой авиации штатный объем поступающей телеметрической информации позволяет проводить на наземном командном пункте идентификацию математической модели БЛА в масштабе времени, близком к реальному. Некоторые разработчики БЛА используют данную возможность для уточнения и корректировки коэффициентов автопилота в полете. Естественно, сведения об используемых при этом методах идентификации в открытую печать не поступают по причине сохранения коммерческой тайны.

1. Постановка задачи

Исследование продольного движения самолета составляет существенную часть общего объема летных испытаний на устойчивость и управляемость [2, 3]. Поэтому большой

практический интерес представляет идентификация математической модели именно продольного движения самолета.

В данной статье задача идентификации математической модели самолета решается в узком смысле: производится оценивание ее неизвестных параметров на основе анализа априорной и апостериорной (экспериментальной) информации об объекте. Принимается, что априорная и некая экспериментальная информация о самолете в целом позволили решить задачу идентификации в широком смысле (структура модели выбрана, удалось добиться определенной адекватности модели реальному самолету) [4]. Априорная информация извлекалась из основных физических законов, описывающих динамику продольного свободного и управляемого движения самолета, из подобных математических моделей динамики полета воздушных судов и т. п. Экспериментальная информация получена в результате обработки информации о параметрах движения самолета, регистрируемых бортовыми средствами объективного контроля, либо параметрической информации, передаваемой с борта ЛА в реальном масштабе времени.

Для исследования характеристик устойчивости и управляемости самолета в продольном движении при малых возмущениях и отклонениях органов управления можно воспользоваться известными линеаризованными уравнениями в полусвязанной системе координат [5, 6]:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{V} &= a_{11} \Delta V + a_{12} \Delta \alpha + a_{14} \Delta \vartheta + b_{11} \Delta \delta_B, \\ \Delta \dot{\alpha} &= a_{21} \Delta V + a_{22} \Delta \alpha + \Delta \omega_z + b_{21} \Delta \delta_B, \\ \Delta \dot{\omega} &= a_{31} \Delta V + a_{32} \Delta \alpha + a_{33} \Delta \omega_z + b_{31} \Delta \delta_B, \\ \Delta \dot{\vartheta} &= \Delta \omega_z,\end{aligned}\tag{1}$$

$$\text{где } a_{11} = \bar{X}_n^V, a_{12} = \bar{X}_n^\alpha + g, a_{14} = -g, b_{11} = \bar{X}_n^{\delta_B}, a_{21} = -\bar{Y}_n^V, a_{22} = -\bar{Y}_n^\alpha, b_{21} = -\bar{Y}_n^{\delta_B}, \\ a_{31} = \bar{M}_z^V - \bar{M}_z^\alpha \bar{Y}_n^V, g = 9,81 \text{ м} \cdot \text{с}^{-2}, a_{32} = \bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^\alpha \bar{Y}_n^\alpha, a_{33} = \bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^\alpha, b_{31} = \bar{M}_z^{\delta_B} - \bar{M}_z^\alpha \bar{Y}_n^{\delta_B}.$$

Выражения для аэродинамических производных $\bar{X}_n^V, \bar{X}_n^\alpha, \bar{X}_n^{\delta_B}, \bar{Y}_n^V, \bar{Y}_n^\alpha, \bar{Y}_n^{\delta_B}, \bar{M}_z^V, \bar{M}_z^\alpha, \bar{M}_z^{\omega_z}, \bar{M}_z^\alpha, \bar{M}_z^{\delta_B}$ имеют смысл, принятый в работах [5–7].

Система (1) в линейной постановке полностью определяет все характеристики статической и динамической устойчивости самолета, а также характеристики управляемости [2, 3, 6, 7]. Поэтому идентификация параметров модели (1) позволяет определить характеристики продольной устойчивости и управляемости.

В настоящее время известно достаточно много работ, где решалась задача идентификации параметров математической модели самолета в продольном движении. Для идентификации использовались различные методы нелинейной фильтрации, метод наименьших квадратов и пр. [2, 4, 8, 9, 10]. Типовым приемом, позволяющим использовать метод наименьших квадратов для идентификации, является численное дифференцирование измеряемых сигналов, которое неизбежно приводит к дополнительным погрешностям в определении оценок параметров. В данной работе рассматривается идентификация параметров математической модели (1) с помощью итерационного метода, который не требует дифференцирования измеряемых сигналов датчиков.

2. Описание метода идентификации

Математическую модель продольного движения самолета в общем виде можно записать в следующем виде:

$$\dot{y} = f[y, a, t],\tag{2}$$

где y – p -мерный вектор состояния системы;

a – q -мерный вектор оцениваемых параметров (коэффициентов);

$f[\cdot]$ – p -мерная дифференцируемая по y и a векторзначная функция.

Состояние системы (2) регистрируется в дискретные моменты времени t_k , где $k = 1, \dots, N$, в соответствии с уравнением наблюдений:

$$Z_k = h[y(t_k), a, t_k] + v_k, \quad (3)$$

где Z_k – r -мерный вектор наблюдений (измерений), $Z_k = Z(t_k)$;

$h[\cdot]$ – r -мерная дифференцируемая по y и a векторзначная функция наблюдения;

v_k – независимая последовательность r -мерных векторов с нулевым средним и дисперсионной матрицей R_k .

Начальное состояние $y(t_0)$ системы (2) считается известным точно, а значения параметров системы известны приближенно и заданы в виде вектора априорной оценки \hat{a}_0 .

Задача состоит в том, что необходимо уточнить значение вектора параметров, используя информацию о последовательности $\{Z_k\}$, где $k = 1, \dots, N$.

Алгоритм предлагаемого метода оценивания заключается в последовательном выполнении на каждом шаге итерационного процесса следующих операций.

1. Совместное интегрирование уравнения оцениваемой системы (2) и матричного дифференциального уравнения:

$$\Phi(t, \hat{a}_i) = A(t, \hat{a}_i) \Phi(t, \hat{a}_i) + B(t, \hat{a}_i), \quad (4)$$

где \hat{a}_i – оценка вектора параметров на i -м шаге итерационного процесса.

В уравнении (4) матрицы $\Phi(t, \hat{a}_i)$, $A(t, \hat{a}_i)$, $B(t, \hat{a}_i)$ определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned} \Phi(t, \hat{a}_i) &= \frac{\partial \hat{y}(t, \hat{a}_i)}{\partial \hat{a}_i}, \\ A(t, \hat{a}_i) &= \frac{\partial f[\hat{y}(t, \hat{a}_i), \hat{a}_i, t]}{\partial \hat{y}(t, \hat{a}_i)}, \\ B(t, \hat{a}_i) &= \frac{\partial f[\hat{y}(t, \hat{a}_i), \hat{a}_i, t]}{\partial \hat{a}_i}, \end{aligned}$$

где $\hat{y}(t, \hat{a}_i)$ – оценка вектора состояния.

Уравнение (4) называется *уравнением чувствительности* и служит для определения матрицы чувствительности $\Phi(t, \hat{a}_i)$. Его решение выполняется интегрированием при нулевых начальных условиях. В результате решения систем (2) и (4) определяются последовательности матриц чувствительности $\{\Phi(t_k, \hat{a}_i)\}$ и векторов фазового состояния $\{\hat{y}(t_k, \hat{a}_i)\}$ в дискретные моменты времени t_k , где $k = 1, \dots, N$.

2. Вычисление вектора невязок измерений L_i :

$$L_i = \begin{bmatrix} Z_1 - h[\hat{y}(t_1, \hat{a}_i), \hat{a}_i, t_1] \\ Z_2 - h[\hat{y}(t_2, \hat{a}_i), \hat{a}_i, t_2] \\ \dots \\ Z_N - h[\hat{y}(t_N, \hat{a}_i), \hat{a}_i, t_N] \end{bmatrix}.$$

3. Вычисление матрицы θ_i :

$$\theta_i = \begin{bmatrix} \Psi(t_1, \hat{a}_i) \\ \Psi(t_2, \hat{a}_i) \\ \dots \\ \Psi(t_N, \hat{a}_i) \end{bmatrix},$$

где $\Psi(t_k, \hat{a}_i) = \frac{\partial h[\hat{y}(t_k, \hat{a}_i), \hat{a}_i, t_k]}{\partial \hat{y}(t_k, \hat{a}_i)} \Phi(t_k, \hat{a}_i) + \frac{\partial h[\hat{y}(t_k, \hat{a}_i), \hat{a}_i, t_k]}{\partial \hat{a}_i}$.

4. Вычисление оценки вектора поправки $\Delta \hat{a}_{i+1}$:

$$\Delta \hat{a}_{i+1} = [\theta_i^T R^{-1} \theta_i]^{-1} \theta_i^T R^{-1} L_i,$$

где весовая матрица R^{-1} имеет вид

$$R^{-1} = \begin{bmatrix} R_1^{-1} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & R_2^{-1} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & R_N^{-1} \end{bmatrix}.$$

5. Вычисление оценки вектора параметров \hat{a}_{i+1} :

$$\hat{a}_{i+1} = \hat{a}_i + \Delta \hat{a}_{i+1}.$$

Для начала вычислений необходимо положить $i = 0$. Окончание итерационного процесса может происходить либо при достижении заданного числа итераций, либо по условию

$$\|\Delta \hat{a}_{i+1}\| < \varepsilon,$$

где ε – заданное достаточно малое положительное число;

$\|\Delta \hat{a}_{i+1}\|$ – норма вектора $\Delta \hat{a}_{i+1}$.

3. Применение метода идентификации

С помощью описанного итерационного метода осуществлялось оценивание параметров математической модели продольного движения самолета (1). Вектор оцениваемых параметров для модели (1) имеет вид

$$a^T = [a_{11} a_{12} b_{11} a_{21} a_{22} b_{21} a_{31} a_{32} a_{33} b_{31}]. \quad (5)$$

Для идентификации использовались показания датчика нормальной перегрузки (ДП) n_y , датчика угловой скорости тангажа (ДУС) ω_z , датчика положения руля высоты (ДПРВ) δ_B и датчика воздушной скорости V (ДВС). Приращение нормальной перегрузки определялось линейной зависимостью вида [6]:

$$\Delta n_y = \frac{V_0}{g} \bar{Y}_n^\alpha \Delta \alpha + \bar{Y}_n^V \Delta V + \bar{Y}_n^{\delta_B} \Delta \delta_B,$$

где V_0 – установившаяся скорость движения самолета.

В соответствии с итерационным методом была разработана программа идентификации вектора параметров (5) и проведен численный эксперимент. Такое исследование является необходимой предпосылкой успешного практического применения программы идентификации и служит для отработки режима летных испытаний. В численном эксперименте моделировался горизонтальный полет самолета массой 24 000 кг со скоростью $V_0 = 180$ м/с. В качестве истинных принимались следующие расчетные значения параметров математической модели (1):

$$a_{11} = -0,011 \text{ с}^{-1}, a_{12} = -8,53 \text{ м} \cdot \text{с}^{-2}, a_{14} = -9,81 \text{ м} \cdot \text{с}^{-2}, b_{11} = 0 \text{ м} \cdot \text{с}^{-2}, a_{21} = 0,0412 \text{ м}^{-1},$$

$$a_{22} = -0,637 \text{ с}^{-1}, b_{21} = 0,034 \text{ с}^{-1}, a_{32} = -6,62 \text{ с}^{-2}, a_{33} = -1,68 \text{ с}^{-1}, b_{31} = -8,72 \text{ с}^{-2}, a_{31} = -0,54 \text{ м}^{-1} \cdot \text{с}^{-1}.$$

Датчики измерительной системы полагались безынерционными, имеющими флуктуационные ошибки. Среднеквадратические отклонения σ флуктуационных ошибок датчиков имели следующие значения:

$$\sigma_{\text{ДП}} = 0,015, \sigma_{\text{ДУС}} = 0,003 \text{ с}^{-1}, \sigma_{\text{ДВС}} = 1 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}, \sigma_{\text{ДПРВ}} = 0,002 \text{ рад}.$$

Управление движением самолета осуществлялось за счет ступенчатого отклонения руля высоты на четыре градуса в обе стороны от балансировочного положения.

Длительность отклонения в каждую из сторон составляла 0,75 с. Такое импульсное отклонение руля высоты повторялось через каждые 2 с. При этом изменение нормальной перегрузки по модулю не превышало 0,6. Угловая скорость тангажа по модулю не превышала $0,15\text{ с}^{-1}$. Изменение воздушной скорости не превышало 1 м/с. Частота опроса датчиков составляла 32 Гц. Полученные за 6 с полета данные обрабатывались в процессе идентификации.

В качестве априорной информации об идентифицируемых параметрах брались их искаженные значения. Степень этого искажения варьировалась, тем самым моделировался различный уровень ошибок априорных данных.

Исследования показали, что процесс идентификации является сходящимся, если априорные ошибки оцениваемых параметров не превышают 60 % от их истинных значений. Идентификация завершается за 7–8 шагов итерационного процесса. Результаты идентификации приведены в таблице. Графики оценивания параметров a_{22} , a_{33} , a_{32} , b_{31} показаны на рисунке.

Таблица. – Относительные ошибки оценивания параметров

Идентифицируемые параметры	Истинные значения идентифицируемых параметров	Априорные ошибки идентифицируемых параметров, %	Относительные ошибки после процедуры идентификации, %
$a_{22}, \text{ с}^{-1}$	-0,637	54	0,65
$a_{33}, \text{ с}^{-1}$	-1,68	50	0,9
$a_{32}, \text{ с}^{-2}$	-6,62	40	1,5
$b_{31}, \text{ с}^{-2}$	-8,72	46	2,9
$a_{21}, \text{ м}^{-1}$	-0,0412	60	10
$b_{21}, \text{ с}^{-1}$	-0,034	45	12
$a_{12}, \text{ м}\cdot\text{с}^{-2}$	-8,53	50	23
$a_{31}, \text{ м}^{-1}\cdot\text{с}^{-1}$	-0,054	60	25
$a_{11}, \text{ с}^{-1}$	-0,011	40	40
$b_{11} \text{ м}\cdot\text{с}^{-2}$	0	50	50

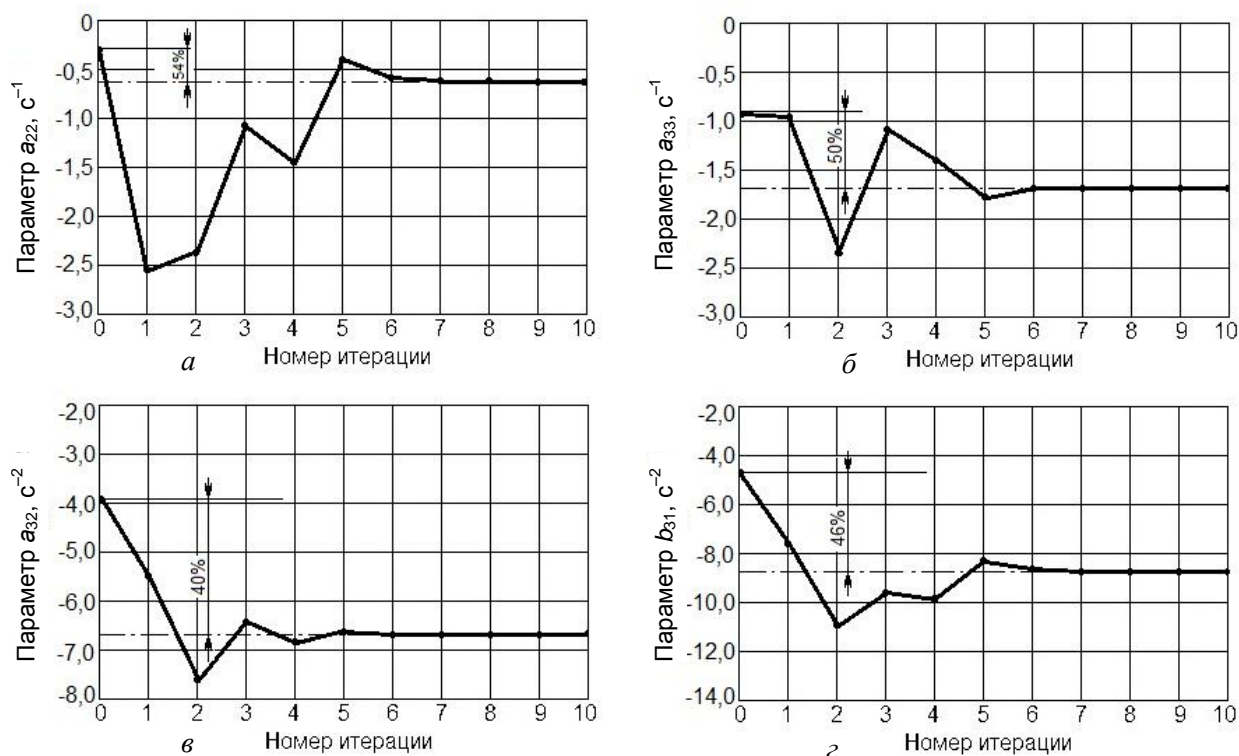


Рисунок. – Оценка параметров a_{22} (а), a_{33} (б), a_{32} (в), b_{31} (з) математической модели

Ошибки оценивания параметров $a_{22}, a_{33}, a_{32}, b_{31}$ не превышают 3 % от их истинных значений. Точность оценивания параметров a_{21}, b_{21} составляет 10–12 %. Ошибки оценивания параметров a_{11}, b_{11} достигают 25 %. Практически не оцениваются параметры a_{21}, b_{21} вследствие небольшого и неустойчиво регистрируемого датчиками изменения скорости полета самолета в течение указанного времени регистрации.

Заключение

Обобщая полученные результаты, можно сделать следующий вывод. Итерационный метод идентификации с использованием функций чувствительности работоспособен, является достаточно простым и удобным для практической реализации. Не исключено, что данный метод может быть полезен участникам строения БЛА в Республике Беларусь.

Список использованных источников

1. Харитонов, А. М. Техника и методы аэрофизического эксперимента: учеб. / А. М. Харитонов. – Новосибирск : НГТУ, 2005. – Ч. 1: Аэродинамические трубы и газодинамические установки. – 220 с.
2. Пашковский, И. М. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний / И. М. Пашковский, В. А. Леонов, Б. К. Поплавский. – М. : Машиностроение, 1985. – 416 с.
3. Пашковский, И. М. Устойчивость и управляемость самолета / И. М. Пашковский. – М. : Машиностроение, 1985. – 296 с.
4. Кубланов, М. С. Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов : учеб. пособие М. С. Кулбанов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : МГТУ ГА, 2004. – Ч. 1: Моделирование систем и процессов. – 108 с.
5. Бюшгенс, Г. С. Динамика самолета. Пространственное движение / С. Г. Бюшгенс, С. В. Студнев. – М. : Машиностроение, 1983. – 320 с.
6. Бюшгенс, Г. С. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения / С. Г. Бюшгенс, С. В. Студнев. – М. : Машиностроение, 1979. – 349 с.
7. Динамика полета : учеб. / А. В. Ефремов [и др.] ; под ред. Г. С. Бюшгенса. – 2-е изд., испр. и доп. – М. : Машиностроение : – Полет, 2017. – 775 с.
8. Кузовков, Н. Г. Непрерывные и дискретные системы управления и методы идентификации / Н. Г. Кузовков, С. В. Карабанов, О. С. Салычев. – М. : Машиностроение, 1978. – 222 с.
9. Демиденко, Е. З. Линейная и нелинейная регрессия / Е. З. Демиденко. – М. : Финансы и статистика, 1981. – 304 с.
10. Петрович, В. Н. Идентификация параметров математических моделей динамических систем управления / В. Н. Петрович // Штучний інтелект. – 2011. – № 4. – С. 343–349.

* Сведения об авторах:

Сокол Сергей Николаевич,

УО «Военная академия Республики Беларусь».

Гордич Александр Алексеевич,

УО «Белорусский государственный экономический университет».

Статья поступила в редакцию 09.07.2018 г.

ОБЩЕТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ РАЗРАБОТКИ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ

УДК 681.396.96

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ В ОДНОПОЗИЦИОННОМ АКУСТИЧЕСКОМ ПАССИВНОМ КОМПЛЕКСЕ

Р. В. БЫКОВ, кандидат технических наук;
В. Э. Станкевич*

В статье предлагается способ определения параметров движения акустически активного объекта на основе трех различных измерений направления прихода фронта акустической волны и положения спектральных компонент акустического сигнала с последующим тригонометрическим преобразованием, а также приводится результат моделирования по проверке его адекватности.

In article the new way of definition of parametres of movement of acoustically active object on the basis of three various measurements of a direction of arrival of front of an acoustic wave and position spectral a component of an acoustic signal with the subsequent trigonometrical transformation is offered, and also the result of experiment on check of its adequacy is resulted.

Введение

Анализ боевого применения и выделяемых финансовых средств на развитие средств воздушного нападения (СВН) [1, 2], и в частности на средства воздушной разведки, свидетельствует, что вопросы повышения эффективности системы ПВО являются актуальными. На сегодняшний день в ходе локальных конфликтов активно используются СВН [3], особенно на малых и предельно малых высотах. На этих высотах обнаружение СВН в радиолокационном диапазоне длин волн затруднено.

Существует множество способов обнаружения, измерения параметров движения (ПД) или координат маловысотных летательных аппаратов (МЛА) в различных физических полях. Для реализации этих способов используются радиолокационные, оптико-электронные, акустические, сейсмические (сейсмоакустические), электростатические, магнитные и другие средства разведки. Все используемые средства разведки имеют свои достоинства и недостатки. К примеру, относительно дорогие радиолокационные средства, работая в активном режиме, имеют низкую живучесть [4, 5]. Дальность действия оптико-электронных (оптических) средств существенно зависит от времени суток (года), рельефа местности и региона использования [6]. Эффективность электростатических и магнитных средств в значительной степени снижается в случае применения на МЛА композитных материалов. При этом акустические комплексы разведки (АКР) обладают рядом преимуществ по отношению к перечисленным [7]:

- являются пассивными;
- относительно дешевы;
- достаточно помехоустойчивы;
- способны вести разведку в любое время суток.

Эффективность АКР в значительной степени зависит от заложенных в них алгоритмов обнаружения и определения параметров движения объектов. Алгоритмы обнаружения, которые используются в радиолокационных комплексах, могут быть использованы и в АКР, но алгоритмы измерения (определения) параметров движения (ПД) будут значительно отличаться, что обусловлено в первую очередь незначительной скоростью распространения акустических сигналов. Таким образом, разработка новых способов определения ПД МЛА является актуальной научной и практической задачей. В [8] описаны методы определения

координат объектов с использованием нескольких измерительных модулей, расположенных в различных точках пространства (многопозиционный способ). Недостатком такого способа можно считать необходимость жесткой синхронизации работы всех измерительных модулей, что, в свою очередь, приводит к существенному усложнению (удорожанию) акустического комплекса в целом. Однако возможно определение ПД акустически активного объекта (ААО) с помощью только одного измерительного акустического модуля (ИАМ), который включает акустическую приемную антенну и устройство обработки.

Постановка задачи

Полагается, что на местности, как показано на рисунке 1, в выбранной измерительной системе координат (ИСК) XYZ расположен ИАМ, который позволяет измерять направление прихода фронта акустической волны (НПФ АВ) в вертикальной и горизонтальной плоскостях ($\varepsilon_{i(k,m)}$ и $\varphi_{i(k,m)}$ соответственно) и положение спектральных компонент полезного сигнала $F_{i(k,m)}$ в $i(k,m)$ -й момент времени $t_{i(k,m)}$.

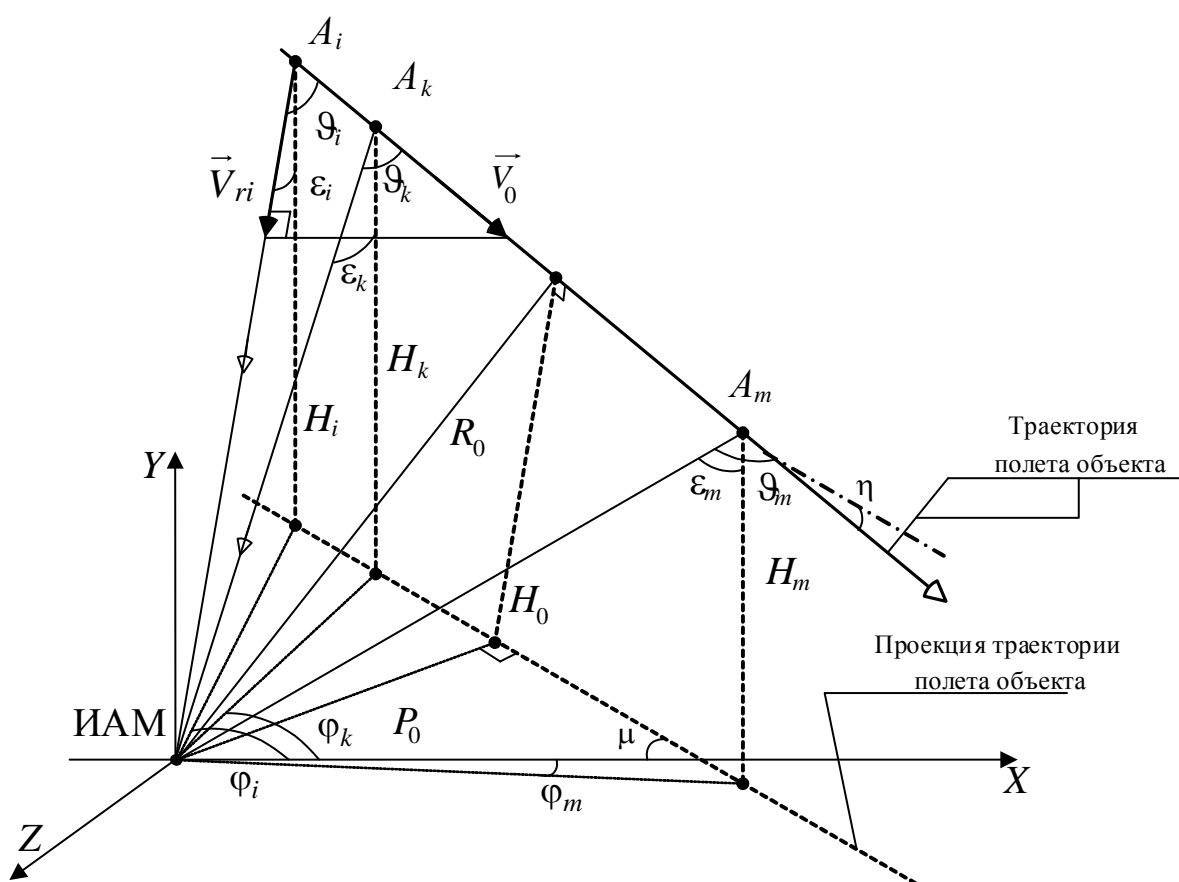


Рисунок 1. – Принцип определения параметров движения акустически активного объекта

На рисунке 1 введены следующие обозначения:

$A_{i(k,m)}$ – точка траектории, в которой находится ААО в момент времени $t_{i(k,m)}$;

\vec{V}_{ri} – радиальная скорость ААО в момент времени t_i ;

\vec{V}_0 – линейная скорость ААО;

P_0 и H_0 – параметр и относительная высота движения объекта в ИСК;

R_0 – расстояние до траектории движения ААО;

$H_{i(k,m)}$ – высота траектории движения ААО в момент времени $t_{i(k,m)}$;

$\vartheta_{i(k,m)}$ – угол между векторами \vec{V}_{ri} и \vec{V}_0 в i -й момент времени;
 μ и η – направление движения и угол подъема траектории движения ААО.
 Используя измеренные параметры, необходимо определить:
 угол подъема траектории η ;
 направление движения μ ;
 линейную скорость V_0 ;
 высоту подъема траектории H_0 и параметр P_0 .

Решение задачи

Линейную скорость ААО в i -й момент времени t_i можно рассчитать, используя следующее выражение (см. рисунок 1):

$$\hat{V}_0 = -P_0 \left[\operatorname{tg}^{-1}(\varphi_i + \mu) - \operatorname{tg}^{-1}(\varphi_k + \mu) \right] \Delta t_{ik}^{-1} \cos^{-1} \eta, \quad (1)$$

где $\Delta t_{ik} = t_k - t_i$ – отрезок времени между k -м и i -м измерением НПФ АВ и частотного положения спектральной компоненты ($i \neq k$).

Используя измеренные значения НПФ АВ в вертикальной и горизонтальной плоскостях $\varepsilon_{i(k,m)}$ (и $\varphi_{i(k,m)}$) в различные моменты времени $t_i \neq t_k \neq t_m$, можно составить уравнение:

$$\operatorname{tg} \hat{\mu} = - \frac{\Delta t_{ik} \sin(\varphi_m - \varphi_i) \sin \varphi_k - \Delta t_{im} \sin(\varphi_k - \varphi_i) \sin \varphi_m}{\Delta t_{ik} \sin(\varphi_m - \varphi_i) \cos \varphi_k - \Delta t_{im} \sin(\varphi_k - \varphi_i) \cos \varphi_m}. \quad (2)$$

Высоту траектории движения ААО в моменты времени $t_{i(m,k)}$ можно рассчитать, используя систему выражений:

$$\begin{cases} H_i = H_k + V_0 \Delta t_{ik} \sin \eta; \\ H_m = P_0 [\operatorname{tg} \varepsilon_m \sin(\mu - \varphi_m)]^{-1}; \\ H_k = P_0 [\operatorname{tg} \varepsilon_k \sin(\mu - \varphi_k)]^{-1}, \end{cases} \quad (3)$$

где $\varepsilon_{i(m,k)} = \varepsilon(t_{i(m,k)})$ – измеренное в момент времени $t_{i(m,k)}$ НПФ АВ в вертикальной плоскости ИСК.

Подставляя третье выражение системы (3) в первое с использованием (1), получим выражение для расчета тангенса угла η :

$$\operatorname{tg} \hat{\eta} = \frac{\operatorname{tg}^{-1} \varepsilon_k \sin(\hat{\mu} + \varphi_i) - \operatorname{tg}^{-1} \varepsilon_i \sin(\hat{\mu} + \varphi_k)}{\cos(\hat{\mu} + \varphi_i) \sin(\hat{\mu} + \varphi_k) - \cos(\hat{\mu} + \varphi_k) \sin(\hat{\mu} + \varphi_i)}. \quad (4)$$

В результате движения ААО относительно ИАМ спектральная компонента АС в соответствии с эффектом Доплера смещается и определяется как

$$F_{i(m,k)} = F_0 + V_{ri(rm, rk)} / \lambda, \quad (5)$$

где $V_{ri(rm, rk)}$ – радиальная скорость ААО относительно фазового центра ИМ в момент времени $t_{i(m,k)}$. При этом считается, что $V_{ri(rm, rk)}$ положительна при приближении ААО и отрицательна при удалении ААО;

$\lambda = c_a / F_0$ – длина волны АС, излучаемого ААО;

$c_a \approx c_0 \sqrt{1 + T / 273,15}$ – скорость звука;

T – температура воздуха;

F_0 – частота АС, излучаемого ААО.

Радиальная скорость V_{ri} для любого i -го момента времени может быть вычислена в соответствии с выражением

$$V_{ri} = V_0 \cos \vartheta_i, \quad (6)$$

где ϑ_i – угол (см. рисунок 1) между векторами \vec{V}_{ri} и \vec{V}_0 в i -й момент времени.

Используя измеренные значения частоты сигнала F_i и F_m для i -го и m -го моментов времени с учетом выражения (6), можно вычислить линейную скорость движения ААО:

$$\hat{V}_0 = c_a \frac{F_m - F_i}{F_i \cos \vartheta_m - F_m \cos \vartheta_i}, \quad (7)$$

где $\cos \vartheta_{i(m)} = \sin \varepsilon_{i(m)} \cos(\varphi_{i(m)} + \hat{\mu}) \left[\cos^{-1} \hat{\eta} + \operatorname{tg}^{-1} \varepsilon_0 \operatorname{tg}(\varphi_{i(m)} + \hat{\mu}) \operatorname{tg} \hat{\eta} \right];$

$$\operatorname{tg} \varepsilon_0 = \sin \hat{\eta} \left[(F_m - F_i) \sin \varepsilon_k \sin(\hat{\mu} + \varphi_k) - (F_m - F_k) \sin \varepsilon_i \sin(\hat{\mu} + \varphi_i) - \right. \\ \left. - (F_k - F_i) \sin \varepsilon_m \sin(\hat{\mu} + \varphi_m) \right] \left[(F_m - F_k) \sin \varepsilon_i \cos(\hat{\mu} + \varphi_i) + (F_k - F_i) \sin \varepsilon_m \cos(\hat{\mu} + \varphi_m) - \right. \\ \left. - (F_m - F_i) \sin \varepsilon_k \cos(\hat{\mu} + \varphi_k) \right]^{-1}.$$

Таким образом, для определения линейной скорости ААО необходимо минимум три измерения положения частотной компоненты полезного сигнала и три измерения НПФ АВ в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

В результате тригонометрических преобразований на основе выражений (2), (4) и (7) определяется дальность до траектории движения ААО в горизонтальной плоскости (параметр движения):

$$\hat{P}_0 = \hat{V}_0 \Delta t_{im} \cos \hat{\eta} \frac{\sin(\hat{\mu} - \varphi_i) \sin(\hat{\mu} - \varphi_m)}{\sin(\varphi_i - \varphi_m)}. \quad (8)$$

Используя (2), (4) и (8), определим высоту траектории движения ААО в вертикальной плоскости в ИСК:

$$\hat{H}_0 = -\hat{P}_0 \left[\sin^{-1}(\hat{\mu} + \varphi_i) \operatorname{tg}^{-1} \varepsilon_i + \cos^{-1}(\hat{\mu} + \varphi_i) \operatorname{tg} \hat{\eta} \right]. \quad (9)$$

Таким образом, минимум по трем измерениям частоты полезного сигнала и НПФ АВ в однопозиционном ИАМ можно определить все параметры движения ААО. Использование дополнительных измерений позволит осуществлять фильтрацию для повышения точности (снижения ошибок) определения параметров.

Для проверки адекватности разработанного математического аппарата было проведено математическое моделирование, основные результаты которого представлены на рисунках 2–4.

При моделировании ААО использовался трехкомпонентный гармонический сигнал (с учетом доплеровского смещения частоты):

$$A(t) = \frac{A_1 \sin \left[2\pi F_1 \left(t - \frac{R(t)}{c_a} \right) \right] + A_2 \sin \left[2\pi F_2 \left(t - \frac{R(t)}{c_a} \right) \right] + A_3 \sin \left[2\pi F_3 \left(t - \frac{R(t)}{c_a} \right) \right]}{2\sqrt{\pi} R(t)}, \quad (10)$$

где $F_1 = 15$ Гц, $F_2 = 30$ Гц, $F_3 = 45$ Гц – основные частоты принимаемого АС в предположении, что начальная фаза равна нулю;

$A_{1(2,3)}$ – амплитуда первой (второй, третьей) частотной компоненты акустического сигнала;

$R(t)$ – функция расстояния до объекта в зависимости от времени t .

Временная структура модели принимаемого акустического сигнала на выходе одного чувствительного элемента (микрофона) акустической приемной антенны (АПА) имеет вид, представленный на рисунке 2 (полагалось, что НПФ АВ было измерено в соответствии с заданными координатами ААО).

Для моделирования использованы следующие исходные данные:

время моделированного полета составляет 10 с;

предполагается, что ААО движется равномерно и прямолинейно;

заданные значения параметров движения ААО представлены в таблице 1;

зависимость изменения значений $\varepsilon(t)$ и $\varphi(t)$ показана на рисунке 3;

предполагается, что значения $\varepsilon(t)$ и $\varphi(t)$ определяются без ошибки;

частота дискретизации $F_{dis} = 200$ Гц.

Таблица 1

μ , град	η , град	V_0 , м/с	P_0 , м	H_0 , м
60	10	150	200	200

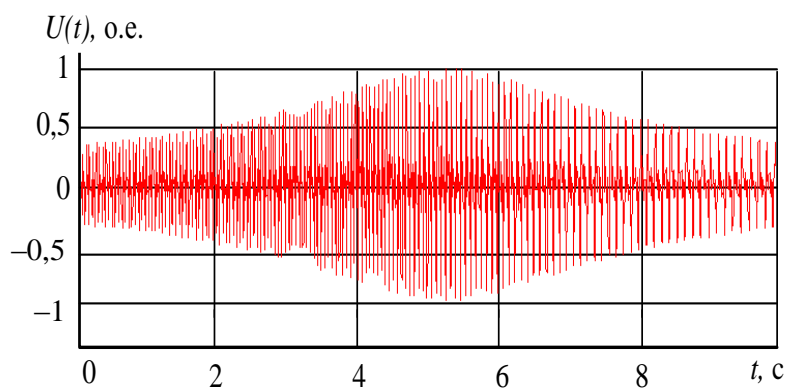


Рисунок 2. – Временная структура модели принимаемого акустического сигнала на выходе одного чувствительного элемента акустической приемной антенны

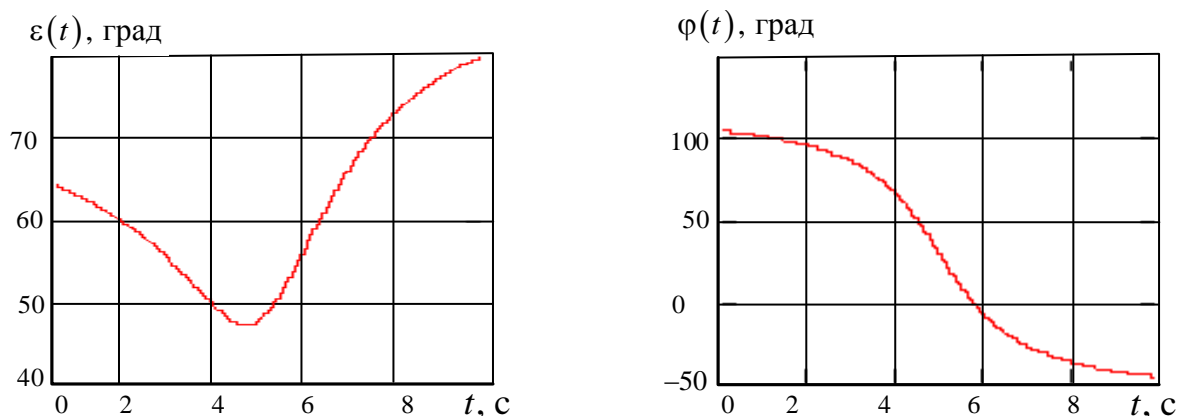


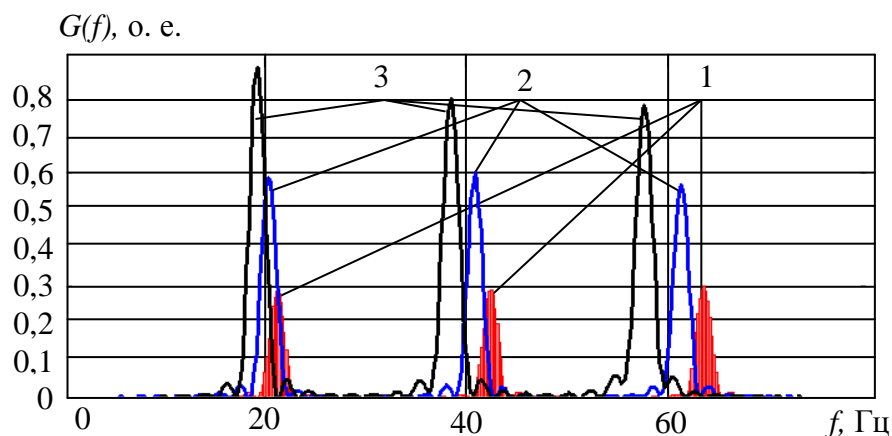
Рисунок 3. – Зависимость изменения значений $\varphi(t)$ и $\varepsilon(t)$

В таблице 2 представлены значения частот спектральных компонент и значения ε и φ в момент времени $t_{i(m,k)}$ (при $t_i = 1$ с; $t_k = 2,5$ с; $t_m = 3,5$ с).

Таблица 2

Момент времени	F_1 , Гц,	F_2 , Гц	F_3 , Гц	ε , град	φ , град
t_i	20,52	41,04	61,56	64,005	101,3
t_k	19,63	39,27	58,91	57,737	91,562
t_m	18,36	36,71	55,08	51,308	77,931

На рисунке 4 представлен энергетический спектр (ЭС), который получен при использовании комплексного быстрого преобразования Фурье (БПФ). Для БПФ использовано 1024 временных отсчетов; длительность интервала составляла 0,05 с (остальные элементы структуры заполнялись «0» для ограничения влияния смещения объекта в пространстве на частотное положение спектральных компонент, а также для повышения точности определения частотного положения спектральной компоненты сигнала).



- 1 – спектральные компоненты F_1, F_2, F_3 в момент времени $t_i = 1$ с;
 2 – спектральные компоненты F_1, F_2, F_3 в момент времени $t_k = 2,5$ с;
 3 – спектральные компоненты F_1, F_2, F_3 в момент времени $t_m = 3,5$ с

Рисунок 4. – Энергетический спектр моделируемого акустического сигнала в различные моменты времени

Расчетные значения параметров движения ААО, полученные в моменты времени $t_{i(m,k)}$ (при $t_i = 1$ с; $t_k = 2,5$ с; $t_m = 3,5$ с) с использованием выражений (1), (2), (4), (7)–(9), представлены в таблице 3.

Таблица 3

F , Гц	$\hat{\mu}$, град	$\hat{\eta}$, град	\hat{V}_0 , м/с	\hat{R}_0 , м	\hat{H}_0 , м
15	60	10	158,8	238,45	218,3
30			157,9	265,8	216,2
45			140,2	236,2	262,2

В таблице 4 показаны ошибки в определении параметров движения ААО с использованием предложенного математического аппарата. Величина ошибок определения скорости ААО, которая влияет на точность вычисления параметра и высоты ААО, связана с дискретностью получения спектра, с размером «окна» для получения спектра, в пределах длительности которого изменяется радиальная скорость ААО. Детальный анализ зависимости величины ошибок от различных факторов требует дополнительных исследований, в ходе которых будет исследовано влияние ошибок определения НПФ АВ и точности определения частоты принимаемого сигнала на точность определения параметров движения ААО.

Таблица 4

F , Гц	$\delta_{\hat{\mu}}$, град	$\delta_{\hat{\eta}}$, град	$\delta_{\hat{V}_0}$, м/с	$\delta_{\hat{P}_0}$, м	$\delta_{\hat{H}_0}$, м
15	0	0	8,8	38,45	18,3
30			7,9	65,8	16,2
45			9,8	36,2	62,2

Таким образом, в ходе математического моделирования (с учетом принятых ограничений) была подтверждена адекватность предложенного математического аппарата.

Список использованных источников

1. Нестеркин, В. В. Расходы на вооружение в мире / В. В. Нестеркин // Зарубеж. воен. обозрение. – 2006. – № 8. – С. 62–65.
2. Рябов, К. И. Военный бюджет США: новое увеличение и новые траты / К. И. Рябов // Зарубеж. воен. обозрение. – 2017. – № 4. – С. 26–28.
3. Слипченко, В. И. Войны шестого поколения / В. И. Слипченко. – М. : Вече, 2002. – 384 с.
4. Смирнов, Ю. А. Радиотехническая разведка. Пеленгация / Ю. А. Смирнов. – М. : 2001. – 365 с.
5. Быстров, Р. П. Пассивная радиолокация: методы обнаружения объектов / Р. П. Быстров, А. В. Соколов. – М. : Радиотехника, 2008. – 320 с.
6. Золотухин, В. К. Обнаружение и распознавание воздушных объектов с помощью многоканальных оптико-электронных систем / В. К. Золотухин // Воен. мысль. – 2011. – № 4. – С. 26–31.
7. Быков, Р. В. Особенности определения параметров движения объекта с непрерывным акустическим сигналом / Р. В. Быков // Вестн. Воен. акад. Респ. Беларусь. – 2016. – № 2 (51). – С. 95–101.
8. Калитин, С. Б. Конструктивные методы определения координат объектов в многопозиционных измерительных системах / С. Б. Калитин, К. К. Пашенко. – Минск : ВА РБ, 2018. – 197 с.

*Сведения об авторах:

Быков Руслан Викторович,

Станкевич Виталий Эдуардович,

УО «Военная академия Республики Беларусь».

Статья поступила в редакцию 06.06.2018 г.

ГИДРОАКУСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ МАЛОБАЗОВОЙ МНОГОПОЗИЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С КОДИРОВАННЫМИ ВЗАИМНО-ОРТОГОНАЛЬНЫМИ ФАЗОМАНИПУЛИРОВАННЫМИ ЗОНДИРУЮЩИМИ СИГНАЛАМИ

П. И. Оргиш;

С. А. Горшков, кандидат технических наук, доцент;

Р. А. Гуцев, кандидат технических наук*

Проведен расчет параметров гидроакустического комплекса, моделей и условий масштабного физического моделирования малобазовой многопозиционной радиолокационной системы с одной приемной позицией и кодированными взаимно-ортогональными зондирующими сигналами, а также обоснована методика проведения экспериментов, при помощи которой можно оценить адекватность математических моделей элементов исследуемой радиолокационной системы.

The parameters of the hydroacoustic complex, models and conditions for large-scale physical modeling of a low-base multi-position radar system with one receiving position and coded mutually orthogonal sounding signals have been calculated, and the methodology for conducting experiments has been substantiated. Based on the results, the adequacy of the mathematical models of the elements of the radar system.

Введение

Анализ статистических характеристик радиоэлектронных систем возможен путем проведения натуральных испытаний, а также путем физического и математического моделирования. Метод натуральных испытаний позволяет получать наиболее достоверные данные, однако он является самым дорогостоящим. Наиболее распространенным, простым и относительно дешевым методом является математическое моделирование. При этом, чтобы считать результаты моделирования достоверными, необходимо оценить адекватность разработанных математических моделей. Это можно сделать, например, посредством масштабного физического гидроакустического моделирования [1].

Основой такого моделирования является аналогия акустических и электромагнитных волновых процессов в изотропных средах, за исключением поляризационных эффектов [1]. Радиолокационные характеристики реальной цели воспроизводятся гидроакустической моделью, если выполняются условия подобия:

$$l_{ц}/l_{м} = \lambda_{ц}/\lambda_{м} = \sqrt{\sigma_{ц}/\sigma_{м}}, \quad (1)$$

где $l_{ц}, l_{м}$ – геометрические размеры реальной цели и ее гидроакустической модели;

$\lambda_{ц}, \lambda_{м}$ – длина волны реальной РЛС и ее гидроакустической модели;

$\sigma_{ц}, \sigma_{м}$ – ЭОП цели и ее модели.

Особенность гидроакустического моделирования – существенное снижение скорости распространения акустической волны (V) по сравнению со скоростью электромагнитной волны в свободном пространстве. Так, в пресной воде $V = 1500$ м/с, что резко снижает размеры элементов модели цели, тракта распространения и антенных систем.

Цели работы: во-первых, рассмотреть отличительные особенности гидроакустического комплекса для масштабного физического моделирования малобазовой многопозиционной радиолокационной системы (МП РЛС) с одной приемной позицией и кодированными взаимно-ортогональными зондирующими сигналами (ЗС); во-вторых, рассчитать параметры гидроакустических моделей и комплекса; в-третьих, определить условия и методику проведения экспериментов, по результатам которых можно оценить адекватность математических моделей элементов указанной МП РЛС.

Для лучшего понимания материала для начала рассмотрим особенности исследуемой малобазовой МП РЛС.

Описание моделируемой многопозиционной системы

Исследуемая малобазовая многопозиционная система представляет собой K разнесенных в пространстве передающих позиций (T_k , $k = \overline{1, K}$), расположенных по окружности с радиусом $R_{\text{поз}}$, на минимальном удалении друг от друга R_{min} , и одну приемную позицию, вынесенную за пределы окружности, на которой расположены излучающие элементы, на расстояние R_{min} (рисунок 1).

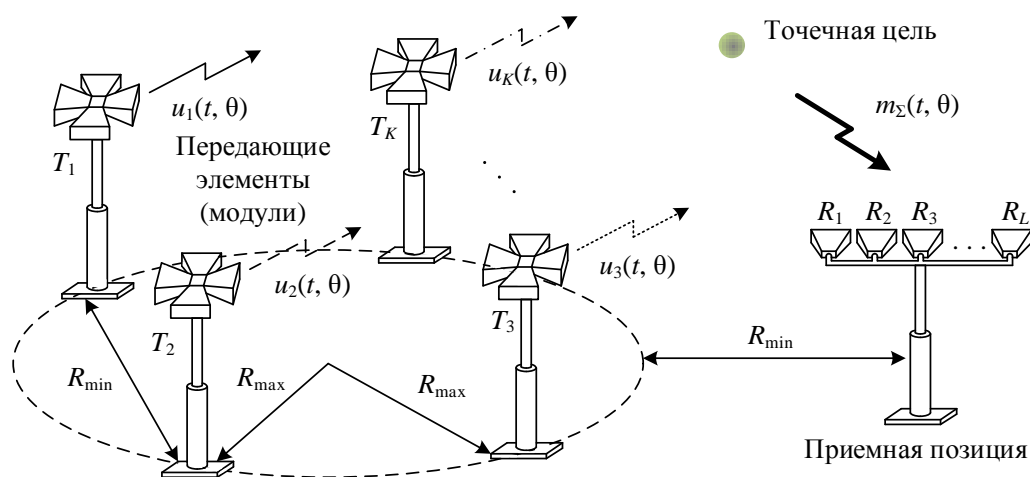


Рисунок 1. – Расположение элементов малобазовой МПРЛС с одной приемной позицией и кодированными сигналами

Каждый передающий элемент T_k излучает свой фазоманипулированный (ФМ) взаимно-ортогональный другим сигнал $\dot{u}_k(t)$, $k = \overline{1, K}$. Приемная позиция содержит L -элементную (R_l , $l = \overline{1, L}$) антенную решетку (АР) с устройством пространственно-временной обработки, при помощи которых взаимно-ортогональные отраженные сигналы одновременно принимаются и обрабатываются.

Принцип действия такой системы основан на так называемых ММО (Multiple Input Multiple Output) РЛС [2, 3]. В них имеется группа из K передающих элементов (позиций), каждый из которых излучает свой взаимно-ортогональный другим сигнал $\dot{u}_k(t)$, $k = \overline{1, K}$. Группа из L приемных элементов (позиций) обеспечивает одновременный прием и обработку аддитивной смеси K сигналов, отраженных от цели ($\dot{m}_2(t, \theta)$) (рисунок 1).

Применение в моделируемой многопозиционной системе ФМ взаимно-ортогональных сигналов в сочетании с излучающими элементами, диаграммы направленности которых согласованы с сектором обзора, позволяет реализовать одновременный обзор пространства по угловым координатам [2]. Кроме того, при расположении излучателей на окружности радиуса R_{max} , взаимном удалении R_{min} (см. рисунок 1) и излучении ими фазоманипулированных взаимно-ортогональных сигналов, источники излучения не разрешаются в пеленгаторе противорадиолокационных ракет (ПРР) с пассивной головкой самонаведения (ГСН), что обеспечивает ее наведение на энергетический центр системы [4]. Величина R_{max} определяется радиусом пространственной когерентности сигналов [5], а минимальное расстояние между излучателями и величина выноса приемной позиции R_{min} – радиусом поражения ПРР [6], и составляют сотни метров.

Для анализа свойств МП РЛС выбран дециметровый диапазон длин волн ($\lambda \leq 0,6$ м), согласованный с рабочим диапазоном имеющихся на вооружении ПРР.

Ввиду того, что представленная многопозиционная система имеет две отличительных особенности – одновременный обзор пространства по угловым координатам и повышенная защищенность от ПРР, то для статистической оценки ее характеристик разработаны две математические модели: наведения ПРР на излучающую систему и пространственно-временной обработки аддитивной смеси принятых кодированных сигналов для обнаружения воздушных объектов.

Оценить адекватность данных моделей можно посредством масштабного физического моделирования при помощи гидроакустического комплекса.

Расчет параметров гидроакустического комплекса, моделей и условий моделирования

Расчет параметров для проведения гидроакустического моделирования исследуемой радиолокационной системы в соответствии с условиями подобия (1) является сложной и многогранной задачей. Первым этапом необходимо задать и (или) рассчитать тактико-технические характеристики исследуемой МП РЛС. Затем, в соответствии с условиями подобия, необходимо рассчитать требуемые параметры гидроакустического комплекса. Однако в связи с особенностями имеющейся элементной базы и условий гидроакустического моделирования имеется ряд ограничений, из-за которых расчет целесообразно начинать с параметров гидроакустической модели.

Основным параметром гидроакустического комплекса, определяющим в соответствии с условиями подобия (1) параметры моделируемой МП РЛС, является длина волны (несущая частота). Максимальное значение несущей частоты гидроакустического сигнала, главным образом, ограничено коэффициентом затухания, а соответственно, и дальностью действия [1]. В гидролокаторах различного назначения используют частоты от единиц до сотен кГц. Минимальное значение частоты для гидроакустического моделирования ограничено диапазоном несущих частот исследуемой МП РЛС и условиями подобия. Например, при длине волны гидроакустического сигнала 1 м (несущая частота 1,5 кГц), длине волны моделируемой МП РЛС 0,6 м (несущая частота 500 МГц) коэффициент масштабирования составляет 0,6, что требует использования модели цели, превышающей ее реальные размеры.

Основным элементом гидроакустического комплекса, связанным с несущей частотой, является пьезокерамический преобразователь, который выполняет роль излучающего (принимающего) элемента. Из имеющихся в свободном доступе выбраны комбинированные пьезокерамические преобразователи с предварительным механическим напряжением с частотой резонанса 37 кГц (длина волны в воде 0,04 м) [7]. При выбранной длине волны обеспечивается приемлемый коэффициент масштабирования, а также обеспечивается возможность когерентной обработки сигналов с разных передающих позиций.

При несущей частоте моделируемой МП РЛС 500 МГц и выбранной несущей частоте гидроакустического сигнала коэффициент масштабирования составляет 1:15.

В качестве обнаруживаемой цели выбрана крылатая ракета типа ALCM с длиной корпуса $l_{ц} = 6,5$ м. Тогда, в соответствии с (1), модель цели представлена в виде прямоугольной пластины с размером в азимутальной плоскости $l_{м} = 0,43$ м.

Для оценки адекватности математических моделей исследуемой МП РЛС достаточно использовать четыре передающих позиции, что позволит реализовать квазикруговое расположение элементов с радиусом $R_{поз}$ путем размещения их в вершинах квадрата со стороной $R_{мин}$ (рисунок 2).

Для упрощения конструкции гидроакустического комплекса анализ можно проводить только в азимутальной плоскости. Соответственно, на приемной позиции достаточно использовать четырехэлементную линейную эквидистантную АР.

Экспериментальным путем определено, что выбранная модель цели устойчиво наблюдается разработанным приемным устройством при максимальном удалении от него $R_{ц} = 35$ м (см. рисунок 2).

Определим радиус разноса и минимальное удаление излучающих элементов. Максимальный радиус разноса $R_{\text{поз}}$ ограничивается радиусом пространственной когерентности, который связан с шириной лепестка диаграммы обратного вторичного излучения (ДОВИ) [0]:

$$\delta\theta_{\text{дови}} \approx 57,3 \cdot \lambda_m / l_m = 5,73 \text{ град} \quad (2)$$

С учетом обеспечения пространственной когерентности для заданных условий радиус разноса излучателей составляет $R_{\text{поз}} = 2,12 \text{ м}$, а минимальное удаление $R_{\text{мин}} = 3 \text{ м}$.

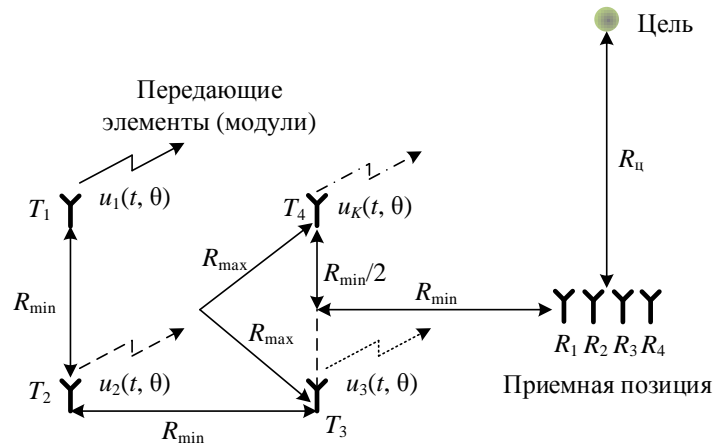


Рисунок 2. – Схема расположения элементов упрощенной МП РЛС в азимутальной плоскости

Выбранные пьезокерамические преобразователи обладают относительно узкой полосой пропускания $\Delta f = 1 \text{ кГц}$, соответственно, длительность дискрета, используемого в комплексе ФМ-сигнала, должна быть $T_d \geq 1 \text{ мс}$. Максимальное число дискрет в ФМ-сигнале определяется допустимой длительностью импульса T_0 , которая в разработанной гидроакустической модели главным образом ограничивается слепой дальностью $R_{\text{слеп}}$. При реализации системы, представленной на рисунке 2, вместо устройства отключения приемника на время излучения можно использовать бланк с длительностью:

$$T_{\text{бланк}} = \sqrt{17} R_{\text{мин}} / (2V) + 2T_0. \quad (3)$$

Удвоенная длительность импульса в (3) определена необходимостью исключения влияния боковых лепестков прямого сигнала.

Тогда с учетом (3) для обеспечения слепой дальности $R_{\text{слеп}} < R_{\text{ц}} = 35 \text{ м}$ число дискрет в ФМ-сигнале определяется из неравенства

$$T_{\text{бланк}} V < \sqrt{(2R_{\text{мин}})^2 + (R_{\text{ц}} + R_{\text{мин}} / 2)^2} + R_{\text{ц}} + R_{\text{мин}} / 2. \quad (4)$$

С учетом (3) и (4), а также $T_d = 1 \text{ мс}$, $R_{\text{ц}} = 35 \text{ м}$ и $R_{\text{мин}} = 3 \text{ м}$ число дискрет должно быть $N_d < 23$. В качестве системы ЗС выбраны ФМ-сигналы в соответствии с кодами Голда. Эти коды являются бинарными, что облегчает реализацию фазового модулятора (ФМд) [8]. Исходя из ограничений числа дискрет, выбрана система взаимно-ортогональных ФМ-сигналов в соответствии с кодами Голда с $N_d = 15$.

Период повторения выбирается исходя из условия обеспечения однозначной дальности. С учетом $R_{\text{ц}} = 35 \text{ м}$, $R_{\text{мин}} = 3 \text{ м}$ и $T_0 = N_d T_d$ период повторения выбран $T_{\text{п}} = 65 \text{ мс}$.

Таким образом, реализация гидроакустической модели по схеме рисунка 2 с рассчитанными выше параметрами позволит провести моделирование устройства

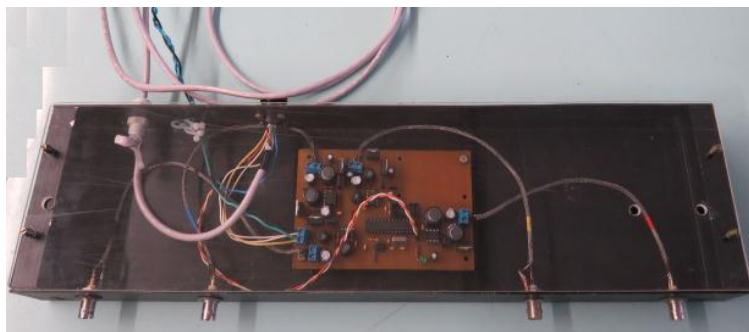
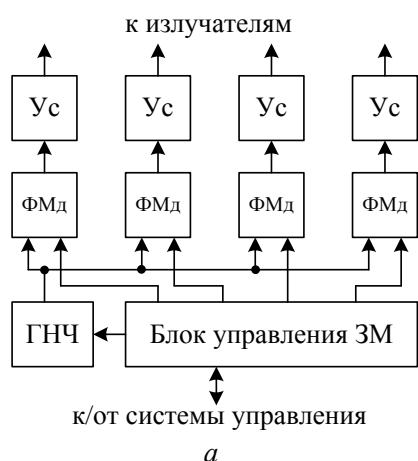
пространственно-временной обработки аддитивной смеси принятых кодированных сигналов для обнаружения воздушных объектов в исследуемой МП РЛС.

В силу специфики условий моделирования провести моделирование наведения ПРР на излучающую систему при помощи данного комплекса нельзя. Модель наведения ПРР включает два блока: пеленгатора ГСН и кинематики относительного движения. Соответственно, при помощи гидроакустического комплекса можно провести моделирование пеленгатора ПРР. Для этого необходимо установить двухэлементную антенну пеленгатора вместо цели (см. рисунок 2). Максимальная дальность до модели пеленгатора ПРР определена ограничением длины соединительного кабеля и составляет 70 м.

Описание гидроакустического комплекса

Передающее устройство гидроакустического комплекса (ПРД) включает четыре канала с независимым управлением временными параметрами сигнала и законом фазовой модуляции (см. рисунок 3).

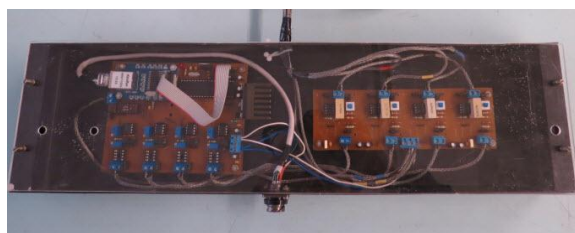
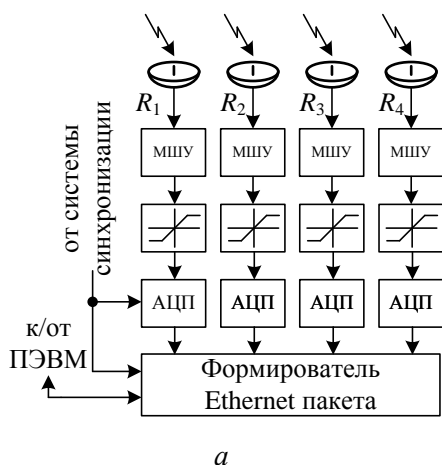
В каждом канале ПРД (рисунок 3, а) имеется оконечный усилитель мощности (Ус) и фазовый модулятор. Параметры ЗС поступают с системы управления на блок управления законом модуляции (ЗМ) и на генератор несущей частоты (ГНЧ), устанавливая требуемую несущую частоту, закон фазовой модуляции и временные параметры зондирующего сигнала.



а – структурная схема ПРД; б – внешний вид ПРД

Рисунок 3. – Передающее устройство комплекса

Так как масштабная физическая модель МП РЛС включает четырехэлементную АР, то приемное устройство (ПРМ) также является четырехканальным (рисунок 4).



а – структурная схема ПРМ; б – внешний вид блока МШУ (сверху) и основного блока ПРМ (снизу)

Рисунок 4. – Приемное устройство комплекса

В каждом приемном канале (рисунок 4, а) имеется входной малошумящий усилитель (МШУ), ограничитель сигнала и аналого-цифровой преобразователь (АЦП). Ограничитель и АЦП с пониженной частотой дискретизации предназначены для снижения объема цифровых данных в связи с применением вычислительных модулей более низкой стоимости. Плата за эти ограничения – снижение мощности сигнала (ухудшение отношения сигнал-шум), что некритично из-за малых расстояний при проведении экспериментов.

В состав гидроакустического комплекса входит ПЭВМ со специализированным программным обеспечением (СПО) (рисунок 5). Для реализации измерений, при которых нельзя применять АЦП с пониженной частотой дискретизации, в состав комплекса включен двухканальный цифровой осциллограф В-424.

Каналы осциллографа подключаются к двум каналам ПРМ, а временная структура сигнала передается на ПЭВМ по USB в виде цифровых отсчетов времени и амплитуды.

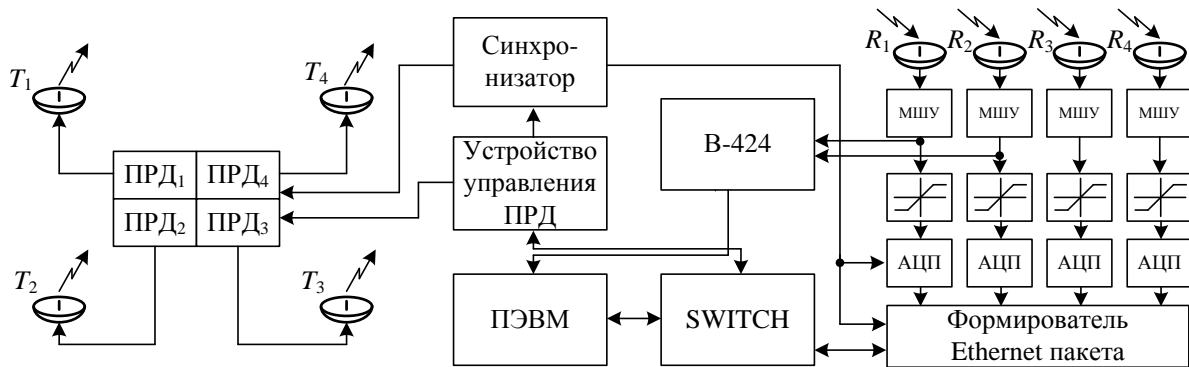


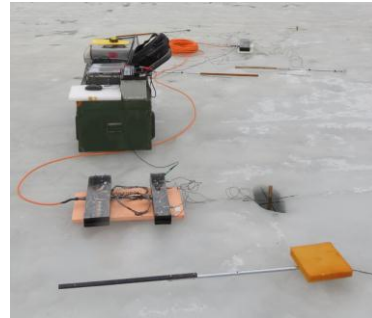
Рисунок 5. – Структурная схема гидроакустического комплекса

С рабочего места оператора (рисунок 6, а) при помощи алгоритмов управления СПО выдаются параметры ЗС, поступающие на устройство управления ПРД. Принятые сигналы в форме Ethernet пакетов, формируемых в приемном устройстве, отправляются на ПЭВМ для расшифровки и обработки при помощи алгоритмов СПО.



а

а – внешний вид рабочего места оператора; б – внешний вид комплекса при проведении эксперимента на озере



б

Рисунок 6. – Внешний вид гидроакустического комплекса

Экспериментальные исследования лучше проводить в воде покрытого льдом озера (рисунок 6, б), что позволяет точно выставлять координаты передающих и приемной позиций, а также модели цели.

Методика проведения экспериментальных исследований для оценки адекватности математических моделей

В соответствии с ОТТ 1.0.20-2018 адекватной считается такая математическая модель исследуемого устройства, которая обеспечивает оценку его характеристик с доверительной вероятностью не менее 0,9 и относительной погрешностью не более 10 % по отношению

к аналогичным оценкам, полученным методом полунатурных испытаний с не меньшими значениями показателей достоверности и точности и в одних и тех же условиях применения [9]. Адекватность проверяется сравнением оцениваемых показателей для выборок, полученных на математической и физической моделях устройства.

Для оценки адекватности математических моделей необходимо: во-первых, определить параметр, по которому будет проводиться оценка; во-вторых, получить выборки оцениваемого параметра по результатам математического и физического моделирования.

Одной из основных характеристик устройств пространственно-временной обработки сигналов является отношение сигнал-шум (ОСШ). Соответственно, в качестве параметра для оценки адекватности математической модели устройства пространственно-временной обработки аддитивной смеси принятых кодированных сигналов целесообразно выбрать мгновенное значение ОСШ после когерентного объединения каналов γ (рисунок 7).

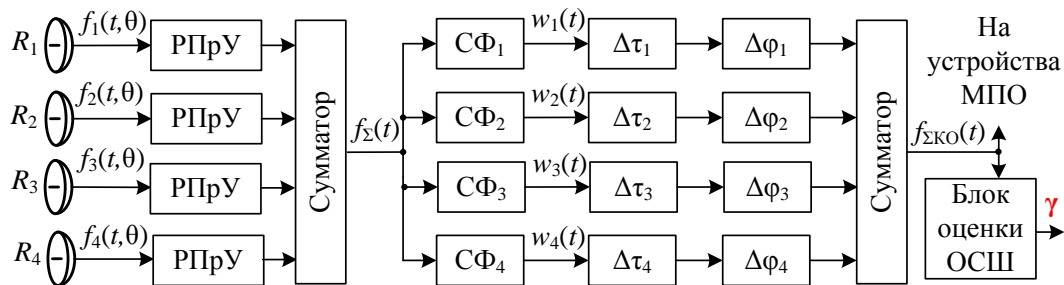


Рисунок 7. – Структурная схема моделируемого устройства пространственно-временной обработки сигнала в малобазовой МП РЛС с кодированными сигналами

Модель исследуемой МП РЛС представлена четырехканальным устройством пространственно-временной обработки принятого сигнала (см. рисунок 7), которое включает четыре приемных канала (РПрУ), сумматор пространственного накопления (для нормального углового направления), согласованную фильтрацию, компенсацию временных и фазовых сдвигов, а также когерентное объединение каналов.

Для оценки адекватности моделей пеленгатора ПРР выбрана величина сигнала ошибки $\Delta\theta$, так как она наиболее точно характеризует эффективность излучающей системы исследуемой МП РЛС как способа защиты от ПРР.

Модель пеленгатора ГСН ПРР в одной угловой плоскости (см. рисунок 8) включает: два приемных канала, дискриминатор, реализующий метод ФМС (в составе: смесителя (См), гетеродина (Г), полосового фильтра (ПФ), фазового детектора (ФД) и квадратичного детектора (КД)), селектор по угловой координате (двухсторонний ограничитель сигнала ошибки), каскад стробирования (КС) и пиковый детектор (ПД).

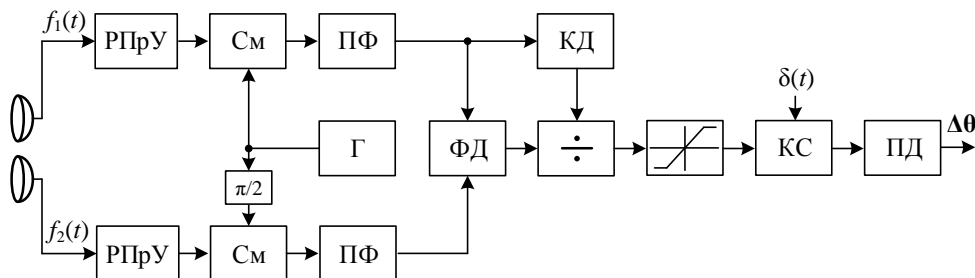


Рисунок 8. – Структурная схема моделируемого пеленгатора ПРР

Следует отметить, что в аппаратной части физической модели реализованы только элементы приемного тракта в виде МШУ и АЦП (см. рисунок 5), а остальная обработка реализована в виде вычислительных алгоритмов СПО. Исходя из этого, вместо моделей устройств обработки было бы целесообразным оценивать адекватность математических моделей принятого сигнала $f_l(t, \theta)$, где $l = \overline{1,4}$ для модели устройства обработки и $l = \overline{1,2}$

для модели пеленгатора ПРР. Однако в гидроакустических моделях есть ряд факторов, которые крайне сложно учесть в математических моделях как принятых сигналов, так и устройств обработки исследуемой МП РЛС. Например, реверберации и переотражения сигналов от дна и кромки льда [10]. Поэтому целесообразно оценивать адекватность математических моделей устройств обработки по соотношению исследуемых параметров. Рассмотрим данный подход.

Для реализации указанного подхода к оценке адекватности математических моделей необходимо проведение экспериментальных исследований по следующей методике:

1. Для корректной синхронизации сигналов необходимо измерить времена запаздывания отраженного сигнала от каждого передающего элемента до приемника, для чего поочередно излучить сигналы каждым передатчиком и замерить временные интервалы от начала зондирования до отклика сигнала на выходе устройства пространственно-временной обработки.

2. Провести эксперименты при одновременном излучении каждым передатчиком своего взаимно-ортогонального сигнала и рассчитать выборку мгновенных значений ОСШ ($\gamma_{\text{эксп}_i}$) по принятым реализациям.

3. Провести эксперименты при излучении каждым передатчиком одинакового сигнала, задержанного по времени на интервалы, обеспечивающие синфазное сложение сигналов у цели, что является аналогом РЛС с обычными, неортогональными сигналами (см. рисунок 9), рассчитать выборку мгновенных значений ОСШ ($\gamma_{\text{эксп}_i}$) по принятым реализациям.

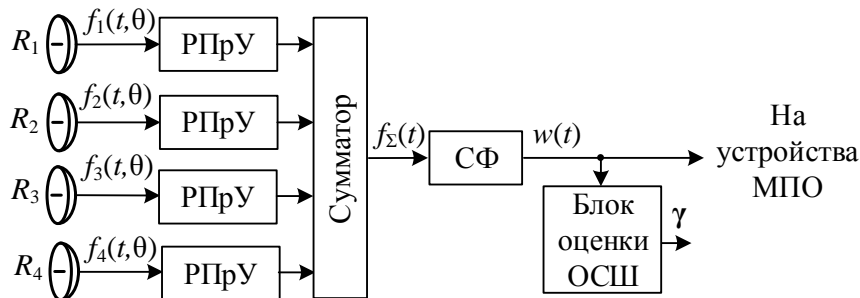


Рисунок 9. – Структурная схема моделируемого устройства пространственно-временной обработки сигнала в малобазовой МП РЛС с одинаковыми сигналами

После проведения экспериментов необходимо рассчитать выборку отношений ОСШ ($\gamma_{\text{эксп}_i} / \gamma_{\text{эксп}_i}$), полученных при излучении взаимно-ортогональных и одинаковых сигналов.

Далее по условиям подобия (1) необходимо рассчитать параметры исследуемой МП РЛС и подставить в математические модели, адекватность которых необходимо оценить. По результатам математического моделирования получить выборки мгновенных значений ОСШ для случаев излучения взаимно-ортогональных ($\gamma_{\text{мод}_i}$) и одинаковых сигналов ($\gamma_{\text{мод}_i}$). Затем рассчитать их соотношения ($\gamma_{\text{мод}_i} / \gamma_{\text{мод}_i}$) и сравнить с аналогичными соотношениями, полученными при экспериментах ($\gamma_{\text{эксп}_i} / \gamma_{\text{эксп}_i}$). По относительной погрешности полученных соотношений оценить степень адекватности математических моделей.

Аналогичным образом оценивается адекватность моделей пеленгатора ПРР.

Заключение и выводы

1. Для масштабного физического гидроакустического моделирования малобазовой МП РЛС с одной приемной позицией и кодированными ФМ взаимно-ортогональными сигналами дециметрового диапазона длин волн, целесообразно использовать гидроакустический комплекс с несущей частотой зондирующего сигнала 37 кГц. Это позволяет обеспечить приемлемые коэффициент масштабирования (размеры

гидроакустической модели цели), коэффициент затухания звуковых колебаний в воде (дальность обнаружения), а также соотношение расстояний между излучающими элементами, приемной позицией и целью, с точки зрения обеспечения пространственной когерентности системы.

2. Разработанный гидроакустический комплекс позволяет излучать в широком секторе четыре сигнала с разных позиций с возможностью независимого управления законом фазовой модуляции каждого из них, что позволяет программно изменять условия моделирования. Приемная часть комплекса передает принятые сигналы на ПЭВМ, что позволяет программно изменять алгоритмы их обработки и подстраивать их под условия проводимых экспериментов (обработка одного сигнала либо обработка аддитивной смеси взаимно-ортогональных сигналов).

3. Методика проведения экспериментов, основанная на сравнении отношений оцениваемых параметров математических и гидроакустических моделей, позволяет минимизировать влияние особенностей гидроакустического моделирования (реверберации, переотражения от дна и кромки льда), а также особенностей приемного и передающего трактов гидроакустического комплекса на полученные результаты.

Список использованных источников

1. Ширман, Я. Д. Теоретические основы радиолокации / Я. Д. Ширман. – М. : ВИРТА им. Говорова Л. А., 1984. – 385 с.
2. Оргиш, П. И. Анализ характеристик ММО РЛС / П. И. Оргиш, С. А. Горшков // Прикладная радиоэлектроника. – 2013. – Т. 12, № 3. – С. 387–399.
3. Черняк, В. С. О новом направлении в радиолокации: ММО РЛС / В. С. Черняк // Прикладная радиоэлектроника. – 2009. – № 7. – С. 34–46.
4. Островитянов, Р. В. Статистическая теория радиолокации протяженных целей / Р. В. Островитянов, Ф. А. Басалов. – М. : Радио и связь, 1982. – 232 с.
5. Охрименко, А. Е. Теоретические основы радиолокации и РЭБ / А. Е. Охрименко. – М. : Воениздат, 1983. – Ч. 1. – 386 с.
6. Косачев, И. М. Тактико-технические характеристики, основы боевого применения и математические модели противорадиолокационных ракет : моногр. / И. М. Косачев [и др.] ; под ред. И. М. Косачева. – Минск : ВА РБ, 2006. – 122 с.
7. Пьезоэлектрическая керамика: принципы и применение / Пер. с англ. С. Н. Жукова. – Минск : ФУАинформ, 2003. – 112 с.
8. Варакин, Л. Е. Системы связи с шумоподобными сигналами / Л. Е. Варакин. – М. : Радио и связь, 1985. – 384 с.
9. Косачев, И. М. Методики расчета показателей достоверности и точности оцениваемых тактико-технических характеристик вооружения, военной и специальной техники / И. М. Косачев, Д. С. Нефедов // Вестн. Воен. акад. Респ. Беларусь. – Минск : ВАРБ, 2015. – № 2 (43). – С. 78–123.
10. Кистович, А. В. Введение в гидродинамику и акустику океана : моногр. / А. В. Кистович. – Менделеево: ФГУП ВНИИФТРИ. – 2011. – 275 с.

*Сведения об авторах:

Оргиш Павел Иванович,
 Гуцев Роман Александрович,
 УО «Военная академия Республики Беларусь»;
 Горшков Сергей Анатольевич,
 НТП «РЭА Техно».

Статья поступила в редакцию 01.06.2018 г.

СИНТЕЗ ПАРАМЕТРОВ ЦИФРОВОГО ФИЛЬТРА УДАЛЕНИЯ ПОСТОЯННОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ

А. В. Шарамет, кандидат технических наук, доцент;
В. В. Ковалевич*

В статье рассмотрены основные особенности технической реализации цифрового фильтра удаления постоянной составляющей в реальном масштабе времени. Получено конечное выражение, позволяющее синтезировать структуру цифрового фильтра с учетом заданной полосы режекции. Проиллюстрированы проблемы, возникающие при неправильном выборе характеристик фильтра.

The main singularities of technical implementation of the generalized filter of removal of a constant component in real time are considered. The finite expression is received, allowing to settle up value of a band of rejection of a constant component in a signal. The problems arising at a wrong choice of characteristics of the filter are illustrated.

Введение

Конечность длины двоичного слова в процессе перехода от аналогового сигнала к цифровому затрагивает все аспекты цифровой обработки сигналов. Использование конечной длины слова не позволяет в полной мере представлять значения с неограниченной точностью, что увеличивает уровень шумов в процессе спектрального оценивания. Это вызывает отклонение реализованных характеристик цифровых фильтров от расчетных, а также приводит в ряде случаев к неожиданным результатам выполнения арифметических операций. Одной из особенностей конечной разрядности является возникновение постоянной составляющей в спектре сигнала на нулевой частоте, источниками возникновения которой являются:

несогласованность аналоговой и цифровой частей схемы. Выходная последовательность аналогово-цифрового преобразователя (АЦП) всегда содержит некоторое постоянное смещение (среднее значение отсчетов, отличное от нуля). Источник возникновения этого постоянного смещения – несовершенство АЦП, а также наличие смещения в исходном сигнале на входе АЦП [2, с. 68];

ошибки усечения (округления) [3, с. 456]. Источник возникновения подобного рода ошибок – использование в составе схемы цифровой обработки сигналов умножителей и сумматоров, в результате работы которых происходит расширение разрядной сетки. Для исключения данного расширения всегда осуществляется приведение представляемых значений отсчетов к исходному виду с меньшим количеством бит путем их усечения или округления;

особенность цифрового кодирования. При оцифровывании аналогового сигнала цифровой код меняется в пределах $0 \dots 2^n - 1$, что соответствует изменению входного напряжения от 0 до U_{\max} . Если оцифровке подлежит гармонический сигнал, то для оцифровывания без искажений его нулевое значение должно быть смещено на $2^{n-1} = 2^n/2$. Таким образом, в цифровом коде сигнала даже в идеальном случае присутствует постоянная составляющая, равная половине максимального значения кода АЦП.

Независимо от источника возникновения постоянной составляющей ее наличие в обрабатываемом сигнале (рисунок 1, а) приводит к изменению спектра сигнала [4, с. 79]. В процессе спектрального анализа возникает постоянное смещение. Оно проявляется в перераспределении энергии из спектра, подлежащего обработке в область нулевой частоты (рисунок. 1, б). В результате энергия анализируемых отсчетов входной последовательности в спектре уменьшается, что в ряде случаев может привести к потере сигнала.

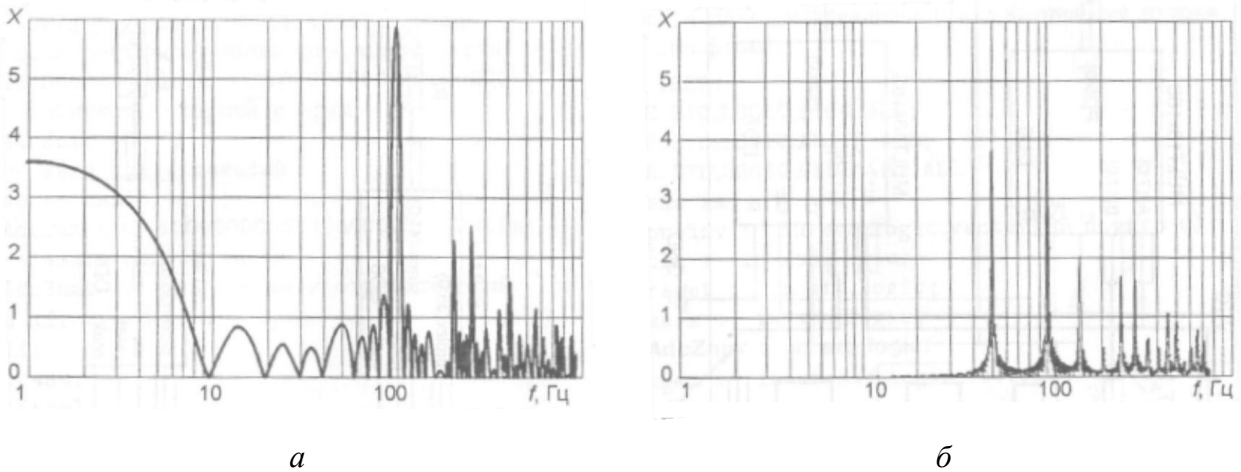


Рисунок 1. – Спектр входной последовательности, смещенной на 0,45 (а) и 0,35 (б) амплитуды

В спектрах появляются гармонические составляющие, кратные основной частоте, и низкие частотные составляющие, не коррелируемые с исходным сигналом. Возникновение дополнительных частот вызвано проявлением эффекта Гиббса. Амплитуды кратных гармонических составляющих и низкочастотного сигнала зависят от количества точек на период f_d/f , величины постоянного смещения, амплитуды сигналов и их отношения. Таким образом, смещение сигнала необходимо компенсировать.

Для компенсации смещения в рамках теории спектрального анализа вейвлет-преобразования разработан метод [4, с. 116–123], который не чувствителен к наличию смещения гармонического сигнала. Серьезным недостатком его практической реализации, мешающим его широкому распространению, является чрезмерно большой объем вычислений даже при обработке одномерного сигнала.

Другим подходом к компенсации постоянной составляющей является измерение величины смещения путем нахождения ее среднего значения с последующим вычитанием. Этот метод применим только при условии кратности количества точек выборки количеству точек за период, что соответствует равенству времени усреднения периоду сигнала. В реальных условиях параметры сигналов не являются стационарными, поэтому определить время усреднения не представляется возможным [4].

Самый простой, но и самый малоэффективный подход – это постоянное вычитание из оцифрованной последовательности сигнала значения 2^{n-1} . Для этого в схему необходимо дополнительно добавить преобразователь входного сигнала из числового представления в дополнительный код, взятый по модулю с отдельным знаковым разрядом, и в дальнейшем учитывать его при обработке. Такой способ позволяет частично учесть постоянную составляющую, но совсем убрать ее не удастся из-за ее нестационарности [2]. Другая особенность данного метода – нецелесообразность его использования [3, с. 543], когда обрабатывается непрерывный поток данных в реальном масштабе времени. В системах реального времени для режекции постоянной составляющей необходимо использовать дополнительные фильтры.

Наиболее интересным и эффективным представляется использование специальных фильтров удаления постоянной составляющей [3]. На первый взгляд данная задача является весьма простой. Требуется использовать цифровой фильтр с конечной импульсной характеристикой (КИХ). Однако с учетом того, что частота дискретизации в разы превышает значение верхней частоты ширины спектра сигнала, подлежащего оцифровке, то порядок такого фильтра будет достаточно высоким, что приведет к необходимости использования большого количества ресурсов [1] независимо от того, на базе какой аппаратной платформы реализуется процесс цифровой обработки. Это само по себе не может считаться недостатком, но с практической точки зрения все системы цифровой обработки имеют ограниченный объем памяти, и, как результат, небольшое количество коэффициентов фильтра являются

желательными. Кроме того, необходимость использования большого количества умножителей для построения фильтров, самого востребованного ресурса, ставит под вопрос физическую реализуемость проекта в целом. Другая разновидность – это фильтры с бесконечной импульсной характеристикой (БИХ), использование которых более предпочтительно для применения, поскольку требуется меньшее количество умножителей. Такие фильтры являются рекурсивным и позволяют добиться большого коэффициента режекции сигнала на нулевой частоте.

Постановка задачи

В настоящее время имеется несколько структур подобного рода фильтров [5, 6], которые имеют характеристики, идентичные требуемым характеристикам *фильтра удаления постоянной составляющей*. Эквивалентность данных структур может быть проверена путем записи разностных уравнений, связывающих узлы в цепи обратной связи фильтра с последующим преобразованием разностного уравнения в z -область и его решением. При этом во всех случаях отсутствуют четкие математически обоснованные аналитические выражения и приходится «иллюстрировать поведение» фильтра [3, с. 545]. Таким образом, с учетом эквивалентности структур фильтров, решение задачи синтеза параметров фильтра предлагается рассмотреть исходя из разностного уравнения:

$$y_i = x_i - x_{i-1} + \alpha y_{i-1}, \quad (1)$$

где i – номер отсчета цифрового фильтра;

y_i (y_{i-1}) – текущий (задержанный) выходной отсчет фильтра;

x_i (x_{i-1}) – текущий (задержанный) входной отсчет фильтра.

Первые два члена в правой части (x_i и x_{i-1}) представляют собой вычислитель разности первого порядка. Последний член (αy_{i-1}) является цифровым накопителем, в котором коэффициент α определяет частоту заграждения. Передаточная функция такого фильтра с учетом того, что $z^{-1}y_i = y_{i-1}$, а также $z^{-1}x_i = x_{i-1}$ имеет вид:

$$H(z) = \frac{y_i}{x_i} = \frac{1 - z^{-1}}{1 - \alpha z^{-1}}. \quad (2)$$

Одна из возможных структур такого фильтра [5, 6] представлена на рисунке 2. Ее выбор обусловлен большей наглядностью.

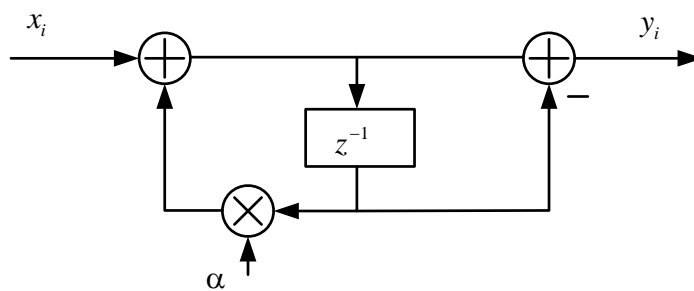


Рисунок 2. – Структура цифрового фильтра удаления постоянной составляющей

Синтез параметров фильтра

Так как передаточная характеристика фильтра $H(z)$ определена, то с учетом того, что $z^{-1} = e^{-j\omega}$, из (2) получим передаточную функцию фильтра в комплексном виде:

$$H(e^{-j\omega}) = \frac{1 - e^{-j\omega}}{1 - \alpha e^{-j\omega}} = \frac{e^{-j\omega/2}(e^{j\omega/2} - e^{-j\omega/2})}{e^{-j\omega/2}(e^{j\omega/2} - \alpha e^{-j\omega/2})}, \quad (3)$$

где ω – циклическая частота.

Из выражения (3) найдем реальную и мнимую части комплексной передаточной функции, которую с учетом тождества Эйлера $2j \sin(a) = e^{ja} - e^{-ja}$ можно записать в виде:

$$H(e^{-j\omega}) = \frac{(1 - \cos(2\pi f / 2) + j \sin(2\pi f / 2))(1 - \alpha \cos(2\pi f / 2) + j \alpha \sin(2\pi f / 2))}{(1 - \alpha \cos(2\pi f / 2) - j \alpha \sin(2\pi f / 2))(1 - \alpha \cos(2\pi f / 2) + j \alpha \sin(2\pi f / 2))} = \dots$$

$$\dots = \frac{\sin(\pi f / 2)}{1 + \alpha^2 - 2\alpha \cos(\pi f)} - j \frac{\alpha \sin(\pi f / 2)}{1 + \alpha^2 - 2\alpha \cos(\pi f)}. \quad (4)$$

где f – частота.

При этом модуль $|H(e^{-j\omega})|$ представляет собой амплитудно-частотную характеристику фильтра (АЧХ):

$$|H(e^{-j\omega})| = \sqrt{(Re[H(e^{-j\omega})])^2 + (Im[H(e^{-j\omega})])^2} =$$

$$= \frac{(1 + \alpha) \sin(\pi f / 2)}{\sqrt{1 + \alpha^2 - 2\alpha \cos(\pi f)}}, \quad (5)$$

а аргумент $\Phi(e^{-j\omega})$ выражения (4) – фазочастотная характеристика (ФЧХ) фильтра:

$$\Phi(e^{-j\omega}) = \tan^{-1} (Im[H(e^{-j\omega})] / Re[H(e^{-j\omega})]) =$$

$$= \tan^{-1} \left[\frac{1 - \alpha}{1 + \alpha} \right] \left[\frac{\sin(\pi f)}{1 - \cos(\pi f)} \right]. \quad (6)$$

Параметры фильтра с заданной передаточной характеристикой (4) для различных значений полосы режекции представлены на рисунке 3.

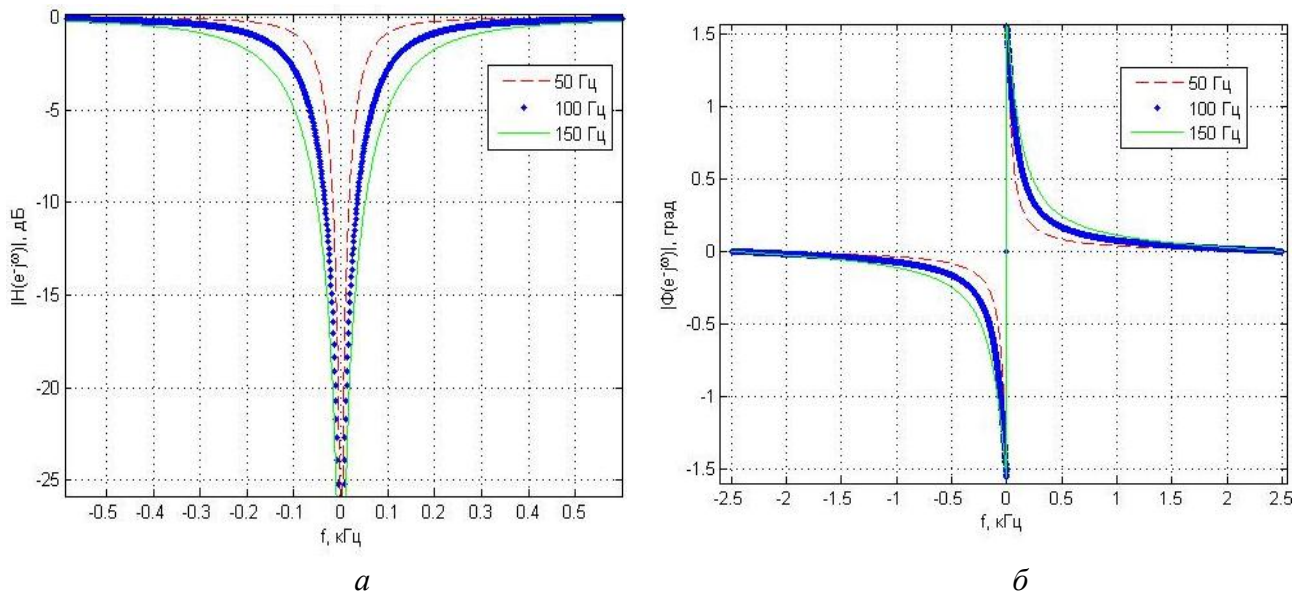


Рисунок 3. – Характеристики фильтра удаления постоянной составляющей АЧХ фильтра (а) и ФЧХ фильтра (б)

Коэффициент фильтра α должен выбираться исходя из требуемой полосы режекции сигнала (рисунок 4). Его значение может быть получено из выражения (4) по уровню $\sqrt{3}/2$:

$$\alpha = \frac{\sqrt{3} - 2 \sin(\pi f)}{\sin(\pi f) + \sqrt{3} \cos(\pi f)}. \quad (7)$$

Данное выражение позволяет получить значение величины α по требуемому значению частоты режекции.

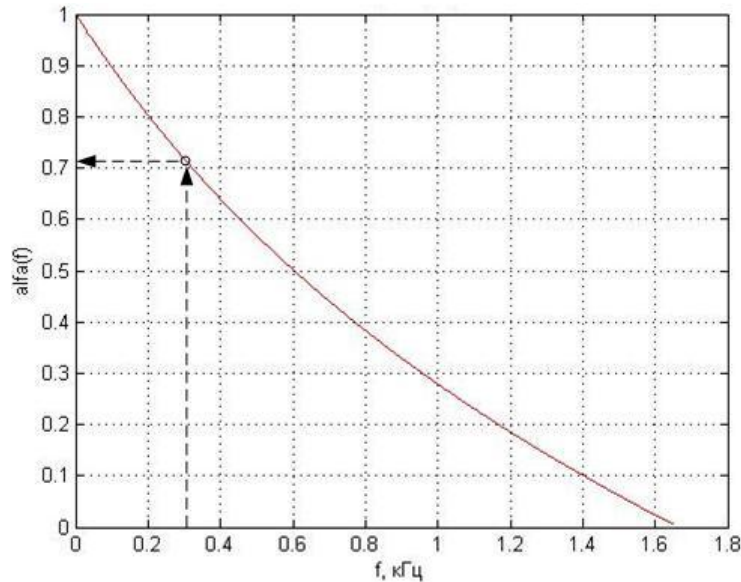
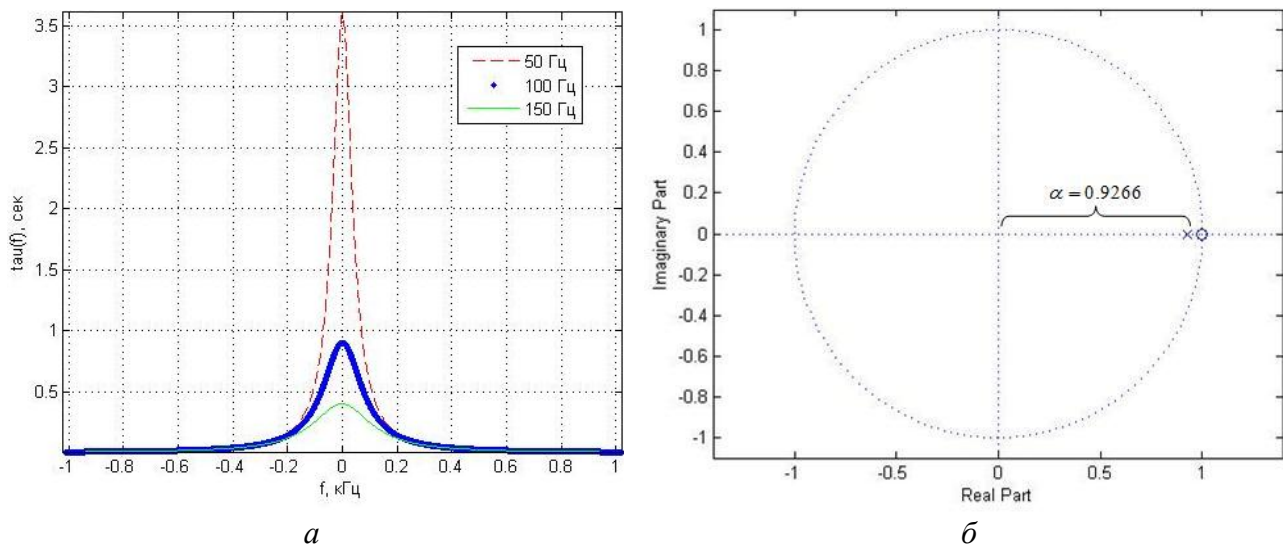


Рисунок 4. – Выбор значения коэффициента α

Производная от выражения (6) представляет собой групповую задержку фильтра (рисунок 5, а) с заданной передаточной характеристикой (4):

$$\tau(e^{-j\omega}) = -\frac{d}{d\omega} \Phi(e^{-j\omega}) = -1 / \left(1 + \left(\left[\frac{1+\alpha}{1-\alpha} \right] \left[\frac{1-\cos(\pi f)}{\sin(\pi f)} \right] \right)^2 \right). \quad (8)$$

Карта нулей и полюсов фильтра удаления постоянной составляющей представлена на рисунке 5, б, а ее анализ показывает, что расположение нулей и полюсов внутри окружности единичного радиуса говорит об устойчивости фильтра.



а – групповая задержка фильтра; б – расположение нулей и полюсов

Рисунок 5. – Устойчивость фильтра удаления постоянной составляющей

При этом ноль лежит на оси в точке $z = 1$, обеспечивая бесконечно большое значение режекции постоянной составляющей, а полюс – в точке $z = \alpha$, что делает характеристику вблизи нулевой частоты очень крутой. Чем ближе α к единице, тем уже полоса режекции (см. рисунок 4) с центром на нулевой частоте.

Рассмотрим работу фильтра на примере обработки короткого импульса, значение постоянной составляющей которого изменяется во времени.

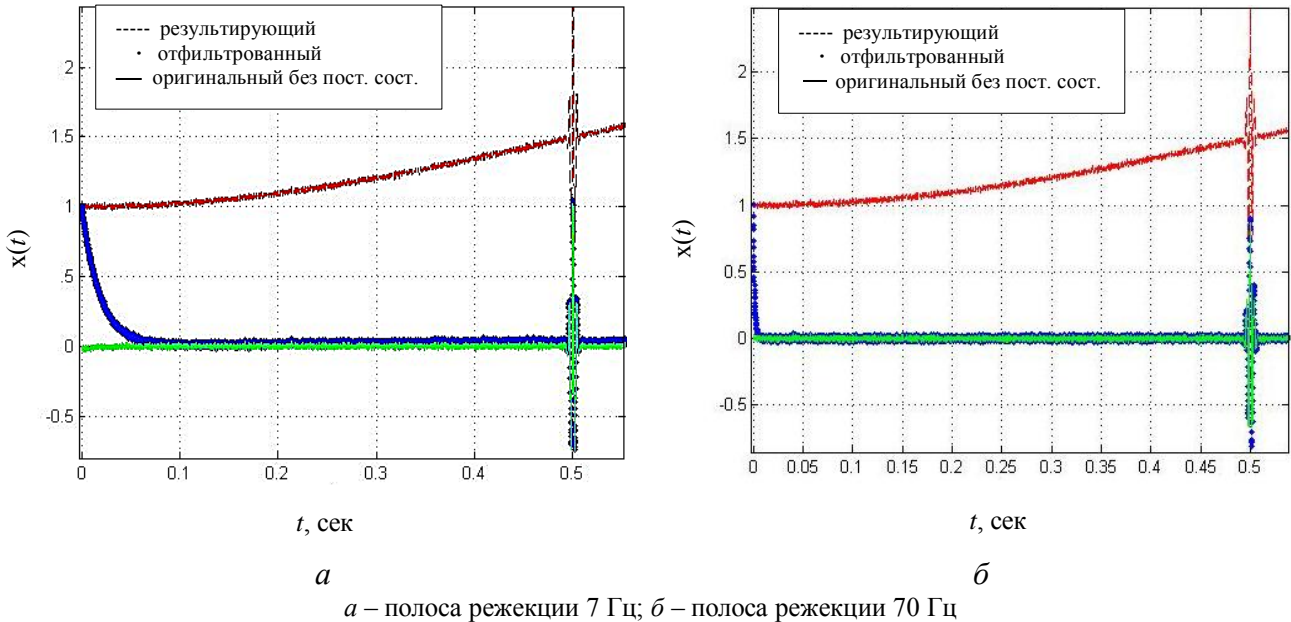


Рисунок 6. – Удаление постоянной составляющей цифровым фильтром

Анализ графиков, представленных на рисунке 6 показывает, что при определении требуемой полосы режекции рассчитанный коэффициент α не позволяет фильтру в полной мере подавить постоянную составляющую на начальном этапе.

При этом видно, что на начальном этапе работы имеется существенный выброс (рисунок 7, a), максимальное значение которого соответствует величине постоянного смещения в момент начала работы цифрового фильтра, а его длительность определяется значением требуемой частоты режекции.

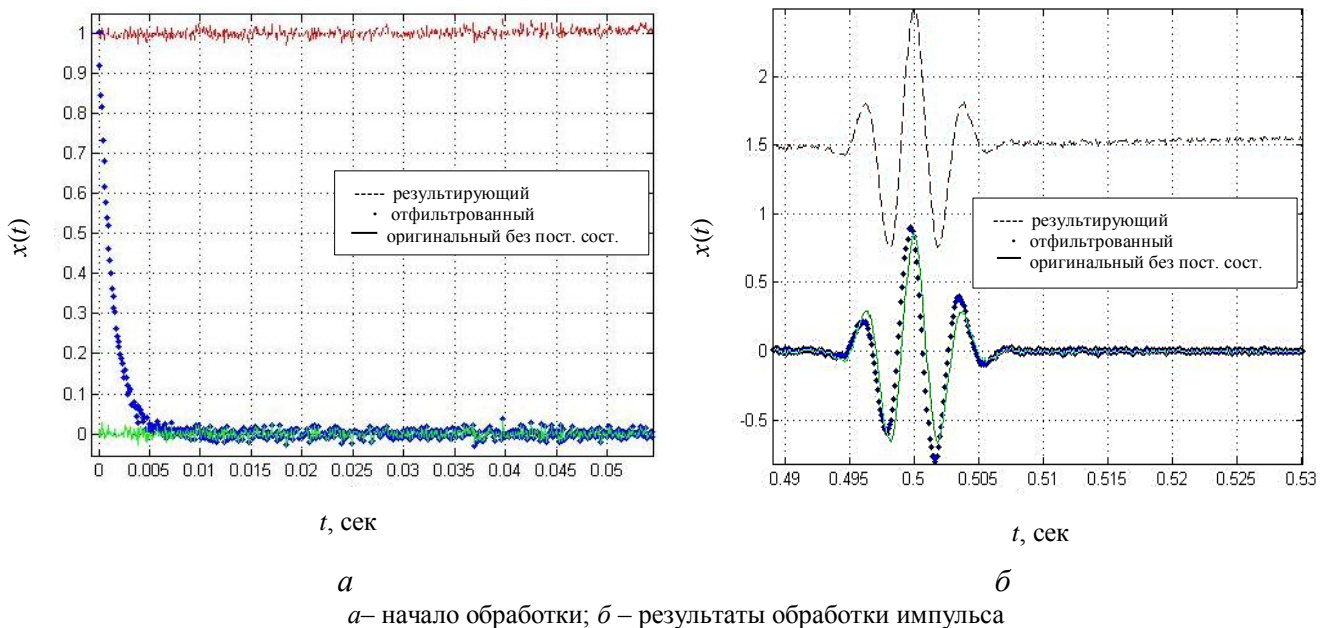


Рисунок 7. – Задержка отсчетов при работе цифрового фильтра (при $f = 70$ Гц)

Учет данного выброса является важным при проектировании аппаратуры, поскольку наличие остаточного уровня постоянной составляющей на начальном этапе может быть вполне приемлемым для решения не всех задач, что обязательно должно быть учтено для ситуаций, когда отсутствует возможность ожидания стабилизации уровня на выходе данного фильтра. Кроме того, необходимо учесть возникающую задержку сигнала (рисунок 7, б) в результате его обработки на выходе фильтра, значение которой также определяется полосой режекции.

Заключение

Таким образом, в процессе синтеза параметров цифрового фильтра удаления постоянной составляющей выполнена следующая работа:

проведен анализ передаточной функции и получены математические выражения, характеризующие АЧХ, ФЧХ и групповую задержку рассматриваемого фильтра, анализ которых позволяет сделать вывод о его устойчивости и физической реализуемости;

показано, что с расширением зоны режекции уменьшается величина групповой задержки. Данная зависимость носит экспоненциальный характер;

было получено математически обоснованное конечное выражение, определяющее параметры цифрового фильтра удаления постоянной составляющей в зависимости от коэффициента α , значение которого лежит в пределах от 0 до 1;

показано, что полоса пропускания фильтра не содержит неровностей в пределах всей его полосы пропускания, тем самым не вносятся искажения в сигнал, подлежащий оцифровке.

Список использованных источников

1. Голд, Б. Цифровая обработка сигналов : пер. с англ. / Б. Голд, Ч. Рэйчер ; под ред. А. М. Трахтмана. – М. : Советское радио, 1973. – 368 с.
2. Кестер, У. Аналогово-цифровое преобразование / У. Кестер. – М. : Техносфера, 2007. – 1016 с.
3. Лайонс, Р. Цифровая обработка сигналов: пер с англ. / Р. Лайонс. – М. : Бином-Пресс, 2013. – 656 с.
4. Потехин, Д. С. Разработка систем цифровой обработки сигналов на базе ПЛИС / Д. С. Потехин, И. Е. Тарасов. – М. : Горячая линия-Телеком, 2007. – 248 с.
5. Dick, C. FPGA Signal Processing Using Sigma-Delta Modulation / C. Dick and F. Harris // IEEE Signal Proc. Magazine. – 2000. – Vol. 17. – №. 1.
6. Bateman, A. Implementing a Digital AC Coupling Filter / A. Bateman // Global DSP Magazine. – Feb. 2003.

*Сведения об авторах

Шарамет Андрей Владимирович,
Ковалевич Владислав Валерьевич,
УО «Военная академия Республики Беларусь».
Статья поступила в редакцию 06.06.2018.

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАСПОЗНАВАНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ОБЪЕКТОВ С АДАПТАЦИЕЙ К УГЛАМ ИХ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ

С. Н. Ярмолик, кандидат технических наук, доцент;
А. С. Храменков, кандидат технических наук;
М. В. Свинарский; Е. В. Зайко*

Важным аспектом создания эффективных систем распознавания является адаптация эталонных радиолокационных портретов к углам пространственной ориентации (УПО) наблюдаемого объекта. В статье рассмотрен метод формирования адаптивных дальномерных радиолокационных портретов на основе максимально правдоподобных оценок УПО, а также предложен метод адаптации, учитывающий закон распределения текущих оценок УПО. Методом математического моделирования исследовано влияние представленных методов адаптации к УПО на эффективность классификации аэродинамических объектов. Показано, что в условиях ограничения времени на принятие решения о классе объекта более эффективным является адаптация радиолокационных портретов на основе распределений оценок УПО.

An important aspect of creating effective recognition systems is the adaptation of standard radio-location portraits to the corners of the spatial orientation of the observed object. The method of forming adaptive range-based radio-location portraits based on the most plausible estimates of the corners of the spatial orientation is considered in the article, and an adaptation method that takes into account the law of distribution of current estimates of the corners of the spatial orientation is proposed. The influence of the presented methods of adaptation the corners of the spatial orientation on the efficiency of the classification of aerodynamic objects was studied using mathematical modeling. It is shown that in the conditions of limit of time on making a decision about the class of object more effective is adaptation of radio-location portraits on the basis of distributions of estimations of corners of the spatial orientation.

Введение

При решении задачи распознавания в радиолокационных системах в качестве классификационных признаков широко используют радиолокационные портреты $\xi = \|\xi_1 \ \xi_2 \ \dots \ \xi_N\|^T$ объектов наблюдения [1]. Под радиолокационным портретом (РЛП) понимают упорядоченную совокупность комплексных амплитуд отраженного сигнала, распределение квадратов модулей которых по рассматриваемым координатам соответствует распределению мощности отраженного сигнала [1]. Процесс принятия решения о классе наблюдаемого объекта предполагает сопоставление реализации наблюдаемого РЛП с имеющимися эталонными портретами. Эффективность принимаемого решения во многом зависит от оптимальности процедуры обработки элементов выделенного РЛП и степени соответствия портрета ожидаемому эталону [1]. Обработываемые РЛП являются функцией ряда информативных параметров [1]. В качестве одного из таких параметров, который оказывает существенное влияние на вид и параметры РЛП, выступает ориентация летательного аппарата (ЛА) в пространстве $\xi(\Theta^{лб})$ [2]. Пространственную ориентацию радиолокационной цели в системе координат (СК) линии визирования (ЛВ) радиолокатора принято характеризовать совокупностью трех УПО: курса, тангажа и крена ($\Theta^{лб} = \|\psi^{лб} \ \vartheta^{лб} \ \gamma^{лб}\|^T$) [3].

Общее решение задачи радиолокационного распознавания класса объекта наблюдения при использовании байесовского критерия оптимальности имеет следующий вид [4, 5]:

$$\hat{g} = \max_g \left[\Lambda_{g/0} \left(\xi(\Theta^{лб}) \right) \right], \quad g = \overline{1, M}, \quad (1)$$

где \hat{g} – оценка номера класса наблюдаемой цели; $\Lambda_{g/0}(\xi(\Theta^{nb})) = \frac{p_g(\xi(\Theta^{nb}))}{p_0(\xi(\Theta^{nb}))}$ – отношение

правдоподобия в g -м канале обработки; $p_g(\xi(\Theta^{nb}))$ – многомерная плотность вероятности элементов РЛП, представляющего собой аддитивную смесь радиолокационного фона и сигнала, отраженного от цели g -го класса; $p_0(\xi(\Theta^{nb}))$ – многомерная плотность вероятности радиолокационного фона; $\xi(\Theta^{nb})$ – N -элементный вектор РЛП, соответствующий текущим УПО ЛА; M – количество распознаваемых классов объектов.

В процессе полета ЛА постоянно изменяются его УПО относительно радиолокационной станции (Θ^{nb}), что обуславливает необходимость адаптации используемых эталонных РЛП к условиям наблюдения. При решении задачи адаптации РЛП, значения УПО ЛА (Θ^{nb}) неизвестны. Проведенные исследования позволили сформулировать методику оценивания углов ($\hat{\Theta}^{nb}$), характеризующих пространственную ориентацию объекта в СК ЛВ [3]. В [2] отмечено, что наличие существенных ошибок оценивания УПО распознаваемых целей приводит к рассогласованию между наблюдаемыми и эталонными РЛП, что не позволяет эффективно классифицировать объекты. В [6] рассмотрен способ формирования оценок УПО наблюдаемого объекта ($\hat{\Theta}^{nb}$), обеспечивающий повышение эффективности принимаемых решений о классе объекта [2]. Обеспечение высокой точности оценивания УПО ЛА вынуждает затрачивать значительные временные ресурсы [6]. Необходимость использования компромиссного решения между точностью оценивания УПО ЛА и располагаемым временным ресурсом вынуждает совершенствовать подходы к построению адаптивных систем. В [7] предложен способ адаптации РЛП к текущим условиям наблюдения, основанный на учете закона распределения (ЗР) оценок УПО ЛА.

Разработка любого радиолокационного устройства предполагает оценку его эффективности. Задача радиолокационного распознавания класса цели относится к числу статистических задач, поэтому эффективность функционирования устройства распознавания характеризуется вероятностными показателями качества [1, 5]. Совокупность вероятностных показателей качества устройства радиолокационного распознавания определяет характеристики распознавания. Определенный интерес представляет исследование влияния методов адаптации к УПО на эффективность классификации объектов.

Целью статьи является сопоставление эффективности распознавания объектов с использованием адаптации к УПО ЛА, основанной на максимально правдоподобных оценках УПО ЛА и учете ЗР текущих оценок УПО.

Следует отметить, что для упрощения рассуждений без потери общности в качестве характеристики пространственной ориентации ЛА будет рассматриваться только угол курса ЛА в СК ЛВ.

Особенности формирования эталонных дальномерных радиолокационных портретов для анализируемых методов адаптации

На современном этапе развития средств вычислительной техники формирование эталонных признаков распознаваемых объектов реализуют методами математического моделирования. Наиболее подходящей в данном случае является верифицированная программа моделирования «Back Scattering Simulation» (BSS), разработанная научным коллективом во главе с профессором Я. Д. Ширманом [8]. Программа BSS обеспечивает имитационное моделирование отраженных сигналов от маневрирующих аэродинамических объектов при узкополосном и сверхширокополосном зондировании. Данная программа позволяет получать РЛП для различных УПО ЛА в СК ЛВ. В интересах проводимых исследований использовано распределение мощности объекта по элементам разрешения дальности, соответствующее дальномерному радиолокационному портрету (ДРЛП).

При этом эталонные ДРЛП распознаваемых объектов формировались с использованием каждого из анализируемых методов адаптации к УПО.

Метод максимального правдоподобия (ММП). Данный метод предполагает деление всего диапазона анализируемых значений углов курса на секторы, размеры которых определяются точностью формирования анализируемых оценок. Следует отметить, что размеры секторов определяются на этапе исследования эталонных отличительных признаков и зависят от класса распознаваемой цели. При этом эталонные портреты распознаваемых целей рассчитываются применительно к каждому из возможных угловых секторов. При формировании оценки угла курса ЛА из базы данных выбирается эталонный портрет, соответствующий сектору текущей оценки.

В качестве примера на рисунке 1 представлен пример формирования адаптивного эталонного ДРЛП методом максимального правдоподобия для самолета «Tornado».

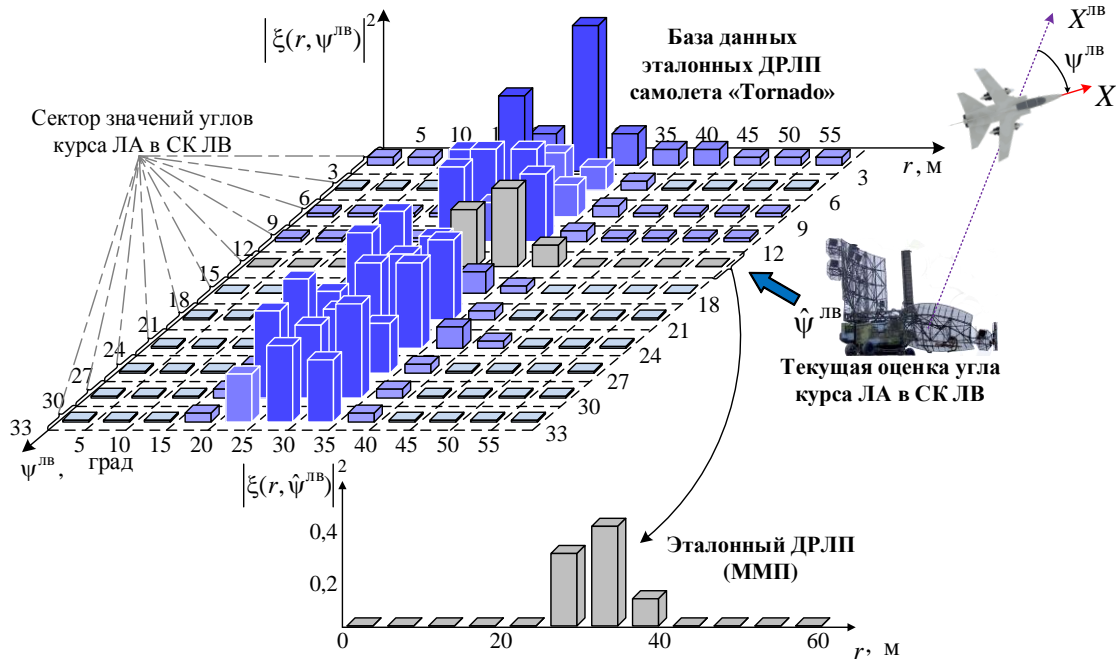


Рисунок 1. – Формирование адаптивного эталонного ДРЛП методом максимального правдоподобия

Метод учета ЗР УПО ЛА (МУЗР). Данный метод основан на аппроксимации ЗР оценок УПО ЛА [7]. Аппроксимация изменяющегося ЗР оценок УПО ЛА на каждом контакте с целью производится численным методом Монте-Карло [7]. В результате формируются значения случайных отсчетов УПО ЛА $\Theta_{k+1}^{ЛВ(s)}$ и нормированных весов $w_{k+1}^{(s)}$, которые и представляют собой аппроксимацию плотности вероятности УПО ЛА. Расчет адаптивного эталонного РЛП осуществляется согласно выражению [7]:

$$\hat{p}_g(\xi) = \sum_{s=1}^{N_{\text{МК}}} w^{(s)} p_g(\xi | \Theta_{k+1}^{ЛВ(s)}) \hat{p}(\Theta_{k+1}^{ЛВ}) \delta(\hat{\Theta} - \Theta_{k+1}^{ЛВ(s)}), \quad (2)$$

где $\hat{p}_g(\xi)$ – оценка многомерной плотности вероятности элементов РЛП цели g -го класса, адаптивных к УПО ЛА в СК ЛВ; $w^{(s)}$ – нормированное значение веса случайного s -го отсчета; $p_g(\xi | \Theta_{k+1}^{ЛВ(s)})$ – многомерная плотность вероятности элементов РЛП g -го класса, условная по УПО ЛА; $\hat{p}(\Theta_{k+1}^{ЛВ})$ – оценка многомерной плотности вероятности УПО ЛА; $\delta(\hat{\Theta} - \Theta_{k+1}^{ЛВ(s)})$ – дельта-функция, рассчитываемая в точке $\Theta_{k+1}^{ЛВ(s)}$.

Предложенный подход позволяет адаптировать радиолокационные портреты ЛА к изменяющимся условиям наблюдения [7]. В качестве примера на рисунке 2 представлен

пример формирования адаптивного эталонного ДРЛП методом учета ЗР УПО ЛА для самолета «Торнадо».

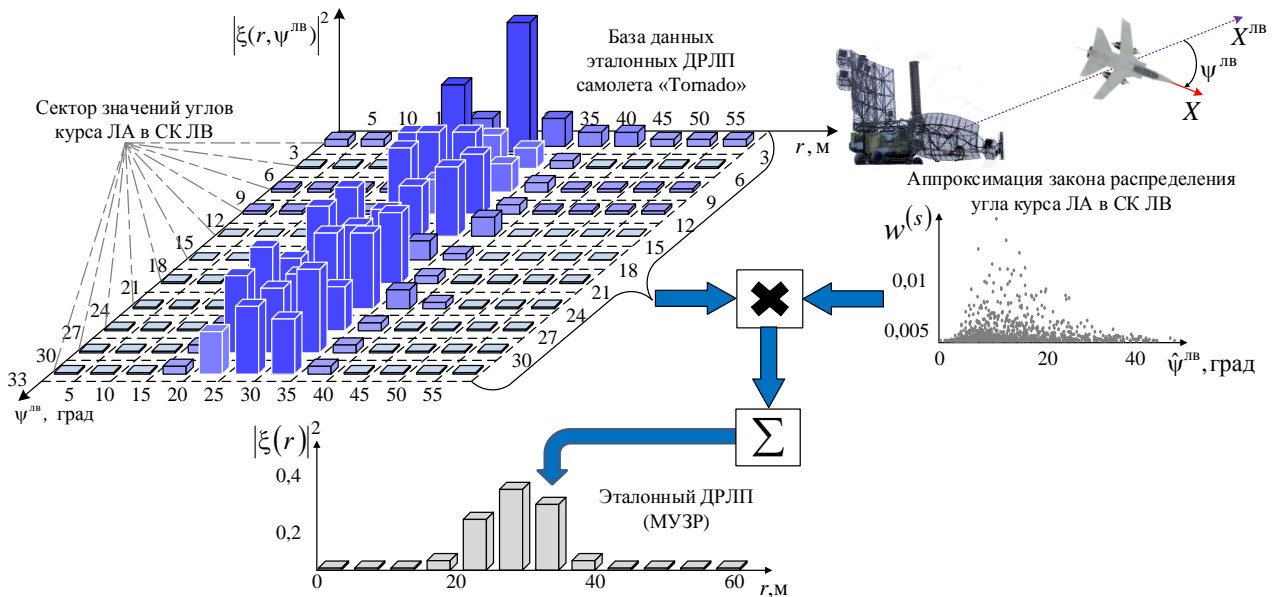


Рисунок 2. – Формирование адаптивного эталонного ДРЛП методом учета ЗР УПО ЛА

Результаты формирования эталонных ДРЛП представлены на рисунке 3. Условия наблюдения: разрешающая способность по дальности $\Delta r = 1$ м, истинное значение угла курса ЛА в СК ЛВ $\psi_{\text{ист}}^{\text{ЛВ}} = 140^\circ$, максимально правдоподобная оценка угла курса $\psi_{\text{МП}}^{\text{ЛВ}} = 153^\circ$, соответствующая 10-му контакту с целью, при среднеквадратических ошибках измерения сферических координат: по дальности $\sigma_r = 75$ м, по азимуту $\sigma_\beta = 0,25^\circ$ и по углу места $\sigma_\epsilon = 1^\circ$.

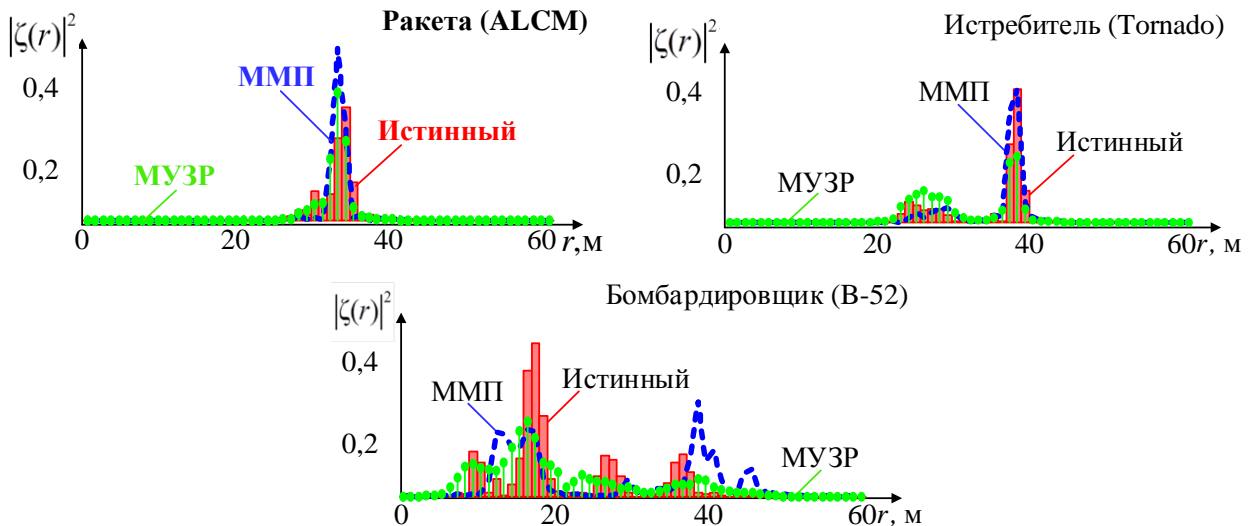


Рисунок 3. – Эталонные ДРЛП целей различных классов

Анализ приведенных рисунков показывает: существенные отличия между эталонными ДРЛП проявляются для протяженных целей или при высокой разрешающей способности по дальности; при низкой точности оценивания УПО ЛА наблюдается эффект «размытия», обусловленный большим разбросом оценок УПО ЛА.

Сравнение эффективности функционирования анализируемых методов адаптации

Для исследования характеристик распознавания с использованием различных методов адаптации к УПО ЛА (ММП и МУЗР) был разработан комплекс моделирования, структура которого представлена на рисунке 4.

В состав комплекса моделирования входят: имитатор принятого сигнала; устройство оценивания (УО) координат и параметров движения ЛА; УО углов пространственной ориентации летательного аппарата; блок адаптации методом максимального правдоподобия; блок адаптации методом учета ЗР УПО ЛА; база данных эталонных ДРЛП; устройство радиолокационного распознавания; блок формирования корреляционных матриц эталонных РЛП; УО показателей качества распознавания.

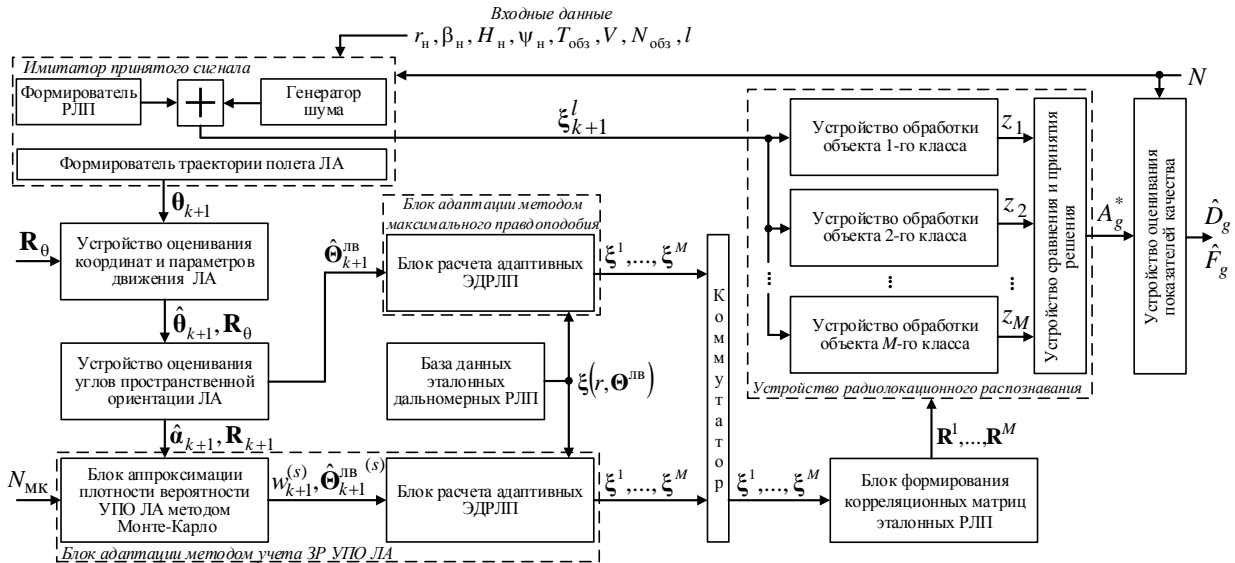


Рисунок 4. – Структурная схема комплекса моделирования для построения характеристик распознавания

Имитатор принятого сигнала включает в себя формирователь РЛП, генератор шума и формирователь траектории полета ЛА. Формирователь траектории полета ЛА предназначен для формирования сферических координат центра масс наблюдаемого объекта. Формирователь РЛП и генератор шума предназначен для формирования РЛП анализируемого класса объекта ξ_{k+1}^l . Входными данными имитатора являются: r_n – начальная дальность полета ЛА, км; β_n – начальный азимут полета ЛА, град; H_n – начальная высота полета ЛА, м; ψ_n – начальный курс полета ЛА, град; $T_{обз}$ – период обзора радиолокатора, с; V – модуль вектора полной скорости полета ЛА, км/ч; $N_{обз}$ – количество точек траектории полета ЛА; $l = \overline{1, M}$ – номер анализируемого класса объекта.

В ходе исследований анализируемый объект перемещается в пространстве равномерно и прямолинейно. Для каждого контакта с целью $k = \overline{1, N_{обз}}$ имитатор формирует вектор наблюдения θ_{k+1} , элементами которого являются значения радиальной дальности r , азимута β , угла места ε ЛА и соответствующий ДРЛП ξ_{k+1}^l анализируемого объекта.

Устройство оценивания координат и параметров движения ЛА предназначено для оценки сферических координат ЛА с учетом ошибок их оценивания. Точность формируемых оценок определяется диагональной корреляционной матрицей ошибок наблюдаемых параметров R_θ , элементами которой являются среднеквадратические отклонения гауссовских ошибок дальности (σ_r , м), азимута (σ_β , град) и угла места (σ_ε , град). На выходе устройства оценивания координат и параметров движения ЛА для текущего временного интервала (($k+1$)-й обзор) формируется оценка вектора наблюдаемых параметров $\hat{\theta}_{k+1}$ и соответствующая матрица ошибок их измерения R_θ . Элементами $\hat{\theta}_{k+1}$ являются разовые оценки радиальной дальности \hat{r}_{k+1} , азимута $\hat{\beta}_{k+1}$ и угла места $\hat{\varepsilon}_{k+1}$ ЛА.

Устройство оценивания УПО ЛА предназначено для оценивания углов ориентации ЛА $\hat{\Theta}_{k+1}^{лв} = \left\| \hat{\Psi}_{k+1}^{лв} \quad \hat{g}_{k+1}^{лв} \quad \hat{\gamma}_{k+1}^{лв} \right\|^T$ на основе фильтрованных оценок его сферических координат. Структура и особенности функционирования устройства детально рассмотрены в [6]. УО УПО ЛА представляет собой дискретный фильтр, основу которого составляет фильтр Калмана (ФК) второго порядка. Начальная инициализация ФК осуществляется алгоритмом фильтрации по конечной выборке [6]. На выходе ФК формируется оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{a}}_{k+1} = \left\| \hat{x} \quad \hat{V}_x \quad \hat{a}_x \quad \hat{y} \quad \hat{V}_y \quad \hat{a}_y \quad \hat{z} \quad \hat{V}_z \quad \hat{a}_z \right\|^T$ и матрица ошибок фильтрации \mathbf{R}_{k+1} . По полученным значениям вектора состояния $\hat{\mathbf{a}}_{k+1}$ в соответствии с методикой, приведенной в [3], формируются текущие оценки УПО ЛА $\hat{\Theta}_{k+1}^{лв}$.

Блоки адаптации методом максимального правдоподобия и учета ЗР УПО предназначены для формирования адаптивных ЭДРЛП анализируемыми способами. На вход блока адаптации МУЗР дополнительно поступает число отсчетов Монте-Карло ($N_{\text{МК}}$) для аппроксимации ЗР УПО ЛА.

База данных эталонных ДРЛП предназначена для хранения эталонных ДРЛП различных классов целей. База данных эталонных ДРЛП сформирована с использованием программы BSS.

Устройство радиолокационного распознавания предназначено для определения класса наблюдаемого объекта. Решение о классе объекта принимается согласно (1). Поскольку элементы РЛП распределены по нормальному ЗР, то в качестве решающей статистики используется логарифм отношения правдоподобия. Решающее правило имеет следующий вид [1, 5]:

$$\hat{g} = \max_g [z_g], \quad (3)$$

где $z_g = \ln \left[\Lambda_{g/0}(\xi(\hat{\Theta}^{лв})) \right] = \xi(\hat{\Theta}^{лв})^* \mathbf{B}^g(\hat{\Theta}^{лв}) \xi(\hat{\Theta}^{лв}) + a_g(\hat{\Theta}^{лв})$ – значение логарифма отношения правдоподобия в g -м канале обработки; $\mathbf{B}^g(\hat{\Theta}^{лв}) = (\mathbf{R}^0)^{-1} - (\mathbf{R}^g(\hat{\Theta}^{лв}) + \mathbf{R}^0)^{-1}$ – матрица обработки радиолокационного портрета в g -м канале обработки устройства распознавания; \mathbf{R}^0 – корреляционная матрица фона; $\mathbf{R}^g(\hat{\Theta}^{лв})$ – корреляционная матрица эталонного портрета g -го класса, соответствующая текущей оценке УПО ЛА; $a_g(\hat{\Theta}^{лв}) = \ln \left(\frac{\det(\mathbf{R}^0)}{\det(\mathbf{R}^g(\hat{\Theta}^{лв}) + \mathbf{R}^0)} \right)$ – смещение в g -м канале обработки устройства распознавания.

Блок формирования корреляционных матриц эталонных РЛП предназначен для формирования $\mathbf{R}^g(\hat{\Theta}^{лв})$ с учетом процедуры адаптации.

Устройство оценивания показателей качества обеспечивает расчет характеристик распознавания для текущих условий наблюдения.

При моделировании использовались следующие исходные данные: $r_{\text{н}} = 380$ км; $\beta_{\text{н}} = 30^\circ$; $H_{\text{н}} = 3$ км; $\psi_{\text{н}} = 180^\circ$; $T_{\text{обз}} = 10$ с; $V = 900$ км/ч; $N_{\text{обз}} = 150$; $N_{\text{МК}} = 10^4$; $\sigma_r = 75$ м; $\sigma_\beta = 0,25^\circ$ и $\sigma_\varepsilon = 1^\circ$. Для построения характеристик распознавания использовалась выборка размером $N = 10^5$. Эталонные ДРЛП анализируемых адаптивных методов формировались для каждого контакта с целью. На вход устройства радиолокационного распознавания поступает зашумленный радиолокационный портрет ξ_{k+1}^l анализируемого класса объекта, соответствующий заданному отношению сигнал/шум ρ .

В связи с тем что увеличение длительности процедуры наблюдения ЛА улучшает точность оценки УПО [6], анализ характеристик распознавания для анализируемых методов

адаптации проводился на различных этапах траектории полета ЛА. На рисунках 5–7 представлены характеристики распознавания для различных контактов с целью.

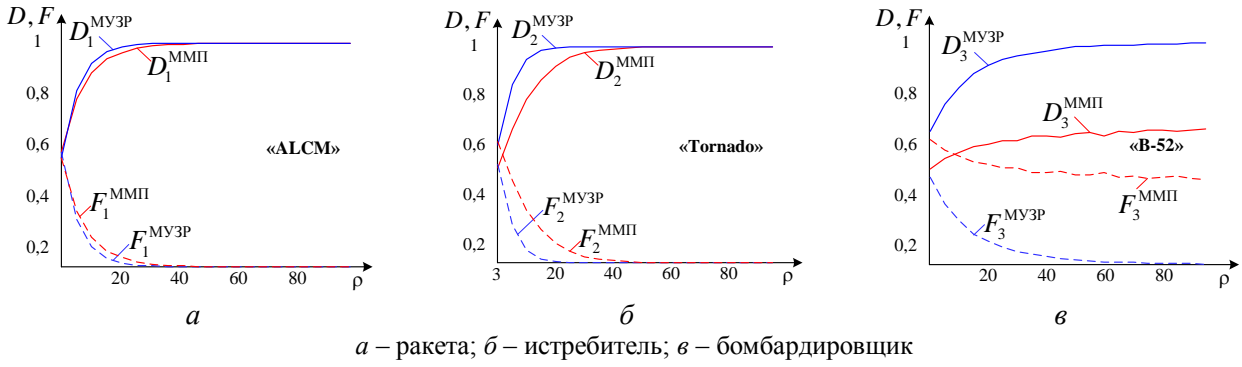


Рисунок 5. – Характеристики распознавания для 3-го контакта с целью

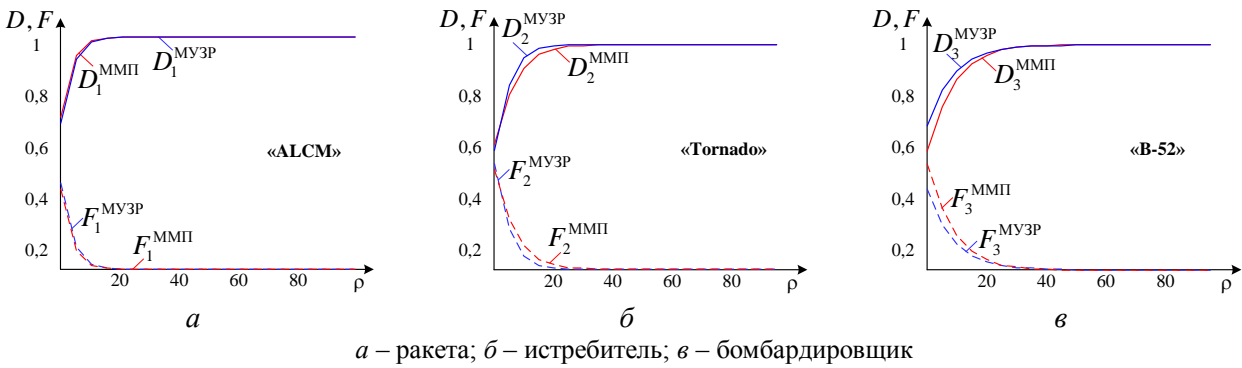


Рисунок 6. – Характеристики распознавания для 10-го контакта с целью

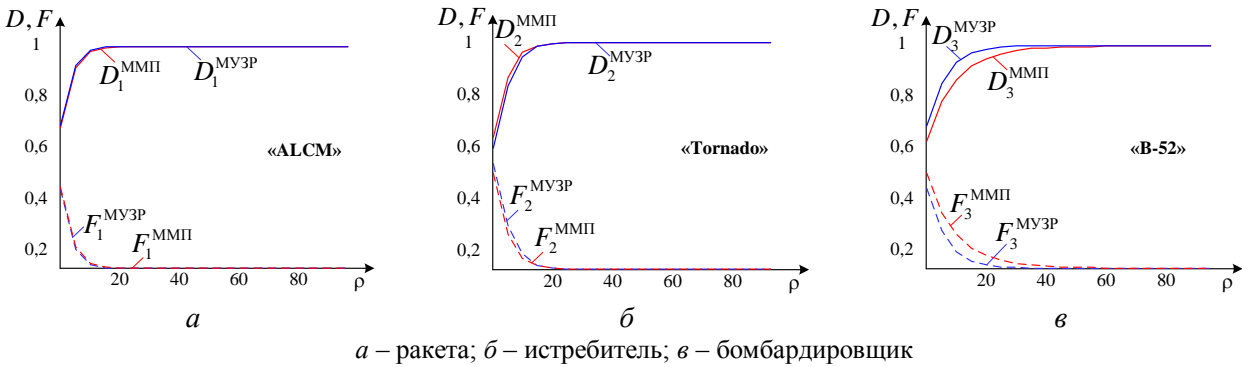


Рисунок 7. – Характеристики распознавания для 30-го контакта с целью

На рисунке 8 представлены усредненные по классам характеристики распознавания наблюдаемых объектов:

$$D^{ММП(МУЗР)} = \frac{1}{3} (D_1^{ММП(МУЗР)} + D_2^{ММП(МУЗР)} + D_3^{ММП(МУЗР)})$$

и $F^{ММП(МУЗР)} = \frac{1}{3} (F_1^{ММП(МУЗР)} + F_2^{ММП(МУЗР)} + F_3^{ММП(МУЗР)})$.

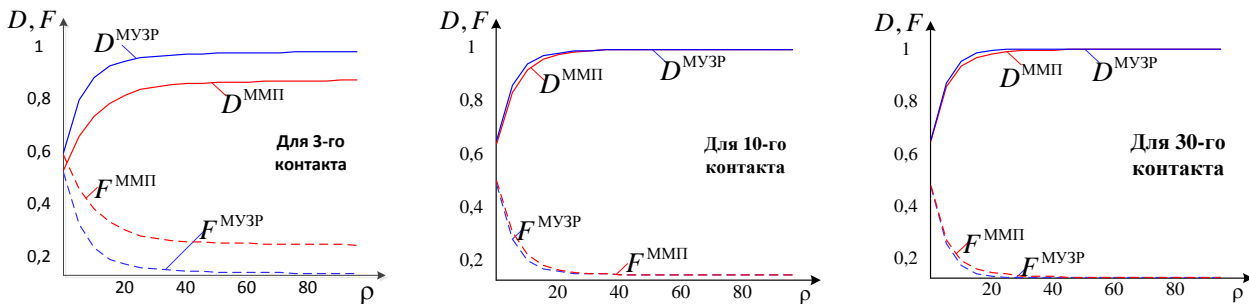


Рисунок 8. – Характеристики распознавания, усредненные по классам объектов

Результаты моделирования, представленные на рисунках 5–8, позволяют утверждать, что с увеличением длительности процедуры наблюдения ЛА эффективность анализируемых методов адаптации ММП и МУЗР практически одинакова. Необходимо отметить, что на практике решение о классе наблюдаемого объекта необходимо принимать в условиях дефицита времени, т. е. на первых контактах с целью. В связи с этим использование метода адаптации, основанного на учете ЗР УПО ЛА, является более эффективным.

Приведенные характеристики распознавания рассчитаны только с учетом адаптации к углу курса ЛА. Использование в алгоритме адаптации оценок углов крена и тангажа повышает эффективность принимаемых решений. Кроме того, следует отметить, что предложенный подход к формированию адаптивных эталонных дальномерных РЛП справедлив для всех типов РЛП, зависящих от УПО ЛА.

Заключение

Рассмотрены методы адаптации эталонных дальномерных РЛП распознаваемых объектов к углам пространственной ориентации ЛА. Представлены варианты адаптации, основанные на максимально правдоподобных оценках УПО и учете закона распределения текущих оценок УПО. Методом статистических испытаний определены условные вероятности решений о классе наблюдаемого объекта с использованием анализируемых методов адаптации. Показано, что при распознавании в условиях дефицита времени на принятие решения о классе объекта использование метода адаптации, основанного на учете ЗР УПО ЛА, является более эффективным. С увеличением длительности процедуры наблюдения объекта рассматриваемые методы адаптации обеспечивают практически одинаковые вероятности распознавания.

Список использованных источников

1. Курлович, В. И. Основы теории радиосистем : учеб. пособие / В. И. Курлович, С. В. Шаляпин. – Минск : ВА РБ, 1999. – 342 с.
2. Свинарский, М. В. Влияние ракурса наблюдения цели на эффективность классификации радиолокационных объектов / М. В. Свинарский, С. Н. Ярмолик, А. С. Храменков // Докл. БГУИР. – 2017. – № 2. – С. 31–38.
3. Оценивание углов ориентации летательного аппарата в интересах адаптации к условиям наблюдения / С. Н. Ярмолик [и др.] // Вестн. Воен. акад. Респ. Беларусь. – 2017. – № 4. – С. 73–82.
4. Радиоэлектронные системы : Основы построения и теория : справ. / под ред. Я. Д. Ширмана. – Изд. 2-е, перераб. и доп. – М. : Радиотехника. – 2007. – 512 с.
5. Охрименко, А. Е. Основы извлечения, обработки и передачи информации : учеб. пособие: в 6 ч. / А. Е. Охрименко. – Ч. 3. Распознавание-различие сигналов. – Минск, 1995. – 64 с.
6. Повышение точности оценивания ориентации летательного аппарата в интересах адаптации радиолокационных портретов к условиям наблюдения / С. Н. Ярмолик [и др.] // Докл. БГУИР. – 2018. – № 4. – С. 31–39.
7. Учет распределения углов пространственной ориентации летательного аппарата при адаптации радиолокационных портретов к изменяющимся условиям наблюдения / С. Н. Ярмолик [и др.] // Докл. БГУИР. – 2018. – № 5. – С. 28–36.
8. Radar target backscattering simulation – software and user’s manual / Y. D. Shirman, [et all]. – Boston, London : Artech House, 2002. – 94 p.

*Сведения об авторах:

Ярмолик Сергей Николаевич,
Свинарский Мечислав Витальевич,
Храменков Андрей Сергеевич,
Зайко Евгений Викторович,
УО «Военная академия Республики Беларусь».
Статья поступила в редакцию 15.06.2018 г.

РАЗРАБОТКА, МОДЕРНИЗАЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ

УДК 629.7

КЛАССИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА ПО МАТЕРИАЛАМ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

С. А. Коршак;

В. Р. Вашкевич, кандидат технических наук, доцент*

В статье приведены результаты построения и исследования нейронной сети, позволяющей классифицировать элементы взлета самолета Су-25 (НС) при автоматизированном анализе полетных данных по материалам объективного контроля.

The article presents the results of the construction and investigation of the neural network that allows classifying the elements of take-off of the Su-25 aircraft with the automated analysis of flight data based on objective control data.

Введение

Статистический анализ авиационных событий показывает, что более 70 % авиационных происшествий происходит в результате ошибок пилотирования летным составом. Из результатов расследования данных происшествий видно, что большую часть их можно было бы предотвратить за счет повышения оперативности и глубины объективного контроля.

Существующие бортовые устройства регистрируют сотни параметров, характеризующих полет воздушного судна и состояние внешней среды, действия экипажа, работу силовой установки и бортового оборудования. В наземных устройствах обработки после каждого вылета происходит анализ данной информации, оценка работоспособности авиационной техники и соблюдения условий безопасности, полноты и качества выполнения полетного задания. Практика показывает, что эти оценки в основном производятся по результатам анализа сигналограмм экспертами в ручном режиме. Это связано с тем, что существующие автоматизированные программы экспресс-анализа, основанные на детерминированных логических методах контроля, не позволяют точно определять необходимые для анализа сечения этапов полета.

Полет, в общем случае, включает в себя: взлет и набор высоты, выполнение полетного задания, предпосадочное снижение и посадку. Взлет является одним из самых опасных и сложных этапов полета и соответственно требует тщательной оценки действий летных экипажей.

Постановка задачи

По имеющемуся временному ряду, образованному наборами полетных данных $x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)$, на интервале наблюдения $t \in [0, t_1]$ требуется определить характерные участки временного ряда, соответствующие классам состояний пилотирования самолетом S_1, S_2, \dots, S_m .

Решение задачи классификации с помощью нейронной сети включает в себя следующие этапы:

- анализ и обоснование входных данных;
- предварительная обработка входных данных;
- выбор архитектуры НС;
- выбор структуры НС;
- обучение НС;
- оценка эффективности.

Анализ и обоснование входных данных

Этап взлета и набора высоты состоит из следующих основных элементов: разбег, отрыв передней стойки шасси, отрыв самолета от взлетно-посадочной полосы (ВПП), уборка шасси и уборка механизации.

В настоящее время существующие программы экспресс-анализа в автоматизированном режиме позволяют определить только признак взлета (отрыв самолета от ВПП) на основе жестких логических выражений по приборной скорости, углу атаки, продольной перегрузке, оборотам двигателей и разовым командам «Шасси убраны». Однако отсутствие избыточности, отказы датчиков, сбой записей бортовых устройств регистрации приводят к необходимости проверки выявленного сообщения по сигналограмме.

На рисунке 1 представлена сигналограмма взлета самолета Су-25 с типовым набором параметров, по которым в настоящее время производится анализ техники пилотирования на этапах взлета и набора высоты.

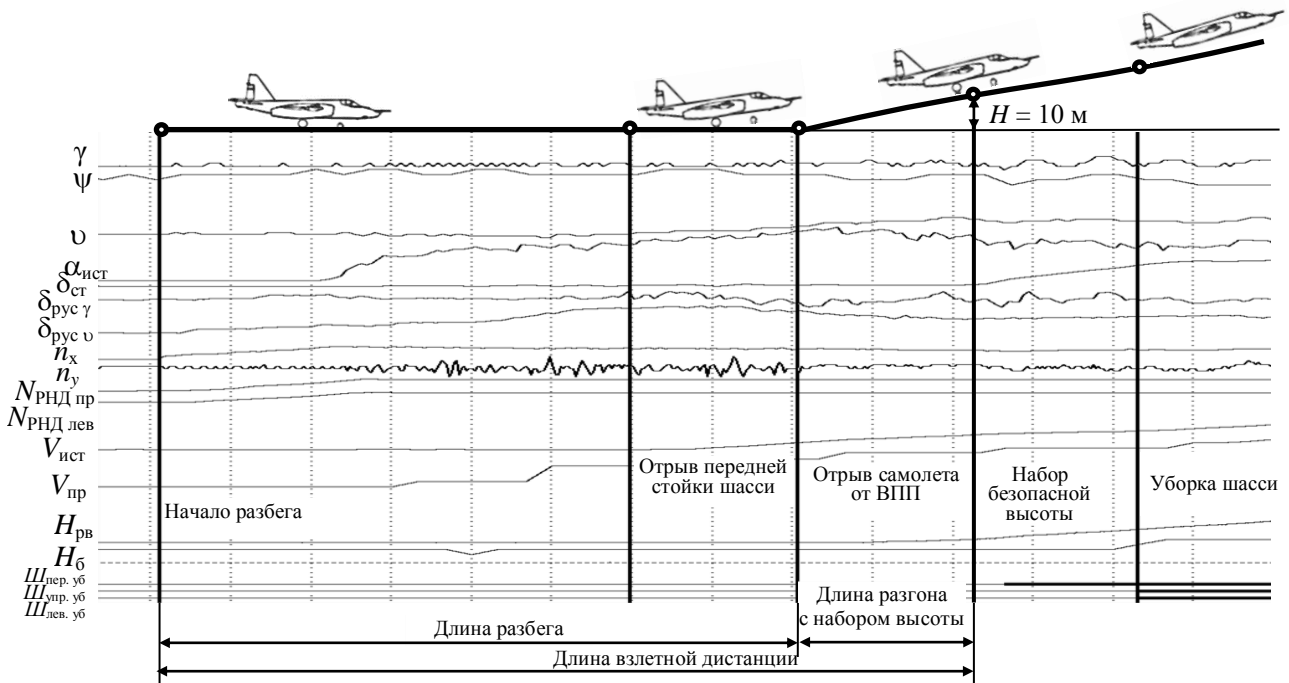


Рисунок 1. – Сигналограмма записи параметров полета на этапе взлета самолета Су-25

Каждый этап характеризуется типичным изменением определенных пилотажных параметров, характеризующих пространственное положение самолета и динамику его изменения, а также действия летчика (экипажа) при выполнении взлета [1].

Проанализировав характерные изменения пилотажных параметров, в таблице 1 приведен перечень входных параметров НС для автоматизированной классификации элементов взлета. При их выборе также учитывалась необходимость введения информационной избыточности, что в свою очередь позволит компенсировать эксплуатационно-технологическую недостоверность отдельных каналов измерения.

Таблица 1. – Перечень входных параметров

Наименование параметра	Условное обозначение
Нормальная перегрузка	n_y
Продольная перегрузка	n_x
Истинная скорость	$V_{ист}$
Приборная скорость	$V_{пр}$
Высота РВ	$H_{рв}$
Высота барометрическая	$H_б$

Окончание таблицы 1

Угол атаки истинный	$\alpha_{ист}$
Угол курса	Ψ
Угол крена	γ
Угол тангажа	ν
Ручка управления по тангажу	$\delta_{РУС \nu}$
Ручка управления по крену	$\delta_{РУС \gamma}$
Педали	$\delta_{ст}$
Частота оборотов РНД правого двигателя	$N_{РНД пр}$
Частота оборотов РНД левого двигателя	$N_{РНД лев}$
Шасси переднее убрано	$Ш_{пер. уб}$
Шасси левое убрано	$Ш_{лев. уб}$
Шасси правое убрано	$Ш_{пр. уб}$
Положение закрылков внутренних левых	$ЗК_{вн. лев}$
Положение закрылков внутренних правых	$ЗК_{вн. пр}$

Предварительная обработка данных

Предварительная обработка входных данных включает в себя выполнение алгоритма устранения сбойных кадров записей бортового регистратора [8] и нормализацию входных параметров согласно выражению

$$\tilde{x}_i = \frac{x_i - x_{i \min}}{x_{i \max} - x_{i \min}}, \quad (1)$$

где \tilde{x}_i – безразмерная величина входного параметра, находящаяся в диапазоне от 0 до 1;

$x_{i \max}$, $x_{i \min}$ – максимальное и минимальное значения x_i .

Нормализация осуществляется для снижения дополнительного влияния отдельных входных параметров на нейроны сети. Предварительная обработка входных данных позволяет значительно повысить скорость сходимости алгоритма обучения и в свою очередь снизить ошибку обучения НС [3]. Проведенные расчеты показали, что значение ошибки обучения при отсутствии нормализации входных параметров составило 0,258, а при их нормализации – 0,105.

Выбор архитектуры НС

Проведенный анализ показал, что для задачи распознавания элементов взлета необходимым и достаточным будет выбор НС типа «трехслойный персептрон» прямого распространения [2] с линией задержки (рисунок 2).

Количество нейронов входного слоя будет равняться $m_1 = nL = 20L$, а количество нейронов выходного слоя – количеству элементов, необходимых для распознавания НС: $m_3 = 5$ (где L – ширина временного «окна»).

В таблице 2 приведены значения выходных векторов нейронной сети $\bar{Y}(t) = \{y_1, y_2, \dots, y_5\}$ после подачи на вход массива данных, соответствующих определенному распознаваемому режиму.

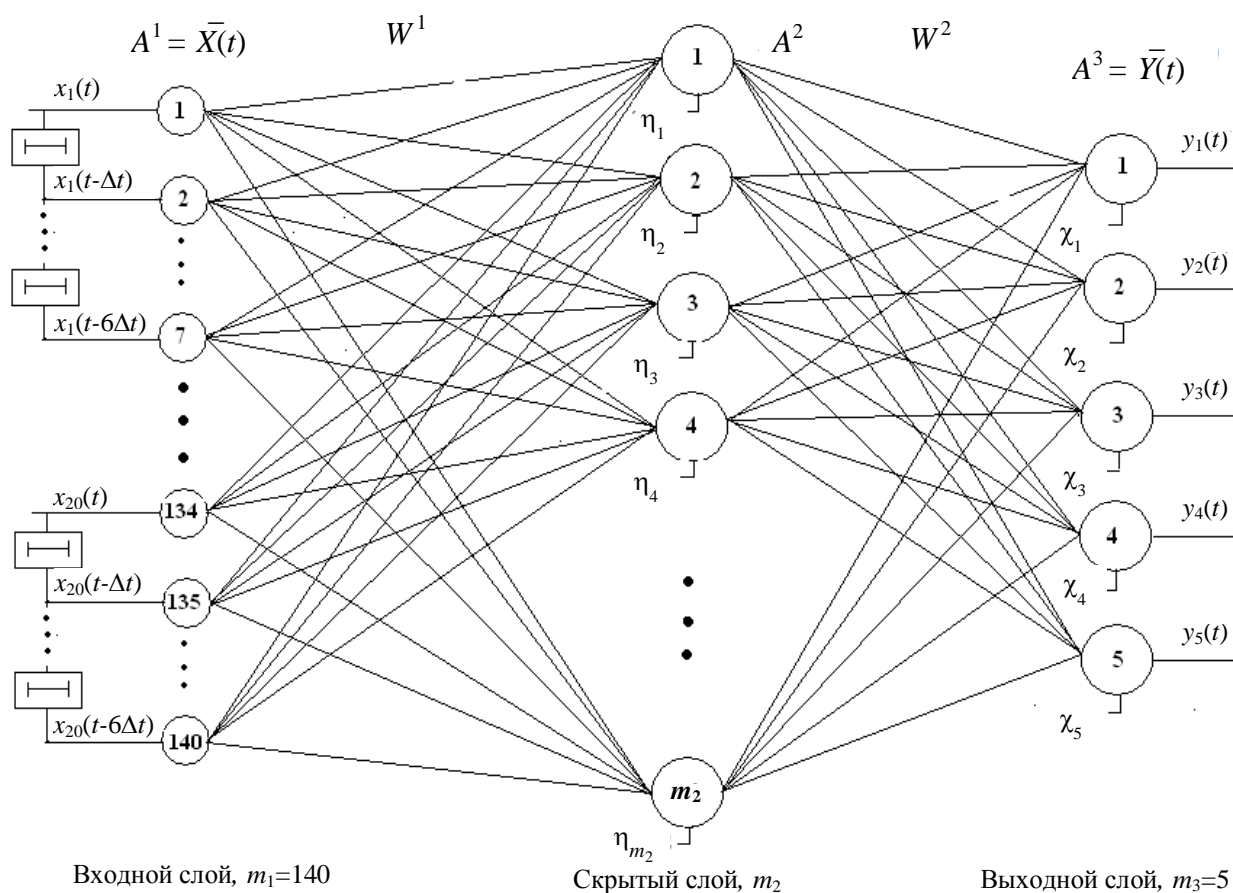


Рисунок 2. – Архитектура трехслойной нейронной сети

Таблица 2. – Значения выходов НС

Распознаваемые режимы	Сигнал на выходе НС				
	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5
Разбег	1	0	0	0	0
Отрыв передней стойки шасси	0	1	0	0	0
Отрыв самолета от ВПП	0	0	1	0	0
Уборка шасси	0	0	0	1	0
Уборка механизации	0	0	0	0	1

Обозначим через $A^n = \{a_1, a_2, \dots, a_{m_n}\}$ множество выходных сигналов, нейронов n -го слоя, тогда математическую модель персептрона можно представить в виде следующей системы уравнений:

для входного слоя ($n = 1$):

$$A^1 = \bar{X}(t); \quad (2)$$

для скрытого слоя ($n = 2$):

$$A^2 = f\left(\sum_{i=1}^{m_1} W_{m_2 m_1}^1 a_i^1 + \eta_j\right), \quad j = 1, 2, \dots, m_2; \quad (3)$$

для выходного слоя ($n = 3$):

$$A^3 = f\left(\sum_{i=1}^{m_2} W_{m_3 m_2}^2 a_i^2 + \chi_j\right), \quad j = 1, 2, \dots, m_3, \quad (4)$$

где n – число входов НС; m_1, m_2, m_3 – число нейронов входного, скрытого и выходного слоев; η_j и χ_j – величины смещения нейронов скрытого и выходного слоев соответственно; $W_{m_2 m_1}^1, W_{m_3 m_2}^2$ – матрицы весовых синаптических связей, соединяющих нейроны 3-го слоя со 2-м и 2-го слоя с 1-м соответственно.

Выбор структуры НС

Основными вопросами, требующими решения при выборе структуры НС, являются:
 выбор вида функции активации нейронов;
 определение ширины временного «окна» L ;
 поиск оптимального количества нейронов в скрытом слое.

Функции активации определяют выходной сигнал нейрона в зависимости от индуцированного локального поля. В качестве функции активации была применена униполярная сигмоидальная функция, применение которой позволяет экономить вычислительные затраты, так как она имеет простую производную [5].

Сигмоидальная активационная функция определяется выражением

$$F(y) = \frac{1}{1 + \exp(-ky)}, \quad (5)$$

где k – параметр наклона сигмоидальной функции активации, в нашем примере $k = 1$.

При определении ширины «окна» L важно учитывать следующие моменты: малый размер ширины не позволит правильно распознать этапы полета ЛА, а большой размер ширины «окна» захватит соседние классы, что уменьшит достоверность распознавания режимов. При выборе оптимального количества нейронов в скрытом слое необходимо учитывать, что малое их количество приводит к некачественному обучению НС, а большое – к эффекту переобучения НС.

Ширину временного «окна» L и количество нейронов в скрытом слое m_2 предлагается определить экспериментальным путем как следствие минимума ошибки обучения E .

На рисунке 3, *а* представлена зависимость ошибки обучения НС E от размера временного «окна» L , на рисунке 3, *б* – от количества нейронов скрытого слоя m_2 .

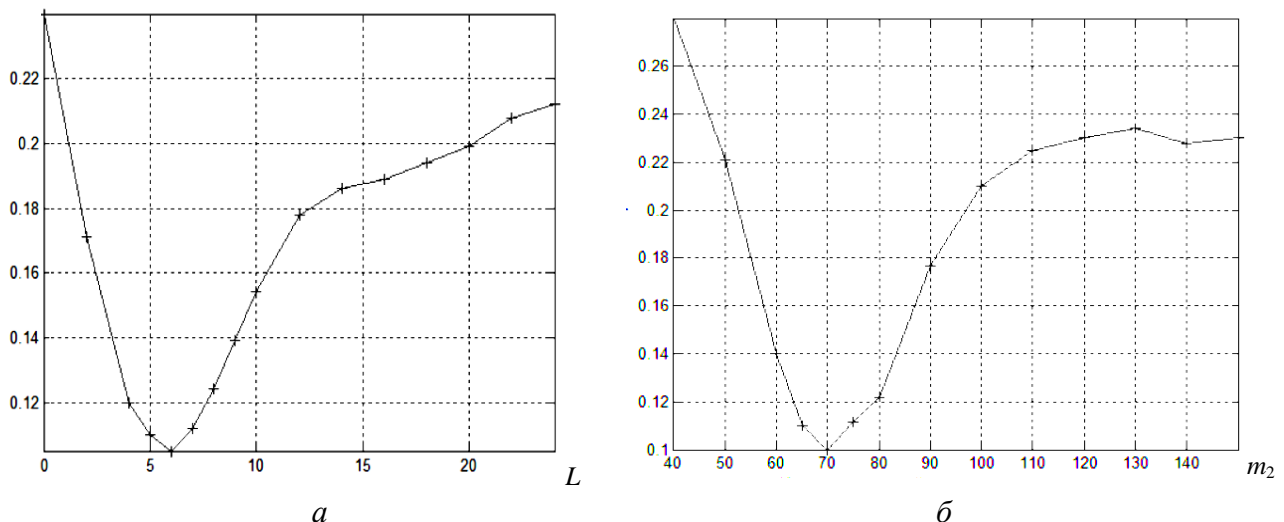


Рисунок 3. – Зависимость ошибки обучения НС от ширины временного окна (*а*) и количества нейронов скрытого слоя (*б*)

Таким образом, для задач классификации элементов взлета самолета в целях уменьшения ошибки обучения был принят размер временного окна $L = 6$ тактам, количество нейронов скрытого слоя $m_2 = 70$.

Обучение НС

При обучении НС топология сети обычно считается неизменной, а настройке подлежат веса связей между нейронами. Выбор того или иного метода обучения зависит от типа НС решаемых задач. В нашем случае для обучения трехслойной НС был использован метод обратного распространения ошибки. Данный метод показал высокую эффективность при обучении нейронных сетей прямого распространения сигнала [5].

Смысл алгоритма обратного распространения ошибки состоит в том, что при обучении сети сначала предъявляется образ, для которого вычисляется ошибка выхода:

$$E = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \varepsilon_i^2(t) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m (y_i(t) - z_i(t))^2 \rightarrow \min, \quad (6)$$

где m – количество выходов нейронной сети.

Далее эта ошибка распространяется по сети в обратном направлении, изменяя веса межнейронных связей (рисунок 4): $\bar{X}(t) = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ – входной вектор НС, $\bar{Y}(t) = \{y_1, y_2, \dots, y_m\}$ – выходной вектор НС, $\bar{Z}(t) = \{z_1, z_2, \dots, z_m\}$ – вектор желаемых выходных реакций НС, $\bar{E}(t) = \{\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_m\}$ – вектор ошибок НС.

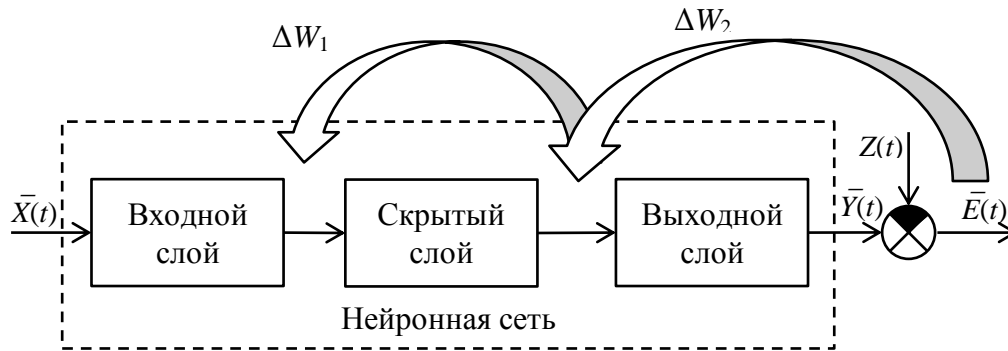


Рисунок 4. – Процесс обучения нейронной сети

Обучение НС производится методом градиентного спуска, т. е. на каждой итерации происходит изменение веса по формулам:

$$W_{ij}^n(t) = W_{ij}^n(t-1) + \Delta W_{ij}^n(t), \quad (7)$$

$$\Delta W_{ij}^n(t) = \frac{-\eta dE}{dW_{ij}^n} + k[\Delta W_{ij}^n(t-1)], \quad (8)$$

$$\Delta W_{ij}^n = -\eta \delta_j^n y_i^n, \quad (9)$$

где η – величина, задающая скорость сходимости; y_i – значение i -го входа нейрона;

δ_j – вспомогательная переменная, определяется рекурсивно;

k – коэффициент импульса, который принимает значение 0,9 [5].

Минимуму ошибки (6) соответствует обученная сеть, решающая задачу распознавания элементов взлета самолета.

Процесс обучения прекращается, когда пройдено определенное количество циклов обучения N_0 , либо когда ошибка достигнет некоторого заданного уровня малости E_0 .

График зависимости ошибки обучения НС E от числа циклов N (для алгоритма обратного распространения ошибок) приведен на рисунке 5, а, график зависимости времени обучения T от количества циклов N – на рисунке 5, б.

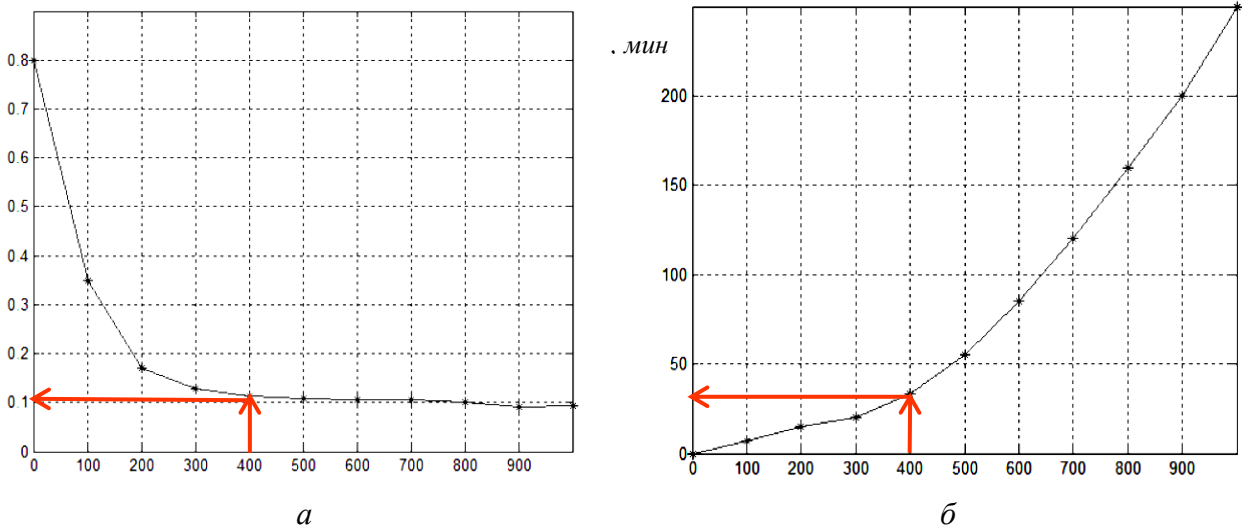


Рисунок 5. – Зависимость ошибки (а) и времени (б) от количества циклов обучения нейронной сети

Анализируя данные графики, количество циклов обучения было принято равным 400, в этом случае ошибка обучения не превысила 0,1, а затраченное время на обучение не превысило 35 мин.

Оценка эффективности

Для оценки эффективности необходимо произвести тестирование обученной нейронной сети на тестовой выборке, соответствующей этапу взлета самолета Су-25. После подачи на вход вектора входных данных определим сигнал на 1–5-м выходах НС. На рисунке 6 приведены выходы 1–5 НС в зависимости от времени полета.

Для оценки достоверности классификации воспользовались коэффициентом качественной классификации:

$$K_{\text{кач}} = \left(1 - \frac{T_{\text{ош}}}{T_0} \right) 100 \% , \quad (10)$$

где $T_{\text{ош}}$ – суммарное время участков, соответствующих ошибочной классификации;
 T_0 – длительность тестовой выборки.

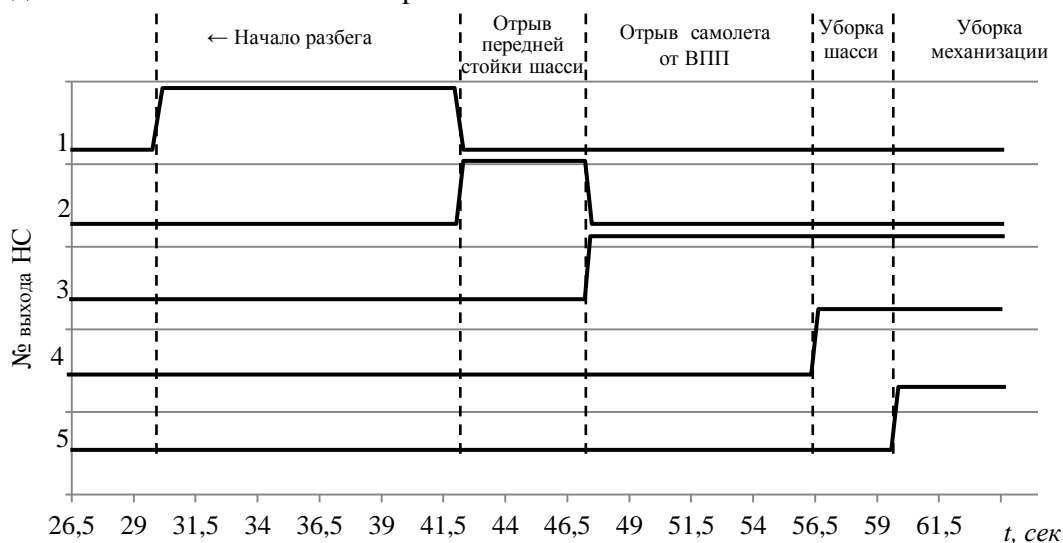


Рисунок 6. – Значение 1–5-го выходов НС

В таблице 3 приведены значения коэффициента качества классификации для различных архитектур НС. Как видно из полученных данных применение для процесса распознавания архитектуры НС типа «трехслойный персептрон» дает лучшие результаты, и имеет более простую архитектуру и математический аппарат.

Таблица 3. – Коэффициент качества классификации элементов взлета самолета для различных архитектур НС

Архитектура НС	$K_{\text{кач}}, \%$				
	выход 1	выход 2	выход 3	выход 4	выход 5
3-слойный персептрон	99,64	99,58	99,62	99,78	99,68
4-слойный персептрон	99,42	99,38	99,40	99,45	99,41
Элмана	99,35	99,33	99,31	99,28	99,22
Хемминга	99,19	99,16	99,20	99,21	99,24

В таблице 4 приведены коэффициенты качества классификации взлета самолета Су-25 нейронной сетью типа «трехслойный персептрон» с отказавшим датчиком вертикальной перегрузки МП-95. В свою очередь, для распознавания этапов взлета нормальная перегрузка имеет важное значение, так как по началу высокочастотных колебаний определяются моменты начала разбега и отрыв самолета от ВПП.

Таблица 4. – Коэффициент качества классификации элементов взлета самолета при отказавшем датчике МП-95

Архитектура НС	$K_{\text{кач}}, \%$				
	выход 1	выход 2	выход 3	выход 4	выход 5
3-слойный персептрон	99,48	99,34	99,42	99,64	99,49

Анализируя таблицы 3 и 4, можно сделать вывод, что эксплуатационно-технологическая недостоверность отдельных каналов не приводит к ошибочной классификации, так как обучение нейронной сети производится на различных входных данных, включая входные данные с отказавшими датчиками, а коэффициент качества классификации режимов взлета составляет более 99 %.

Выводы

На основании полученных результатов исследований можно сделать следующие выводы:

1. Решение задачи классификации с использованием технологии нейронных сетей позволяет эффективно и качественно в автоматизированном режиме определять все элементы взлета самолета. При этом была выбрана НС прямого распространения сигнала, где входами ее являются текущие и задержанные параметры, причем оптимальный размер временного «окна» выбирается равным 6, а количество нейронов в скрытом слое – 70.

2. Применение алгоритма обратного распространения ошибок приводит к эффективному обучению НС за 400 циклов, при этом ошибка обучения не превышает 0,1, а время обучения – не более 35 мин.

3. Анализ качества классификации элементов взлета самолета Су-25 с помощью нейронной сети на основе данных, полученных в процессе обработки полетной информации, показывает, что качество распознавания элементов взлета составило более 99 %.

4. Доказано, что эксплуатационно-технологическая недостоверность отдельных каналов измерений не приводит к ошибочной классификации, так как обучение нейронной

сети производится на различных входных данных, включая входные данные с отказавшими датчиками, а выбор входных параметров нейронной сети определен информационной избыточностью пилотажной информации.

5. Рассмотренный алгоритм классификации элементов взлета можно адаптировать для автоматизированного распознавания любых элементов пилотирования.

Список использованных источников

1. Руководство по летной эксплуатации самолета Су-25.
2. Хайкин, С. Нейронные сети / С. Хайкин. – М. : ООО «И. Д. Вильямс», 2006.
3. Царегородцев, В. Г. Оптимизация предобработки данных: константа Липшица обучающей выборки и свойства обученных НС / В. Г. Царегородцев // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. – 2003.
4. Бураков, М. В. Нейронные сети и нейроконтроллеры: учеб. пособие / М. В. Бураков. – СПб. : ГУАП, 2013. – 284 с.
5. Васильев, В. И., Ильясов, Б. Г. Интеллектуальные системы управления. Теория и практика: учеб. пособие / В. И. Васильев, Б. Г. Ильясов. – М. : Радиотехника, 2009. – 392 с.
6. Дорогов, А. Ю., Алексеев, А. А. Структурные модели быстрых нейронных сетей / Труды II Междунар. симпозиума; под ред. К. А. Пупкова. – М. : ПАИМС, 1996. – Т. 2. – С. 138–143.
7. Медведев, В. С., Потемкин, В. Г. Нейронные сети. MATLAB 6 / под общ. ред. В. Г. Потемкина. – М. : ДИАЛОГ-МИФИ, 2001. – 630 с.
8. Шлихт, Р. В. Цифровая обработка цветных изображений / Р. В. Шлихт. – М.: ЭКОМ, 2007. – 336 с.
9. Система Двина-М. Руководство по эксплуатации. ИБФШ.839.00.00.00 РЭ.

*Сведения об авторах:

Коршак Сергей Александрович,
Вашкевич Владимир Ромуальдович,
УО «Военная академия Республики Беларусь».
Статья поступила в редакцию 10.07.2018 г.

ОБОСНОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО МЕХАНИЗМА РУЛЕВОГО ПРИВОДА СВЕРХЗВУКОВОГО БЛА С УЧЕТОМ ДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ

В. А. Малкин, доктор технических наук, профессор;
 А. Ф. Мелец, кандидат технических наук, доцент;
 П. В. Иванишин, кандидат технических наук, доцент;
 А. Я. Сенько, кандидат технических наук*

Рассматривается методика выбора мощности исполнительного двигателя и передаточного числа редуктора электромеханического рулевого привода сверхзвукового беспилотного летательного аппарата. Для гармонического закона движения выходного вала линия предельной динамической нагрузки строится с учетом аппроксимации закона изменения силы сухого трения гармонической функцией с амплитудой, определяемой исходя из сохранения энергетических потерь в приводе.

The technique for selecting the power of the executive motor and the gear ratio of the electromechanical steering drive of a supersonic unmanned aerial vehicle is considered. For the harmonic law of motion of the output shaft, the limit dynamic load line is constructed taking into account the approximation of the law of variation of dry friction by a harmonic function with an amplitude, determined from the equality of energy losses in the drive.

С появлением сверхзвуковых (гиперзвуковых) управляемых беспилотных летательных аппаратов (БЛА) возникают новые задачи по созданию систем управления, обеспечивающих при жестких ограничениях массы и габаритов эффективное наведение БЛА в условиях существенной нестационарности объекта управления и внешних нагрузок. Одним из важных элементов контура управления, от которого в значительной степени зависит эффективность управления, является рулевой привод. В силу ряда особенностей конструкции и применения сверхзвуковых БЛА в их системах управления используются электромеханические приводы (ЭМП). Как элемент контура управления летательным аппаратом ЭМП должен обладать определенными характеристиками, в число которых входят:

- длительность переходного процесса при различных значениях внешней нагрузки;
- величина перерегулирования при отработке единичного ступенчатого воздействия;
- статическая ошибка при отработке постоянного сигнала при различных значениях внешней нагрузки.

Приведенные параметры в целом позволяют судить о возможностях ЭМП в качестве устройства управления рулевыми поверхностями, однако они не дают ответа на многие вопросы, возникающие при проектировании рулевого привода. Прежде всего, это выбор исполнительного механизма (электрического двигателя и редуктора) с учетом типовых законов движения рулевых поверхностей и параметров внешней нагрузки, а также синтез законов управления, обеспечивающих требуемые динамические свойства замкнутого контура привода. В данной статье рассматриваются вопросы, связанные с решением первой задачи – обоснованием требуемых характеристик исполнительного механизма (ИМ) в зависимости от параметров динамической нагрузки, действующей на рули управления.

Теоретической основой решения рассматриваемой задачи является методика оценки предельных динамических возможностей рулевых приводов [1, 2, 4]. Данная методика позволяет учесть особенности работы исполнительных механизмов различной физической природы с учетом динамики при различных законах движения выходного вала привода и моментах сопротивления нагрузки.

Предельные динамические возможности следящих приводов оцениваются с помощью поверхностей (линий) предельных динамических состояний ЭМП [2]. В простейшем случае (при $\dot{M}_{дв} = 0$) уравнение линий предельных динамических состояний ЭМП имеет вид

$$\frac{\Omega_{\text{дв}}}{\Omega_{\text{х.х}}} + \frac{M_{\text{дв}}}{M_{\text{п}}} = \pm 1, \quad (1)$$

где $\Omega_{\text{дв}}, M_{\text{дв}}$ – угловая скорость и момент исполнительного двигателя, приведенные к выходному валу привода;

$\Omega_{\text{х.х}}, M_{\text{п}}$ – скорость холостого хода и пусковой момент, приведенные к выходному валу привода.

Общая задача параметрического синтеза ИМ состоит в том, чтобы выбрать элементы ИМ, параметры которых гарантируют возможность воспроизведения требуемого движения рулевой поверхности при минимальной мощности исполнительного двигателя.

К основным задачам параметрического синтеза относятся:

– расчет минимально допустимой мощности исполнительного двигателя и выбор его типа;

– расчет граничных значений диапазона передаточных чисел редуктора, в пределах которого обеспечивается воспроизведение заданного движения рулевой поверхности;

– расчет оптимальных значений передаточного числа редуктора по принятым критериям и выбор конкретного передаточного числа.

Для того чтобы ИМ привода мог воспроизвести заданное движение, необходимо, чтобы линия динамических состояний нагрузки целиком была охвачена линией предельных энергетических возможностей исполнительного двигателя (ИД).

Момент нагрузки на валу привода в общем случае представляет собой сложную функцию трех переменных: угла поворота δ_p , угловой скорости $\dot{\delta}_p$ и углового ускорения $\ddot{\delta}_p$ следящего вала привода. Кроме того, следует учитывать постоянную нагрузку, обусловленную действием сухого трения $M_{\text{тр}}$. Общий момент нагрузки может быть определен из следующего выражения:

$$M_{\text{н}} = J \ddot{\delta}_p + f_{\text{в}} \dot{\delta}_p + K_{\text{ш}} \delta_p + M_{\text{тр}},$$

где J – момент инерции подвижных частей ИМ, приведенный к выходному валу привода;

$f_{\text{в}}$ – коэффициент вязкого трения;

$K_{\text{ш}}$ – коэффициент шарнирного момента.

При анализе динамических нагрузок рулевых приводов летательных аппаратов чаще всего рассматривается гармонический закон изменения угла поворота выходного вала с амплитудой δ_0 [4]. При этом функции изменения угла поворота вала и его производных имеют вид:

$$\begin{aligned} \delta_p &= \delta_0 \sin \omega t, \\ \dot{\delta}_p &= \delta_0 \omega \cos \omega t, \\ \ddot{\delta}_p &= -\delta_0 \omega^2 \sin \omega t, \end{aligned} \quad (2)$$

где ω – частота колебаний выходного вала привода.

С учетом соотношений (2) выражение для суммарного момента динамической нагрузки на валу привода примет вид

$$M_{\text{н}} = (K_{\text{ш}} - J\omega^2) \delta_0 \sin \omega t + f_{\text{в}} \delta_0 \omega \cos \omega t + M_{\text{тр}}. \quad (3)$$

При отсутствии постоянной нагрузки ($M_{\text{тр}} = 0$) выражение (3) в координатах (Ω, M) представляет собой эллипс динамической нагрузки. Выражение для предельной амплитуды колебаний выходного вала привода находится из условия касания эллипса

динамической нагрузки линии, определяющей предельные энергетические возможности исполнительного механизма (линии предельных динамических состояний ИД, рисунок 1).

Предельная амплитуда колебаний выходного вала при гармоническом движении описывается выражением [2]

$$\delta_{\text{пред}} = \frac{\Omega_{\text{max}}}{\sqrt{\left[\frac{K_{\text{ш}}}{F} - (T_{\text{м}} + T_{\text{я}} \frac{f_{\text{в}}}{F}) \omega^2 \right]^2 + \omega^2 \left[1 + \frac{f_{\text{в}}}{F} + T_{\text{я}} \left(\frac{K_{\text{ш}}}{F} - T_{\text{м}} \omega^2 \right) \right]^2}}, \quad (4)$$

где $\Omega_{\text{max}} = \Omega_{\text{х.х}} - |M_{\text{тр}}| / F$ – максимальная угловая скорость при заданной постоянной составляющей нагрузки;

$F = \frac{M_{\text{п}}}{\Omega_{\text{х.х}}}$ – жесткость механической характеристики исполнительного двигателя;

$T_{\text{м}} = \frac{J}{F}$ – механическая постоянная времени исполнительного двигателя без учета момента инерции на выходном валу привода;

$T_{\text{я}} = \frac{L_{\text{я}}}{R_{\text{я}} + R_{\text{вых}}}$ – электрическая постоянная времени исполнительного двигателя;

$\Omega_{\text{х.х}} = \frac{E_{\text{max}}}{C_{\text{е}}}$ – угловая скорость холостого хода исполнительного двигателя;

$M_{\text{п}} = I_{\text{max}} C_{\text{м}}$ – пусковой момент исполнительного двигателя.

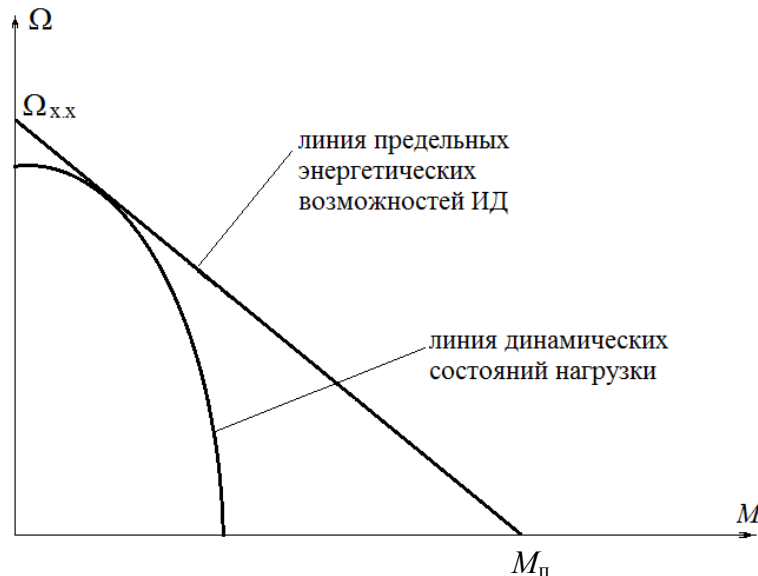


Рисунок 1. – Линии предельных динамических состояний

Соотношение (4) определяет предельные динамические возможности следящего привода при гармоническом законе движения и взаимосвязь параметров исполнительного механизма с параметрами нагрузки при данном законе движения.

Для выбора исполнительного двигателя по мощности используется соотношение [2]

$$P_{\text{дв}} > P_{\text{гр}}, \quad (5)$$

$$\text{где } P_{\text{гр}} = \frac{\delta_0^2 \omega}{2} \left[-(K_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2) T_{\text{дв}} \omega + f_{\text{в}} \omega + \sqrt{(K_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2)^2 + f_{\text{в}}^2 \omega^2} \sqrt{1 + T_{\text{дв}}^2 \omega^2} \right].$$

Формула для $P_{\text{тр}}$ в соотношении (5) получена с учетом допущения, что $T_{\text{я}} = 0$.

Если от привода требуется воспроизведение колебаний в некоторой полосе частот ($0 - \omega_{\text{max}}$), то параметры исполнительного двигателя должны удовлетворять условию (5) для всех частот диапазона.

При выполнении условия $M_{\text{тр}} = 0$ в работе [2] получены соотношения для нижней и верхней границ диапазона передаточных чисел редуктора, при которых обеспечивается отработка колебаний заданной частоты и амплитуды с учетом динамической нагрузки. Если пренебречь постоянной времени якоря, передаточные числа редуктора определяются формулой

$$q_{1,2} = \sqrt{\frac{M_{\text{п}}^2 + A \mp \sqrt{M_{\text{п}}^4 + 2M_{\text{п}}^2 A - 4f^2 \delta_0^4 \omega^2 [K_{\text{ш}} - (J_{\text{н}} - f T_{\text{дв}}) \omega^2]^2}}{2f^2 \delta_0^2 \omega^2 (1 + T_{\text{дв}}^2 \omega^2)}}, \quad (6)$$

где $f = \frac{M_{\text{п}}}{\Omega_{\text{х.х}}}$ – жесткость механической характеристики ИД, приведенная к валу двигателя;

$$A = 2f \delta_0^2 \omega^2 [(K_{\text{ш}} - J_{\text{н}} \omega^2) T_{\text{дв}} - f].$$

В этой же работе доказано, что оптимальное значение передаточного числа редуктора является средним геометрическим передаточных чисел q_1 и q_2 :

$$q_{\text{opt}} = \sqrt{q_1 q_2}. \quad (7)$$

Формулы (5) и (6) получены в работе [2] при допущении, что $M_{\text{тр}} = 0$. Обобщим данные соотношения, когда присутствует сухое и вязкое трение. Сущность предлагаемого подхода заключается в замене на основе принципа гармонического баланса реального периодического закона изменения момента трения его первой гармоникой. При гармоническом законе изменения угла поворота вала момент сухого трения определяется соотношением

$$M_{\text{тр}} = -M_0 \text{sign} \dot{\delta}_{\text{р}},$$

где M_0 – значение момента сухого трения,

$\dot{\delta}_{\text{р}}$ – угловая скорость руля.

Следовательно, закон изменения момента сухого трения при гармоническом законе вращения вала является периодической функцией времени, график которой представлен на рисунке 2. На этом же рисунке показан закон изменения момента вязкого трения. Используя метод гармонической линеаризации, можно приближенно заменить периодическую функцию изменения момента сухого трения ее первой гармоникой с амплитудой $M_{\text{э}}$. Значение амплитуды определяется исходя из равенства энергетических потерь при действии моментов сухого и эквивалентного вязкого трения.

При гармоническом законе изменения угла отклонения руля угловая скорость равна $\dot{\delta}_{\text{р}} = \delta_0 \omega \cos \omega t$. Тогда равенство потерь энергии при действии сухого и вязкого трения определяется следующим соотношением:

$$\int_0^{\pi/\omega} M_0 \delta_0 \omega \cos \omega t dt = \int_0^{\pi/\omega} M_{\text{э}} \delta_0^2 \omega^2 \cos^2 \omega t dt, \quad (8)$$

где $M_{\text{э}}$ – эквивалентный с точки зрения потери энергии коэффициент вязкого трения.

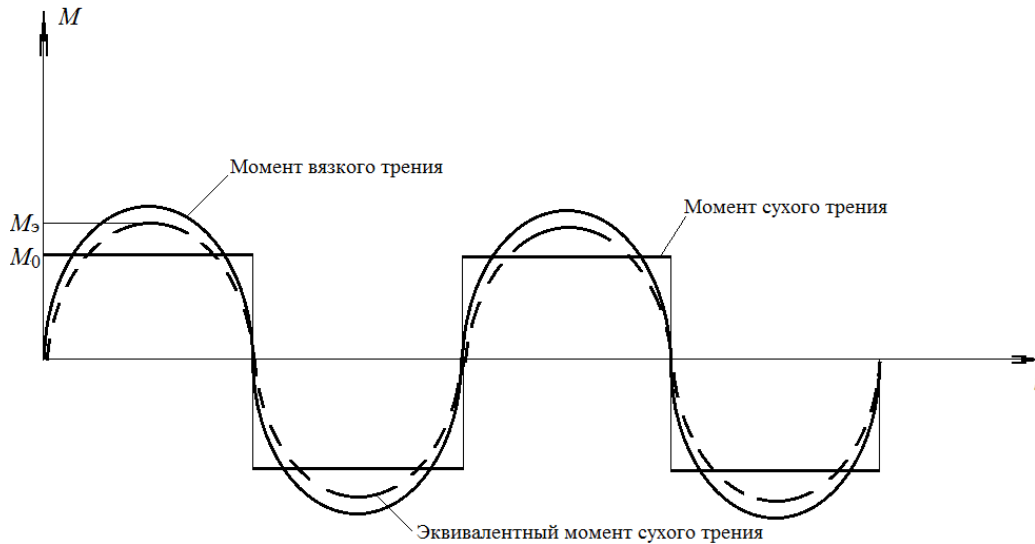


Рисунок 2. – Закон изменения моментов трения при гармоническом движении вала привода

Из соотношения (8) следует, что эквивалентный коэффициент вязкого трения равен $M_э = \frac{4M_0}{\pi\delta_0\omega}$. Тогда выражение (3) с учетом полученной аппроксимации момента сухого трения будет иметь вид

$$M_H = (K_{ш} - J\omega^2)\delta_0 \sin \omega t + (f_B\omega + \frac{4M_0}{\pi\delta_0})\delta_0 \cos \omega t, \quad (9)$$

где $\frac{4M_0}{\pi\delta_0} = \Delta(\delta_0)$ – поправка, учитывающая потери энергии на сухое трение.

С учетом соотношения (9) и формулы для $P_{гр}$ из (5) граничное значение мощности электродвигателя будет определяться соотношением

$$P_{гр} = \frac{\delta_0^2 \omega}{2} [-(K_{ш} - J_H \omega^2)T_{дв} \omega + (f_B \omega + \Delta(\delta_0)) + \sqrt{(K_{ш} - J_H \omega^2)^2 + (f_B + \Delta(\delta_0))^2} \sqrt{1 + T_{дв}^2 \omega^2}], \quad (10)$$

При выборе исполнительного двигателя должно выполняться соотношение $P_{дв} > P_{гр}$ для всей полосы частот $(0 - \omega_{max})$ и заданных значений предельных амплитуд колебаний выходного вала δ_0 .

Исходя из соотношений (6) и (9) можно получить формулу для определения граничных значений допустимых передаточных чисел редуктора с учетом действия вязкого и сухого трения:

$$q_{1,2} = \sqrt{\frac{M_{II}^2 + A' \mp \sqrt{M_{II}^4 + 2M_{II}^2 A' - 4f^2 \delta_0^4 \omega^2 [K_{ш} - (J_H - (f_B + \Delta'(\delta_0))T_{дв})\omega^2]^2}}{2f^2 \delta_0^2 \omega^2 (1 + T_{дв}^2 \omega^2)}}, \quad (11)$$

где $A' = 2f \delta_0^2 \omega^2 [(K_{ш} - J_H \omega^2)T_{дв} - (f_B + \Delta'(\delta_0))]$;

$$\Delta'(\delta_0) = \frac{4M_0}{\pi\delta_0\omega}.$$

Соотношения (5), (6), (10) и (11) позволяют выбрать исполнительный двигатель и определить диапазон передаточных чисел редуктора с учетом заданных параметров динамической нагрузки и значений предельной амплитуды и частоты колебаний выходного вала привода.

Для оперативного решения этой задачи по формулам (10) и (11) строятся графики зависимостей $P_{Гр}(\omega)$ и $q_{1,2}(\omega)$ для различных значений параметров нагрузки и механической характеристики исполнительного двигателя. Примеры таких графиков показаны на рисунках 3–5. Графики построены для следующих значений параметров динамической нагрузки:

- коэффициент шарнирного момента $K_{ш} = 250$ нм/рад;
- коэффициент вязкого трения $f_v = 0,3$ нмс/рад;
- момент сухого трения $M_{тр} = 2,0$ нм;
- момент инерции нагрузки $J_H = 0,004$ кг/м²;
- предельная амплитуда колебаний выходного вала $\varphi_0 = 0,0875$ рад;
- постоянная времени двигателя $T_{дв} = 6$ мс.

На рисунке 3 представлена зависимость от частоты колебаний граничного значения мощности исполнительного двигателя. Нижняя кривая – значение граничной мощности без учета сухого трения, средняя – с учетом сухого трения, верхняя – с учетом рекомендуемого запаса по мощности в 43 % [5].

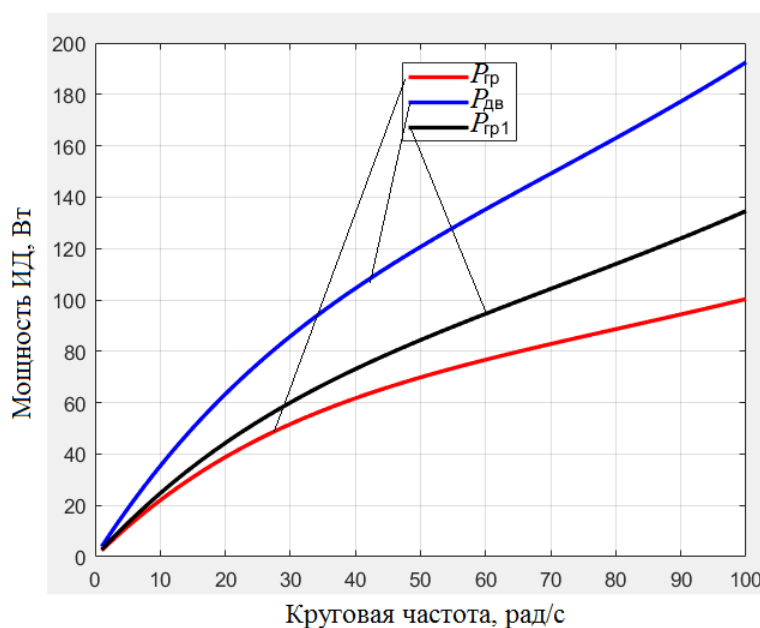


Рисунок 3. – Граничные значения мощности ИД без учета сухого трения ($P_{Гр}$), с учетом сухого трения ($P_{Гр1}$) и с учетом сухого трения и запаса по мощности ($P_{Дв}$)

На рисунках 4 и 5 показан характер зависимости верхней и нижней границ области допустимых передаточных чисел редуктора, а также оптимального передаточного числа редуктора от частоты. На рисунке 4 зависимости получены без учета сухого трения, на рисунке 5 – с учетом сухого трения в механических передачах привода.

Анализ полученных графиков позволяет сделать следующие выводы:

1. Потребная мощность электрического двигателя постоянного тока возрастает при увеличении частоты колебаний при фиксированной амплитуде колебаний выходного вала. Для выбора двигателя по мощности необходимо построить аналогичные семейства графиков для различных значений динамической нагрузки и потребной амплитуды колебаний выходного вала привода.

2. В соответствии с результатами, приведенными в [2], рулевой привод обеспечивает отработку заданной динамической нагрузки при условии $q_2 > q_1$. Графики, приведенные на рисунках 4 и 5, показывают, что при выбранных значениях нагрузки привод обеспечивает отработку колебаний с заданной амплитудой 5° , частотой более 100 рад/с без учета сухого трения и с частотой до 93 рад/с при учете сухого трения.

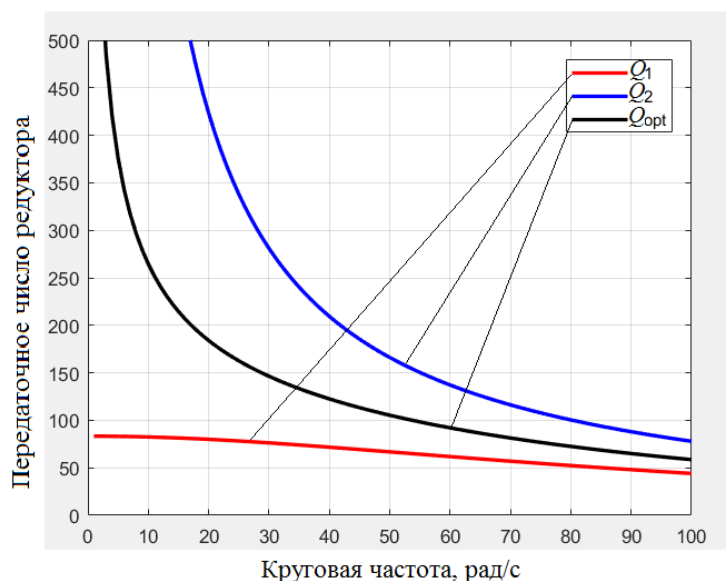


Рисунок 4. – Верхняя (Q_1), нижняя (Q_2) границы и оптимальное значение передаточного числа редуктора (Q_{opt}) без учета сухого трения

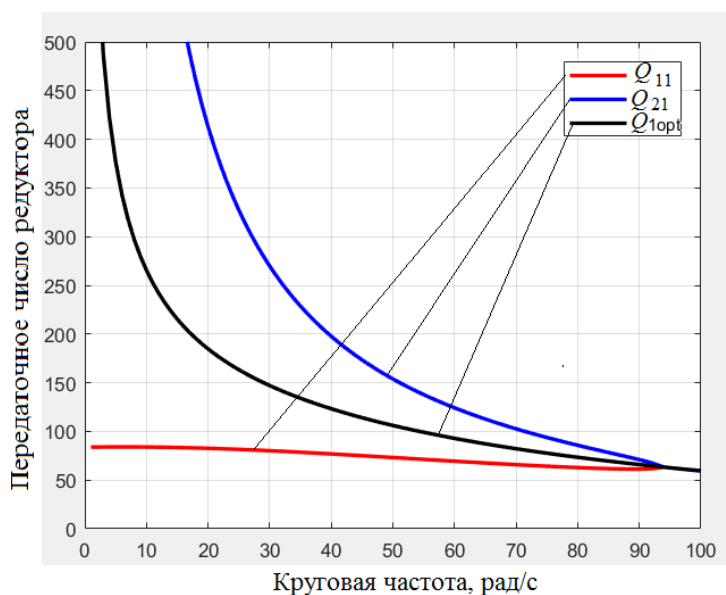


Рисунок 5. – Верхняя (Q_1), нижняя (Q_2) границы и оптимальное значение передаточного числа редуктора (Q_{opt}) с учетом сухого трения

Список использованных источников

1. Динамика следящих приводов / под ред. Л. В. Рабиновича. – М. : Машиностроение. – 1982. – 496 с.
2. Полковников, В. А. Расчет основных параметров исполнительных механизмов следящих приводов летательных аппаратов / В. А. Полковников, А. В. Сергеев. – М. : Машиностроение, 1988. – 192 с.
3. Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления / под. ред. Н. Д. Егупова. – М. : Изд-во МГТУ им. Баумана, 2001. – 744 с.

4. Полковников, В. А. Электрические, гидравлические и пневматические приводы летательных аппаратов и их предельные динамические возможности / В. А. Полковников. – М. : Изд-во МАИ, 2002. – 452 с.

5. Сравнительный анализ рулевых приводов маневренного самолета по энергетическим критериям / В. А. Полковников [и др.] // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2011. – Вып. 5. – Ч. 1. – С. 267–290.

6. Геращенко, А. Н. Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов / А. Н. Геращенко, В. А. Постников, С. Л. Самсонович. – М. : МАИ–ПРИНТ, 2010. – 548 с.

*Сведения об авторах:

Малкин Виталий Александрович,
УО «Военная академия Республики Беларусь»;

Мелец Антон Фадеевич,

Иванишин Павел Валерьевич,

Сенько Александр Яковлевич,

Республиканское производственное унитарное
предприятие «Завод точной электромеханики».

Статья поступила в редакцию 20.06.2018 г.

ПРОБЛЕМЫ ВОЕННОЙ ПЕДАГОГИКИ, ВОИНСКОГО ОБУЧЕНИЯ И ВОСПИТАНИЯ

УДК 623.61

ПОДГОТОВКА ЛИЦ ГРУППЫ РУКОВОДСТВА ПОЛЕТАМИ К УПРАВЛЕНИЮ ЭКИПАЖАМИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ОСОБЫХ СЛУЧАЕВ В ПОЛЕТЕ НА ПРОЦЕДУРНОМ ТРЕНАЖЕРЕ

К. В. Селуянов, кандидат военных наук, доцент;
К. И. Крूसь*

В статье представлены результаты анализа возможности подготовки лиц группы руководства полетами к управлению экипажами воздушных судов при возникновении особых случаев в полете на процедурном тренажере. Систематизированы действия данных лиц при возникновении нестандартных ситуаций. Проведен эксперимент, в ходе которого апробирована методика отработки особых случаев в полете на процедурном тренажере летного состава и боевых расчетов командных пунктов.

The article presents the results of the analysis of the possibility of training the persons of the flight control group to manage the crews of aircraft in the event of special cases in flight on a procedural simulator. The actions of the persons in the flight control group are systematized in the event of abnormal situations. An experiment was conducted during which a technique was tested for working out special cases in flight on a flight simulator of flight crew and combat calculations of command posts.

Введение

Во всех особых случаях, возникающих в полете, лица группы руководства полетами должны действовать обоснованно, инициативно и решительно, заботясь в первую очередь о сохранении жизни членов экипажей воздушных судов. Данная задача может быть решена лишь при условии высокого теоретического и практического уровня подготовленности летного состава и лиц группы руководства полетами к действиям в нестандартных ситуациях, возникающих в воздухе. В авиационных воинских частях ВВС и войск ПВО Республики Беларусь имеются современные тренажные комплексы образцов авиационной техники, состоящих на вооружении, благодаря которым летный состав имеет возможность практически отрабатывать действия при возникновении особых случаев в полете. Подготовка лиц группы руководства полетами сводится лишь к изучению алгоритмов действий в таких ситуациях, а на практике специалист по управлению воздушным движением может столкнуться с ними уже при руководстве реальным полетом. Не имея сформированных навыков, находясь в состоянии стресса, лица группы руководства полетами могут не справиться с обеспечением безопасного управления воздушным движением. Коллективом кафедры летной подготовки и боевого применения авиации разработан процедурный тренажер летного состава и боевых расчетов командных пунктов [1–7], одной из главных возможностей которого является отработка действий экипажей и лиц группы руководства полетами при возникновении особых случаев в полете.

Таким образом, актуальной задачей является анализ возможностей моделирования особых случаев в полете и отработке действий лицами группы руководства полетами при их возникновении на процедурном тренажере летного состава и боевых расчетов командных пунктов.

Методика работы лиц группы руководства полетами при возникновении особых случаев в полете на процедурном тренажере

Авиационные правила организации и выполнения полетов государственных воздушных судов Республики Беларусь определяют состав группы руководства полетами: руководитель полетами на аэродроме (РП), помощник руководителя полетами

на аэродроме (ПРП), руководитель ближней зоны (РБЗ), руководитель зоны посадки (РЗП), руководитель дальней зоны (РДЗ), офицер боевого управления (ОБУ), дежурный штурман (ДШ) [8]. При возникновении особых случаев в полете основная нагрузка ложится на РП, РБЗ (РДЗ), РЗП, а значит и методика проведения тренажа должна раскрывать содержание работы этих должностных лиц в определенном особом случае и на различных этапах полета. Лицам группы руководства полетами целесообразно отрабатывать данные задачи не только на унифицированном рабочем месте руководителя полетов (рисунок 1), но и на рабочем месте летчика (рисунок 2), что позволит выделить приоритеты в действиях летчика с органами управления воздушным судном и осознать психофизиологические процессы, возникающие в нештатной ситуации [9–10].

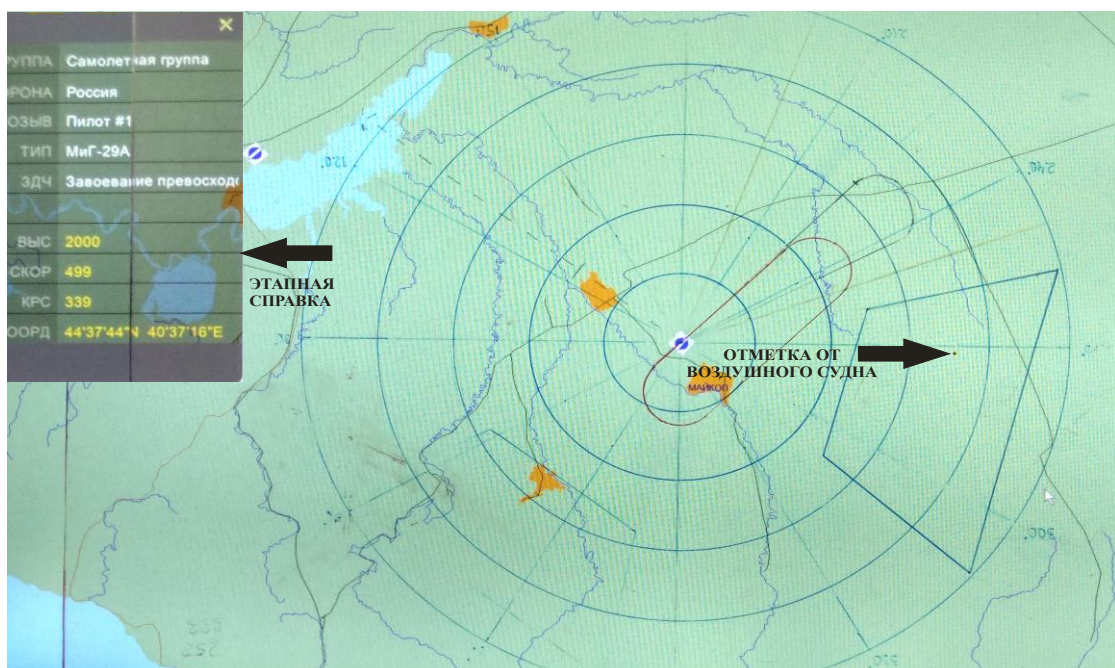


Рисунок 1. – Унифицированное рабочее место руководителя полетов



Рисунок 2. – Рабочее место летного состава (МиГ-29)

Действия летного состава и лиц группы руководства полетами изложены в руководствах по летной эксплуатации для конкретных типов авиационной техники, авиационных правилах организации и выполнения полетов государственных воздушных судов Республики Беларусь [8], инструкциях по производству полетами на аэродромах. Для процедурного тренажера летного состава и боевых расчетов командных пунктов разработана собственная методика работы в особых случаях в полете на основе руководств по летной эксплуатации самолетов и вертолетов, состоящих на вооружении в авиационных воинских частях ВВС и войск ПВО Республики Беларусь, и возможностей самого тренажера. Действия лиц группы руководства полетами по каждому особому случаю в полете изложены ниже.

Потеря пространственной ориентировки

В отличие от уже существующей методики работы группы руководства полетами на процедурном тренажере имеется возможность контроля параметров полета воздушного судна (далее ВС): курса, скорости, высоты. Исходя из этого, получив от экипажа ВС доклад о потере пространственной ориентировки, РБЗ (РДЗ) обязан:

дать команду экипажу ВС на включение системы приведения ВС к горизонту (при ее наличии на борту ВС);

проконтролировать высоту полета ВС и тенденции ее изменения, используя этапную справку на рабочем месте (см. рисунок 1);

по информации, отображенной на рабочем месте, определить направление разворота ВС, траекторию полета и темп изменения высоты;

подать команду (при отсутствии у летчика радиосвязи с РП) на вывод ВС из разворота, например: «125-й, уберите правый (левый) крен», команду повторять до вывода ВС в прямолинейный полет, после чего подать команду на уменьшение угла снижения (набора высоты) для вывода ВС в горизонтальный полет;

после приведения ВС к горизонту вывести его на аэродром посадки, управляя с таким расчетом, чтобы не допускать резких эволюций ВС, выполнения длительных маневров и больших кренов.

Вынужденное покидание воздушного судна

Преимуществом отработки данного особого случая на процедурном тренажере является возможность создания дополнительных ВС, выполняющих поисково-спасательное обеспечение полетов авиации. Редактор воздушной обстановки позволяет создавать ВС как в воздухе, так и в положении дежурства на земле.

При получении информации о покидании ВС РБЗ (РДЗ) обязан:

доложить РП о вынужденном покидании ВС;

отметить на рабочем месте район покидания ВС и место вероятного падения;

по команде РП вывести в район покидания ВС находящиеся в воздухе экипажи (при их наличии) для обнаружения места приземления экипажа (падения ВС);

вывести в район покидания ВС поисково-спасательный самолет.

Попадание воздушного судна в метеорологические условия, к полетам в которых экипаж не подготовлен

Редактор метеорологической обстановки позволяет задать необходимые погодные условия: направление и скорость ветра, нижнюю и верхнюю границу облачности, плотность облачности, опасные явления погоды. При этом особом случае группа руководства полетами должна непрерывно контролировать параметры полета ВС, используя этапную справку на рабочем месте (см. рисунок 1).

Получив доклад экипажа ВС о попадании в метеорологические условия, к полетам в которых он не подготовлен, РБЗ (РДЗ) обязан:

подать команду экипажу ВС на прекращение выполнения задания, уточнить остаток топлива;

доложить РП;

вывести ВС под облака (за облака) или в район с благоприятными метеоусловиями;

обеспечить выход экипажа для посадки на свой или запасной аэродром;
если позволяют метеоусловия, вывести ВС в точку начала разворота на посадочный курс за облаками;

при необходимости вывести ВС в район покидания, указав курс следования, высоту и скорость полета.

Потеря ориентировки

При данном особом случае на рабочем месте лиц группы руководства полетами отображаются все данные, необходимые для контроля за полетом ВС. Получив доклад экипажа ВС о потере ориентировки либо установив факт потери ориентировки экипажем ВС по другим данным, РБЗ (РДЗ) обязан:

доложить РП;

обнаружить и опознать на рабочем месте ВС, потерявшее ориентировку;

уточнить высоту полета ВС и остаток топлива по этапной справке на рабочем месте (см. рисунок 1) и докладу экипажа;

если ориентировка потеряна вблизи государственной границы, задать курс и время полета в глубь своей территории;

навести ВС-лидер для вывода экипажа ВС на аэродром посадки.

Вынужденная посадка

Как и в случае аварийного покидания ВС, группа руководства полетами, используя редактор воздушной обстановки на процедурном тренажере, имеет возможность управления экипажами, выполняющими функции поисково-спасательного обеспечения полетов авиации.

При получении информации от экипажа ВС о решении выполнить вынужденную посадку вне аэродрома РБЗ (РДЗ) обязан:

доложить РП;

отметить на рабочем месте район выполнения вынужденной посадки ВС;

по команде РП вывести в район вынужденной посадки ВС, находящееся в воздухе, для обнаружения места посадки ВС;

вывести в район вынужденной посадки ВС поисково-спасательный самолет.

Отказ систем и оборудования воздушного судна, пожар на борту воздушного судна

Преимуществом процедурного тренажера является возможность отключения на рабочих местах летного состава барометрических приборов, пилотажно-навигационных приборов, силовых установок. К одной из наиболее сложных задач для группы руководства полетами относится отказ на борту воздушного судна курсовой системы, курсовой системы и автоматического радиоконюаса одновременно. На процедурном тренажере РБЗ должен осуществлять управление полетом ВС по излагаемой ниже методике:

задать экипажу высоту и скорость полета, определить на рабочем месте путевой угол полета ВС;

вычислить необходимый угол и время разворота на курс полета в точку начала разворота на посадочный курс (в целях безопасности полета и удобства расчетов на высотах полета более 1000 м задавать крен 30°, а ниже 1000 м – 15°). Время разворота определяется в зависимости от необходимого угла разворота, крена и скорости полета. С достаточной для практики точностью можно считать, что при выполнении предпосадочных маневров на скорости 500 км/ч с креном 30° самолет разворачивается с угловой скоростью 2 град/с, а с креном 15° – 1 град/с);

вывести ВС в точку начала разворота на посадочный курс командами по радио.

Команды на выполнение разворотов (дворотов) подавать с указанием направления (влево, вправо), величины крена и времени разворота, например: «121-му разворот влево, крен 30, 45 секунд». Подав команду, включить секундомер и на рабочем месте контролировать выполнение ВС маневра. В случае, если необходимо прекратить разворот

до истечения заданного времени, экипажу подается команда: «121-му прямая». По этой команде экипаж выводит ВС из разворота и продолжает полет по прямой. При необходимости подаются команды на исправление ошибок, например: «125-му доворот вправо, крен 15, 10 секунд»;

за 1–2 км до подхода ВС к точке начала разворота на посадочный курс подать команду на выполнение захода, например: «121-му разворот влево (вправо) на посадочный, крен 30, 1 минута 40 секунд» – и передать управление экипажем РЗП.

Потеря радиосвязи

Безопасность полета при данном особом случае обеспечивается освобождением эшелона, на котором выполняет полет экипаж без связи, а при необходимости и ближайших (верхнего и нижнего) эшелонов, а также путем подачи команд на отворот или уход на второй круг экипажам, имеющим радиосвязь. На процедурном тренажере не реализованы резервные каналы радиосвязи и аварийная радиостанция, при этом методика работы лиц ГРП сводится к отработке общего алгоритма действий при потере связи с экипажем ВС в целях принятия мер по ее установлению, для чего РБЗ (РЗП):

докладывает РП, указывая тип ВС, позывной экипажа, эшелон полета, остаток топлива, местонахождение, время взлета и потери радиосвязи;

в установленных местах продолжает передавать команды экипажу ВС;

обеспечивает безопасность полета других ВС (информирует или подает команды другим экипажам ВС, внимательно следит за воздушной обстановкой, обеспечивая в первую очередь посадку экипажа без радиосвязи);

подводит ВС-лидер для вывода ВС без радиосвязи на свой или запасный аэродром.

Результаты апробации методики отработки особых случаев в полете на процедурном тренажере летного состава и боевых расчетов командных пунктов

На кафедре летной подготовки и боевого применения авиации проведен эксперимент, в ходе которого курсанты контрольной группы выпускного курса, обучающиеся по специальности «Управление воздушным движением, боевое управление авиацией», в ходе выполнения упражнения на процедурном тренажере оказывали помощь экипажам воздушных судов при возникновении особых случаев в полете. Курсанты прошли теоретическую подготовку в соответствии с учебными программами по специализированным дисциплинам, при этом ранее практически не решали эту задачу, а отработка особых случаев сводилась лишь к изучению алгоритмов действий лиц группы руководства полетами. Тестирование проводилось в три этапа: первичная отработка каждого особого случая, закрепление навыков при повторном проведении тренировки и, наконец, управление экипажем после отработки особого случая на рабочем месте летного состава.

Во всех случаях управление осуществлялось в равных исходных условиях (местоположение воздушного судна, параметры его полета). Полученные результаты представлены на рисунке 3.

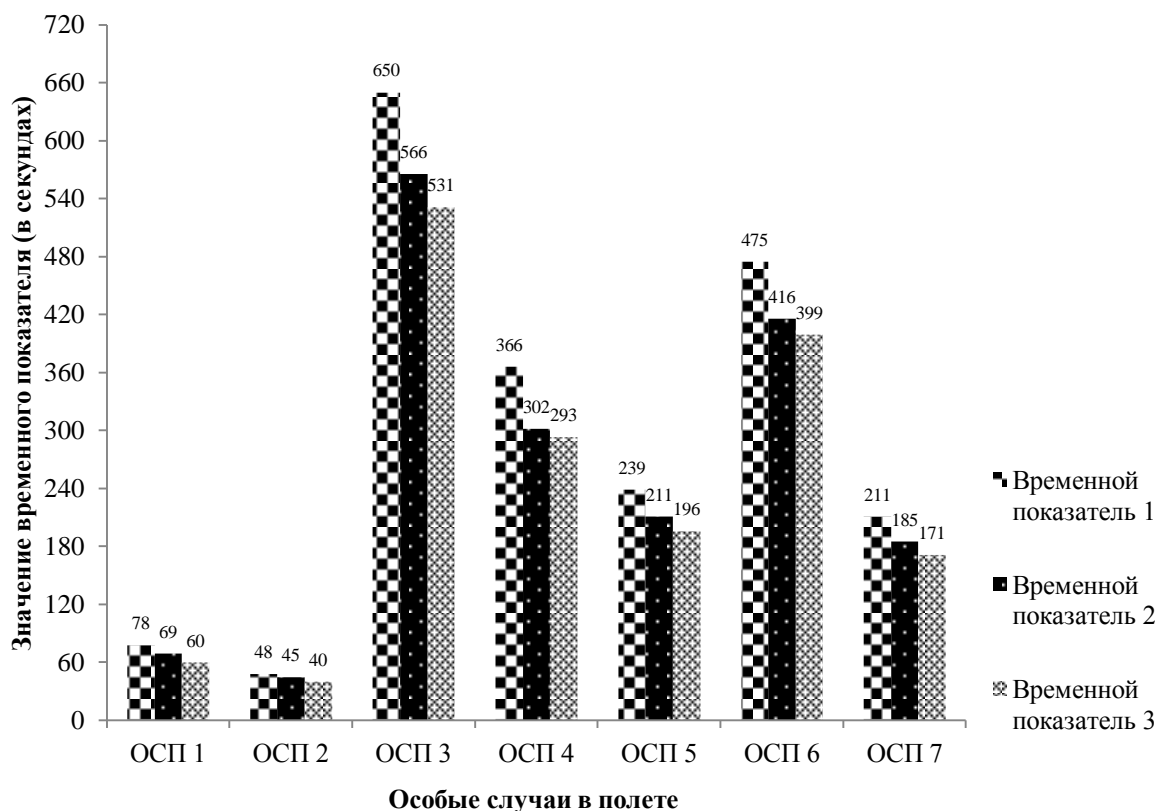


Рисунок 3. – Результаты апробации методики отработки особых случаев в полете на процедурном тренажере

На рисунке 3 показаны особые случаи в полете (ОСП):

ОСП 1 – потеря пространственной ориентировки;

ОСП 2 – вынужденное покидание воздушного судна;

ОСП 3 – попадание воздушного судна в метеорологические условия, к полетам в которых экипаж не подготовлен;

ОСП 4 – потеря ориентировки;

ОСП 5 – вынужденная посадка воздушного судна вне аэродрома;

ОСП 6 – отказ систем и оборудования воздушного судна, пожар на борту воздушного судна;

ОСП 7 – потеря радиосвязи.

Временной показатель 1 – среднее время от начала возникновения особого случая в полете до ликвидации конфликтной ситуации при первой практической отработке;

временной показатель 2 – то же время при повторной отработке;

временной показатель 3 – то же время после отработки особого случая в полете на рабочем месте летного состава.

Следует отметить, что основным критерием оценки действий лиц группы руководства полетами является информативность подаваемых команд и время, затраченное на ликвидацию конфликтной ситуации. Эксперимент показал, что действия в большинстве особых случаев целесообразно оценивать временным показателем (в секундах) от начала возникновения нештатной ситуации до момента ее ликвидации либо посадки воздушного судна на аэродром. Отработка особых случаев в полете на процедурном тренажере летного состава и боевых расчетов командных пунктов выявила возможность сократить время на ликвидацию конфликтной ситуации в среднем на 22 %. Это становится возможным благодаря формированию практических навыков в управлении экипажами и пониманию содержания и приоритета информации, необходимой летчику при возникновении особого случая в полете.

Заключение

Процедурный тренажер летного состава и боевых расчетов командных пунктов позволяет смоделировать особые случаи, возникающие в полете в простой и сложной метеорологической обстановке. Реальная отработка данных ситуаций требует затраты больших ресурсов, а реализация некоторых особых случаев, таких как вынужденное покидание воздушного судна и посадка вне аэродрома, нецелесообразна в реальном полете. Подготовка на тренажере позволит лицам групп руководства полетами усовершенствовать навыки в управлении экипажами воздушных судов в нестандартных ситуациях, оперативно принимать решения в условиях дефицита времени. Тестирование разработанной методики работы лиц группы руководства полетами при возникновении особых случаев в полете, проведенное в ходе эксперимента, выявило возможность сократить время на ликвидацию конфликтной ситуации в среднем на 22 %.

Список использованных источников

1. Крусъ, К. И. Роль образно-логического мышления в деятельности специалистов по управлению воздушным движением и методика его развития с использованием процедурных тренажеров / К. И. Крусъ, К. В. Селуянов // Сб. науч. ст. ВА РБ. – 2017. – № 33. – 98 с.
2. Процедурный тренажер летного состава и боевых расчетов командных пунктов авиационных воинских частей. / К. И. Крусъ, К. В. Селуянов ; ВА РБ. – № 111/750 ; заявл. 28.10.2015.
3. Организация громкоговорящей связи на процедурном тренажере летного состава и боевых расчетов командных пунктов авиационных воинских частей / К. И. Крусъ, К. В. Селуянов ; ВА РБ. – № 116/764 ; заявл. 15.02.2016.
4. Организация рабочего места руководителя зоны посадки на процедурном тренажере летного состава и боевых расчетов командных пунктов авиационных воинских частей / К. И. Крусъ [и др.] ; ВА РБ. – № 131/831 ; заявл. 16.01.2017.
5. Лещенко, С. П. Моделирующий комплекс ведения боевых действий Воздушными Силами / С. П. Лещенко, С. И. Бурковский, М. П. Батурицкий // Системиозброєння і військоватехніка. – 2011. – № 2 (26). – С. 75–79.
6. Резяпов, Н. Развитие систем компьютерного моделирования в вооруженных силах США / Н. Резяпов // Зарубеж. военн. обозрение. – 2007. – № 6. – С. 17–23.
7. Барвиненко, В. В. Учебный командный пункт авиационной группы оперативно-тактической авиации [Электронный ресурс] / В. В. Барвиненко, Ю. Г. Аношко. – Режим доступа : <http://www.rusbitech.ru/products/combat/4/>. – Дата доступа: 20.05.2017.
8. Авиационные правила организации и выполнения полетов государственных воздушных судов Республики Беларусь. – Минск, 2004. – 166 с.
9. Пономаренко, В. А. Основы авиационной психологии и психологической подготовки курсантов ВВАУЛ / В. А. Пономаренко. – М. : Воениздат, 1990. – 46 с.
10. Пономаренко, В. А. Психология человеческого фактора в опасной профессии / В. А. Пономаренко. – Красноярск : Поликом, 2006. – 629 с.

*Сведения об авторах:

Селуянов Кирилл Васильевич,
Крусъ Кирилл Иванович,
УО «Военная академия Республики Беларусь».
Статья поступила в редакцию 09.02.2018 г.

**Требования к статьям, представляемым для опубликования
в военном научно-теоретическом журнале
«Вестник Военной академии Республики Беларусь»**

Представляемые в редакцию материалы должны отражать оригинальные результаты исследований авторов по актуальной тематике в области военных наук, технических наук (радиотехника, связь, электроника и микроэлектроника, информатика, вычислительная техника и управление, вооружение и военная техника), педагогических наук (воинское обучение и воспитание, военная педагогика). Статья должна быть посвящена решению важной самостоятельной теоретической или прикладной задачи, характеризоваться научной новизной, цельностью, последовательностью и логичностью изложения материала.

Рекомендуется в каждой из статей выделять:

введение с характеристикой состояния дел в соответствующей области исследования, обоснованием актуальности рассматриваемой задачи, а также изложением общего подхода к ее решению;

основную часть, отражающую используемый метод исследования и его результаты в сопоставлении с известными ранее;

выводы, характеризующие обобщения и умозаключения авторов, непосредственно вытекающие из представленного в основной части материала, а также возможные направления и перспективы использования полученных результатов.

К опубликованию не принимаются материалы, представляющие собой компиляцию известных результатов исследований других авторов, а также статьи публицистического характера, не связанные с решением конкретной научной задачи.

В конце статьи приводится список использованных источников, на которые даются ссылки при изложении основного текста. Автор несет ответственность за достоверность цитирования, а также отсутствие плагиата.

Требования к оформлению статей:

общий объем 6–8 страниц формата А4; в исключительных случаях общий объем может быть аргументированно увеличен до 12 страниц;

текстовый редактор Word for Windows версии 6.0 или выше;

редактор формул MathType версий 6.0–6.7;

поля 2 см (со всех сторон);

шрифт Times New Roman , 12 pt;

межстрочное расстояние 1 интервал.

Основной текст статьи должны предварять:

УДК (выравнивание по левой стороне);

название (шрифт полужирный, буквы прописные, выравнивание по центру);

инициалы, фамилия, ученая степень и ученое звание автора (-ов) (выравнивание по центру);

аннотация на русском и английском языках (курсив, отступ первой строки 1,25 см, выравнивание по ширине).

Форматирование основного текста: отступ первой строки 1,25 см; выравнивание по ширине. Форматирование подписей к рисункам: шрифт 11 pt, светлый, выравнивание по центру. Форматирование заголовков таблиц: шрифт 11 pt, светлый, выравнивание по левому краю таблицы. Форматирование формул: выравнивание по центру, последовательная нумерация (по правому краю, в скобках).

Промежутки между структурными элементами статьи (УДК, название, авторы, аннотация, основной текст, список литературы) по вертикали – 6 pt.

На обороте последней страницы необходимо указать фамилию, имя, отчество автора, подразделение, организацию, номер контактного телефона.

Текст статьи (в распечатанном и электронном вариантах) вместе с выпиской из протокола заседания кафедры (НИЛ), рекомендующей ее к опубликованию, направляется в редколлегию. Если авторы статьи являются сотрудниками внешней организации, дополнительно требуется представить экспертное заключение о возможности опубликования материалов в открытой печати.