



СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
SIBERIAN FEDERAL UNIVERSITY

ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ ПУЩЕННОЙ ПРОТИВНИКОМ РАКЕТЫ В БОРТОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЯ

Монография

Министерство
обороны РФ



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

**ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ
ПУЩЕННОЙ ПРОТИВНИКОМ РАКЕТЫ
В БОРТОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ
СТАНЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЯ**

Монография

Красноярск
СФУ
2015

УДК 358.111.6
ББК 68.522
О-201

Авторы:

А.В. Богданов, доктор технических наук, профессор; *О.В. Васильев*, доктор технических наук, профессор; *А.А. Филонов*, доктор технических наук, доцент; *С.Б. Жиронкин*, кандидат технических наук, профессор; *А.А. Кучин*, кандидат технических наук; *В.О. Черваков*, кандидат технических наук (руководитель авторского коллектива); *И.В. Лютиков*, кандидат технических наук, доцент; *А.А. Анциферов*, адъюнкт; *А.В. Когтин*, доцент

Рецензенты:

С.Л. Старчак, доктор технических наук, профессор Учебного военного центра МГТУ им. Н.Э. Баумана;
Д.С. Викторов, доктор технических наук, профессор ВА ВКО им. Г.К. Жукова

О-201 **Обнаружение и распознавание пущенной противником ракеты в бортовой радиолокационной станции истребителя** : монография / под ред. В.О. Червакова. – Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2015. – 160 с.
ISBN 978-5-7638-3262-4

Разработаны методы обнаружения пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» и её распознавания в бортовой радиолокационной станции истребителя, а также реализующие их алгоритмы, которые позволяют значительно повысить эффективность боевого применения истребителя при огневом противодействии противника.

Предназначена инженерам и научным работникам, занимающимся исследованиями в области радиолокации при решении задач обнаружения и распознавания состояния ракет противника. Может быть полезна для студентов (слушателей) и аспирантов (адъюнктов).

Электронный вариант издания см.:
<http://catalog.sfu-kras.ru>

УДК 358.111.6
ББК 68.522

ISBN 978-5-7638-3262-4

© Сибирский федеральный университет, 2015

ВВЕДЕНИЕ

В монографии на основе анализа современного воздушного боя произведено тактико-техническое обоснование необходимости разработки для бортовой радиолокационной станции (БРЛС) истребителя двух взаимосвязанных методов:

а) обнаружения пущенной противником управляемой ракеты (УР) класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя;

б) распознавания направления полёта пущенной противником УР класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения.

Проанализированы тактико-технические характеристики современных и перспективных УР класса «воздух – воздух», возможности информационных средств, находящихся на борту истребителя по обнаружению целей данного класса. Проведен анализ возможностей и обоснование требований к бортовым радиолокационным станциям по обеспечению обнаружения пущенных противником УР класса «воздух – воздух».

Обосновано, что применение длительного когерентного накопления отраженного от цели сигнала совместно с организацией его согласованной обработки на разгонном этапе полёта ракеты позволит повысить дальность обнаружения в БРЛС истребителя пущенной противником УР класса «воздух – воздух». При этом обнаружение ракеты целесообразно осуществлять на этапе сопровождения её носителя, что позволит существенно сократить количество элементов разрешения, где осуществляется обнаружение ракеты, а также ускорить переход БРЛС в режим её сопровождения.

Разработан метод обнаружения в БРЛС истребителя пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя, отличающийся от известных тем, что в одном интервале временной диаграммы функционирования БРЛС одновременно осуществляется сопровождение воздушной цели и обнаружение пущенной с её борта ракеты. При этом измеренные фазовые координаты вектора состояния обнаруженной ракеты позволяют перейти в режим её сопровождения БРЛС истребителя, минуя этап захвата.

Синтезирован алгоритм, реализующий в импульсно-доплеровской (ИД) БРЛС сантиметрового диапазона волн разработанный метод, и произведена оценка его эффективности. Также в интересах увеличения времени радиолокационного наблюдения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» в пределах зоны прозрачности синтезирован алгоритм выбора частоты повторения импульсов.

Для распознавания направления полёта обнаруженной в ИД БРЛС сантиметрового диапазона волн пущенной противником УР класса

«воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения определены:

- алфавит классов в виде принципа распознавания «на меня» – «на истребитель 2» – ... – «на истребитель m » – ... – «на истребитель M », где $m = \overline{2, M}$, M – количество истребителей в группе;
- алфавит признаков распознавания в виде матрицы разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту каждого истребителя группы;
- решающее правило, основу которого составляет анализ знака значения разностей оцененных и рассчитанных значений промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы.

Сущность разработанного метода распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения в БРЛС истребителя заключается: в сопровождении ракеты по дальности, угловой скорости вращения линии визирования «ракета – истребитель» и скорости сближения истребителя с ракетой; вычислении на основе полученных оценок, а также информации с выхода аппаратуры межсамолётной навигации совокупности текущих промахов для каждого истребителя группы; построении матрицы разностей вычисленных промахов таким образом, чтобы в j -м ($j = \overline{1, M}$) столбце матрицы разностей располагались бы разности текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту m -го ($m = \overline{2, M}$) истребителя; нахождении такого столбца матрицы разностей, где расположены только положительные значения разностей оцененных и рассчитанных значений промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы, что и определяет номер истребителя в их группе, на который наводится пущенная противником ракета.

Синтезирован оптимальный алгоритм, реализующий предложенный метод распознавания, и оценены его показатели качества.

Определены рекомендации по практической реализации метода и алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта ракеты противника.

В качестве исходных данных при разработке методов и синтезе алгоритмов, их реализующих, использованы результаты летно-экспериментальных исследований по регистрации радиолокационных сигналов, отражённых от реальных ракет, и последующей их статистической обработки.

Реализация в ИД БРЛС истребителя разработанных методов и алгоритмов обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя и распознавания направления её полёта позволит значительно повысить эффективность боевого применения истребителя при огневом противодействии противника.

1. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДА ОБНАРУЖЕНИЯ В БОРТОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЯ ПУЩЕННОЙ ПРОТИВНИКОМ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ – ВОЗДУХ» НА ЭТАПЕ СОПРОВОЖДЕНИЯ ЕЁ НОСИТЕЛЯ

1.1. Тактические особенности борьбы с управляемыми ракетами класса «воздух – воздух»

Наличие тактических истребителей с увеличенным боевым радиусом в составе авиационных ударных эшелонов обуславливает необходимость ведения дальнего ракетного боя путем применения УР класса «воздух – воздух» большой и средней дальности. Исход дальнего воздушного боя во многом определяется качеством и своевременностью информации о воздушном противнике, получаемой от БРЛС. Для преимущества в предстоящем воздушном бою необходимо превосходство в дальности обнаружения и применения оружия.

Увеличение дальности обнаружения воздушных целей (ВЦ) БРЛС современных истребителей позволяет [1]:

- увеличить располагаемое время лётчику на принятие (уточнение) решения на воздушный бой и первым начать манёвр для занятия тактически выгодного положения, тем самым упредить противника в применении оружия и свести до минимума вероятность ответного удара;
- успешно осуществлять самостоятельный поиск и уничтожение малозаметных, малоразмерных ВЦ;
- эффективно применять УР большой и средней дальности.

Из анализа проведенных имитационных, полунатурных и натуральных воздушных боев [1; 2] следует, что если они начинаются с взаимного применения УР класса «воздух – воздух» большой и средней дальности, то не более 30 % из них завершаются на ближних дистанциях. При дуэльной (основной) форме воздушного боя истребители противника осуществляют активное наступление и оборону, используя при этом **огневое противодействие, под которым понимается проводимая противником ракетная атака УР на средних и больших дальностях и высотах в переднюю полусферу под ракурсом 0/4 – 2/4.**

Применение противником достаточно развитого ракетного вооружения выдвигает на первый план проблему создания бортового комплекса обороны истребителя, использующего для обнаружения пущенных противником УР на максимальных дальностях информационные возможности БРЛС.

В настоящее время решение задачи обнаружения пущенных ракет возлагается на комплекс радиоэлектронного противодействия истребителя, информационный канал которого обеспечивает обнаружение радиоэлектронного и лазерного облучения самолета, инфракрасного и ультрафиолетового излучения факелов двигателей приближающихся объектов.

Однако угроза самолёту может исходить не только от источников радиоизлучения противника, но и от неизлучающих объектов: ракет с пассивными головками самонаведения, ракет на участке инерциального наведения и ракет с полуактивным наведением. К тому же современные БРЛС истребителей вероятного противника предусматривают возможность функционирования в пассивном режиме и в скрытных режимах (LPI – низкая вероятность перехвата), что осложняет перехват и анализ излученного сигнала и, как следствие, снижает вероятность обнаружения факта пуска противником УР класса «воздух – воздух». Например, в самолете F-22 имеется возможность применения ракет типа AMRAAM по целеуказанию от пассивных бортовых датчиков и внешних источников.

При этом в настоящее время энергетический потенциал БРЛС истребителя с точки зрения обеспечения обнаружения пущенных противником управляемых ракет «воздух – воздух» используется не в полной мере. Это связано как с особенностями радиолокационных целей данного класса, так и с неоптимальностью реализованных в современных БРЛС алгоритмов обнаружения таких целей.

С одной стороны, в современном воздушном бою на больших и средних дальностях возникла острая необходимость обнаружения пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух», а с другой – существующие бортовые радиолокационные средства не позволяют с достаточной эффективностью решить эту задачу. Одним из возможных путей устранения такого несоответствия является введение в БРЛС истребителя режима дальнего радиолокационного обнаружения пущенной противником ракеты.

Известно, что эффективным путём увеличения дальности обнаружения воздушных целей в БРЛС истребителя является использование длительного когерентного накопления отражённых от воздушных целей радиолокационных сигналов. Однако при обнаружении целей, летящих с достаточно большими относительно БРЛС радиальными ускорениями порядка более 10 м/с^2 , каковыми являются УР класса «воздух – воздух», использование существующих алгоритмов обработки сигналов в БРЛС истребителя на основе их длительного когерентного накопления является неэффективным. Данная ситуация усугубляется ещё и тем, что эффективная площадь рассеяния ракеты на более чем два порядка меньше эффективной площади рассеяния воздушной цели класса «истребитель». Другими словами, существует объективное несоответствие между наличием в структу-

ре отраженного радиолокационного сигнала, при длительном его когерентном накоплении, спектральных компонент, обусловленных отражениями от пущенной УР и неэффективностью существующих в современных БРЛС алгоритмов обработки сигналов по извлечению информации. Основная причина данного несоответствия заключается в несовершенстве научно-методического аппарата, на базе которого разрабатывались алгоритмы обработки сигналов при их длительном когерентном накоплении. Возможным путём разрешения указанного несоответствия является дальнейшее совершенствование научно-методического аппарата обнаружения на больших дальностях пущенных противником УР класса «воздух – воздух» и разработка соответствующего метода обнаружения и алгоритма, его реализующего.

1.1.1. Особенности современного воздушного боя

Основной формой тактического применения истребителей при ведении борьбы со средствами воздушного нападения противника (самолётов, вертолётов, крылатых ракет) является воздушный бой, представляющий собой действия истребителя по их уничтожению. Воздушный бой состоит из занятия выгодного исходного положения, атаки, маневрирования между атаками и выхода из атаки (боя) [1; 3].

Процесс уничтожения средств воздушного нападения противника в соответствии с этапами боевого полёта удобно разделить на три основных этапа [1; 3]:

1) дальнейшее наведение (взлёт, построение группы, полёт в район выполнения боевой задачи), вывод истребителя в такое положение относительно цели, из которого обеспечиваются её обнаружение, опознавание и атака.

2) действия в районе выполнения боевой задачи (воздушный бой):

- поиск, обнаружение, опознавание воздушной цели, выполнение манёвра в целях занятия исходного положения для атаки или продолжение сближения с целью;

- атака (бой), начинающаяся после захвата цели на автосопровождение БРЛС и представляющая собой стремительное сближение с целью в сочетании с прицеливанием для обеспечения эффективного применения вооружения и наведения ракет при их полёте к цели (самонаведение истребителя);

- выход из атаки (боя), начинающийся после применения вооружения;

3) полёт на аэродром базирования.

До 80-х годов XX столетия воздушный бой оставался ближним и маневренным. Малые дистанции между вступившими в противоборство истребителями обуславливались возможностями вооружения, а необходимость

постоянно изменять направление полёта – требованием вывода самолёта в ограниченную область возможных атак, перемещавшуюся вслед за противником. Встречная атака (атака на встречных курсах) исключалась, так как разрешенные дальности пуска ракет не согласовывались с большими скоростями сближения самолётов [4].

После того как реактивные истребители получили на вооружение управляемые ракеты большой и средней дальности, границы области возможных атак заметно раздвинулись. Это позволило начать переход к всекурсному воздушному бою. Воздушный бой на средних и больших дальностях стал реальностью и прочно занял свое место в уставных документах и программах подготовки лётного состава ВВС многих государств.

Учения «Norden Age», прошедшие в мае – июне 2006 г., показали, что из 144 условных побед истребителей F-22 в боях с воздушными целями только три были одержаны в условиях визуального контакта с противником [5], т. е. основная роль отводится ракетному воздушному бою на больших и средних дальностях.

Дальний воздушный бой, проходящий без визуального контакта самолётов-противников, начинается с момента выбора цели на атаку. В зависимости от условий начала боя различают два типа дальнего воздушного боя [1].

1. Противник взят на инструментальное сопровождение и максимальные возможные дальности пуска его ракет меньше текущей дальности. В этом случае на этапе сближения возможны:

- занятие тактически выгодного положения;
- организация упреждающего пуска ракеты.

2. Истребитель не подготовлен к атаке, но уже атакован противником. В этом случае лётчик прежде всего должен:

- обеспечить захват противника бортовыми информационными средствами (БРЛС, оптические средства);
- оценить эффективность следующих действий: пуск ракеты (с возможным одновременным или упреждающим её попаданием в атакующий самолёт противника), применение помех и оборонительных противоракетных маневров;
- выбрать и реализовать наиболее предпочтительный ответ (или их сочетание).

В настоящее время различают следующие формы дальнего воздушного боя: перехват и дуэль [1; 6–8]

При перехватной форме воздушного боя перехватчик может безопасно (не учитывается факт огневого противодействия противника) двигаться навстречу цели практически в течение всего времени наведения УР, при этом самолёт противника выполняет только оборонительные действия путём траекторного маневрирования и постановки информационных помех.

Однако анализ результатов [4] проведенных имитационных, полунатурных и натуральных встречных воздушных боёв, в которых противники стремятся решать исход поединка наступлением по принципу «атака отражается атакой», особенностей построения и функционирования систем радиоуправления ракет нового поколения ведущих мировых государств [8] показывает, что ведение воздушного боя в его перехватной форме при наличии активного огневого противодействия противника создает высокую вероятность потери своего самолёта. Перехватная форма воздушного боя целесообразна только с беспилотными летательными аппаратами.

При дуэльной форме воздушного боя истребители противника осуществляют активное наступление и оборону, используя огонь, помехи, маневр.

Дуэльная форма дальнего воздушного боя имеет следующие проблемные режимы [1]:

- занятие тактически выгодного положения;
- упреждающий пуск ракеты по противнику;
- защита от атакующей ракеты противника с применением по нему своих ракет;
- защита от атакующей ракеты противника с уклонением от боя;
- выход из воздушного боя.

История всех видов вооруженной борьбы свидетельствует, что в ответ на совершенствование наступательного оружия незамедлительно развиваются и средства обороны, поэтому сохраняется относительное «равновесие» между ними.

Если принцип боя «первым увидеть» связан с подготовкой атаки, т. е. наступления, то принцип «не дать увидеть» и в конечном счёте «не дать поразить» носит оборонительный оттенок. Но он также обеспечивается проведением мероприятий технического и тактического характера.

1.1.2. Особенности борьбы с управляемыми ракетами класса «воздух – воздух»

Для создания бортового комплекса обороны истребителя необходимо:

- разработать алгоритмы и устройства, обнаруживающие пущенные противником управляемые ракеты на максимальных дальностях;
- обеспечить поражение ракет противника ракетами перехватчика (для чего требуется постановка обнаруженной ракеты на сопровождение для вычисления предстартового целеуказания);
- создать высокоманёвренные ракеты ближнего боя;
- иметь активное радиоэлектронное противодействие.

Первая из указанных задач является наиболее приоритетной в связи с тем, что именно её решение (совместно со штатными алгоритмами работы информационно-вычислительных систем истребителя) позволит получить

реальную информацию о воздушно-целевой обстановке и обеспечить исходными данными процесс решения остальных задач.

При этом обнаружение пущенной противником ракеты и дальнейшая постановка на сопровождение с реализацией алгоритмов распознавания её состояния позволят [9; 10; 11; 71]:

- своевременно совершить эффективный (не раньше и не позже) противоракетный манёвр того или иного класса;
- не выходить из воздушного боя в случае наведения пущенной противником ракеты со значительным промахом (вне направления на истребитель);
- организовать поражение ракеты противника ракетами перехватчика;
- информировать другие истребители, участвующие в групповом воздушном бою, о наведении на них ракет противника;
- организовать активное радиоэлектронное противодействие, использовать средства маскировки и т. д.

В табл. 1.1 приведены результаты анкетирования лётного состава [12] (135 лётчиков с классом не ниже второго), эксплуатирующего самолёты типа Изд. Т-10 и Изд. 01. Данные результаты наглядно свидетельствуют о необходимости и приоритетности на борту истребителя информации о состоянии каждой пущенной управляемой ракеты противника.

Таблица 1.1

Результаты анкетирования лётного состава

Информация о пущенных противником ракетах	Важность информации, %	Приоритет информации ($\Sigma = 100\%$), %	Режим работы БРЛС	
			Обнару- жение	Сопро- вождение
Факт пуска	98,5	32,6	+	
Количество пущенных ракет	95,5	31,4	+	+
Направление полёта ракет	93,0	22,6		+
Время, оставшееся до точки встречи (или время выпол- нения начала маневра)	77,2	13,4		+

Анализ [1; 6; 8; 13–17] существующего парка УР класса «воздух – воздух» средней и большой дальности пуска и тенденций его развития показывает, что в них, как правило, применяются полуактивные и активные радиолокационные головки самонаведения (ПАРГС и АРГС соответственно). Независимо от типа радиолокационной головки самонаведения траектория, по которой наводится УР, включает, как правило (рис. 1.1), такие участки, как инерциально-командный, инерциальный и самонаведение [1].

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух–воздух» на этапе сопровождения её носителя

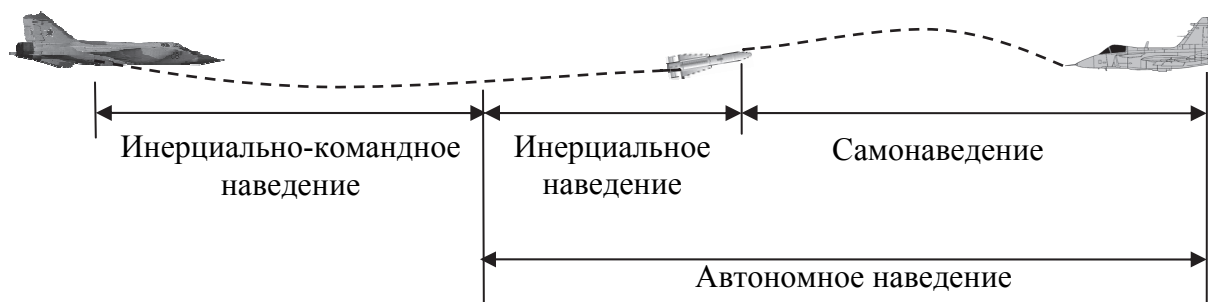


Рис. 1.1. Этапы наведения управляемой ракеты

В [18] проанализировано влияние типа РГС ракеты на устойчивость её контура самонаведения при осуществлении координированной атаки элементов ГВЦ, зависящую от таких факторов, как количество одновременно атакуемых ВЦ, скорость сближения УР с атакуемой целью, загруженность системы управления вооружением истребителя, характеристики канала подсвета в БРЛС истребителя. Показано, что влияние данных факторов, например для БРЛС Изд. 01, работающей в комплексе с УР с ПАРГС, приводит к тому, что граничное значение дальности до атакуемой цели, при которой становится неустойчивым контур самонаведения каждой УР, пущенной на одну из четырёх ВЦ из состава группы, будет в 2–3 раза превышать дальность неуправляемого полёта ракет средней и большой дальности. Известно [19], что увеличение дальности неуправляемого полёта ракет приводит к значительному промаху, а следовательно, и снижению вероятности поражения атакуемой воздушной цели.

В ряде работ рассмотрены вопросы повышения эффективности координированной атаки групповой воздушной цели с помощью УР с ПАРГС. Однако реализация предложенных технических решений предусматривает существенное усложнение как канала подсвета целей в БРЛС истребителя, так и непосредственно самой ПАРГС. В то же время устойчивость контура самонаведения УР с АРГС не зависит от вышеперечисленных факторов. Поэтому с данной точки зрения применение УР с АРГС для обеспечения эффективной координированной атаки групповой воздушной цели является предпочтительней, чем УР с ПАРГС.

Кроме того, применение УР с АРГС позволяет приблизиться к реализации концепции «пустил – забыл» [14; 17], что значительно повышает выживаемость истребителя.

Исходя из этого одним из приоритетных направлений развития парка УР средней и большой дальности является использование в них АРГС [1; 8; 14].

Например [20], на самолёте F-15 могут находиться до восьми УР с АРГС типа Хьюз AMRAAM AIM-120C (дальность пуска до 60 км, дальность захвата ВЦ АРГС – 25 км), AIM-120D (дальность пуска 60–100 км,

дальность захвата ВЦ АРГС – 30 км), AIM-120E (дальность пуска до 150 км, дальность захвата ВЦ АРГС – 30 км), а на самолёте F/A-18 – до десяти таких ракет. Самолёт 5-го поколения F-22 при выполнении функции противовоздушной обороны также может нести до 4 УР AMRAAM AIM-120 с АРГС [5]. Кроме УР AMRAAM AIM-120 различных модификаций разрабатываются перспективные УР с АРГС «Meteor» (предусмотрен режим одновременного пуска 2–4 ракет по ГВЦ, находящейся на дальности до 150 км) и FMRAAM.

В табл. 1.2 приведены основные характеристики УР класса «воздух – воздух» иностранных государств [21]. При этом с целью обеспечения максимальной дальности действия системы управления вооружением истребителя атака производится под ракурсом 0/4–2/4 (т. е. не более 30°) [1].

При ведении дальнего воздушного боя занятие тактически выгодного положения возможно до входа в зону пусков ракет противника. Основной целью этого режима является выход на такие высоты и скорости, которые обеспечивают преимущество по дальности пуска и скорости сближения своей ракеты по отношению к ракете противника.

Таблица 1.2

Основные характеристики УР

Страна	Наименование	Тип ГСН	Длина, мм	Диаметр, мм	Размах крыла, мм	Масса ракеты, кг	Дальность пуска, км	Скорость, М
Бразилия	<u>М</u> АА-1 <u>Р</u> iranha	ИК	2 820	152	650	90	5	
Великобритания	Fireflash	РК	2 830			150	3,1	2
Великобритания	Firestreak	ИК	3 190	223	750	136	6,4	3
Великобритания	Red Top	ИК	3 320	230	910	154	12	3,2
Великобритания	Skyflash	ПАРГС	3 680	203	1020	193	45	4
Великобритания	AIM-132 ASRAAM	ИК	2 900	166	450	88	18	3,5
Евросоюз	IRIS-T	ИК	2 936	127	447	87,4	~25	3
Евросоюз	MBDA MICA	ИК, АРГС	3 100	160	560	112	50	4
Евросоюз	MBDA Meteor	АРГС	3 650	178		185	>100	4+
Израиль	Shafrir	ИК	2 500	140	550	65	5	2,5
Израиль	Shafrir 2	ИК	2 500	150	550	93	5	2,5

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пушечной противником управляемой ракеты класса «воздух-воздух» на этапе сопровождения её носителя

Окончание табл. 1.2

Страна	Наименование	Тип ГСН	Длина, мм	Диаметр, мм	Размах крыла, мм	Масса ракеты, кг	Дальность пуска, км	Скорость, М
Израиль	Python 3	ИК	2 950	150	800	120	15	3,5
Израиль	Python 4	ИК	2 950	150	500	120	15	3,5
Израиль	Python 5	ОЭ	3 096	160	640	103,6	20+	4
Израиль	Derby (Alto)	АРГС	3 620	160	640	118	~50	4
Индия	Astra	АРГС	3 570	178	254	154	100	4+
Китай	PL-5	ИК	2 893		657	83	100	2,2
Китай	PL-7	ИК	2 740	165	660	89	7	2,5
Китай	PL-9	ИК	2 900	157		115	22	3+
Китай	PL-10	ПАРГС	3 690	203	1000	220	60	4
Китай	PL-11	ПАРГС	3 690	210	1000	230	50	4
Китай	PL-12	АРГС	3 850	203	674	180	80+	4
Китай	TY-90	ИК	1 900	90		20	6	2+
США	AIM-4 Falcon	ПАРГС ИК	1 980	163	508		9,7	3
США	AIM-7 Sparrow	ПАРГС	3 660	203	813	225	32 – 50	4
США	AIM-9 Sidewinder	ИК	2 850	127	630	91	18	2,5
США	AIM-54 Phoenix	ПАРГС + АРГС	3 900	380	900	472	180	5
США	AIM-120 AMRAAM	ИУ+ АРГС	3 660	178	526	152	50 – 180	4
Тайвань	Sky Sword I (TC-1)	ИК	2 870	127	640	90	5	
Тайвань	Sky Sword II (TC-2)	ИУ+ АРГС	3 600	203	750	190	60	
Франция	R550 Magic	ИК	2 720	157		89	15	3
Франция	Magic Super 530	ПАРГС	3 810	260	880	275	37	4,5
ЮАР	A-Darter	ИК	2 980	166	488	89	10	
ЮАР	R-Darter	ПАРГС	3 620	160		118	60+	
Япония	ААМ-3 (Type 90)	ИК	3 100	127		91	13	
Япония	ААМ-4 (Type 99)	РК+ АРГС	3 667	203	800	222	100	4-5
Япония	ААМ-5 (Type 04)	ИК	2 860	126	650	83,9	35	3

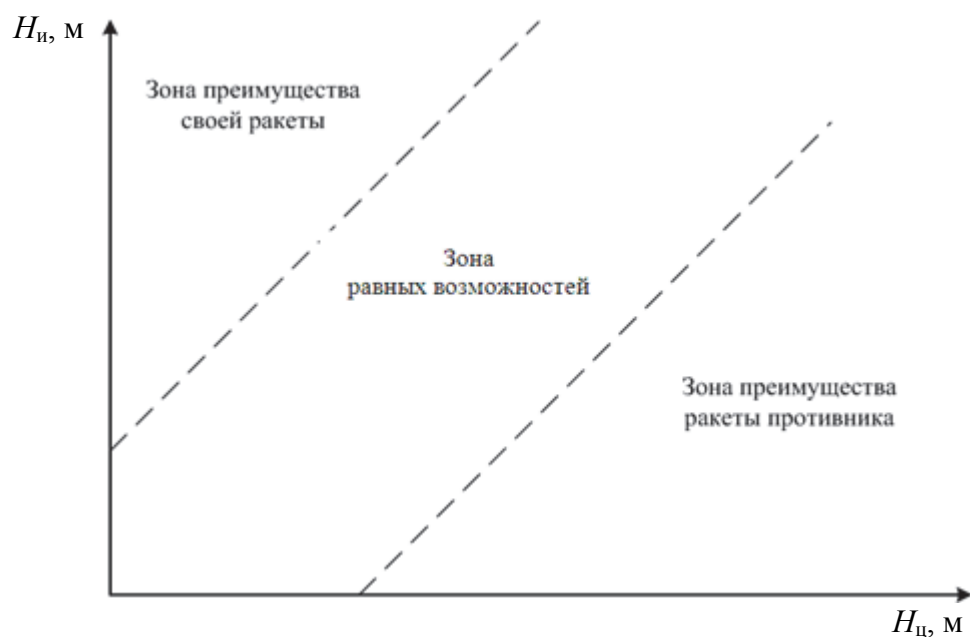


Рис. 1.2. Зоны преимущества однотипных ракет

На рис. 1.2 в координатах высота истребителя $H_{и}$ – высота цели $H_{ц}$ представлена качественная картина преимущества своей ракеты перед ракетой противника. При равных скоростях истребителя и цели и одинаковых ракетах самолётов-противников на плоскости высот показана [1]:

- зона равных возможностей ракет, при одновременном пуске из которой ракеты самолётов-противников достигают своей цели одновременно;
- зона преимущества своей ракеты; из этой зоны при одновременном пуске ракет своя ракета упреждает в попадании ракету противника;
- зона преимущества ракеты противника.

Фактически зоны для каждой пары противостоящих ракет существуют в четырехмерном пространстве $(H_{и}, V_{и}, H_{ц}, V_{ц})$. Возможность выхода истребителя в зону преимущества своей ракеты за интервал времени, в течение которого истребитель еще не войдет в зону пусков ракеты противника, может быть оценена бортовыми алгоритмами истребителя и предъявлена летчику на индикаторе информационно-управляющего поля кабины. Реализация летчиком этой возможности позволяет осуществить упреждающее попадание в самолёт противника своей ракетой даже при запаздывающем её пуске [1].

При упреждающем пуске ракеты противника на обороняющемся истребителе прежде всего определяется принципиальная возможность ответного применения, возможность предварительного снижения эффективности атакующей ракеты за счет применения помех и оборонительных маневров. В случае отсутствия такой возможности на борту анализируется целесообразность имитации атаки (продолжения сближения с целью) или выхода из атаки (уклонения).

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух–воздух» на этапе сопровождения её носителя

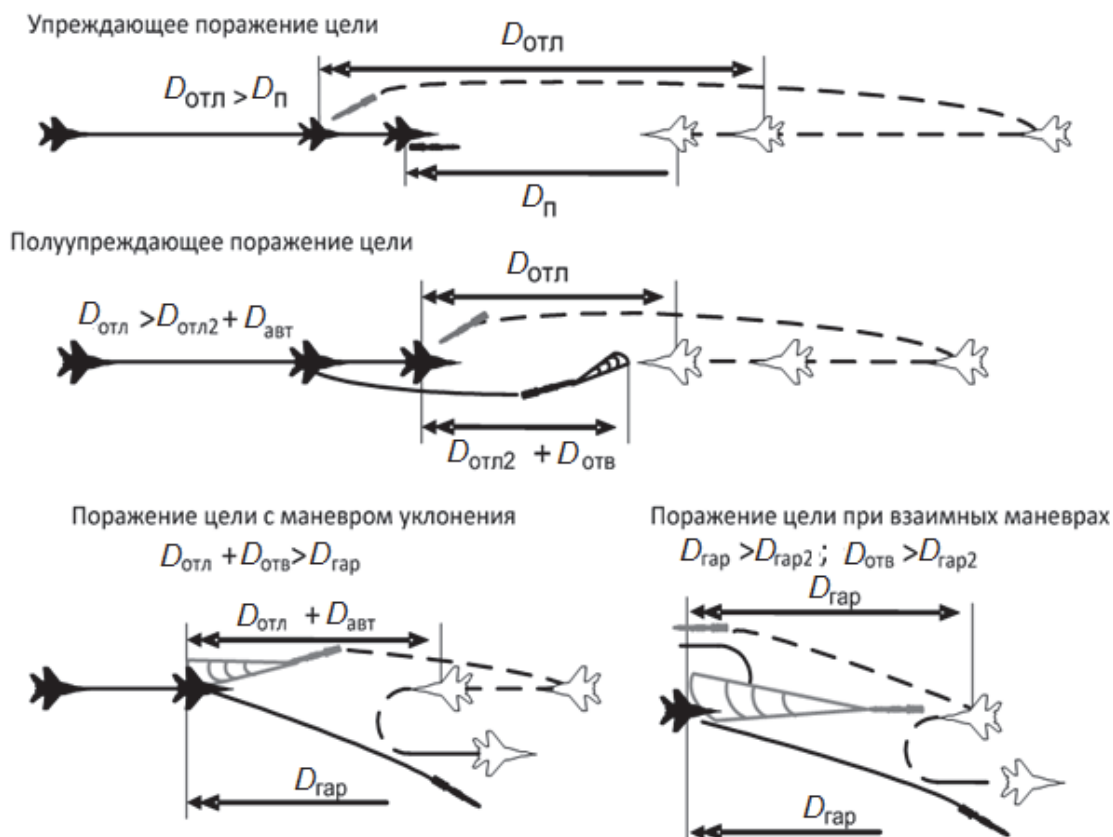


Рис. 1.3. Основные характеристики ракет противоборствующих сторон

Исход воздушного боя определяется соотношениями следующих характеристик ракет противодействующих сторон (рис. 1.3) [8]:

- дальностями пусков $D_{п}$, представляющими меньшие из значений баллистических $D_{бал}$ и системных $D_{сис}$ дальностей;
- дальностями отлетов ракет от носителя в момент поражения цели $D_{отл}$ (энергетические факторы ракет F-Pole в зарубежной терминологии);
- гарантированными дальностями пусков по интенсивно маневрирующей, в том числе отворачивающей цели $D_{гар}$ (дальняя граница No Escape Zone в зарубежной терминологии);
- дальностями захвата цели РГС $D_{зх}$ в активном или пассивном режиме, определяющими автономную дальность наведения $D_{авт} = D_{зх}$ без поддержки носителем;
- системными дальностями пусков: $D_{сис} = k D_{зх}$;
- дальностями носитель – цель в момент захвата цели РГС (активным или пассивным каналом) $D_{отв}$, с которых носитель может прекратить поддержку наведения пущенной им ракеты и начать маневр отворота для выхода из-под ответной атаки противником (фактор автономности A-Pole). В соответствии с определением

$$D_{отв} = D_{отл/зх} + D_{зх}$$

где $D_{отл/зх}$ – отлет ракеты от носителя на момент захвата, оцениваемый как

$$D_{отл/зх} = D_{отл} (1 - D_{зх} / D_{п}).$$

В зависимости от соотношения указанных величин ракет противодействующих сторон возможны следующие исходы воздушных боев [8]:

$D_{отл1} > D_{п2}$ – упреждающее поражение самолетом 1 самолета 2 до пуска им своей ракеты;

$D_{отл1} > D_{отв2}$ – полуупреждающее поражение самолетом 1 самолета 2 до перехода его ракеты на автономное наведение;

$D_{отв1} > D_{гар2}$ – поражение самолетом 1 неманеврирующего самолета 2, стремящегося войти в гарантированную зону пуска своих ракет, с маневром уклонения самолета 1 с $D_{отв1}$, т. е. после захвата цели РГС и перехода ракеты 1 на автономное наведение;

$D_{гар1} > D_{гар2}$ – поражение самолетом 1 маневрирующего самолета 2, стремящегося войти в гарантированную зону пуска своих ракет, с маневром уклонения самолета 1, возможного при условии $D_{авт1} > D_{гар2}$.

Кроме того, возможен вариант, неприемлемый для обеих сторон, при котором $D_{отв1} > D_{отл2}$ и $D_{отв2} > D_{отл1}$. Это характеризует ситуацию взаимного поражения, когда каждая из ракет, в том числе с худшими баллистическими характеристиками, успевает перейти на автономное наведение до поражения своего самолета. Такая ситуация может возникать при использовании одним самолетом ракеты 4-го поколения, а другим – ракеты 5-го поколения, но с недостаточно высоким энергетическим фактором.

Таким образом, основными характеристиками, влияющими на эффективность ракет в условиях воздушного боя, являются дальность отлета $D_{отл}$ (энергетический фактор F-Pole), дальность возможного начала отворота $D_{отв}$ (фактор автономности A-Pole), гарантированная дальность пуска $D_{гар}$. Дальность начала отворота $D_{отв}$ в равной степени зависит от значений $D_{отл}$ и $D_{зх}$. Для увеличения фактора автономности $D_{отв}$ (A-Pole) недостаточная величина дальности захвата $D_{зх}$ активного канала РГС может быть компенсирована увеличением величины энергетического фактора $D_{отл}$. Все три характеристики (фактора) $D_{отл}$, $D_{отв}$, $D_{гар}$ требуют для своего самолёта увеличения энерговооруженности и высоких скоростных характеристик ракеты.

Знание перечисленных характеристик ракет противодействующих сторон позволяет построить области исходов воздушных боев самолетов, придерживающихся различных тактик поведения после пуска. Тактика применения ракет при сохранении заданного направления полета наиболее вероятна в задачах сопровождения истребителями ударных самолетов и отражения налетов на них истребителями противоположной стороны. Тактика пусков ракет из гарантированных зон возможных пусков (ГЗВП) с последующими маневрами уклонения может быть характерна для действий истребителей по завоеванию господства в воздухе над районом боевых

действий при ведении свободных воздушных боев. Обе ситуации являются предельными по требованиям к характеристикам используемых ракет. Превосходство оружия в данных тактических ситуациях будет определять его превосходство при выполнении остальных боевых задач [8].

В основу облика бортовых алгоритмов положены следующие результаты научных исследований проблем дальнего ракетного боя [1].

1. Современные УР класса «воздух – воздух» имеют мощные двигатели, позволяющие ракете после старта быстро набирать максимальную скорость, и длительный участок пассивного полета под действием сил гравитации и аэродинамического сопротивления движению.

2. Метод наведения ракет близок к методу параллельного сближения. Быстродействие радиоэлектронной системы управления достаточное, чтобы на большей части траектории полета УР считать её безынерционной. Для таких ракет выявлены два класса оборонительных маневров:

- маневры «против энергетики», обеспечивающие максимально быстрое торможение наводящейся ракеты до скорости, на которой она теряет свои маневренные способности;
- маневры «против контура наведения» ракеты, при которых увеличивается промах.

3. Вид и эффективность маневрирования напрямую зависят от времени его начала.

1.1.3. Тактико-технические характеристики современных и перспективных управляемых ракет класса «воздух – воздух»

Ракеты класса «воздух – воздух» оснащаются, как правило, однорежимными или двухрежимными твердотопливными двигателями (РДТТ) с высокой тягой на стартовом участке и более низкой на маршевом. Время работы двигателя составляет от нескольких секунд до нескольких десятков секунд. На некоторых современных и перспективных УР применяется комбинированный ракетно-прямоточный двигатель (КРПД), сочетающий принципы работы ракетного двигателя (жидкостного ракетного двигателя, РДТТ) и прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). В ракетном двигателе (газогенераторе) при высоком давлении сжигается топливо с недостатком окислителя и продукты неполного сгорания подаются через сопла в камеру сгорания ПВРД, где догорают в потоке воздуха, одновременно производя его эжекционное сжатие. Эффект эжекции и использование топлив с высокой теплотой сгорания позволяют увеличить лобовую тягу и понизить начальную скорость включения двигателя по сравнению с обычным ПВРД. Теоретически ракетно-прямоточный двигатель может иметь тягу на старте, но практически его целесообразно использовать начиная со скорости, соответствующей числу Маха $> 1-1,5$, т. е. со стартовым ускорителем. Эффект

эжекции и дожигания топлива в тракте ПВРД повышает экономичность (удельный импульс) КРПД в несколько раз по сравнению с ракетными двигателями. Однако по этому показателю РПД уступает обычному ПВРД.

Таким образом, для всех типов УР класса «воздух – воздух» характерно наличие разгонного участка траектории, который может длиться в зависимости от типа двигателя от нескольких секунд до нескольких десятков секунд.

Для примера на рис. 1.4 приведены типичные зависимости скорости полёта ракет средней дальности от полётного времени при максимальных скоростях истребителя-носителя УР. Похожая картина наблюдается и для других УР большой и средней дальности.

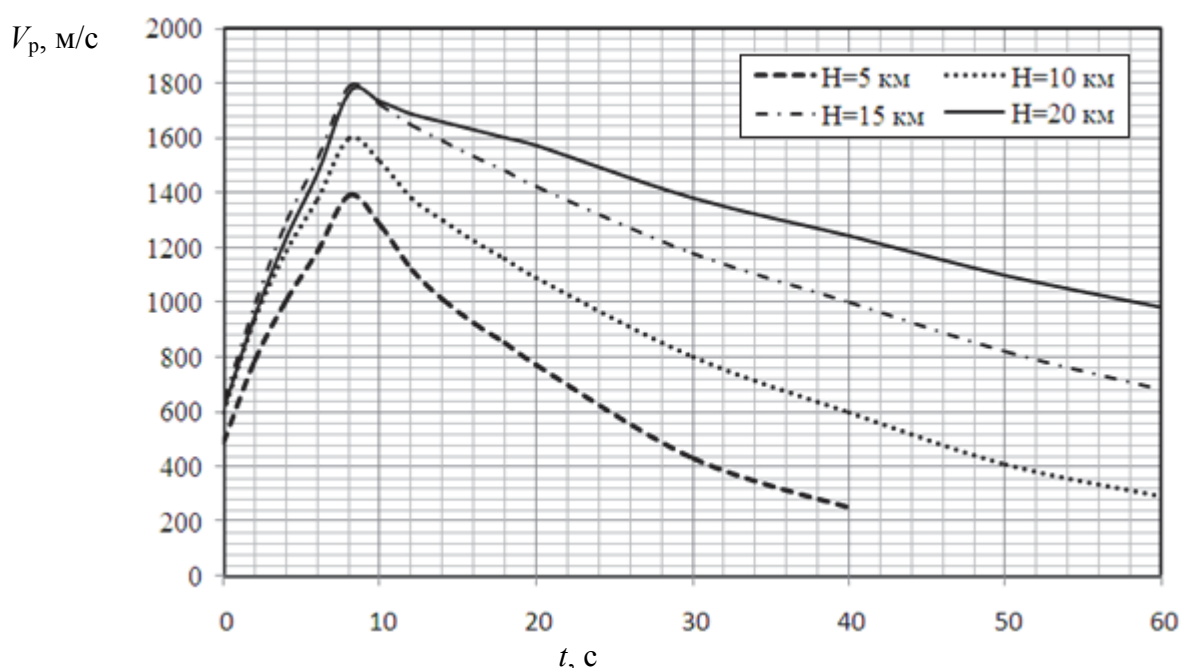


Рис. 1.4. Зависимость скорости полёта ракет средней дальности от полётного времени

Обобщив примерную зависимость скорости полёта УР большой и средней дальности от полётного времени, можно получить зависимость, представленную на рис. 1.5. При этом движение ракеты на разгонном участке (по крайней мере, за время одного радиолокационного контакта) можно считать равноускоренным. В связи с этим отраженный от УР на данном этапе радиолокационный сигнал приобретает линейную частотную модуляцию (ЛЧМ), причём девиация его частоты при заданном времени когерентного накопления и длине волны зависит только от величины радиального ускорения УР [9; 10; 22–25]. Ускорение УР на разгонном этапе может составлять до 100 – 150 м/с².

Управляемые ракеты класса «воздух – воздух» являются одним из наиболее динамично развивающихся зарубежных видов вооружения. Это

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух–воздух» на этапе сопровождения её носителя

объясняется тем, что данное вооружение рассматривается как инструмент завоевания господства в воздухе, которое определяет в конечном счёте успех всей военной операции.

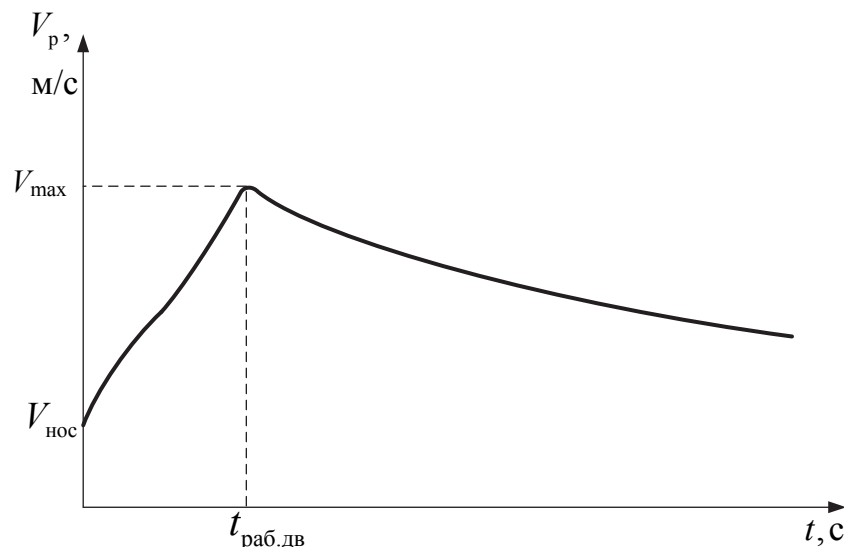


Рис. 1.5. Примерная зависимость скорости полёта УР большой и средней дальности от полётного времени

В период 90-х годов XX века и начала 2000-х годов произошло обновление парка ракет класса «воздух – воздух» ведущих мировых государств. На вооружение приняты ракеты нового поколения, представляющие собой глубокие модернизации предшествующих образцов либо новые разработки. Ведутся интенсивные работы по дальнейшему развитию этого вида вооружения. Наиболее совершенными образцами в типе ракет средней и большой дальности, принятыми или близкими к принятию на вооружение, являются следующие [8]:

- последние модификации ракет AMRAAM (США):
 - AIM-120C5 и AIM-120C7 – на вооружении с 1998 и 2004 г.,
 - AIM-120D – принята на вооружение в 2008 г.;
- FMRAAM (США) – разработка, планируется принятие на вооружение в 2012 г.;
- MICA-EM (Франция) – на вооружении с 1998 г.;
- Meteor (Европа) – испытания, планируется принятие на вооружение после 2013 г.

Разработки этих ракет проведены с использованием последних достижений в области ракетостроения, радиоэлектроники, инфракрасной техники, информационных технологий.

Осуществляемый в США, объединенной Европе и ряде других стран процесс развития ракет класса «воздух – воздух» имеет ряд характерных особенностей и тенденций. Основные из них перечислены ниже [6; 8].

Во-первых, создание более совершенного оружия признают наиболее выгодным по критериям «стоимость – эффективность» способом наращивания боевых возможностей. Оружие является подвесным элементом авиационных боевых комплексов, что позволяет более легко в сравнении с другими системами реализовывать новые концепции повышения их эффективности.

Во-вторых, на программы модернизации и разработки новых образцов вооружения класса «воздух – воздух» направляют огромные объёмы финансирования, учитывая экономическую выгоду от его обновления для поднятия эффективности авиационных боевых комплексов.

В-третьих, современное развитие ракет сконцентрировано на двух основных типах:

- ракеты малой дальности с расширением области боевого применения на средние дальности;
- ракеты средней дальности с расширением областей боевого применения на большие дальности.

В-четвёртых, совершенствование обоих типов ракет осуществляют в соответствии с концепцией воздушного боя, предусматривающей достижение заданной эффективности в сочетании с требованием обеспечения высокой выживаемости своего самолёта. Считается необходимым обеспечить применение ракет без входа самолёта-носителя в зоны действия оружия класса «воздух – воздух» самолётов противника. Потерю дорогостоящего самолёта и гибель высококвалифицированного лётчика из-за недостаточности характеристик вооружения считают абсолютно неприемлемыми.

В плане решения проблем воздушного боя и сохранения своего самолёта широкое распространение получили следующие принципы, характеризующие общий вектор развития ракет для самолётов 4+ и 5-го поколений [7; 8]:

- First Look – First Fire (первым увидел – первым выстрелил);
- First Shot – First Kill (первым пустил – первым поразил);
- Fire and Forget (выстрелил и забыл);
- Launch and Leave (пустил и ушёл).

Реализацию указанных принципов обуславливают [7; 8]:

- энергетический фактор, определяющий скоростные возможности ракеты и дистанции от самолёта, на которых происходит поражение цели (дальности отлёта в отечественной терминологии);

- фактор автономности, определяющий дальности от самолёта до цели, когда ракета переходит на полностью автономное наведение и самолёт может совершить маневр уклонения для выхода из-под ответного ракетного обстрела, а также выключить БРЛС, исключив возможность применения ракет противника с пассивным радиолокационным наведением;

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух–воздух» на этапе сопровождения её носителя

- гарантированные зоны возможных пусков (ГЗВП), при попадании в которые цель не может избежать поражения ракетой ни при каком маневре, включая маневры на уход и увеличение динамического промаха;
- степень интеграции ракеты с бортом носителя и взаимодействующими авиационными и космическими средствами в общую информационную среду с использованием для ракет средней и большой дальности двухсторонней асинхронной линии передачи данных и приемного блока глобальной спутниковой навигационной системы NAVSTAR [8];
- повышение скрытности применения ракет путем сведения к минимуму радиолокационного контакта носителя с целью и пущенными ракетами, что должно сократить возможности противника по постановке помех и применению им ракет с пассивными режимами наведения.

При проведении модернизаций существующих и разработке новых ракет класса «воздух – воздух» основные усилия направляются на максимизацию этих факторов, что позволяет повысить эффективность и обеспечить высокую степень выживаемости авиационного боевого комплекса в сложных условиях огневого и информационного противодействия.

Основными техническими решениями, используемыми при разработке новых зарубежных ракет класса «воздух – воздух» средней и большой дальности, являются следующие [7; 8]:

- аэродинамические компоновки с пониженными значениями лобового сопротивления и уменьшенными поперечными габаритами для обеспечения компактного и внутрифюзеляжного размещения на самолётах;
- ракетный двигатель:
 - твердотопливный с последовательно увеличивающимися размерами (на 5–7 дюймов для модификаций AIM-120C5, AIM-120C7), с двухимпульсной программой тяги в модификации AIM-120D;
 - новый тип двигательной установки – ПРВД или КРПД на ракетах FMRAAM и Meteor, позволяющий на средних и малых высотах в 2–3 раза увеличить баллистические дальности пусков и отлётов;
- многорежимные РГС с комплексированием активного и пассивных режимов наведения на помехи БРЛС своего носителя и на излучения БРЛС истребителей противника (ракеты AMRAAM, начиная с AIM-120B, FMRAAM, Meteor);
- высокоточные инерциальные системы управления на базе волоконно-оптических датчиков.

Одним из основных требований к ракетам средней и большой дальности нового поколения в составе истребителей 4+ и 5-го поколений является обеспечение выигрыша воздушных боёв и высокой выживаемости своего самолёта.

1.2. Возможности информационных средств по обнаружению пущенных противником управляемых ракет класса «ВОЗДУХ – ВОЗДУХ»

В настоящее время решение задачи обнаружения пущенных ракет возлагается на комплекс радиоэлектронного противодействия истребителя. Такой комплекс включает в себя [1]:

- информационный канал, который обеспечивает обнаружение радиоэлектронного и лазерного облучения самолёта, инфракрасного и ультрафиолетового излучения факелов двигателей приближающихся объектов;
- канал анализа и обработки этого облучения для определения степени опасности угрозы со стороны противника;
- исполнительный канал, формирующий наиболее эффективное противодействие в диапазонах радиоволн, теплового и видимого спектра электромагнитных колебаний.

Однако сложность обстановки заключается в том, что угроза может исходить не только от источников радиоизлучения противника, но и от не-излучающих объектов – ракет с пассивными головками самонаведения, ракет на участке инерциального наведения и ракет с полуактивным наведением. К тому же современные БРЛС истребителей вероятного противника предусматривают возможность функционирования в пассивном режиме и в скрытных режимах (LPI – низкая вероятность перехвата), что осложняет перехват и анализ излученного сигнала и, как следствие, снижает вероятность обнаружения факта пуска противником УР класса «воздух – воздух». Например, в самолёте F-22 имеется возможность применения ракет типа AMRAAM по целеуказанию от пассивных бортовых датчиков и внешних источников.

Сегодня в России и за рубежом делаются определенные попытки в направлении расширения информационных возможностей истребителей по обнаружению и распознаванию состояния пущенных УР противника [9–11].

Так [26] на самолётах типа F-16 может использоваться следующая аппаратура предупреждения об атаке:

- PIDS (Дания) – контейнерная интегрированная система предупреждения (обнаружения) о ракетной атаке и отстрела расходуемых средств РЭБ (дипольные отражатели, ложные тепловые цели) – обнаружение пусков ракет по излучению факела их двигателя;
- PAWS (Израиль) – инфракрасная пассивная система обнаружения пусков ракет по излучению факела двигателя;
- AAR-44(v) – система обнаружения инфракрасного излучения с углом обзора $\pm 120^\circ$ обеспечивает точность измерения углового положения

атакующей ракеты, позволяющую наводить на нее луч лазерного излучателя [1];

- ALQ – импульсно-доплеровская станция радиолокационного обзора ближней зоны самолёта с ограниченным радиусом действия (порядка 10 км) [1];

- EL/M-2160 (Израиль) – импульсно-доплеровская радиолокационная система предупреждения о приближении ракет; на борту самолёта может быть размещено до шести антенных систем, перекрывающих атакоопасные секторы.

На некоторых самолетах для фиксации пуска ракеты (на дальности до 30 км) используется оптико-электронная система обнаружения атакующих ракет, которая определяет траекторию и дальность до средства поражения, а также тип наведения ракеты. По результатам сбора в оптико-электронных системах и обработки в бортовом комплексе обороны информации выдается команда на отстрел ловушек или постановку помех, а летчику дается векторное направление для уклонения от атаки. Обнаружение опасных для самолёта ракет осуществляется на расстоянии не менее 4 км [8; 27; 28].

Корпорация «Фазотрон-НИИР» разработала базовую унифицированную когерентно-импульсную, работающую в L-диапазоне волн, РЛС кругового обзора «Арбалет-Д», которая решает задачи обнаружения ракеты в широком секторе пространственных углов за доли секунды. На борту самолёта (вертолёта) размещается 4 антенных модуля БРЛС, перекрывающих атакоопасные секторы. Максимальная дальность обнаружения ракеты типа «Стингер» – не менее 3,5 км [29].

Однако рассмотренные системы обладают рядом существенных недостатков:

- оптико-электронные системы имеют ограниченный радиус действия (не более 30 км); высокую вероятность ложных тревог вследствие приёма сигналов от источников теплового излучения, ошибочно принимаемых за факел двигателя ракеты противника [1];

- в радиолокационных системах использование дополнительных РЛС с их низконаправленными антеннами приводит к нарушению электромагнитной совместимости существующей на борту истребителя радиоэлектронной техники; увеличению массогабаритных характеристик самолёта; ограничению радиуса его действия;

- дальности обнаружения опасных для самолёта ракет позволяют осуществить защиту истребителя только за счет интенсивного маневрирования «против контура наведения» ракеты, приводящего к увеличению её промаха;

- отсутствие информирования взаимодействующих истребителей о наведении на них ракет противника.

По оценкам ведущих научно-исследовательских учреждений МО РФ, специалистов отечественных предприятий военно-промышленного комплекса и зарубежных фирм [1; 15–17; 30], для истребителей 4+ и 5-го поколений основным является существенное улучшение характеристик и информационных возможностей БРЛС, которые должны отвечать требованиям рассматриваемого периода времени и обеспечить:

- самостоятельный автоматический поиск целей, обнаружение (повышение дальности обнаружения) и сопровождение [31–35] их большого количества, разрешение целей в группе, распознавание их состояния (оценка численного состава плотной группы целей [31–33] и типов [34; 35] и определение наиболее опасных из них);
- автоматическое управление оружием, в том числе высокоточным, либо выдачу разового целеуказания оружию, реализующему принцип «пустил – забыл» при многоцелевом обстреле;
- качественно новый уровень оперативности получения информации на любом этапе ведения боевых действий – практически мгновенная реакция на изменение внешней обстановки, функционирование в сложной сигнальной и помеховой обстановке;
- обнаружение потенциальных источников угроз для истребителя, оценка их координат и распознавание их состояния [11].

Таким образом, одним из наиболее эффективных информационных устройств, способным обеспечивать обнаружение пущенной управляемой ракеты, является БРЛС истребителя [1; 36]. При этом использование для обнаружения пущенных в переднюю полусферу УР противника БРЛС истребителя с её высоконаправленной антенной в виде фазированной или активной фазированной антенной (ФАР или АФАР) решётки позволит устранить все недостатки рассмотренных выше радиотехнических систем.

1.3. Обоснование требований к бортовым радиолокационным системам по обеспечению обнаружения пущенных противником управляемых ракет класса «воздух – воздух»

1.3.1. Обнаружение воздушных целей в импульсно-доплеровских бортовых радиолокационных станциях истребителей

Анализ существующих и перспективных БРЛС истребителей показал, что принцип их построения единый и основывается на импульсно-доплеровском методе обработки сигналов [1, 37]. Данные БРЛС характеризуются достаточно длительным временем когерентного накопления, оснащены цифровыми приемниками и современными высокопроизводитель-

ными бортовыми вычислителями, а также ФАР или АФАР, имеющими гибкую временную диаграмму работы на каждой угловой позиции, что позволяет осуществлять программируемый обзор пространства с практически мгновенной перестройкой луча. В существующих ИД БРЛС с ФАР на этапе обнаружения осуществляется последовательный обзор пространства.

Рассмотрим особенности функционирования ИД БРЛС с ФАР в режиме обнаружения воздушных целей.

На этапе обнаружения в режиме высокой частоты повторения (ВЧП) импульсов (160–210 кГц) с выхода генератора квазинепрерывный сигнал (рис. 1.6) в виде последовательных мощных высокочастотных импульсов на несущей частоте f_0 и выбранном периоде повторения T_n с заданной скважностью Q и длительностью $\tau_{и} = T_n / Q$ поступает в антенну и излучается в пространство.

Математически сигнал пачки радиоимпульсов описывается выражением:

$$U(t) = U_0 \sum_{n=1}^N h_{\tau}(t - t_d - n T_n) \cos [(\omega_{0n} + \omega_d) t + \varphi_n],$$

где U_0 – амплитуда импульса;

T_n – период следования импульсов;

$N = T_n / T_{и}$ – число накапливаемых импульсов;

$h_{\tau}(t)$ – функция длительностью $\tau_{и}$, описывающая закон огибающей одиночного импульса;

t_d – время задержки отраженного сигнала;

$\omega_{0n} + \omega_d = 2\pi(f_0 + f_d)$ – круговая частота принимаемого сигнала;

φ_n – неизвестная начальная фаза принимаемого сигнала, как правило, одинаковая (или известен закон ее изменения) для всех принимаемых элементарных импульсов [39].

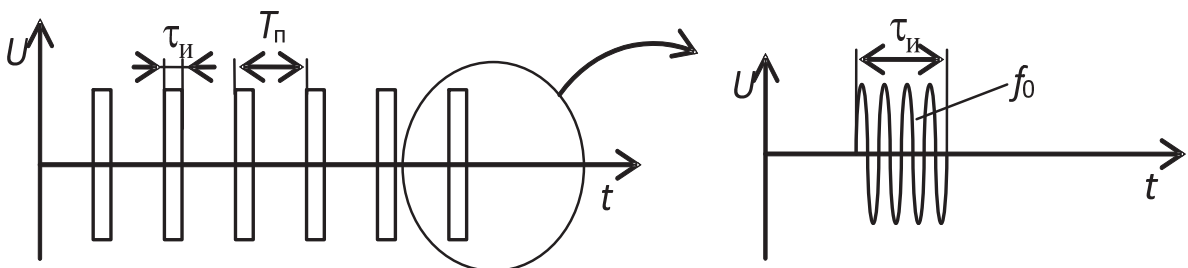


Рис. 1.6. Структура пачки зондирующих импульсов

Важнейшей характеристикой сигнала, определяющей возможности БРЛС по доплеровской селекции целей и помех, является его спектр, аналитически рассчитываемый как преобразование Фурье. Учитывая,

что количество накапливаемых импульсов в пачке велико и измеряется сотнями и тысячами, огибающая спектра сигнала, отраженного от точечной нефлуктуирующей цели, при отсутствии частотной и внутриимпульсной модуляции, т. е. при $\varphi_n = \varphi_0 = \text{const}$, $\omega_{0n} = \omega_0 = \text{const}$, представляется с достаточной точностью следующим выражением:

$$S(f) = \int_{-\infty}^{\infty} U(t) e^{2\pi f t} dt = \\ = \dot{S}_0 \operatorname{sinc} \left[\frac{(f - f_0 - f_d) \tau_n}{\pi} \right] \sum_{n=-\infty}^{\infty} \operatorname{sinc} \left[\frac{(f - nF_n)}{\pi} \right],$$

где $\operatorname{sinc}(x) = \sin(x)/x$ – функция отсчетов.

Огибающая спектра принимаемого сигнала при ВЧП приведена на рис. 1.7. Такие спектры называются линейчатými или гребенчатыми. Каждая n -я линия спектра описывается выражением $\operatorname{sinc} \left(\frac{f - nF_n}{\pi} \right) T_n / \pi$ и имеет амплитуду, определяемую огибающей спектра $\dot{S}_0 \operatorname{sinc} \left(\frac{f - f_0 - f_d}{\pi} \tau_n / \pi \right)$, представленную на рис. 1.7 пунктирной линией. Ширина спектральной линии по её первым нулям равна $2/T_n$, а ширина, измеряемая на уровне половинной мощности – $\delta f = 1/T_n$. Эта величина определяет потенциальные возможности БРЛС по доплеровскому (частотному) разрешению целей [39; 40].

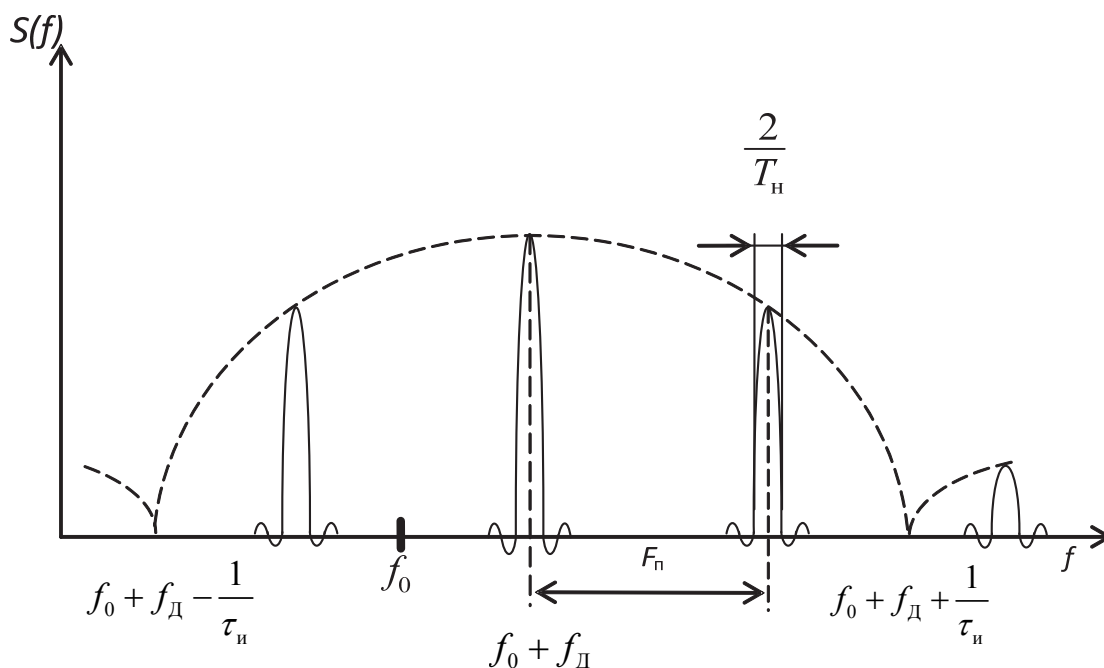


Рис. 1.7. Спектр сигнала в режиме ВЧП

Общая ширина спектра сигнала, рассчитываемая как диапазон частот между первыми нулями огибающей спектра $\Delta F = 2 / \tau_{\text{и}}$, определяется длительностью зондирующих импульсов. Центральная частота спектра, соответствующая спектральной линии с максимальной амплитудой, смещена от частоты зондирующего сигнала f_0 на величину $f_{\text{д}}$. При сближении истребителя и цели доплеровский сдвиг частоты принимаемого сигнала положителен: спектр смещается вправо, при удалении – влево. Важнейшим параметром спектра является интервал следования спектральных линий, равный частоте повторения зондирующих импульсов $F_{\text{п}}$. Диапазон частот между двумя спектральными линиями образует зону однозначности сигналов по частоте. В режиме ВЧП зона однозначности по частоте больше максимальной доплеровской частоты, подлежащей обработке. В связи с этим в режиме ВЧП не возникает необходимости устранения неоднозначности по скорости. Обработка принимаемых сигналов в ИД БРЛС ведется после стробирования по дальности в пределах только одной зоны однозначности по частоте.

Работа БРЛС в режиме ВЧП позволяет производить обработку сигнала, отражённого от цели, имеющей значительную радиальную скорость, в области частот, свободных от мешающих отражений. Обнаружение сигнала производится на фоне только внутренних шумов приемного устройства. Это обеспечивает большую дальность обнаружения целей, летящих на встречном и встречно-пересекающемся курсах.

В режиме ВЧП не стоит проблема борьбы с высотными отражениями, так как они находятся в той части спектра, где не происходит обнаружение целей. Для однозначного определения радиальной скорости цели значение ЧПИ должно удовлетворять условию [30; 40]:

$$F_{\text{п}} \geq \frac{4V_{\text{и max}}}{\lambda} + \frac{2V_{\text{ц max}}}{\lambda},$$

где $V_{\text{и max}}$ и $V_{\text{ц max}}$ – максимально возможные значения скорости истребителя и цели соответственно.

Например, при $V_{\text{и max}} = 850$ м/с и $V_{\text{ц max}} = 1650$ м/с значение $F_{\text{п}} \geq 167,5$ кГц.

Вместе с тем использование режима излучения с ВЧП приводит к высокой неоднозначности измерения дальности до воздушной цели. Устранение данной неоднозначности производится на этапе захвата цели на сопровождение.

Другой характерной особенностью режима ВЧП является возникновение так называемых «слепых» зон по дальности, т. е. участков, в пределах которых цели не обнаруживаются, так как момент прихода отраженного импульса совпадает с моментом излучения очередного импульса передатчика. В это время приемник закрыт и обработка отраженного сигнала

не производится. В реальных устройствах время закрытого состояния (бланкирования) приемного канала составляет $\tau_{\text{и}} - 2\tau_{\text{и}}$. Для устранения слепых зон по дальности в режиме ВЧП часто используется метод изменения частоты повторения зондирующих импульсов от пачки к пачке. Частота повторения в пачках выбирается таким образом, чтобы слепые зоны, присущие одной пачке, были свободными для другой. Совокупность нескольких пачек обеспечивает просмотр всей заданной зоны дальности.

Для подавления сигнала передатчика на время излучения в режиме обнаружения осуществляется бланкирование приемника на время, равное $\tau_{\text{бл}} \approx 1,5\tau_{\text{и}}$ (при сопровождении $\tau_{\text{бл}} \approx \tau_{\text{и}}$). Амплитудно-частотный спектр принимаемого антенной отраженного сигнала после прохождения через входные устройства и на выходе усилителя промежуточной частоты (УПЧ) представлен на рис. 1.8 и в позиции 2 на рис. 1.9. В спектре изображены составляющие, обусловленные отражениями от земли, и находящиеся в свободных зонах спектральные составляющие сигнала, отраженного от планера одной движущейся цели.

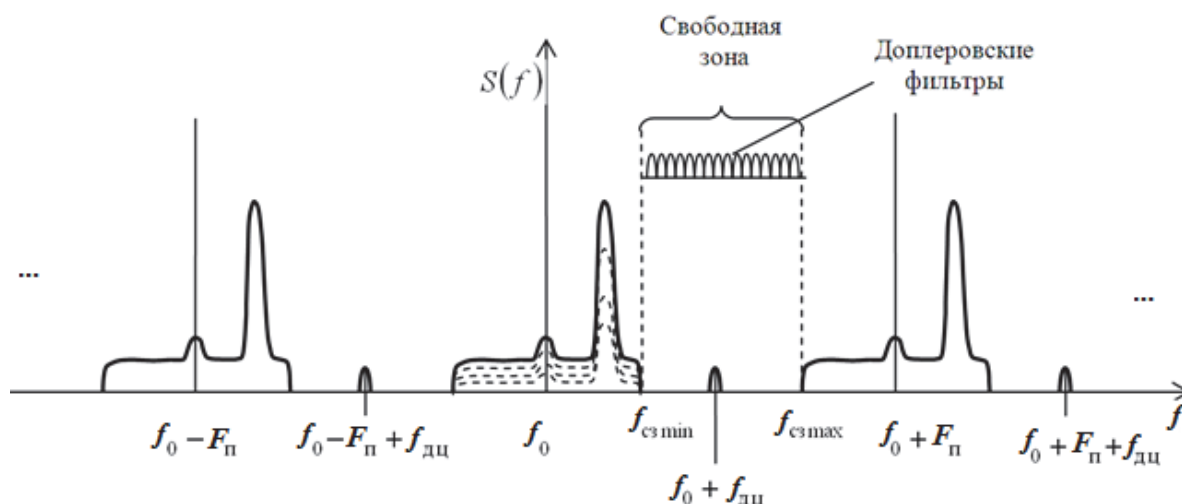


Рис. 1.8. Результирующий спектр в режиме ВЧП

Сигналы с выхода УПЧ поступают в один стробирующий канал дальности длительностью $\tau_{\text{и}}$, перекрывающий во времени «зону прозрачности» длительностью $\tau_{\text{зп}} = T_{\text{п}} - \tau_{\text{бл}} = \tau_{\text{и}} \tau_{\text{и}}$. Выходной сигнал представляет собой следующие с частотой $F_{\text{п}}$ вырезки длительностью $\tau_{\text{и}}$ принимаемого сигнала (позиция 3 рис. 1.9). В результате стробирования по дальности происходит снижение мощности мешающих отражений (в Q раз).

Сигналы с выхода канала дальности поступают в фильтр свободной зоны (ФСЗ). Этот фильтр режектирует все спектральные составляющие, соответствующие мешающим отражениям от земли, и пропускает только спектральные составляющие сигналов целей, находящихся в свободной

зоне. На рис. 1.9 в позиции 4 представлен случай, когда в одном из каналов дальности в свободной зоне по частоте имеется сигнал только от одной цели, наблюдаемый на фоне внутреннего шума приёмника БРЛС. На выходе ФСЗ сигнал теряет свою импульсную структуру. При наличии одной цели сигнал будет представлять собой гармоническое колебание с частотой, равной доплеровской частоте цели f_d либо $f_d + f_{пр}$, где $f_{пр}$ – промежуточная частота, на которой работает ФСЗ.

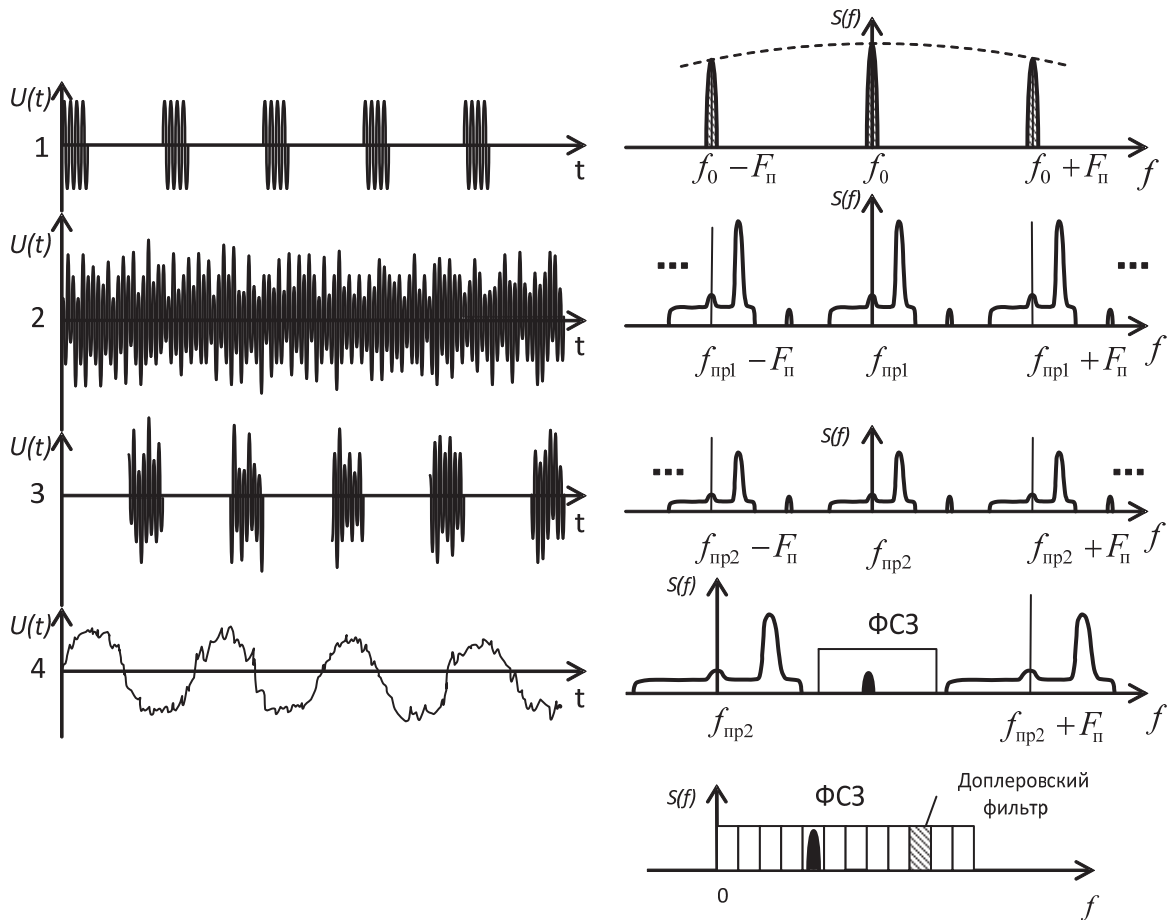


Рис. 1.9. Этапы функционирования БРЛС в режиме обнаружения

Если в канале дальности находится несколько целей с различными скоростями сближения, то сигнал на выходе ФСЗ будет представлять собой сумму нескольких гармонических колебаний на разных частотах. Полоса пропускания ФСЗ должна перекрывать всю зону по частоте, в которой происходит обнаружение целей, и составлять десятки килогерц. Применение ФСЗ позволяет существенно снизить динамический диапазон сигнала за счет режекции мощных мешающих отражений от земли, что позволяет снизить требования к динамическому диапазону аналогового преобразователя (АЦП) [39].

После ФСЗ отфильтрованные сигналы поступают в многоканальный АЦП, который осуществляет их дискретизацию по времени и квантование по амплитуде, далее – в блок цифровой фильтрации.

В этом устройстве из принимаемых сигналов выделяются участки, равные времени когерентного накопления $T_{\text{кн}}$, что позволяет сформировать гребенку узкополосных доплеровских фильтров с полосой пропускания $\Delta f = 1/T_{\text{кн}}$. При этом используются алгоритмы спектрального анализа с применением дискретного преобразования Фурье (ДПФ). При цифровом спектральном анализе реализуется квадратурная обработка сигнала. Узкополосные доплеровские фильтры (ДФ) расстроены друг от друга на частоту расстройки f_p и перекрывают часть зоны спектра, выделяемую ФЗ, свободную от мешающих отражений. Количество этих фильтров, как правило, очень велико и, например, при $\Delta f = 800$ Гц и $f_p = 500$ Гц их число равно 180, что соответствует перекрываемому диапазону ожидаемых возможных частот Доплера 90 кГц.

Сигнал с выхода каждого из ДФ поступает на пороговое устройство. Номера фильтров, в которых превышен порог, подаются в бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ) для дальнейшей обработки.

1.3.2. Особенности радиолокационной цели типа управляемая ракета класса «воздух – воздух»

Использование в полной мере информационных возможностей БРЛС истребителя является перспективным путем для обнаружения пущенных противником УР класса «воздух – воздух». Вместе с тем задача радиолокационного обнаружения воздушных целей данного класса на максимальных дальностях пуска 50–150 км [1] характеризуется рядом сложностей, обусловленных их особенностями:

- УР является малоразмерной воздушной целью;
- развивает значительное ускорение на разгонном этапе полёта;
- является высокоскоростной целью.

Управляемые ракеты класса «воздух – воздух» являются малоразмерными воздушными целями, характеризуются средней эффективной площадью рассеяния (ЭПР) в сантиметровом диапазоне волн $\bar{\sigma} \approx 0,05\text{--}0,15$ м², что обуславливает низкое отношение сигнал/шум на входе приёмника и, соответственно, приводит к существенному снижению дальности обнаружения.

Наличие значительного ускорения (100–150 м/с²) приводит к тому, что энергия сигнала при существующем импульсно-доплеровском принципе обработки в БРЛС рассредоточивается в нескольких ДФ. Соответственно, снижается отношение сигнал/шум на выходе каждого из них.

Из рис. 1.4 и 1.5 следует, что на разгонном этапе движение УР можно считать равноускоренным (по крайней мере, за время одного радиолокаци-

онного контакта). Отражённый от УР на данном этапе радиолокационный сигнал имеет ЛЧМ структуру [22–24]. Индекс ЛЧМ при этом может достигать величины 5–7,5 кГц/с.

Высокая скорость УР приводит к тому, что на встречных курсах при максимальных скоростях сближения частота Доплера отражённого от УР сигнала будет превышать верхнюю границу анализируемого частотного доплеровского диапазона. Учитывая, что $f_{d \max} = 2V_{r \max} / \lambda$, максимальное значение частоты Доплера может составить 120–125 кГц.

Принимая во внимание вышеуказанные радиолокационные особенности УР класса «воздух – воздух» и то, что обработка сигнала в существующих БРЛС основывается на гипотезе о равномерном движении цели за время наблюдения [41], задача обнаружения факта пуска противником УР при современных методах обработки решается неэффективно.

Вместе с тем имеется существенный признак, учитывая который можно организовать согласованную (оптимальную) обработку отражённого от УР сигнала и тем самым повысить дальность её обнаружения – это значительное ускорение на разгонном этапе.

1.3.3. Требования к бортовым радиолокационным станциям по обеспечению обнаружения пущенных противником управляемых ракет класса «воздух – воздух»

Для обнаружения отражённого от пущенной УР противника радиолокационного сигнала в ИД БРЛС необходимо обязательное выполнение двух условий:

1) значение доплеровской частоты отражённого сигнала, обусловленное скоростью сближения самолёта с целью данного класса, должно находиться в зоне фильтрации;

2) мощность отражённого сигнала должна быть достаточной для обеспечения заданного качества обнаружения на фоне собственных шумов приёмника.

Оценим диапазон значений доплеровской частоты отраженного от пущенной УР сигнала [9–11]. На рис. 1.10 дан вариант ситуации наведения УР на ВЦ в горизонтальной плоскости, где ε – угол визирования ВЦ; θ_p – угол наклона траектории движения УР; $\varphi_{УР}$ – угол визирования пущенной УР; ТВ – точка встречи УР и ВЦ.

С целью упрощения примем, что УР наводится по методу параллельного сближения, для которого характерно выполнение следующего равенства:

$$\theta_p = \arcsin \left(\frac{V_{ц}}{V_p} \sin(\varphi_{УР}) \right) + \varepsilon. \quad (1.1)$$

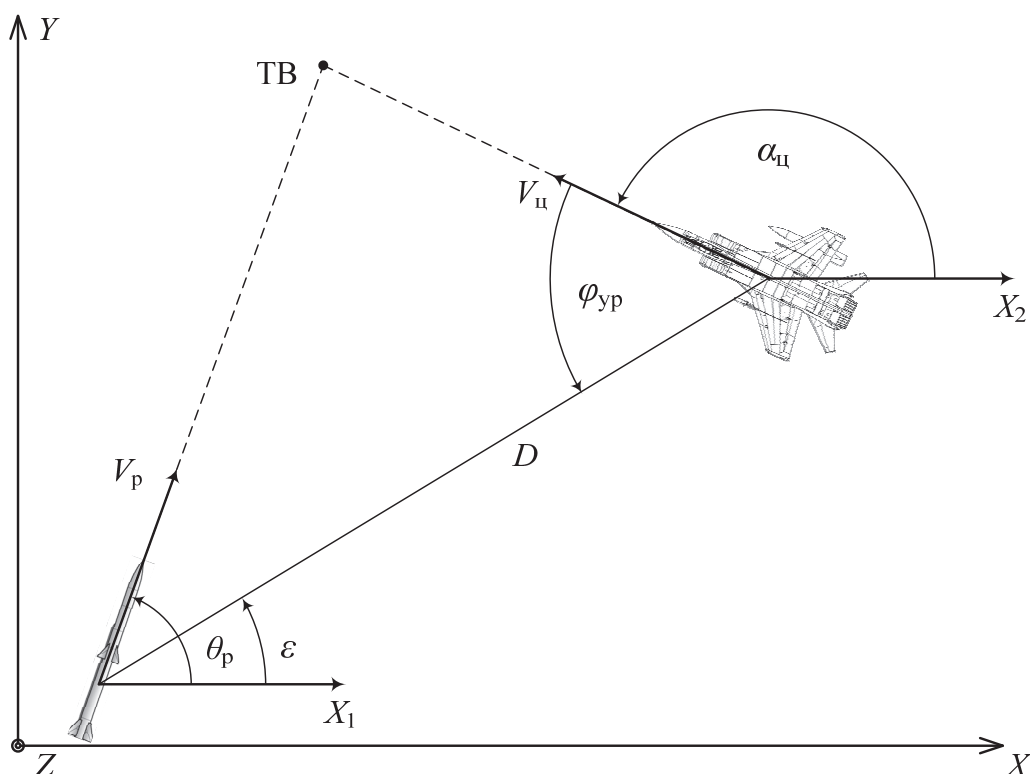


Рис. 1.10. Вариант ситуации наведения УР на ВЦ
в горизонтальной плоскости

Известно [18], что отражённый от пущенной УР противника радиолокационный сигнал будет иметь доплеровскую частоту, величина f_d которой с учётом выражения (1.1) определяется как

$$f_d = \frac{2V_{ц}}{\lambda} \cos(\varphi_{yp}) + \frac{2V_p}{\lambda} \cos\left(\arcsin\left(\frac{V_{ц}}{V_p} \sin(\varphi_{yp})\right)\right). \quad (1.2)$$

Значения доплеровской частоты, определяемой в соответствии с (1.2) при следующих условиях: $V_{ц} = 200\text{--}800$ м/с; $V_p = 1\,500\text{--}1\,700$ м/с; $\varphi_{yp} = 0\text{--}35^\circ$, приведены на рис. 1.11, из анализа которого следует, что возможные значения доплеровской частоты отражённого от пущенной УР радиолокационного сигнала лежат в диапазоне: 32,5–125 кГц.

Следовательно, отражённый от пущенной УР радиолокационный сигнал может быть не обнаружен в ИД БРЛС вследствие превышения верхнего предела диапазона обработки частоты Доплера отражённого сигнала.

В соответствии с [6; 40] максимальная дальность радиолокационного обнаружения ВЦ может быть определена по формуле

$$D_{\max \text{ ВЦ}} = \sqrt[4]{\frac{2P_{cp} T_{кн} G^2 \lambda^2 \sigma_{\text{ВЦ}}}{(4\pi)^3 q_0^2 N_0}}, \quad (1.3)$$

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух-воздух» на этапе сопровождения её носителя

где P_{cp} – среднее значение мощности сигнала, излучаемого БРЛС;
 G – коэффициент усиления антенны БРЛС;
 $\sigma_{ВЦ}$ – средняя ЭПР ВЦ;
 q_0^2 – пороговое значение отношения сигнал/шум;
 N_0 – спектральная плотность мощности шума на входе приемника.

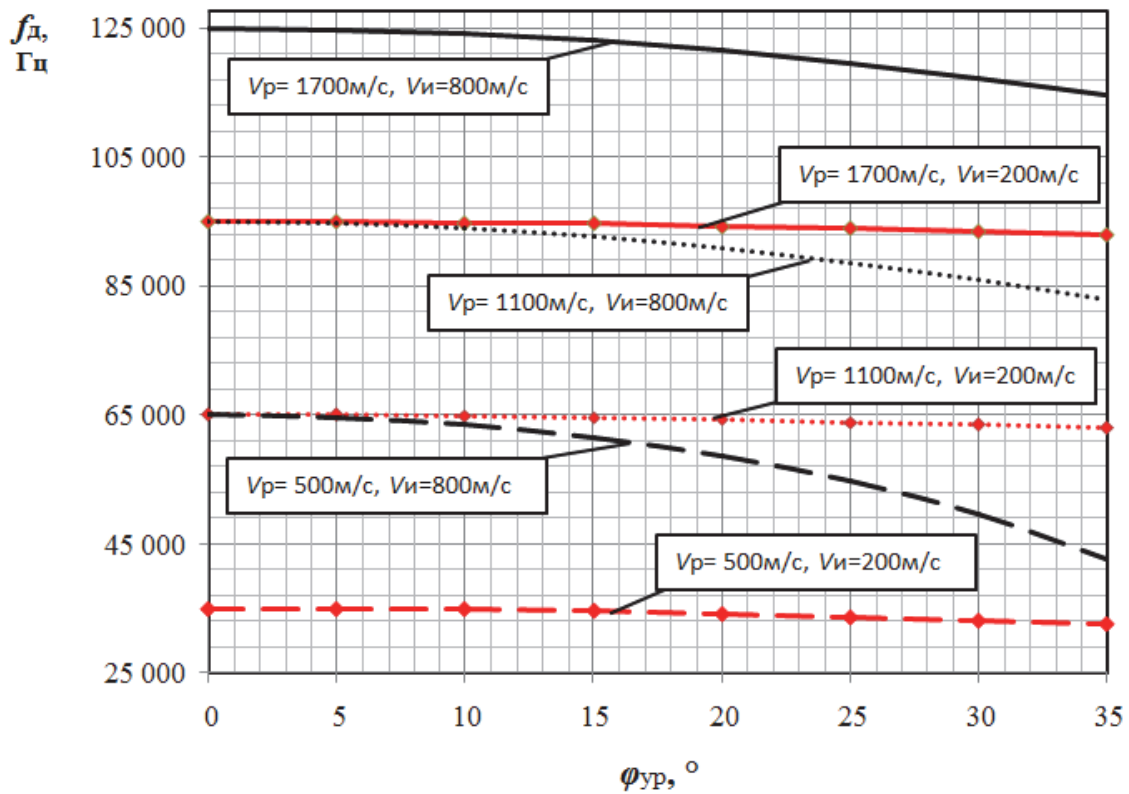


Рис. 1.11. Диапазон доплеровских частот

Полоса пропускания Δf_ϕ фильтра (время когерентного накопления сигнала, $T_{кн} = 1 / \Delta f_\phi$) при согласованной обработке определяется шириной спектра сигнала, отражённого от ВЦ [42]:

$$\Delta f_\phi = \sqrt{\frac{2}{\lambda} (|a_{r_p}| + |a_{r_n}|)}, \quad (1.4)$$

где a_{r_p} и a_{r_n} – радиальные ускорения УР и истребителя соответственно.

Тогда с учётом предположения об отсутствии ускорения истребителя ($a_{r_n} = 0$) получим выражение для максимальной величины времени когерентного накопления, при котором энергия отражённого от пущенной УР противника, двигающейся с радиальным ускорением a_{r_p} , при существующих алгоритмах обработки может собраться в одном доплеровском фильтре:

$$T_{\text{кнmax}} = \sqrt{\frac{\lambda}{2a_{\text{rp}}}}. \quad (1.5)$$

Зависимость оптимального времени когерентного накопления от радиального ускорения для обнаружения пущенной ракеты при существующих алгоритмах обработки приведена на рис. 1.12.

Вместе с тем, применение длительного когерентного накопления является эффективным способом повышения дальности радиолокационного обнаружения. Известно, что применение длительного когерентного накопления ($T_{\text{кн}} > 50$ мс) в БРЛС позволяет обнаруживать ВЦ с ЭПР $\sigma_{\text{ВЦ}} = 9 \text{ м}^2$ с вероятностями правильного обнаружения $P_D = 0,5$ и ложной тревоги $P_F = 10^{-4}$ на дальности $D_{\text{max}} \approx 240$ км.

Графики зависимости максимальной дальности обнаружения от времени когерентного накопления для целей со средней ЭПР при $\sigma = 0,15 \text{ м}^2$ и $\sigma = 3 \text{ м}^2$ приведены на рис. 1.13. Однако данные зависимости справедливы для обнаружения целей, двигающихся с ускорением не более 5 м/с^2 . Наличие большего ускорения УР на этапе разгона приводит к существенному снижению дальности её радиолокационного обнаружения, так как энергия отражённого сигнала распределяется в нескольких фильтрах.

В связи с этим при разработке метода обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» необходимо организовать обработку радиолокационного сигнала таким образом, чтобы максимум энергии отражённого сигнала собирался в одном фильтре (на выходе одного коррелятора).

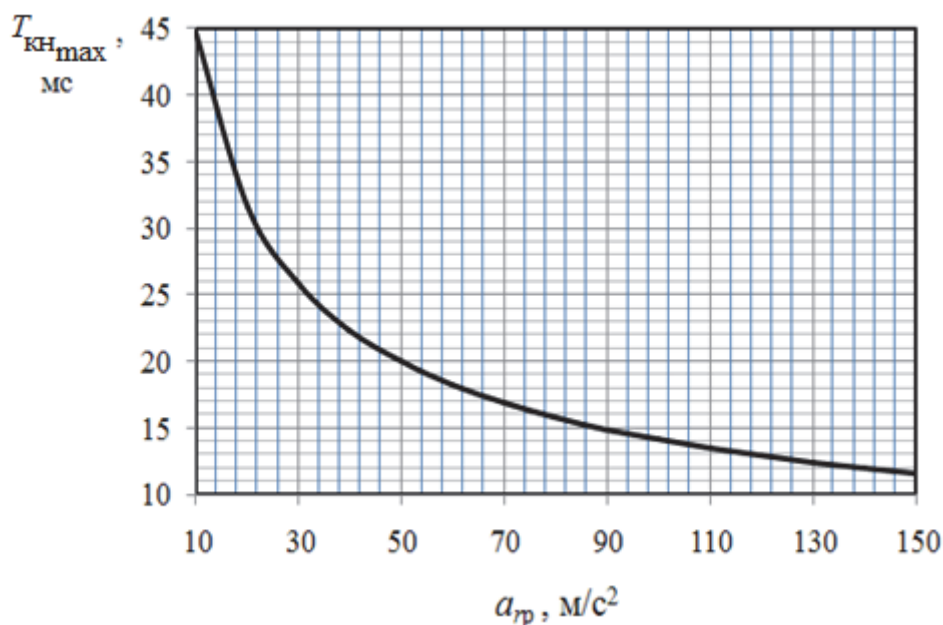


Рис. 1.12. Зависимость оптимального времени когерентного накопления для обнаружения пущенной ракеты при существующих алгоритмах

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух-воздух» на этапе сопровождения её носителя

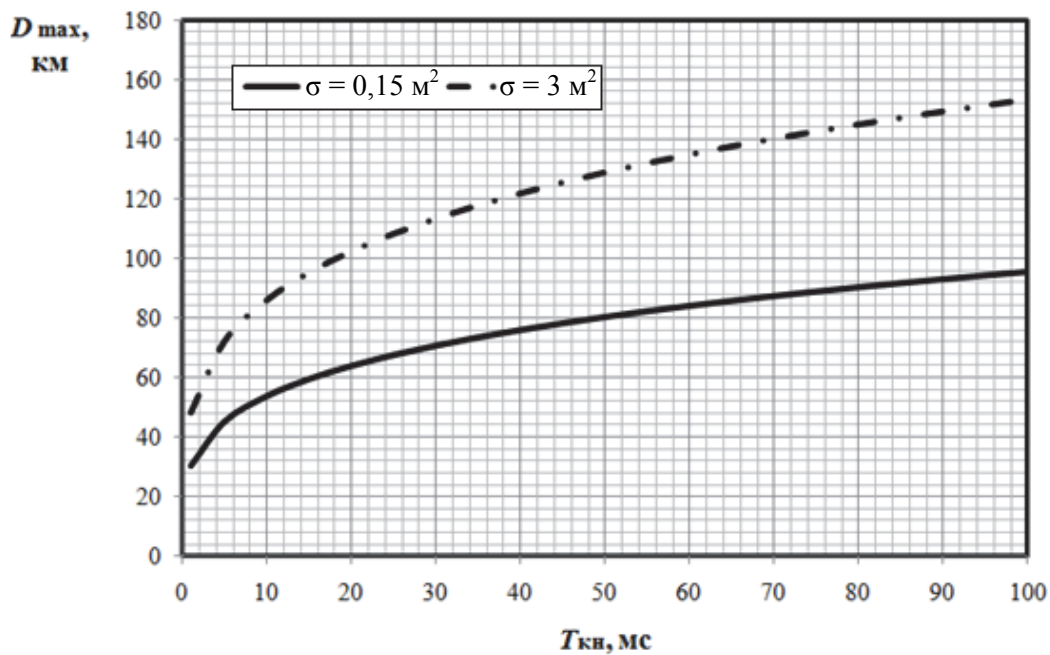


Рис. 1.13. Зависимость дальности обнаружения воздушных целей от времени когерентного накопления

Решение этой задачи возможно за счет организации дополнительного канала, в котором будет проводиться согласованная обработка с сигналом, отражённым от пущенной противником ракеты на этапе ее разгона.

Однако увеличение $T_{кн}$ на каждой позиции зоны обзора приведёт к существенному увеличению периода обзора пространства и, как следствие, внесет свои коррективы во временную диаграмму работы БРЛС. Так, при увеличении периода обзора пространства увеличится и период обращения к сопровождаемым целям, что может существенно снизить эффективность функционирования БРЛС в режиме сопровождения.

На рис. 1.14 изображена возможная тактическая ситуация, при которой на одной угловой позиции (в луче диаграммы направленности антенны (ДНА)) находится сопровождаемый самолет противника и пущенная им УР класса «воздух – воздух»: здесь D – дальность до цели, L – линейный размер угловой позиции и θ – ширина ДНА по уровню половинной мощности.

Зависимость минимального линейного размера угловой позиции от дальности до сопровождаемой цели с учетом того, что при малых значениях угла θ можно записать $L \approx D \theta$, приведена на рис. 1.15.

Видно, что при минимальной ширине ДНА БРЛС 8Б линейный размер L угловой позиции на дальностях 50–150 км будет составлять примерно 2–6 км. Из этого следует, что сопровождаемая цель и пущенная ей ракета (с учётом траекторий полёта УР большой и средней дальностей на встречных и встречно-пересекающихся курсах) будут находиться на одной угловой позиции, по крайней мере, в течение 5–10 с.

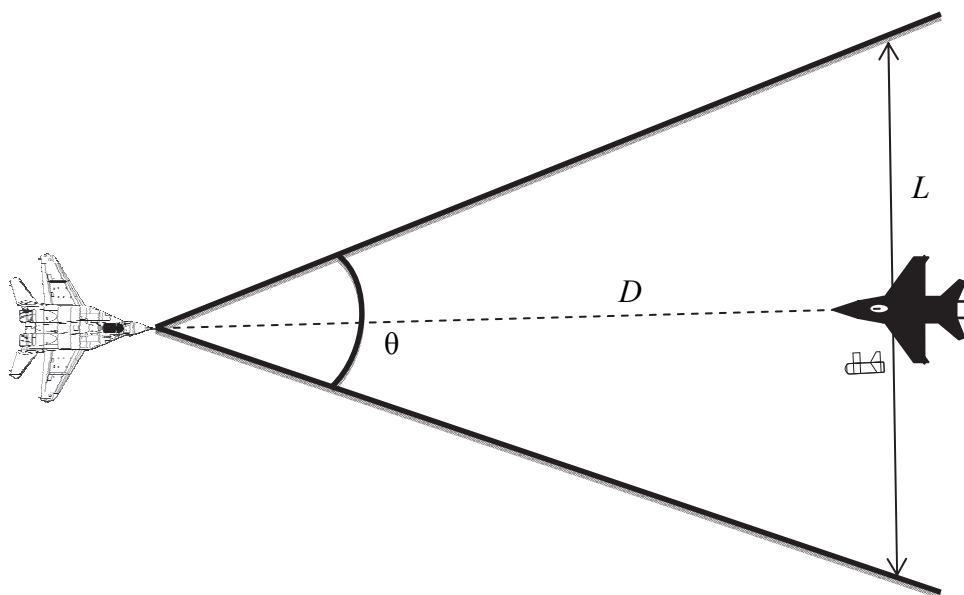


Рис. 1.14. Возможная тактическая ситуация

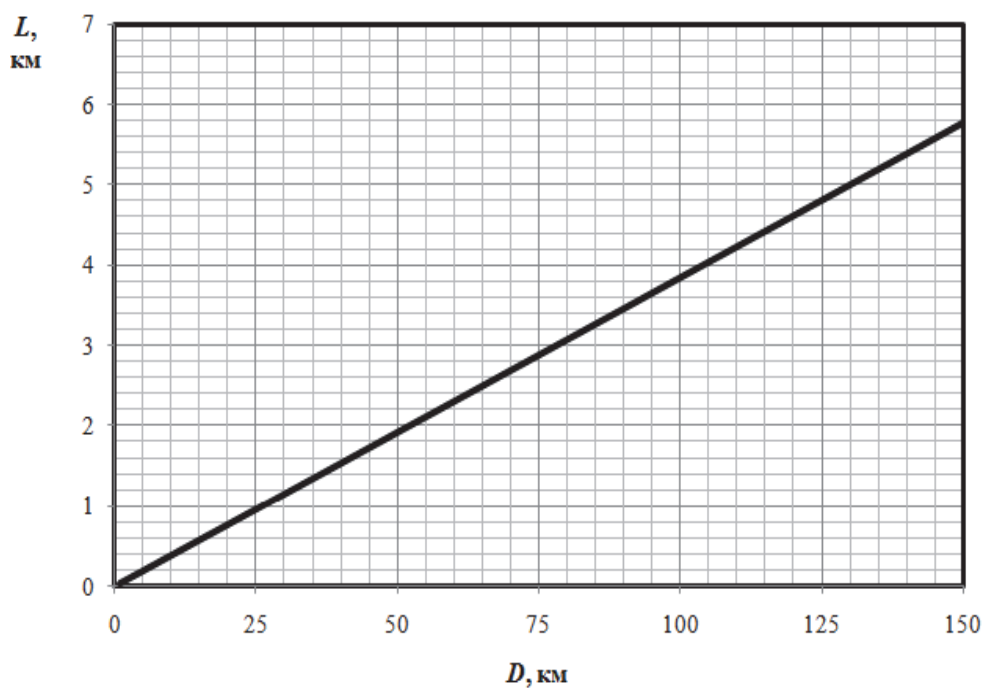


Рис. 1.15. Зависимость линейного размера угловой позиции луча ДНА
от дальности

В связи с этим обнаружение пущенных ракет целесообразно осуществлять на этапе сопровождения их носителей [31–35], находящихся на дальностях возможных пусков УР класса «воздух – воздух» большой и средней дальности.

При этом существенно сокращается зона поиска пущенных ракет и обнаружение УР осуществляется на фоне их носителя. Существенно то,

что в режиме дискретно-непрерывного сопровождения, реализуемого в БРЛС с ФАР (АФАР), обращение к каждой сопровождаемой цели осуществляется через дискрет сопровождения T_c . В известных образцах БРЛС величина $T_c \approx 0,5$ с. Таким образом, на этапе сопровождения воздушной цели в наихудшем случае луч ДНА окажется на той угловой позиции, где находится цель и пущенная ей ракета через 0,5 с после момента пуска.

Как уже отмечалось, характерной особенностью функционирования БРЛС в режиме ВЧП является наличие «слепых» дальностей, т. е. участков, в пределах которых цели не обнаруживаются, так как момент прихода отражённого импульса совпадает с моментом излучения очередного импульса передатчика (рис. 1.16). В это время приёмник закрыт и обработка отражённого сигнала не производится.

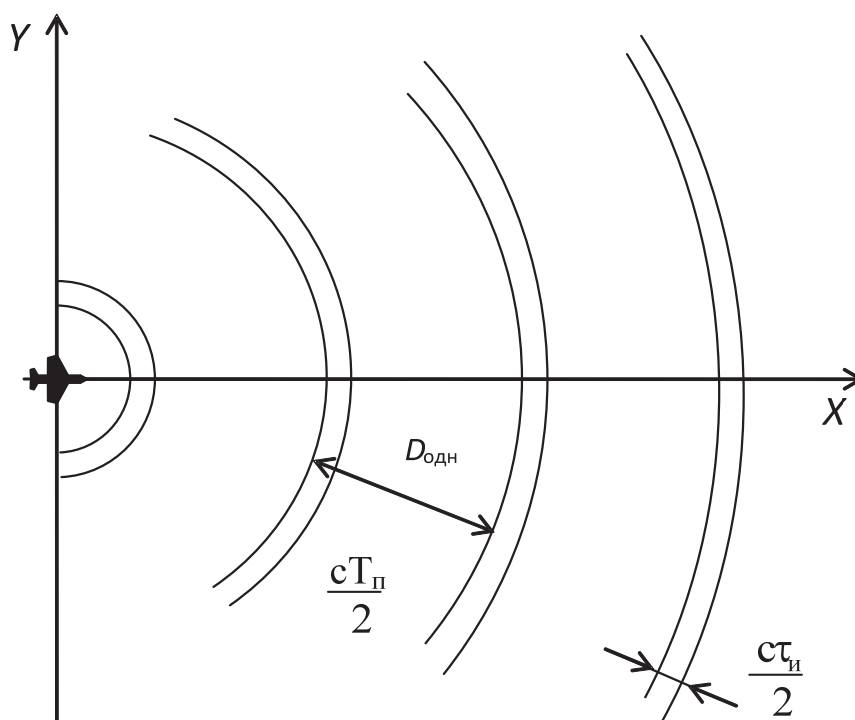


Рис. 1.16. «Слепые зоны» в режиме ВЧПИ

В режиме сопровождения, например при скважности зондирующего сигнала $Q = 4$, длительность бланкирующего импульса $\tau_{бл} = \tau_{и}$. Таким образом, зона «прозрачности», т. е. интервал времени между двумя последующими бланкирующими импульсами в данном режиме составляет $\tau_{зп} = 3\tau_{и}$. Другими словами, при ЧПИ, находящихся в диапазоне примерно 160–210 кГц, линейный размер зоны «прозрачности» составляет 535–705 м.

В связи с тем, что начальная скорость ракеты примерно равна скорости носителя и с момента включения двигателя её движение становится равноускоренным, сигнал, отражённый от УР, будет смещаться влево

внутри зоны «прозрачности» по отношению к сигналу, отраженному от носителя. Поэтому зоной «прозрачности» для обнаружения ракеты можно считать временной интервал, перекрываемый стробами 1 и 2 (рис. 1.17).

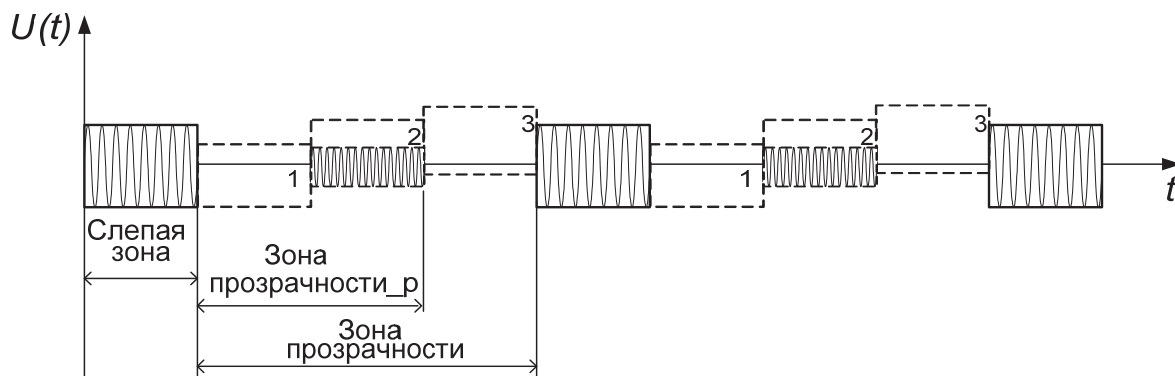


Рис. 1.17. Зоны прозрачности

В связи с этим линейный размер зоны прозрачности для обнаружения ракеты снижается и составляет примерно 355–470 м в зависимости от ЧПИ (рис. 1.18).

Если считать движение сопровождаемой цели за время наблюдения равномерным, движение УР – равноускоренным, а начальную скорость УР приближенно равной скорости носителя, то можно записать

$$\begin{cases} S_{ц} = v_{rc}t, \\ S_p = v_{rc}t + \frac{a_{rp}t^2}{2}, \end{cases} \quad (1.6)$$

где $S_{ц}$, S_p – перемещение в радиальном направлении, осуществленное носителем и ракетой соответственно;

v_{rc} – радиальная скорость носителя;

a_{rp} – радиальное ускорение УР.

Тогда расстояние, на которое пущенная ракета удалится от носителя на разгонном этапе за время t , составит разность перемещений

$$S_p - S_{ц} = \frac{a_{rp}t^2}{2}. \quad (1.7)$$

Работа БРЛС в режиме сопровождения характеризуется тем, что на каждый следующий цикл ЧПИ выбирается таким образом, чтобы отражённый от цели сигнал попадал в центр зоны прозрачности (строб 2 рис. 1.17). В связи с этим пущенная УР будет смещаться внутри зоны прозрачности влево от цикла к циклу.

1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух–воздух» на этапе сопровождения её носителя

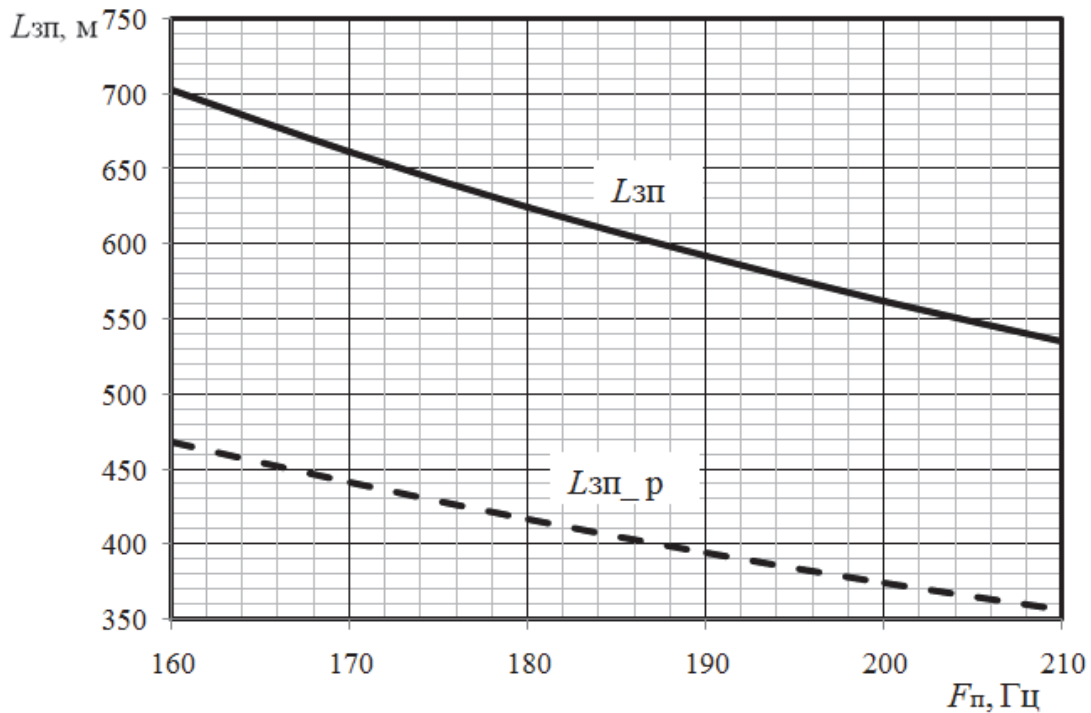


Рис. 1.18. Линейный размер зоны «прозрачности» для сопровождаемой цели и для обнаруживаемой ракеты

Анализ выражения (1.7) показывает, что при радиальном ускорении, равном 150 м/с^2 , пущенная УР будет находиться внутри зоны прозрачности в среднем $2,35 \text{ с}$ (но не более $2,5 \text{ с}$). При $a_r = 100 \text{ м/с}^2$ среднее время нахождения УР в зоне прозрачности составляет около $2,85 \text{ с}$ (но не более $3,05 \text{ с}$).

При этом с учётом того, что дискрет сопровождения $T_c \approx 0,5 \text{ с}$ и луч ДНА может находиться на одной угловой позиции несколько десятков миллисекунд, за время нахождения УР в зоне прозрачности будет произведено 4–5 циклов сопровождения носителя и соответственно радиолокационного контакта с УР как объектом обнаружения.

При фиксированной вероятности правильного обнаружения за один радиолокационный контакт P_1 с целью вероятность правильного обнаружения за несколько контактов (хотя бы один раз из n) можно рассчитать в соответствии с выражением

$$P_n = 1 - (1 - P_1)^n. \quad (1.8)$$

На рис. 1.19 приведена зависимость условной вероятности правильного обнаружения на конкретной дальности $P_D(n)$ от числа циклов радиолокационного наблюдения цели.

Для повышения вероятности правильного обнаружения цели (или аналогично дальности обнаружения при фиксированной вероятности) целесообразно увеличить время радиолокационного наблюдения УР в пределах зоны прозрачности.

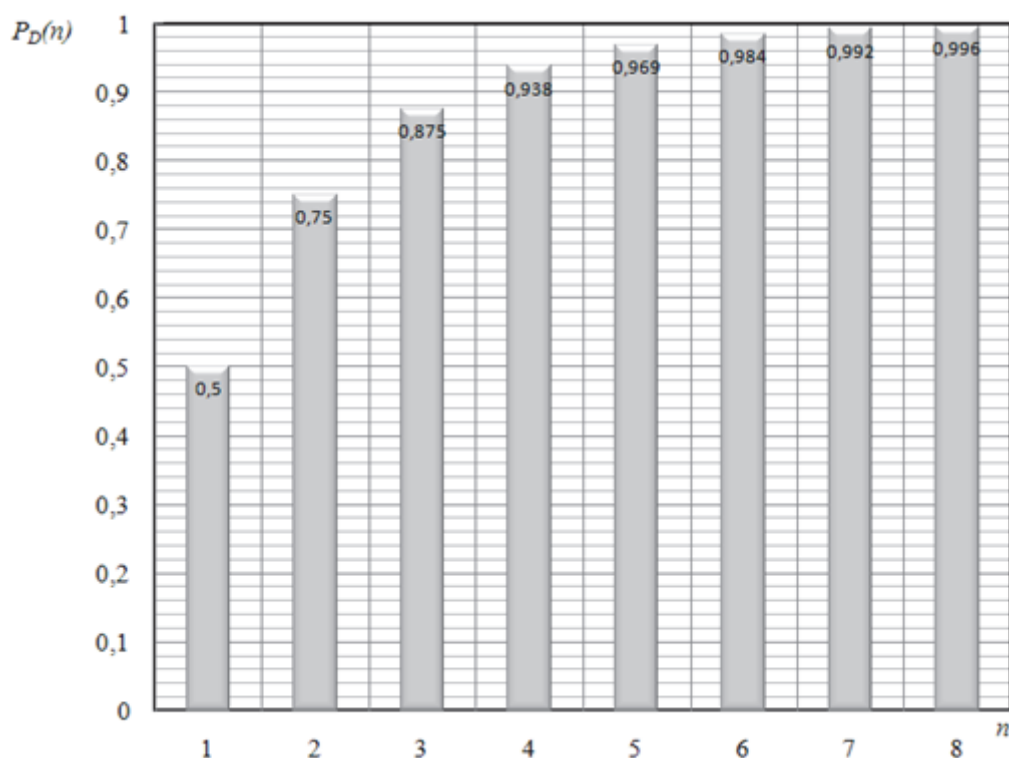


Рис. 1.19. Зависимость условной вероятности правильного обнаружения на конкретной дальности от числа циклов радиолокационного контакта с целью

Из анализа рис. 1.19 видно, что увеличение числа циклов n радиолокационного контакта с целью приводит к повышению условной вероятности правильного обнаружения на конкретной дальности $P_D(n)$ или что тождественно повышению дальности обнаружения при фиксированном качестве обнаружения.

2. МЕТОД ОБНАРУЖЕНИЯ В БОРТОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЯ ПУЩЕННОЙ ПРОТИВНИКОМ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ – ВОЗДУХ»

2.1. Определение теоретических и экспериментальных исходных данных для разработки метода

Как уже отмечалось, применение длительного когерентного накопления ($T_{\text{кн}}$ более 50 мс) в БРЛС позволяет обнаруживать ВЦ со средней ЭПР $\sigma_{\text{ВЦ}} = 9 \text{ м}^2$ с условными вероятностями правильного обнаружения $P_{\text{по}} \approx 0,5$ и ложной тревоги $P_{\text{лт}} \approx 10^{-4}$ на дальности $D_{\text{max}} \approx 240 \text{ км}$.

Поскольку обнаружение пущенной УР и ВЦ будет производиться одной и той же БРЛС, то выражение (1.3) для максимальной дальности обнаружения УР можно переписать в следующем виде [9; 10; 11]:

$$D_{\text{max p}} = D_{\text{max ВЦ}} \sqrt[4]{\frac{\sigma_{\text{p}}}{\sigma_{\text{ВЦ}}}}, \quad (2.1)$$

где σ_{p} – ЭПР ракеты.

Зависимость максимальной дальности обнаружения при $T_{\text{кн}}$ более 50 мс от средней ЭПР воздушной цели приведена на рис. 2.1. При этом обозначены дальности обнаружения соответственно для цели, движущейся без ускорения и с ускорением 100 и 150 м/с².

Аналогично, имея эталонную дальность обнаружения воздушной цели с известной ЭПР при конкретном $T_{\text{кн ВЦ}}$, можно рассчитывать дальность обнаружения этой же цели при различных значениях $T_{\text{кн}}$ (рис. 2.2).

$$D_{\text{max p}} = D_{\text{max ВЦ}} \sqrt[4]{\frac{T_{\text{кн p}}}{T_{\text{кн ВЦ}}}}. \quad (2.2)$$

На рис. 2.1 и 2.2 видно, что наличие радиального ускорения воздушной цели приводит к существенному снижению дальности обнаружения. Этот эффект связан с тем, что энергия отражённого от ускоряющейся цели сигнала распределяется по нескольким доплеровским фильтрам, что, в свою очередь, приводит к снижению отношения сигнал/шум на выходе каждого из них. Количество доплеровских фильтров N_f , в которых распределяется энергия отражённого от УР сигнала, при существующих алгоритмах обнаружения показано на рис. 2.3.

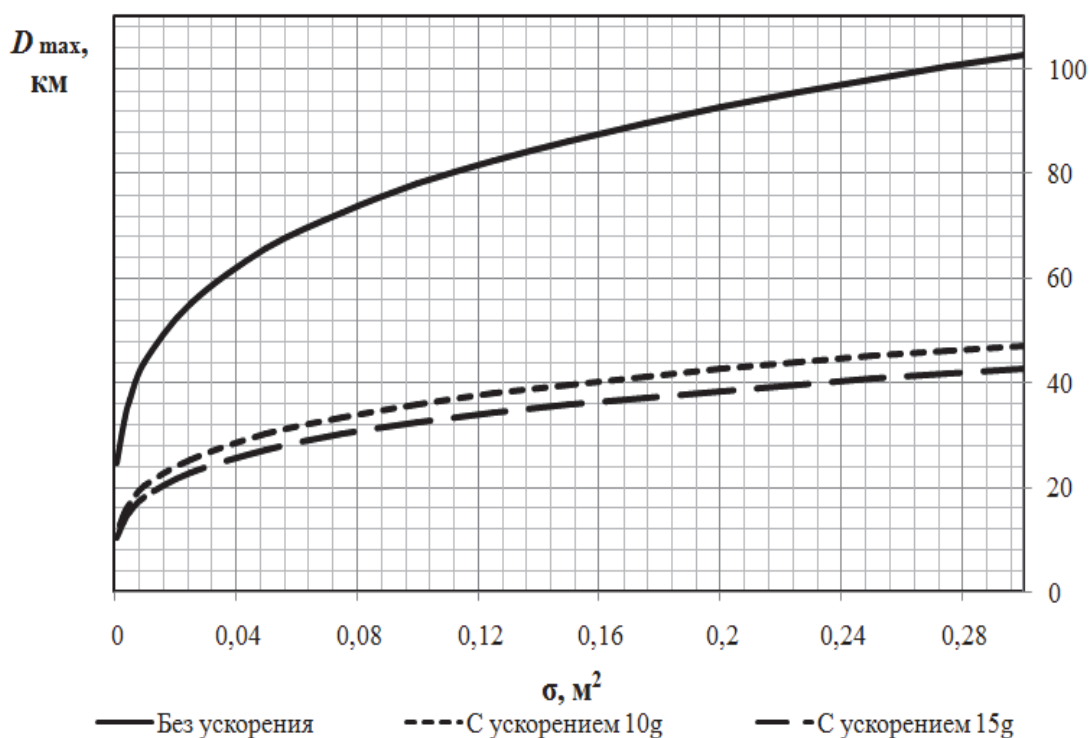


Рис. 2.1. Максимальная дальность обнаружения при различных значениях средней ЭПР воздушной цели

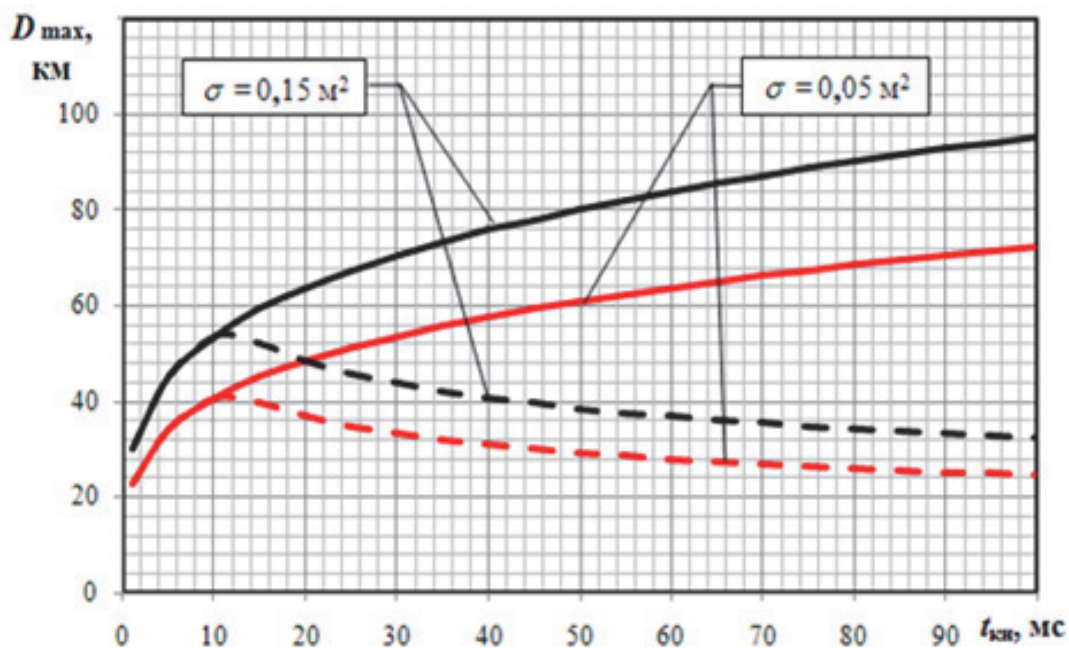


Рис. 2.2. Зависимость дальности обнаружения от времени когерентного накопления при существующих алгоритмах обнаружения

В связи с этим, как уже отмечалось, при разработке метода обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» необходимо организовать обработку радиолокационного сигнала таким образом, чтобы

максимум энергии отражённого сигнала собирался в одном фильтре (на выходе одного коррелятора). Этого можно добиться за счет организации дополнительного канала, в котором будет проводиться согласованная обработка с сигналом, отражённым от УР на этапе её разгона.

В ИД БРЛС используются сигналы, представляющие собой квазипрерывные импульсные последовательности с небольшой скважностью. Принимаемый сигнал на выходе усилителя промежуточной частоты можно представить в виде

$$\dot{x}(t) = \sum_{m=1}^{M_{\text{цг}}} \sum_{n=0}^{N-1} U_m e^{j \left(2\pi \left(f_m t + \frac{f'_m t^2}{2} \right) + \varphi_0 \right)} h_{\tau}(t - t_m - nT_{\text{п}}) + \dot{n}(t), \quad (2.3)$$

- где $M_{\text{цг}}$ – количество целей;
 n – номер периода задержки;
 N – максимальное количество накапливаемых импульсов;
 U_m – амплитуда m -й гармоники;
 f_m – значение частоты Доплера сигнала в спектре от m -й цели;
 f'_m – скорость изменения частоты Доплера m -й цели (при наличии ускорения);
 h_{τ} – функция огибающей одиночного импульса;
 t_m – время задержки импульса от m -й цели;
 $\dot{n}(t)$ – комплексный стационарный шум.

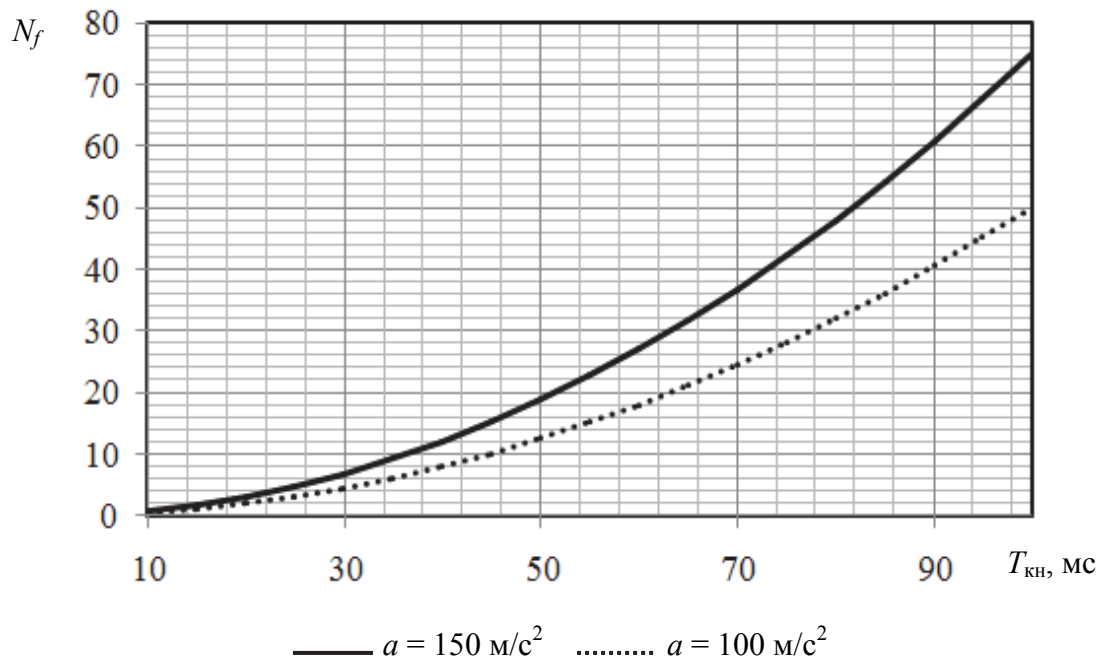


Рис. 2.3. Количество доплеровских фильтров, в которых распределится энергия отраженного сигнала при существующих алгоритмах

Значения частот Доплера, их производных и времен задержки, соответствующие радиальным скоростям целей, ускорениям и дальностям до целей, априорно неизвестны. Поэтому необходимо применять многоканальное обнаружение с помощью формирования сетки согласованных фильтров (корреляторов), настроенных на соответствующие параметры. Границы параметрического пространства определяются возможными диапазонами изменения скоростей, дальностей и ускорений. Физически каналы можно реализовать с помощью стробирования по дальности и доплеровской фильтрации в сформированных каналах ускорения.

2.1.1. Исходные данные по когерентности отраженных от реальных воздушных целей радиолокационных сигналов

При решении радиолокационных задач обнаружения, разрешения, распознавания воздушных целей и оценки их координат представляет интерес знание максимально возможного времени когерентного накопления отражённого сигнала, которое во многом определяется интервалом когерентности сигнала, стабильностью его высокочастотной структуры.

Под интервалом когерентности отражённого сигнала понимается такое максимальное время когерентного накопления [43], при котором частотный отклик сигнала на выходе согласованного фильтра не превышает ширину фильтра (бина), а отношение сигнал – шум принимает максимальное значение.

Известно, что когерентные свойства отражённого сигнала определяются рядом факторов, каждый из которых вносит свой вклад в «общую» когерентность отражённого сигнала.

1. В [25; 43; 44] определено, что при наблюдении со стороны передней полусферы цели, выполняющей стационарный полёт в турбулентной атмосфере (при исключении других факторов), предельное значение интервала когерентности в сантиметровом диапазоне волн составляет 300–400 мс.

2. В [25; 44; 45] показано, что при наличии флуктуаций блестящих точек цели (при исключении других факторов) допустимое время когерентного накопления составляет порядка 800 мс. В этом случае энергия спектральных составляющих от всех блестящих точек планера полностью собирается в одном фильтре (при расчете времени предельной когерентности было устранено влияние нестабильности гетеродина передатчика).

3. Уточнено значение максимально возможного времени когерентного накопления сигнала, отражённого от реальной воздушной цели в инте-

ресах реализации алгоритмов обнаружения в существующих импульсно-доплеровских бортовых радиолокационных станциях, для чего были рассмотрены реальные радиолокационные сигналы, отражённые от одиночных целей типа Изд. 01, Изд. Т-10 и Изд. 9–12 в ППС и ЗПС [25; 44–46].

В качестве показателя когерентности сигнала был выбран коэффициент когерентности C , равный доле энергии сигнала, заключенной в его когерентной составляющей.

Нестабильности, связанные с характером полёта цели и самолёта-носителя, были устранены с помощью компенсации эффекта ЛЧМ [47].

Исследованы сигналы от реальных целей типа Изд. 01 в ППС и ЗПС, Изд. Т-10 и Изд. 9–12 в ППС [44–46]. Для различных времен когерентного накопления были получены [44–49] зависимости коэффициента когерентности от времени и гистограммы, характеризующие распределение коэффициента когерентности, найдены параметры распределения коэффициента когерентности (10 % квантиль и медиана). Результаты представлены на рис. 2.4.

Выяснилось, что большое влияние на когерентность оказывает дальность до цели. При увеличении дальности до цели когерентность сигнала падает. Поскольку дальность до цели связана с задержкой принятого сигнала относительно опорного сигнала гетеродина, можно сделать вывод, что на когерентность отражённого сигнала существенно влияет стабильность частоты гетеродина передатчика. При увеличении времени когерентного накопления (рис. 2.4) значение коэффициента когерентности уменьшается (энергия отражённого сигнала рассыпается по нескольким фильтрам). Допустимый интервал времени когерентного накопления составил 50–120 мс (в зависимости от типа цели).

В результате анализа экспериментальных сигналов сантиметрового диапазона волн, отражённых от реальных воздушных целей, выявлены следующие закономерности:

- при увеличении дальности до цели когерентность сигнала уменьшается (на дальности порядка 100 км при работе по целям типа Изд. 01, Изд. Т-10 с временем когерентного накопления порядка 50 мс среднее значение коэффициента когерентности оказалось равным 0,6);
- увеличение времени когерентного накопления ведет к уменьшению коэффициента когерентности – допустимый интервал времени когерентного накопления при работе по цели типа Изд. 01 составил порядка 120 мс, при работе по цели типа Изд. Т-10 – порядка 50 мс;
- на когерентность отражённого сигнала доминирующее влияние по сравнению с другими факторами [43] оказывает стабильность частоты гетеродина. Целесообразно для увеличения времени когерентного накопления повышать стабильность гетеродина передатчика.

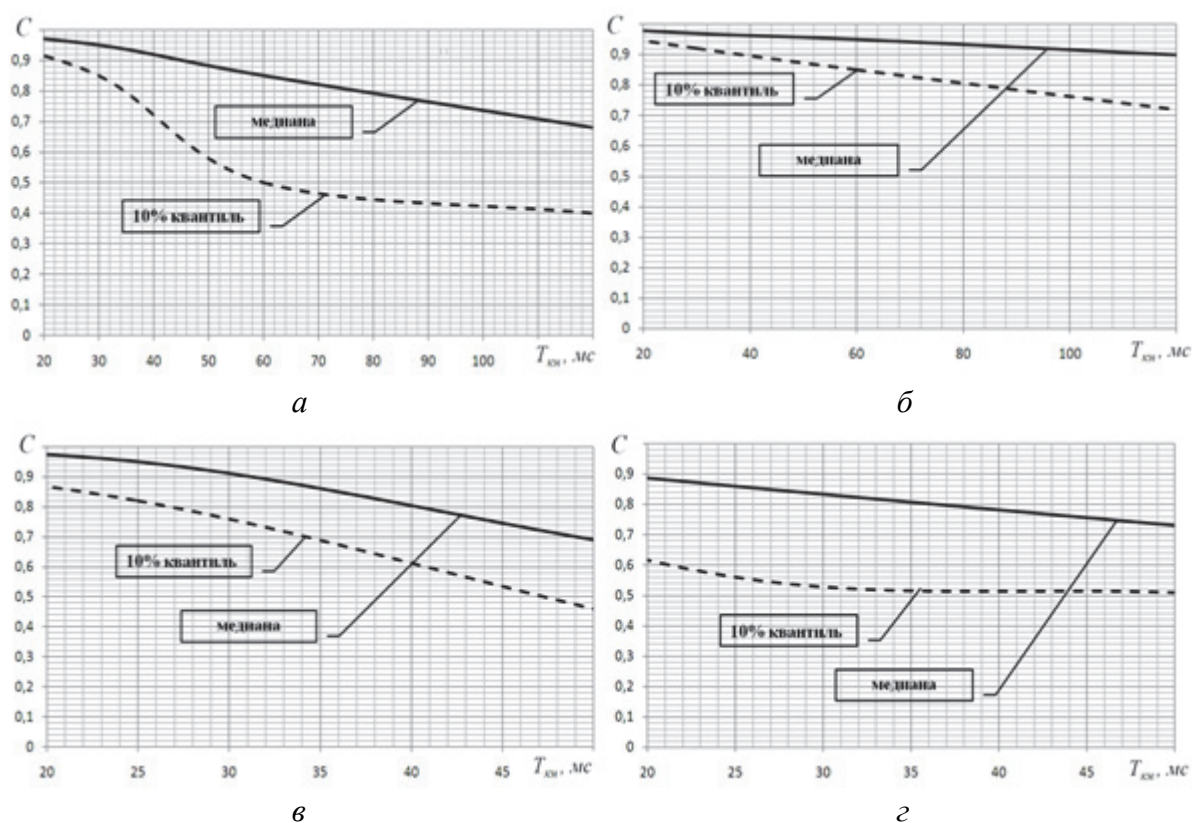


Рис. 2.4. Зависимость параметров распределения коэффициента когерентности от времени когерентного накопления: а - Изд.01 ППС; б - Изд.01 ЗПС; в - Изд.Т-10 ППС; г - Изд. Т-10 ЗПС

Таким образом, оцененный допустимый интервал времени когерентного накопления для реальных радиолокационных сигналов составил 50–120 мс (в зависимости от типа цели) [44–49].

Ожидается, что в перспективных образцах БРЛС будут использоваться более стабильные передатчики.

2.1.2. Результаты экспериментальных исследований по регистрации пусков ракет

В ходе проведенных лётно-экспериментальных исследований [44–49] была осуществлена запись радиолокационного сигнала, отражённого от ВЦ, выполняющей пуск ракеты по мишени. В целях обеспечения требований безопасности регистрация выполнялась в заднюю полусферу (ЗПС).

Самолёты, летящие в составе группы, выполняли атаку по воздушной мишени «Стриж».

Самолёт-регистратор находился на высоте 800–1 000 м, а групповая воздушная цель, состоящая из трёх самолётов, летела на высотах 1 500–2 000 м с интервалом 500 м в боевом порядке «фронт» (рис. 2.5).

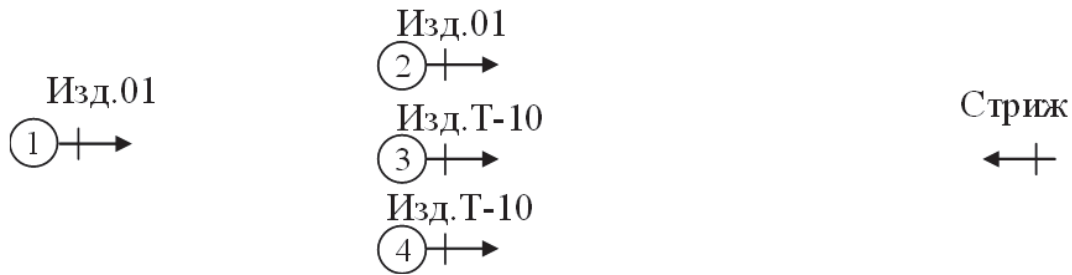


Рис. 2.5. Схема лётно-экспериментальных исследований

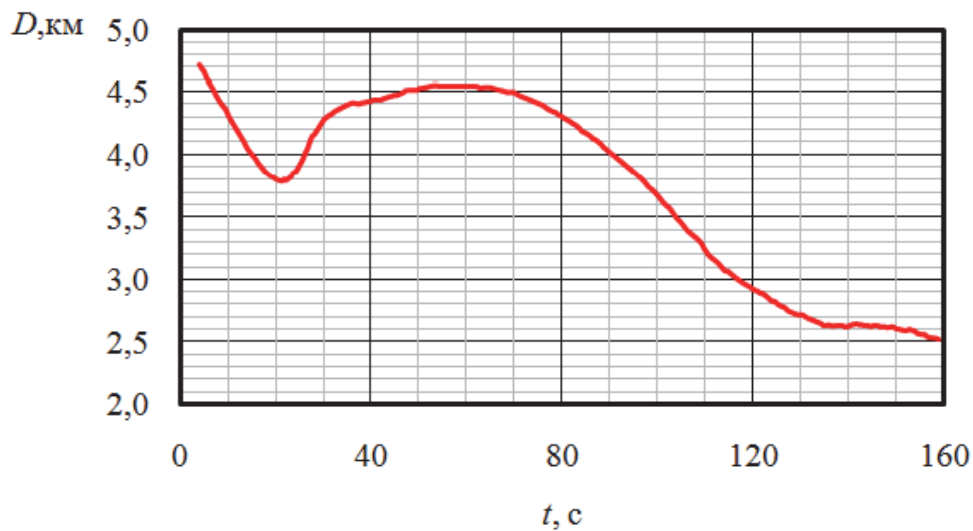


Рис. 2.6. Наклонная дальность до цели

Самолёт-регистратор после выхода в зону осуществил захват одного из самолётов группы Изд. Т-10 на дальности 5 км, после чего цель сопровождалась в течение примерно 2 мин. На рис. 2.6 представлен график изменения дальности до цели, полученный по результатам обработки материалов системы объективного контроля [44; 49].

Дальнейшая обработка зарегистрированного радиолокационного сигнала проведена в лабораторных условиях. Примерно на 104 с от момента начала регистрации в отражённом сигнале присутствуют составляющие, обусловленные отражениями как от цели (самолёт типа Изд. Т-10), так и от ракеты Р-27, в течение примерно 0,3 с.

На рис. 2.7 показан спектр реального радиолокационного сигнала в момент пуска ракеты Р-27 с Изд. Т-10 при наблюдении в ЗПС, а на рис. 2.8 – примерно через 0,3 с после пуска ракеты (перед выходом из луча ДНА) при времени когерентного накопления сигнала порядка $T_{\text{кн}} = 13$ мс.

Анализ рис. 2.7, 2.8 свидетельствует, что слева от планерной составляющей спектра сигнала, соответствующего его отражению от носителя ракеты, присутствуют спектральные составляющие, соответствующие отражениям от пущенной ракеты.

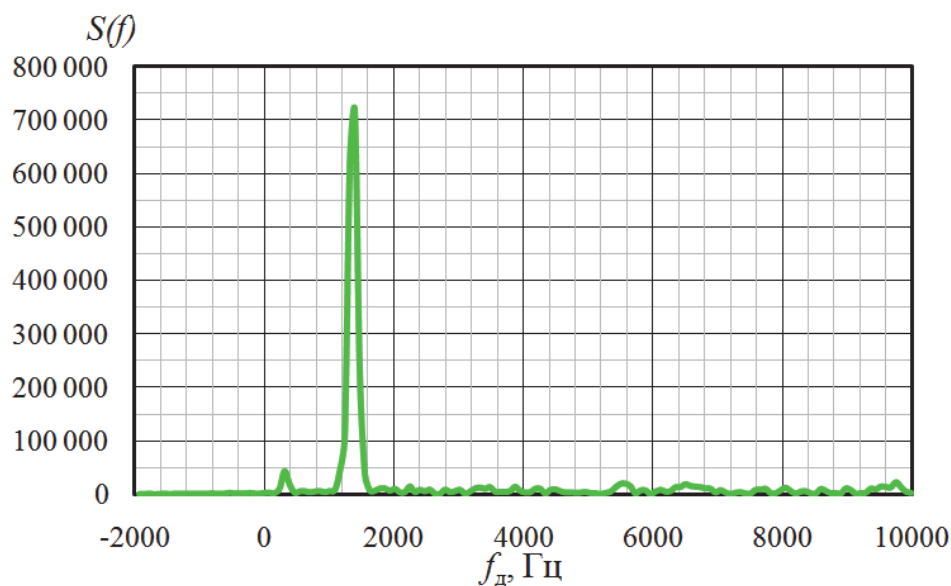


Рис. 2.7. Спектр сигнала ($t_{рег} = 103,7$ с)

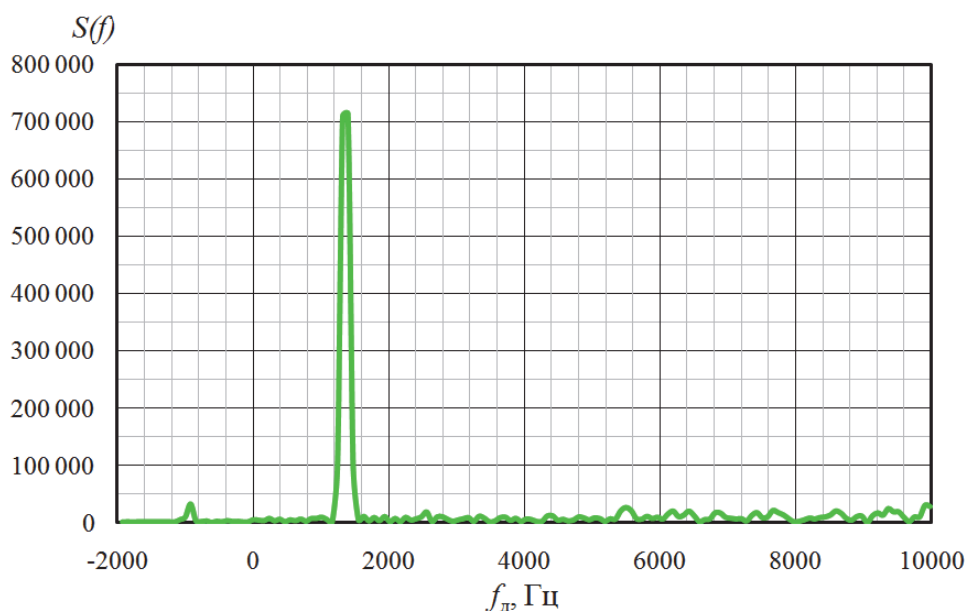


Рис. 2.8. Спектр сигнала ($t_{рег} = 104$ с)

На рис. 2.9 представлены временные зависимости (траектории) реальных доплеровских частот, обусловленные скоростями сближения истребителя с ракетой и её носителем [9; 10; 44–46; 48]. Скорость изменения доплеровской частоты, обусловленной отражениями от ракеты, составила в среднем 6 кГц/с, что соответствует ускорению порядка 120 м/с^2 .

При этом увеличение времени когерентного накопления при существующих алгоритмах обработки не является эффективным. В табл. 2.1 [44; 45; 48] представлены значения соотношения амплитуд спектральных составляющих (планера Изд. Т-10 и ракеты Р-27), которые свидетельствуют

об ухудшении отношения сигнал/шум на входе приемника БРЛС главным образом за счёт того, что энергия сигнала от ракеты рассредоточивается в нескольких фильтрах.

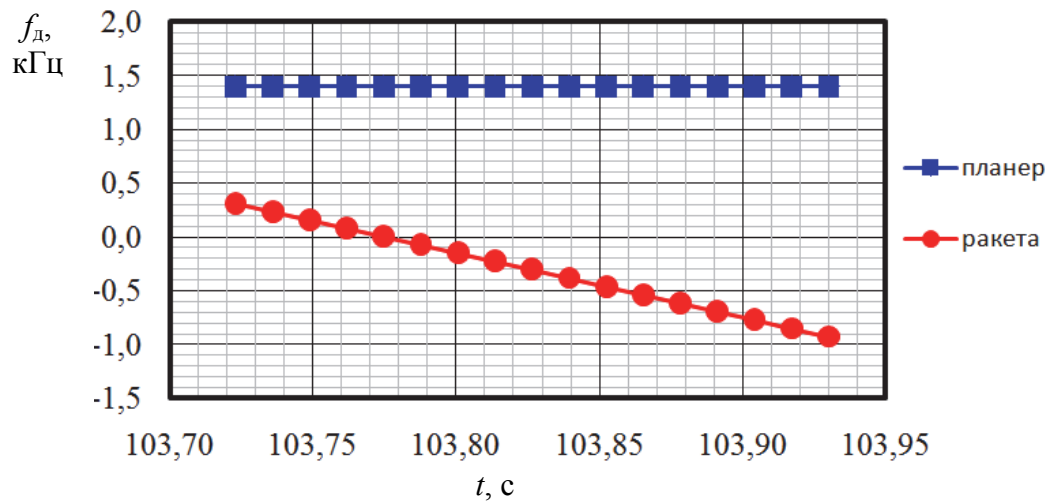


Рис. 2.9. Траектории доплеровских частот

Таблица 2.1

Значения соотношения амплитуд спектральных составляющих

Время накопления, мс	13	26	52	104	208
Соотношение амплитуд, дБ	-27,8	-31,8	-34,5	-42,1	-46,0

В [9; 10; 44–46; 48–51] приведены и другие результаты обработки реальных радиолокационных сигналов, зарегистрированных в ходе летно-экспериментальных исследований. Полученные результаты использованы в качестве исходных данных при разработке метода обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» и алгоритма, его реализующего.

2.1.3. Теоретическая оценка потенциального выигрыша при реализации метода обнаружения, основанного на организации согласованной обработки сигнала, отраженного от пущенной ракеты на разгонном этапе, и длительном когерентном накоплении

Известно [52–54], что отношение сигнал/шум на выходе согласованного фильтра (коррелятора) определяется как отношение удвоенной энергии полезного сигнала к спектральной плотности шума:

$$g_{\max}^2 = \frac{2E_c}{N_{\Pi}} = 2\Delta f_c T_c \frac{P_c}{P_{\Pi}},$$

где Δf_c – энергетическая полоса сигнала или согласованного фильтра, Гц;
 T_c – эффективная длительность сигнала, с;
 P_c, P_n – мощность полезного сигнала и помехи соответственно на входе согласованного фильтра (коррелятора), Вт;
 $\Delta f_c \cdot T_c = B$ – база сигнала [54].

Таким образом, база ЛЧМ сигнала, отраженного от пущенной УР на этапе разгона, может быть представлена в виде

$$B = \Delta f T_n = \mu T_n^2,$$

где Δf – девиация сигнала за время наблюдения, Гц;
 T_n – время наблюдения (когерентного накопления либо нескольких его циклов при когерентно-некогерентном накоплении), с;
 μ – индекс ЛЧМ, Гц/с.

Учитывая, что при реализованной в существующих БРЛС обработке сигнала полоса (ширина) согласованного фильтра $\Delta f_\phi = 1 / T_{\text{кн}}$, база отраженного от УР сигнала: $T_{\text{кн}} \cdot 1 / T_{\text{кн}} = 1$.

Таким образом, потенциальный выигрыш при организации согласованной обработки такого сигнала составит $B / 1 = B$ раз. Например, при $T_{\text{кн}} = 0,067$ с и ускорении УР 150 м/с^2 (т. е. $\mu = 7\,500$ Гц/с) $B = \mu T_n^2 \approx 33,7$. Тогда выигрыш в потенциальной дальности обнаружения составит $\sqrt[4]{B} \approx 2,4$ раза [44–46; 48].

2.2. Сущность метода обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя

Разработанный [44; 45; 48] метод обнаружения в БРЛС истребителя пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя отличается от известных тем, что в одном интервале временной диаграммы функционирования БРЛС одновременно осуществляется сопровождение воздушной цели и обнаружение пущенной с её борта УР. При этом измеренные фазовые координаты вектора состояния обнаруженной УР позволяют БРЛС истребителя перейти в режим её сопровождения [31–35], минуя этап захвата.

Сущность метода заключается в следующем. Поступающая на вход системы обработки аддитивная смесь сигнал/шум на промежуточной частоте подвергается фазовому детектированию. После переноса спектра на нулевую частоту входной сигнал оцифровывается, причем частота дискре-

тизации выбирается исходя из соображений дальнейшей реализации корреляционно-фильтровой схемы обработки.

Для повышения точности определения дальности обнаруженной цели стробирование по дальности осуществляется с перекрытием стробов на $0,5-0,875 \tau_{\text{и}}$ [44; 45; 48].

Следующим этапом является согласованная обработка с одиночным импульсом. Для этого в каждом канале дальности производится предусуммирование, в результате чего формируются последовательности отсчётов – по одному за импульс.

Математическую модель ЛЧМ сигнала без учета амплитудной модуляции можно представить в виде

$$e^{j2\pi\left(f_d t + \frac{f'_d t^2}{2}\right) + \varphi_0} = e^{j2\pi f_d t} e^{j2\pi \frac{f'_d t^2}{2}} e^{\varphi_0} = e^{j\pi f'_d t^2} e^{j2\pi f_d t} e^{\varphi_0}. \quad (2.4)$$

Для построения схемы согласованной обработки такого сигнала интерес представляет его функция неопределённости (рассогласования) в координатах $(\Delta f_d, \Delta f'_d)$. С учётом весовых коэффициентов данная функция вычисляется по формуле

$$\rho(\Delta f_d, \Delta f'_d) = \frac{\int_{-T_{\text{кн}}/2}^{T_{\text{кн}}/2} e^{j2\pi\left(\Delta f_d t + \frac{\Delta f'_d t^2}{2}\right) + \varphi_0} w(t) dt}{\int_{-T_{\text{кн}}/2}^{T_{\text{кн}}/2} w(t) dt}, \quad (2.5)$$

где $\Delta f_d, \Delta f'_d$ – рассогласование между опорным и принимаемым сигналом соответственно по частоте Доплера и её производной,

$w(t)$ – весовая функция.

Вид функций и диаграммы неопределённости сигнала (2.5) без использования весовой обработки представлен на рис. 2.10, а, в. Если параметр частоты Δf_d в выражении (2.5) выбрать так, что его значение равно мгновенной частоте сигнала в середине выборки ($t = 0$), то функция и, соответственно, диаграмма неопределённости характеризуется симметричной формой (рис. 2.10, б, г), что упрощает расстановку функций опорных сигналов.

В рельефе тела неопределённости имеются боковые лепестки уровня 0,5 по амплитуде. Это может привести к тому, что отражённый от носителя сигнал с соответствующими параметрами рассогласования относительно опорной функции на выходе системы обработки будет превышать по амплитуде сигнал, отражённый от пущенной УР. К тому же при значительном

рассогласовании отраженного от носителя сигнала с опорным по параметру Δf_d , спектр сигнала на выходе системы обработки существенно расширяется, что, во-первых, ухудшает разрешение по частоте Доплера, а во-вторых, может привести к значительному увеличению среднего числа ложных тревог.

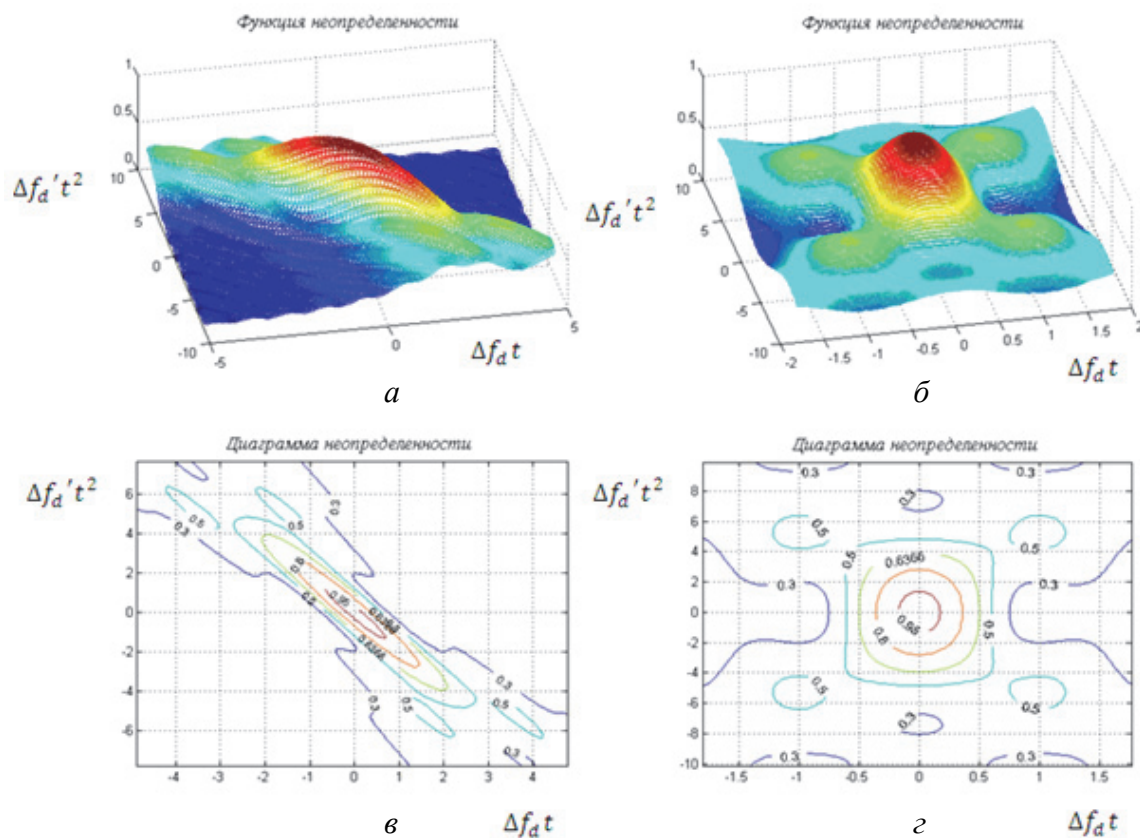


Рис. 2.10. Функции и диаграммы неопределённости ЛЧМ сигнала

Известным способом снижения уровня боковых лепестков является использование весовой обработки [55]. На рис. 2.11 приведены диаграммы неопределённости сигнала (2.5) с учётом применения распространенных видов окон (весовой обработки). Видно, что помимо снижения уровня боковых лепестков при применении весовой обработки происходит расширение главного лепестка. Кроме того, для весовой обработки характерны потери в отношении сигнал/шум (табл. 2.2). Однако при этом сокращается число необходимых для перекрытия всего обрабатываемого диапазона опорных функций.

На рис. 2.12 показаны результаты моделирования отражённого от носителя и пущенной УР сигнала на выходе системы обработки без взвешивания и с окном Хэмминга соответственно [44; 45; 48].

2. Метод обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух»

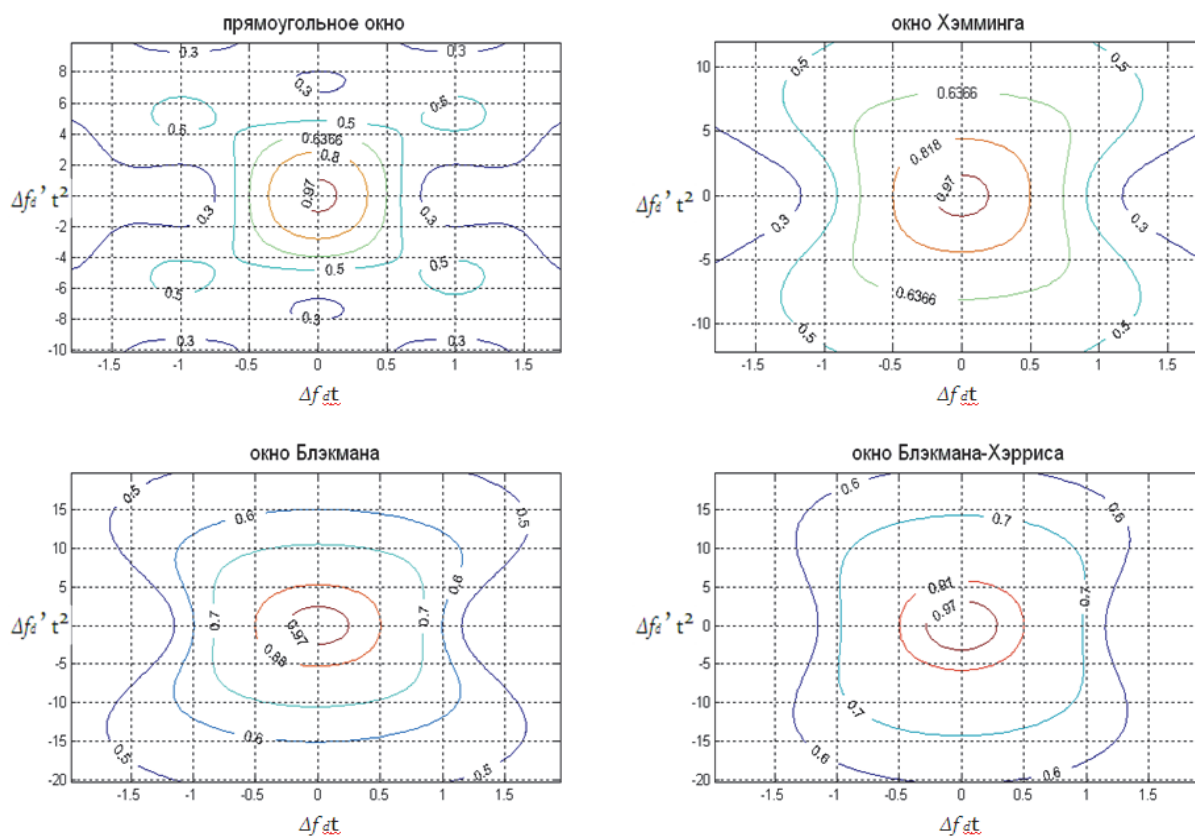


Рис. 2.11. Диаграммы неопределённости ЛЧМ сигнала при использовании весовой обработки

Таблица 2.2

Характеристики окон, применяемых для весовой обработки

Вид окна	Прямо- угольное	Хэм- минга	Блэкмана	Блэкмана – Хэрриса
Потери в отношении сигнал/шум, дБ	0	1,34	2,37	3,02
Линии уровня	0,64	0,82	0,88	0,91
Максимальные потери на рассогласование, дБ	3,92	1,74	1,11	0,82
Максимальные общие потери, дБ	3,92	3,09	3,48	3,84
Средние общие потери, дБ	1,96	2,21	2,93	3,43
Шаг расстановки по f_d', T^2	3,94	4,39	5,28	5,80
Уровень боковых лепестков, дБ	-13	-43	-60	-92
Расширение главного лепестка	1	1,5	1,9	2,2
Необходимое количество рядов ($T_{KH} = 67$ мс)	9	8	7	6

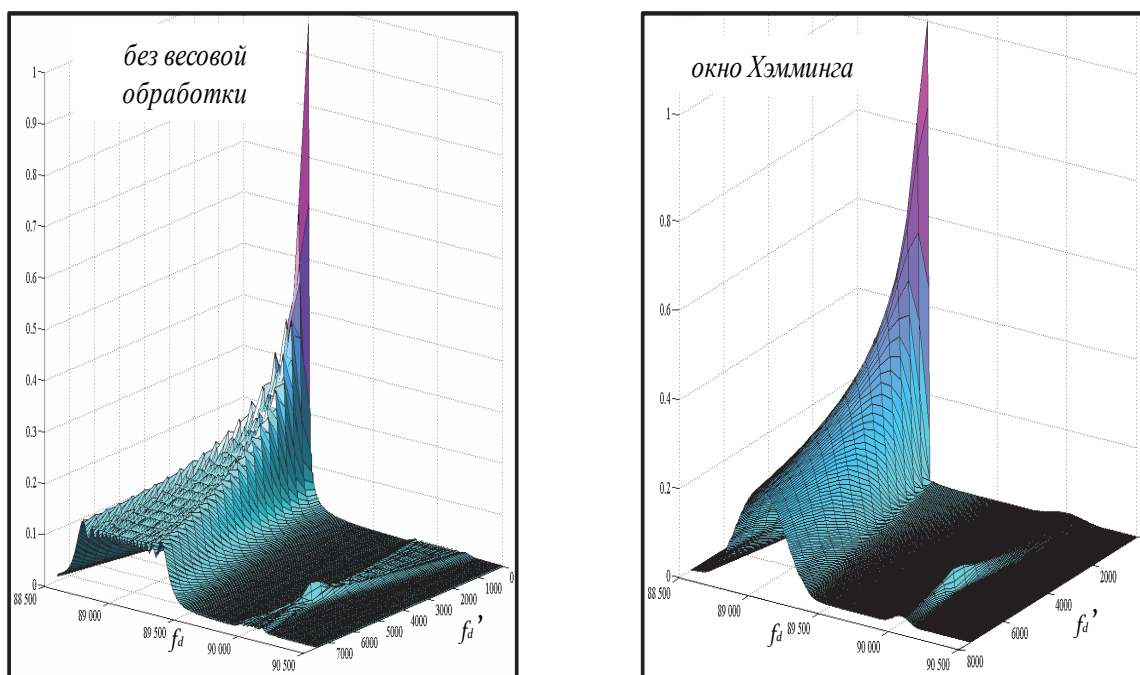


Рис. 2.12. Сигнал на выходе системы согласованной обработки

Шаг расстановки опорных функций по частоте Доплера с учётом дальнейшего использования алгоритма быстрого преобразования Фурье (БПФ) определяется по формуле

$$df_d = 1 / T_{\text{кн}}.$$

В двумерной области параметров (f_d, f'_d) точки, соответствующие опорным функциям, должны образовывать гексагональную сетку, поскольку линии высокого уровня рельефа функций рассогласования образуют овальную симметричную форму [55]. Параметрам опорных функций соответствуют следующие значения:

$$(f_{na}, f'_{na}) = \begin{cases} (df_d n, df'_d a), & \text{при } a = 0, 2, 4, \dots \\ (df_d (n + 0,5), df'_d a), & \text{при } a = 1, 3, 5, \dots \end{cases}$$

где a – номер горизонтального ряда (определяет значение f'_d), $a \leq A$, A – общее количество рядов;

n – номер доплеровского фильтра в ряду;

df'_d – шаг расстановки опорных функций по значениям производной частоты.

Видно, что настройки доплеровских фильтров смещены на величину $df_d/2$ соседних рядах. Шаг расстановки опорных функций по значениям производной частоты будет зависеть от вида весовой обработки.

Проанализируем вариант обработки с использованием прямоугольного окна (без весовой обработки).

2. Метод обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух»

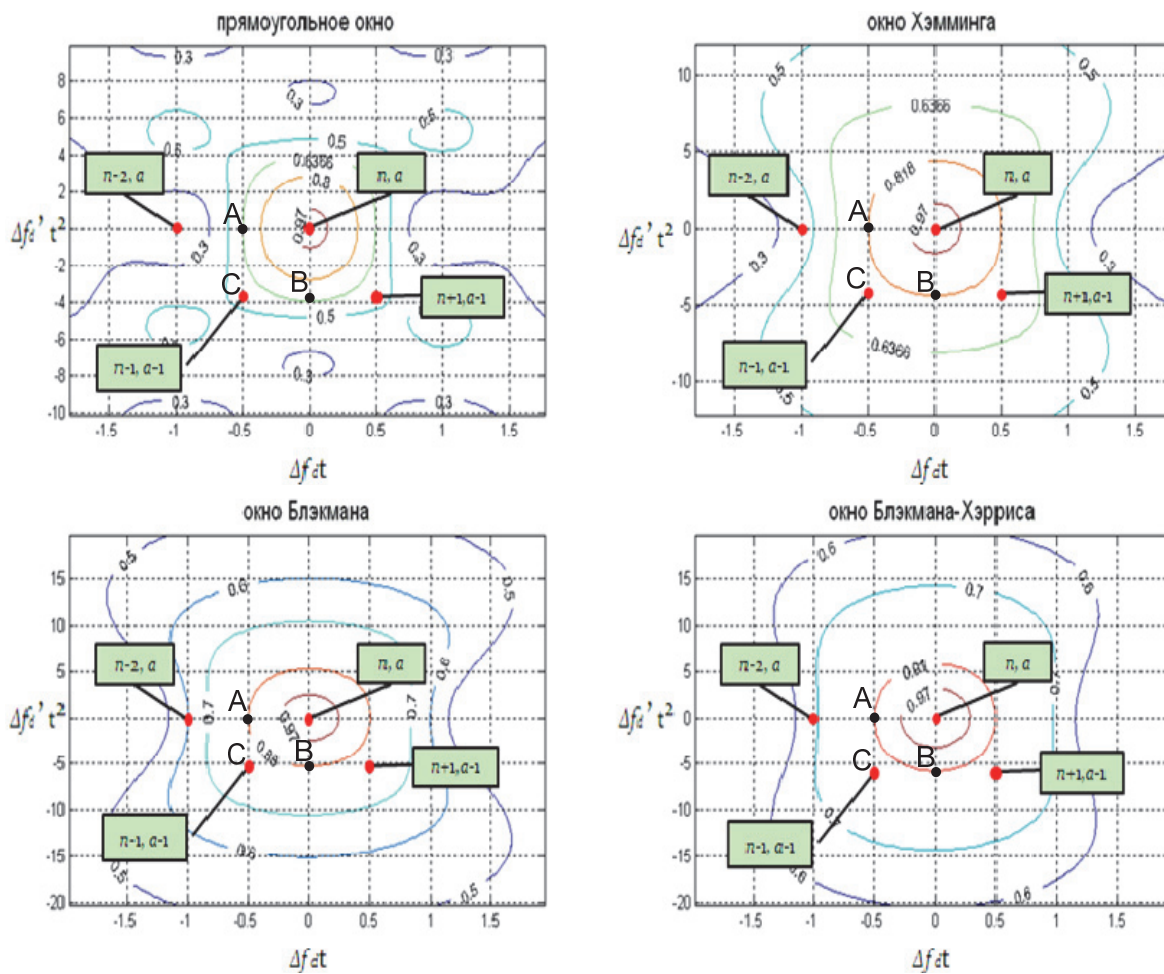


Рис. 2.13. Расстановка опорных функций для различных видов весовой обработки

Поскольку при фиксированном f_d' расстояние между частотами опорных функций составляет $df = 1/T_{\text{кн}}$, то потери ΔL (A) от расположения сигнала в точке A (посередине между двумя соседними опорными функциями) (рис. 2.13) составят 0,6366 по амплитуде (3,92 дБ). Необходимо подобрать расположение опорной функции в соседнем ряду так, чтобы потери не увеличились $\Delta L = \Delta L(A)$. Точка C обеспечивает это условие, поскольку она находится на той же горизонтальной линии, что и точка B, в которой $\Delta L(B) = 0,6366$.

Таким образом, шаг расстановки по f_d' при весовой обработке прямоугольным окном рассчитывается по формуле

$$df_d' = \frac{3,944}{T_{\text{кн}}^2} = 3,944 \cdot df^2.$$

С учётом того, что значение $f_d'/T_{\text{кн}}^2$ при $T_{\text{кн}} = 67$ мс и диапазоне возможных ускорений 0–150 м/с² может изменяться в интервале 0–33,6675,

необходимое количество рядов по производной частоты опорных функций составит 9.

Аналогичным образом производится расстановка опорных функций и для других вариантов весовой обработки (рис. 2.13). Из анализа параметров вариантов весовой обработки (табл. 2.2) следует, что наименьшие средние потери характерны для прямоугольного окна. На рис. 2.14 представлены характеристики обнаружения соответственно для рассматриваемых видов обработки и теоретической обработки без потерь [44; 45; 48].

Однако в пользу варианта обработки с использованием окна Хэмминга говорит то, что при незначительном (0,25 дБ) проигрыше в средних потерях данный вариант характеризуется меньшими (на 0,83 дБ) максимальными потерями. При этом осуществляется подавление боковых лепестков на 43 дБ, а для построения системы обработки в рассматриваемом диапазоне ускорений необходимое количество рядов на один меньше. Более «мощные» окна характеризуются большим средним уровнем потерь, что приводит к ухудшению характеристик обнаружения.

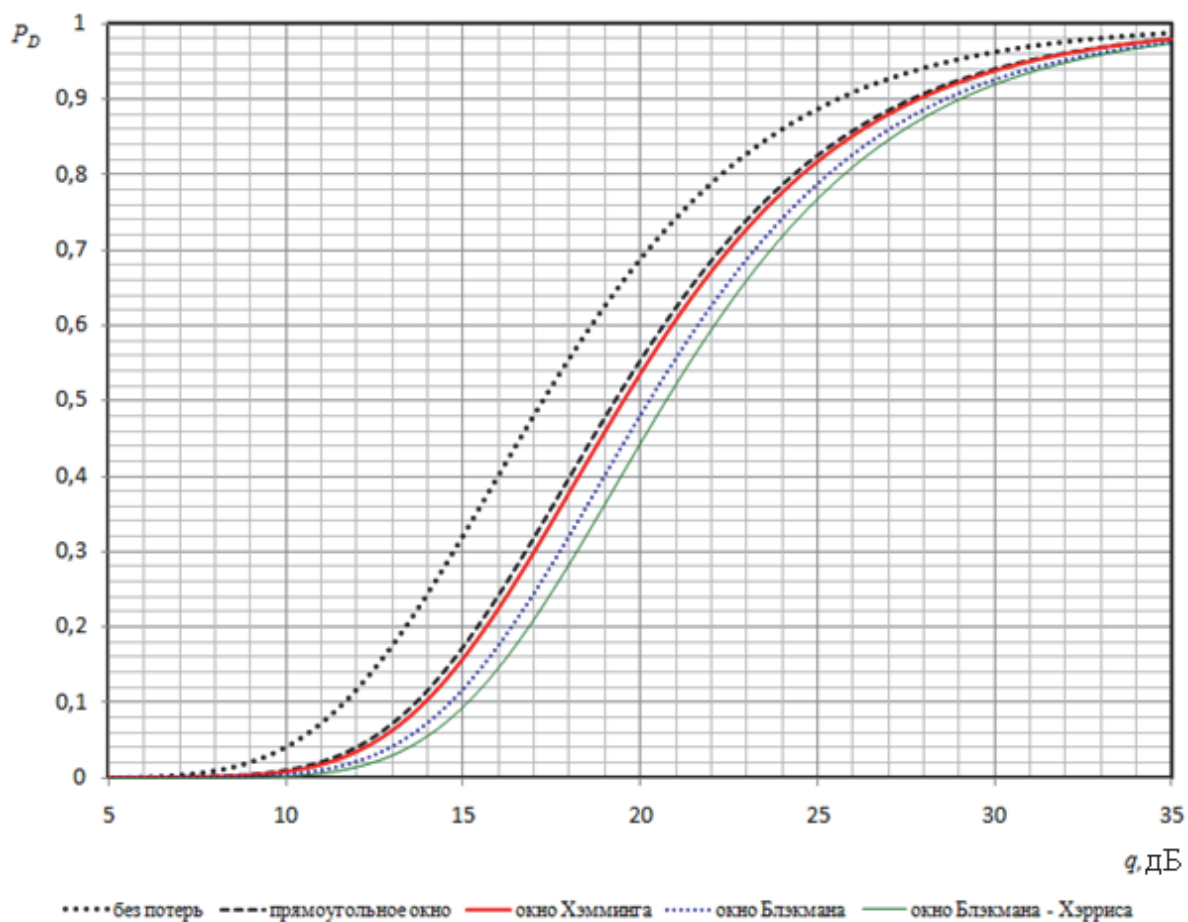


Рис. 2.14. Характеристики обнаружения для различных видов
весовой обработки с учетом средних потерь

В связи с этим для построения системы обработки предлагается использовать взвешивание окном Хэмминга.

Согласованную с ЛЧМ сигналом обработку можно разбить на два этапа.

1. Сначала производится формирование каналов ускорения путем домножения подвергаемого обработке сигнала на взвешенные фазовые множители $w(t)e^{j\pi f'_d t^2}$. Значения f'_d соответствуют ожидаемому радиальному ускорению в соответствующем канале.

2. Полученная последовательность рассчитывается с помощью алгоритма БПФ.

Дальнейшей обработке будут подвергаться амплитуды полученных отсчетов БПФ.

С целью нахождения амплитуды каждого компонента БПФ, полученного в результате обработки с самой высокой степенью согласованности по времени, проводится операция поиска (по времени) элементов вектора, содержащего максимальные амплитуды отсчетов БПФ на соответствующих частотах по правилу:

$$Y_{ka} = \max_i Y_{ika}.$$

В результате этой операции все временные каналы объединяются в один совокупный канал дальности, полностью перекрывающий «зону прозрачности». К тому же принятие решения о наличии цели будет производиться в меньшем количестве элементов разрешения, что снижает требования не только к вычислительным ресурсам, но и к условной вероятности ложной тревоги в каждом элементе разрешения.

Вместе с тем для дальнейшего определения дальности обнаруженной УР оценивается относительное временное положение максимальных амплитуд отсчетов БПФ на соответствующих частотах в соответствии с выражением

$$G_{ka} = \frac{\sum_{i=1}^I Y_{ika} i}{\sum_{i=1}^I Y_{ika}}$$

Значения G_{ka} сохраняются в памяти.

Для упрощения дальнейшей обработки производится нормирование амплитуд отсчетов БПФ по СКО шума, оцениваемому в соответствующих интервалах временной диаграммы функционирования БРЛС.

Для исключения принятия решения о наличии пущенной УР в элементах разрешения, в которых находится отражённый от носителя сигнал, осуществляется бланкирование спектральных составляющих этого сигнала.

Сначала оценивается положение спектральных составляющих отраженного от носителя сигнала на частотной оси. Для этого выбирается

максимальное значение по каналам дальности в канале с нулевым ускорением в диапазоне частот $f_{\text{дпэ}} \pm \Delta f_{\text{дп}}$. Здесь $f_{\text{дпэ}}$ – экстраполированное значение частоты Доплера носителя на текущий такт сопровождения, полученное от канала сопровождения воздушной цели по скорости, $\Delta f_{\text{дп}}$ – величина интервала поиска максимума, характеризующаяся точностными характеристиками канала сопровождения.

Ширина спектра отражённого от носителя сигнала в каналах ускорения оценивается исходя из следующих соображений. Ширина спектра ЛЧМ сигнала по уровню половинной мощности (0,707 по амплитуде) соответствует девиации сигнала за время накопления. Таким образом, ширина спектра отраженного от носителя сигнала в каналах ускорения будет составлять

$$\Delta f_{\text{на}} = K_w f'_a T_{\text{кн}},$$

где f'_a – индекс ЛЧМ (производная частоты Доплера) опорного сигнала соответствующего канала ускорения, Гц/с;

K_w – коэффициент расширения спектра при весовой обработке (рис. 2.15).

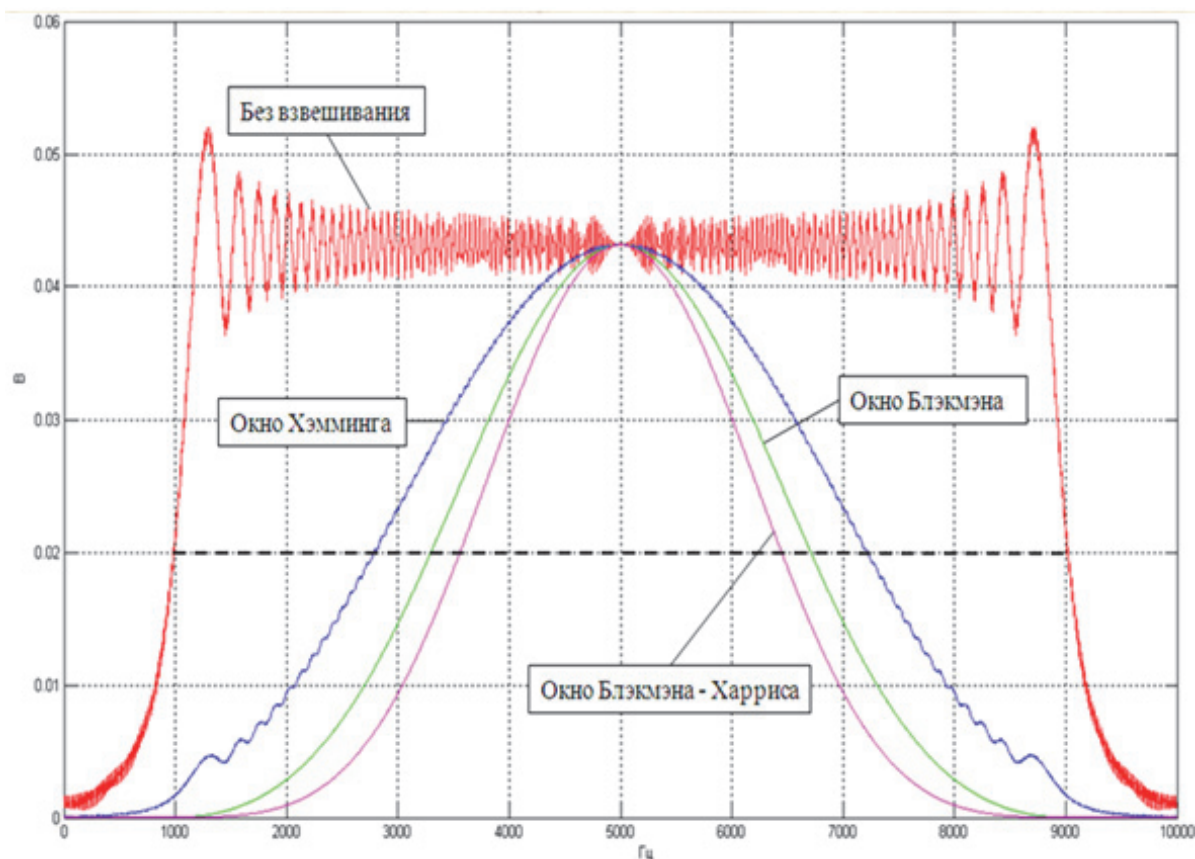


Рис. 2.15. Ширина спектра сигнала, отражённого от носителя
в каналах ускорения

В [44; 45; 48] были определены значения K_w для рассматриваемых вариантов весовой обработки (табл. 2.3).

Таблица 2.3

Значения коэффициента расширения спектра

Вид весовой обработки	Без взвешивания	Окно Хэмминга	Окно Блэкмана	Окно Блэкмана – Хэриса
K_w	1	0,526	0,405	0,345

Так как ширина спектра отражённого от носителя сигнала составляет единицы герц, т. е. в канале с нулевым ускорением он соберётся в одном ДФ (на выходе одного коррелятора) [56], для формирования бланкирующих последовательностей N_{ka} , $a = \overline{1, A}$ необходимо определить номера отсчетов, значениям которых должен быть присвоен 0.

Структура разработанного метода обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя [44; 45; 48] приведена на рис. 2.16.

Таким образом, определены теоретические и экспериментальные исходные данные в интересах разработки метода обнаружения в БРЛС истребителя пущенной противником УР класса «воздух – воздух». Задача обнаружения решается на этапе сопровождения ВЦ, с которой возможен пуск ракеты.

Разработан метод обнаружения в БРЛС истребителя пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя, отличающийся от известных тем, что в одном интервале временной диаграммы функционирования БРЛС одновременно осуществляется сопровождение воздушной цели и обнаружение пущенной с её борта УР. При этом измеренные фазовые координаты вектора состояния обнаруженной УР позволяют перейти в режим её сопровождения БРЛС истребителя, минуя этап захвата.

Согласованная обработка отражённого от ракеты радиолокационного сигнала осуществляется в два последовательно связанных этапа:

- на **первом** этапе формируются каналы ускорения путем умножения дискретных отсчетов сигнала на взвешенные фазовые множители;
- на **втором** этапе путём применения процедуры быстрого преобразования Фурье формируется спектр выходного сигнала каждого канала ускорения.

Для формирования формуляра метки цели (рис. 2.16) в каждом элементе разрешения определяется максимальная амплитуда спектральной составляющей сигнала на каждой частоте и запоминается соотношение амплитуд отсчетов по каналам дальности.



Рис. 2.16. Структура метода обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя

Для исключения ложных тревог наряду с использованием окна Хэмминга при обработке сигналов применяется бланкирование спектральных составляющих, обусловленных отражениями радиолокационного сигнала от носителя ракеты.

3. ПРИМЕНЕНИЕ РАЗРАБОТАННОГО МЕТОДА ОБНАРУЖЕНИЯ В БОРТОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЯ ПУЩЕННОЙ ПРОТИВНИКОМ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ – ВОЗДУХ»

3.1. Алгоритм метода обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя

При фиксированном угломестном ε и азимутальном β положении главного луча приёмной диаграммы направленности ФАР ИД БРЛС преобразованная на промежуточную частоту аддитивная смесь $U_n(t) + n(t)$ «сигнал + шум» в виде сигнала $x_{\varepsilon\beta}(t)$ поступает на вход алгоритма обнаружения факта пуска противником ракеты класса «воздух – воздух».

Дискретизации необходимо подвергнуть узкополосный сигнал, который будет иметь как амплитудную, так и угловую модуляцию. Полезный сигнал можно представить в виде

$$x(t) = X(t) \cos(\omega_0 t + \varphi(t)), \quad (3.1)$$

где ω_0 – промежуточная частота;

$X(t)$ и $\varphi(t)$ – законы амплитудной и фазовой модуляции соответственно.

Частоту дискретизации для такого сигнала можно выбирать непосредственно в соответствии с теоремой Котельникова, при этом она должна быть не меньше, чем $2(\omega_0 + \Delta\omega/2)$ или $2\omega_0 + \Delta\omega$, где $\Delta\omega$ – ширина спектра сигнала. Однако существует и другой путь, требующий предварительной обработки.

Аналитический сигнал для $x(t)$ будет иметь вид

$$\dot{x}(t) = X(t) e^{j\varphi(t)} e^{j\omega_0 t}. \quad (3.2)$$

Информативной частью данного сигнала является его комплексная огибающая

$$\dot{X}(t) = X(t) e^{j\varphi(t)}.$$

Спектр этого сигнала занимает полосу частот $-\Delta\omega/2 \dots \Delta\omega/2$. В связи с этим, согласно теореме Котельникова, минимально допустимая частота дискретизации для этого сигнала равна $\Delta\omega$, что существенно меньше, чем для случая прямой дискретизации. При этом отсчёты такого сигнала будут комплексными. Таким образом, спектр сигнала переносится с про-

межуточной (несущей) частоты на нулевую, что упрощает дальнейшую цифровую обработку.

Входной действительный сигнал $x(t)$ поступает на входы двух фазовых детекторов, состоящих из умножителя и фильтра низкой частоты (ФНЧ) (рис. 3.1). Сначала $x(t)$ умножается на колебания гетеродина с частотой ω_0 , сдвинутые друг относительно друга на $\pi/2$, т. е. на $\cos(\omega_0 t)$ и $\sin(\omega_0 t)$ соответственно.

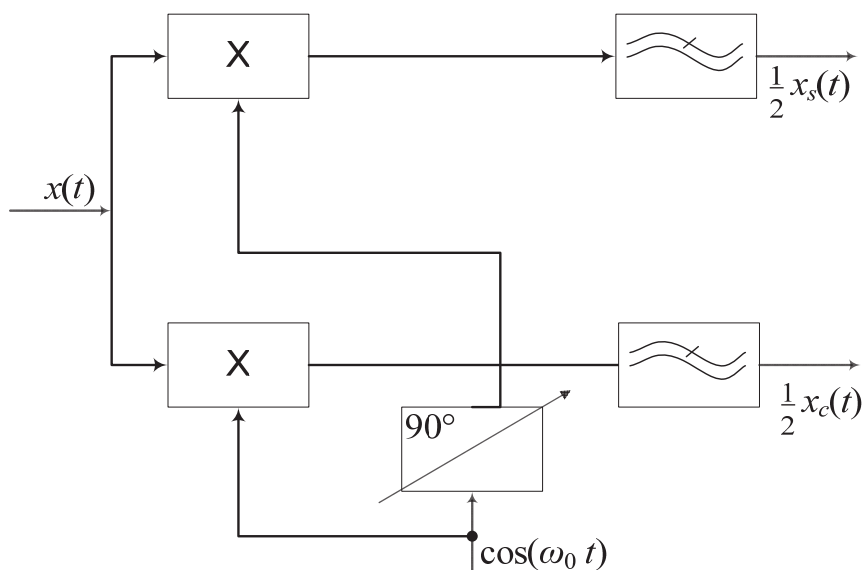


Рис. 3.1. Фазовое детектирование

Результат каждого умножения содержит две составляющие: низкочастотную и высокочастотную на частоте $2\omega_0$:

$$\begin{aligned} x(t) \cos \omega_0 t &= X(t) \frac{1}{2} [\cos(\omega_0 t + \varphi(t) - \omega_0 t) + \cos(\omega_0 t + \varphi(t) + \omega_0 t)] = \\ &= \frac{1}{2} X(t) \cos(2\omega_0 t + \varphi(t)) + \frac{1}{2} X(t) \cos \varphi(t) \end{aligned} \quad (3.3)$$

$$\begin{aligned} x(t) \sin \omega_0 t &= X(t) \frac{1}{2} [\sin(\omega_0 t + \varphi(t) - \omega_0 t) + \sin(\omega_0 t + \varphi(t) + \omega_0 t)] = \\ &= \frac{1}{2} X(t) \sin(2\omega_0 t + \varphi(t)) + \frac{1}{2} X(t) \sin \varphi(t) \end{aligned} \quad (3.4)$$

На выходе ФНЧ образуются сигналы

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} X(t) \cos \varphi(t) &= \frac{1}{2} \operatorname{Re} \dot{X}(t) = \frac{1}{2} X_c(t), \\ \frac{1}{2} X(t) \sin \varphi(t) &= \frac{1}{2} \operatorname{Im} \dot{X}(t) = \frac{1}{2} X_s(t). \end{aligned}$$

При этом следует заметить, что полная фаза сигнала, отражённого от пущенной ракеты на этапе её разгона, соответствует

$$\varphi(t) = \omega_d t + \frac{\omega_d' t^2}{2} + \varphi_0, \quad (3.5)$$

где ω_d – доплеровская частота отраженного от ракеты сигнала.

Сигналы с выходов ФНЧ поступают на аналого-цифровые преобразователи, где с периодом квантования $\tau_{\text{кв}}$ производится квантование квадратурных составляющих сигнала. Из соображения удобства реализации дальнейшего предсуммирования $\tau_{\text{кв}}$ выбирается равным одной четвертой длительности импульса $\tau_{\text{и}}$ зондирующего сигнала [57]:

$$\tau_{\text{кв}} = 0,25 \tau_{\text{и}} = 0,25 \frac{T_{\text{п}}}{Q} = 0,0625 T_{\text{п}},$$

где $T_{\text{п}}$ – период повторения импульсов;

$Q = 4$ – скважность зондирующего сигнала.

На следующем этапе из двух полученных дискретных квадратурных составляющих сигнала формируется комплексный дискретный сигнал $\dot{x}(n \Delta t)$, который и подвергается дальнейшей обработке, где n – номер отсчета, $\Delta t = \tau_{\text{кв}}$ – дискрет времени.

Следует заметить, что в настоящее время здесь применяется и другой способ получения комплексных отсчетов сигнала на пониженной (нулевой) частоте. Аналого-цифровое преобразование осуществляется на промежуточной (высокой) частоте ω_0 , после чего производится цифровое фазовое детектирование с разложением на квадратуры (действительную и мнимую части комплексного сигнала). Однако для реализации алгоритма обнаружения пущенной противником ракеты способ получения комплексных дискретных отсчетов сигнала существенной роли не играет.

Комплексный сигнал $\dot{x}(n \Delta t)$ поступает на входы перемножителей X -каналов дальности ($i = 1, 2, \dots, I$), где осуществляется его перемножение со стробирующими последовательностями $B_i(n \Delta t)$.

На рис. 3.2 приведена зависимость средних потерь из-за рассогласования по дальности от количества каналов дальности. Количество каналов дальности для реализации алгоритма выбрано равным 7 [44–46; 48; 49]. Это связано с тем, что дальнейшее увеличение количества каналов приводит к существенному росту вычислительных затрат при несущественном выигрыше в средних потерях. К тому же в известном образце БРЛС реализована аналогичная расстановка каналов дальности ($I = 7$), что позволит получить сравнительные характеристики синтезированного алгоритма. В дальнейшем для упрощения записи индексы ε и β , а также символы комплексной нотации будут опущены.

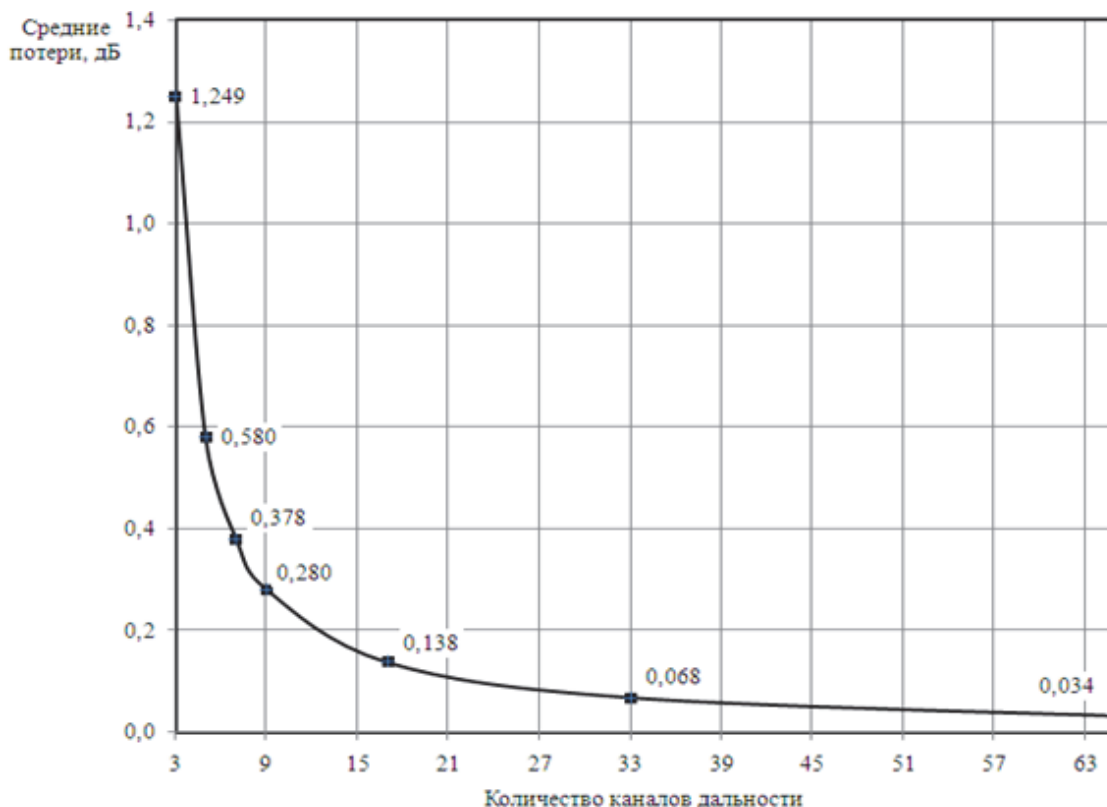


Рис. 3.2. Средние потери на рассогласование по дальности

Стробированные по дальности сигналы $x_i(n \Delta t)$, ($i = 1, 2, \dots, L$) подвергаются предсуммированию. В предсумматорах каждого канала дальности по сигналам начала суммирования u_{nci} производится предварительное суммирование N_Σ отсчетов $x_i(n \Delta t)$ в пределах интервала $T_\Sigma = N_\Sigma \Delta t$. В результате этого на выходе предсумматора каждого канала дальности формируются последовательности комплексного цифрового сигнала в виде

$$x_{in} = \sum_{l=1+nQN_\Sigma}^{N_\Sigma+nQN_\Sigma} x_i(l\Delta t),$$

где l – номер отсчета сигнала, подвергающегося предсуммированию;

n – номер отсчета сигнала, полученного в результате предсуммирования, $n = 0, 1, 2, \dots, N - 1$;

N – число интервалов предсуммирования, соответствующее числу импульсов в пачке.

В связи с тем, что $\Delta t = 0,25 \tau_{и}$, а $T_\Sigma = \tau_{и}$, $N_\Sigma = 4$. Таким образом, предварительное суммирование осуществляется в пределах длительности импульса, благодаря чему достигается согласование полосы пропускания приемного тракта с длительностью принимаемого импульса.

Следующим этапом является формирование каналов ускорения внутри каждого канала дальности. Комплексные отсчеты сигнала x_{in} ум-

ножаются на соответствующие взвешенные фазовые множители, определяемые выражением

$$M_{na} = w_n \cdot \exp \left[-j\pi \left(\frac{p_a}{N} n + \Delta f'_d a \frac{(n - N/2)^2}{N^2} \right) \right], \quad n = 0, 1, \dots, N - 1, \quad (3.6)$$

где $p_a = 0$, если a (номер канала ускорения) – чётное, $p_a = 1$, если a – нечётное; w_n – коэффициент весового окна;

$\Delta f'_d = d f'_d T_{\text{кн}}^2$, $d f'_d$ – дискрет расстановки каналов по индексу ЛЧМ, Гц/с;

$T_{\text{кн}}$ – время когерентного накопления, с.

Далее взвешенные, перемноженные на фазовые сомножители комплексные отсчеты поступают на цифровые процессоры быстрого преобразования Фурье (БПФ) соответствующих каналов дальности и ускорения, где за время $T_{\text{кн}}$ формируются комплексные отсчёты БПФ.

$$Y_{ia}(k, \omega) = \sum_{n=0}^{K/2-1} x_{ia}(2n) e^{-j \frac{2\pi n k}{K/2}} + e^{-j \frac{2\pi k}{K} K/2-1} \sum_{n=0}^{K/2-1} x_{ia}(2n+1) e^{-j \frac{2\pi n k}{K/2}}, \quad (3.7)$$

$$k = 0, 1, \dots, K - 1.$$

Дальнейшей обработке будут подвергаться амплитуды этих отсчетов:

$$Y_{ika} = |Y_{ia}(k, \omega)| = \sqrt{\text{Re}^2 Y_{ia}(k, \omega) + \text{Im}^2 Y_{ia}(k, \omega)}. \quad (3.8)$$

В каждом разрешаемом объеме $[i, k, a]$ амплитуды отсчётов Y_{ika} на выходе цифровых процессоров БПФ распределены по закону Рэлея – Райса и имеют следующую плотность распределения вероятности [30; 52; 53]:

$$p(Y_{ika}) = \frac{Y_{ika}}{\sigma_{ika}^2} e^{\left[-\frac{1}{2\sigma_{ika}^2} (Y_{ika}^2 + \alpha_{ika}^2) \right]} I_0 \left(\frac{\alpha_{ika} Y_{ika}}{\sigma_{ika}^2} \right). \quad (3.9)$$

где $I_0 \left(\frac{\alpha_{ika} Y_{ika}}{\sigma_{ika}^2} \right)$ – модифицированная функция Бесселя первого рода нулевого порядка от мнимого аргумента;

σ_{ika} – среднеквадратическое отклонение (СКО) случайной рэлеевской величины Y_{ika} в разрешаемом объеме $[i, k, a]$;

α_{ika} – модуль вектора средних значений гауссовских компонент в разрешаемом объеме $[i, k, a]$.

С целью нахождения амплитуды i -го компонента БПФ, полученного в результате обработки с самой высокой степенью согласованности по времени, проведем операцию поиска (по времени) элементов вектора,

содержащего максимальные амплитуды отсчетов БПФ на соответствующих частотах по следующему правилу:

$$Y_{ka} = \max_i Y_{ika}. \quad (3.10)$$

В результате этой операции все временные каналы объединяются в один, совокупный канал дальности, полностью перекрывающий «зону прозрачности», соответствующей длительности. Данная операция приводит к тому, что принятие решения о наличии цели будет производиться в меньшем количестве элементов разрешения, что снижает требования не только к вычислительным ресурсам, но и условной вероятности ложной тревоги в каждом элементе разрешения.

Вместе с тем для дальнейшего определения дальности обнаруженной УР оценивается относительное временное положение максимальных амплитуд отсчетов БПФ на соответствующих частотах:

$$G_{ka} = \frac{\sum_{i=1}^I Y_{ika} i}{\sum_{i=1}^I Y_{ika}}.$$

Значения G_{ka} сохраняются в памяти.

Значения Y_{ka} – максимальные амплитуды отсчетов БПФ в совокупном временном канале, также аппроксимируются законом распределения Рэлея – Райса и имеют плотность распределения вероятности вида

$$p(Y_{ka}) = Y_{ka} e^{\left[-\frac{1}{2}(Y_{ka}^2 + \alpha_{ka}^2)\right]} I_0(\alpha_{ka} Y_{ka}). \quad (3.11)$$

Для упрощения определим, что в пределах зоны обнаружения БРЛС шум, на фоне которого будет происходить обработка, квазибелый гауссовский и значения параметра σ_{ka} в каждом разрешаемом объеме известны и не зависят от параметров положения главного луча ДНА БРЛС.

На следующем этапе производится нормирование амплитуд отсчетов БПФ по шумам (по СКО σ_{ka}). Считается, что оценка СКО шума получается во время служебного интервала временной диаграммы функционирования БРЛС (например, интервал АРУШ в БРЛС 8Б).

Случайные величины $Y_{ka(n)}$ – нормированные по шумам (по СКО σ_{ka}) амплитуды отсчетов БПФ Y_{ka} (2.13) в каждом разрешаемом объеме также распределены по закону Рэлея – Райса и имеют плотность распределения вероятности с параметром $\sigma_{ka} = 1$ следующего вида:

$$p(Y_{ka(n)}) = Y_{ka(n)} e^{\left[-\frac{1}{2}(Y_{ka(n)}^2 + \alpha_{ka}^2)\right]} I_0(\alpha_{ka} Y_{ka(n)}). \quad (3.12)$$

В дальнейшем нормированные случайные отсчеты $Y_{ka(n)}$ подвергаются бланкированию с целью исключения обнаружения на выходе тех

корреляторов, в которых порог превышен за счет спектральных составляющих отраженного от носителя сигнала. На этом этапе сначала необходимо оценить положение спектральных составляющих отраженного от носителя сигнала на частотной оси. Для этого выбирается максимальное значение по каналам дальности в канале с нулевым ускорением в диапазоне частот $f_{\text{дп } \varepsilon} \pm \Delta f_{\text{дп}}$. Здесь $f_{\text{дп } \varepsilon}$ – экстраполированное значение частоты Доплера носителя на текущий такт сопровождения, полученное от канала сопровождения воздушной цели по скорости, $\Delta f_{\text{дп}}$ – величина интервала поиска максимума, характеризующаяся точностными характеристиками канала сопровождения.

Ширина спектра отраженного от носителя сигнала в каналах ускорения будет составлять

$$\Delta f_{\text{на}} = K_w f_a' T_{\text{кн}}, \quad (3.13)$$

где f_a' – индекс ЛЧМ (производная частоты Доплера) опорного сигнала соответствующего канала ускорения, Гц/с;

K_w – коэффициент расширения спектра при весовой обработке.

Для формирования бланкирующих последовательностей N_{ka} , $a = \overline{1, A}$ необходимо определить номера n отсчетов, значениям которых должен быть присвоен 0.

$$N_{ka} = \begin{cases} 0, & k \in (\hat{n}_n \pm \text{int}[\Delta \hat{f}_{\text{на}}/2] T_{\text{кн}}), \\ 1, & \text{в противном случае,} \end{cases}$$

где \hat{n}_n – оценка номера отсчета спектрального положения сигнала, отраженного от носителя;

$\Delta \hat{f}_{\text{на}}$ – оценка ширины спектра носителя в данном канале ускорения;

$\text{int} []$ – операция взятия целой части.

Дальнейшей обработке подвергаются отсчеты

$$Y_{ka} = Y_{ka(n)} N_{ka}. \quad (3.14)$$

Для принятия решения о наличии или отсутствии цели в каждом разрешаемом объеме $[k, a]$ необходимо определить статистическую задачу проверки гипотезы о параметрах α_{ka} распределения случайных величин Y_{ka} – амплитуд отсчетов БПФ в каждом совокупном разрешаемом объеме $[k, a]$.

Основным методом проверки статистических гипотез является метод отношения правдоподобия (ОП), предложенный Нейманом и Пирсоном [58]. Его суть заключается в вычислении отношения правдоподобия и сравнении его с порогом, уровень которого выбирается исходя из требования к вероятности ошибки первого рода.

Для принятия решения о наличии или отсутствии цели за время когерентного накопления в каждом разрешаемом объеме $[k, a]$ необходимо вычислить отношение правдоподобия по результатам наблюдений Y_{ka} и сравнить его с соответствующим порогом, уровень которого обеспечивает требуемую вероятность ложной тревоги в соответствующем элементе разрешения $[k, a]$.

Пусть

$\theta_T = \alpha_{ka}$ – вектор существенных параметров, задающих гипотезу;

$\theta_S = \sigma_{ka} = 1$ – вектор несущественных параметров, не задающих гипотезу;

$T = 1$ – количество существенных параметров;

$S = 0$ – количество несущественных параметров;

$\theta = (\theta_T, \theta_S) = \alpha_{ka}$ – вектор параметров в параметрическом пространстве.

Функция правдоподобия (ФП) в каждом совокупном по времени разрешаемом объёме $[k, a]$ за время когерентного накопления имеет вид.

$$L_{ka}(\alpha_{ka}) = p(Y_{ka} | \alpha_{ka}). \quad (3.15)$$

В каждом разрешаемом объеме $[k, a]$ требуется проверить гипотезу $H_0 / \alpha_{ka} = 0$, которая при $S = 0$ является простой, против альтернативной гипотезы $H_1 / \alpha_{ka} \neq 0$.

По методу ОП вначале требуется найти максимально правдоподобные оценки (МП-оценки) вектора $\theta_T = \alpha_{ka}$, дающие безусловный максимум ФП [58]:

$$L_{ka}(\hat{\alpha}_{ka} \neq 0), \quad (3.16)$$

и, кроме того, МП-оценки для вектора θ_S в предположении, что имеет место H_0 , при которых достигается условный максимум ФП. При $S = 0$, H_0 является простой гипотезой и не нужно искать максимум, так как тогда значение L_{ka} определено однозначно:

$$L_{ka}(\alpha_{ka} = 0). \quad (3.17)$$

Далее находится ОП l_{ka} в каждом совокупном по времени разрешаемом объеме за время когерентного накопления как отношение условного максимума ФП (3.17) к безусловному (3.16) [58]:

$$l_{ka} = \frac{L_{ka}(\alpha_{ka} = 0)}{L_{ka}(\hat{\alpha}_{ka} \neq 0)}. \quad (3.18)$$

Условный максимум ФП случайной величины Y_{ka} , распределенной по Рэлею (при гипотезе H_0), в каждом разрешаемом объеме за время когерентного накопления имеет вид

$$L_{ka}(\alpha_{ka} = 0) = p(Y_{ka} | \alpha_{ka} = 0). \quad (3.19)$$

$$L_{ka}(\alpha_{ka} = 0) = Y_{ka} e^{-Y_{ka}^2/2}. \quad (3.20)$$

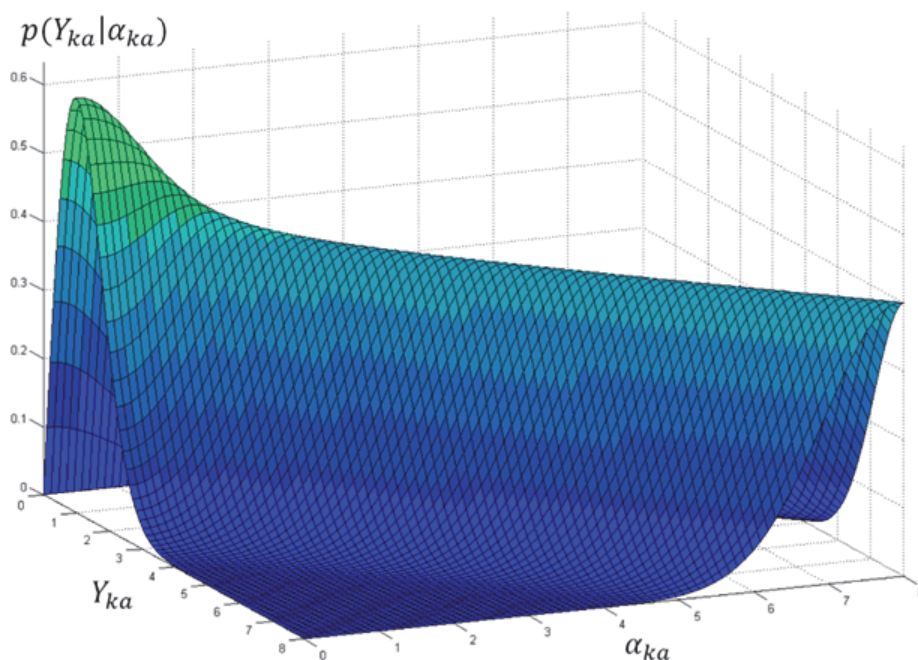


Рис. 3.3. Поверхность, описывающая закон распределения Рэлея – Райса для нормированной случайной величины Y_{ka}

Безусловный максимум ФП в каждом разрешаемом объеме $[k, a]$ за время когерентного накопления имеет вид

$$\max_{\alpha_{ka}} L_{ka} (\alpha_{ka} \neq 0) = L_{ka} (\hat{\alpha}_{ka}) = p(Y_{ka} | \hat{\alpha}_{ka} \neq 0). \quad (3.21)$$

После превышения величины Y_{ka} некоторого значения безусловный максимум функции правдоподобия по параметру α_{ka} монотонно убывает незначительно (рис. 3.3), в связи с чем знаменатель дроби (3.18) можно заменить константой.

Отношение правдоподобия в каждом разрешаемом объеме за время когерентного накопления имеет вид

$$l_{ka} = \frac{Y_{ka} e^{-Y_{ka}^2/2}}{c}. \quad (3.22)$$

Критическая область критерия ОП имеет следующий вид:

$$l_{ka} \leq C_{P_F}, \quad (3.23)$$

где $C_{P_{F0}}$ определяется по распределению статистики l_{ka} (3.22) так, чтобы получить критерий размера P_{F0} – вероятность ложной тревоги в разрешаемом объеме $[k, a]$ за время когерентного накопления.

Найдем закон распределения ОП l_{ka} . Значения Y_{ka} при H_0 распределены по закону Рэлея – Райса с параметрами $\sigma_{ka} = 1$, $\alpha_{ka} = 0$ (Рэлея) и имеют плотность распределения вероятности:

$$p(Y_{ka}) = Y_{ka} e^{\left[-\frac{1}{2}Y_{ka}^2\right]} = f(Y_{ka}). \quad (3.24)$$

Произведем замену переменной $(Y_{ka}^2)/2 = Z_{ka}$. Тогда по правилам [59]:

$$\frac{dZ_{ka}}{dY_{ka}} = \frac{2Y_{ka}dY_{ka}}{2dY_{ka}} = Y_{ka}.$$

Зная, что $f(Y_{ka}) dY_{ka} = f(Z_{ka}) dZ_{ka}$, имеем экспоненциальный закон распределения случайной величины (СВ) Z_{ka} .

$$f(Z_{ka}) = \frac{f(Y_{ka})dY_{ka}}{dZ_{ka}} = \frac{f(Y_{ka})dY_{ka}}{Y_{ka}dY_{ka}} = e^{-Z_{ka}}. \quad (3.25)$$

Для Z_{ka} ОП имеет вид

$$l_{ka} = \frac{e^{-Z_{ka}}}{c}. \quad (3.26)$$

Логарифм ОП имеет вид

$$\ln l_{ka} = \ln e^{-Z_{ka}} - \ln C = -Z_{ka} - \ln C. \quad (3.27)$$

Случайная величина Z_{ka} представляет собой функцию от СВ Y_{ka} , равную половине от квадрата максимальной нормированной амплитуды отсчёта БПФ на интервале когерентного накопления.

Таким образом, видно, что логарифм ОП (3.27) с точностью до постоянного слагаемого зависит от значения СВ Z_{ka} или является достаточной статистикой от Z_{ka} . Поэтому критическую область критерия отношения правдоподобия можно определить по распределению $f(Z_{ka})$ статистики Z_{ka} так, чтобы получить размер критерия, равный вероятности ошибки первого рода – вероятности P_{F0} ложной тревоги

$$\int_{V_F}^{\infty} f(Z_{ka}) dZ_{ka} = P_{F0}. \quad (3.28)$$

Пользуясь известными правилами [60], определим значения порогов V_F , обеспечивающих заданный уровень вероятности ложной тревоги для распределения $f(Z_{ka})$ (3.25) в одном частотном канале на фиксированном угловом положении:

$$P_{F0} = P_F / K_m \approx 4 \cdot 10^{-9},$$

где $P_F = 10^{-4}$ – требуемое среднее количество ложных тревог за время наблюдения $T_{\text{кн}}$ на фиксированном угловом положении главного луча ДН ФАР БРЛС;

K_m – максимальное число независимых частотных каналов, в которых определяются значения решающей статистики Z_{ka} .

$$P_{F0} = \int_{V_F}^{\infty} f(Z_{ka}) dZ_{ka} = 1 - \int_0^{V_F} f(Z_{ka}) dZ_k = e^{-V_F}. \quad (3.29)$$

Десятичный логарифм от P_{F0} имеет вид

$$\lg P_{F0} = \lg e^{-V_F} = -V_F \lg e. \quad (3.30)$$

График зависимости V_F от выражения (3.30) приведен на рис. 3.4.

Значение порога, обеспечивающее требуемую вероятность ложных тревог $P_{F0} \approx 4 \cdot 10^{-9}$, имеет значение $V_F = -\ln P_{F0} \approx 19,337$.

Решающая функция A на основе метода отношения правдоподобия имеет вид

$$A = \begin{cases} 0, & \text{при } Z_{ka} < V_F; \\ 1, & \text{при } Z_{ka} \geq V_F. \end{cases} \quad (3.31)$$

Номера элементов разрешения, значения решающей статистики от которых превысили порог, поступают на блок формирования формуляра метки цели. Туда же поступают считанные из памяти соответствующие значения G_{ka} , на основании которых формируется оценка дальности обнаруженных целей.

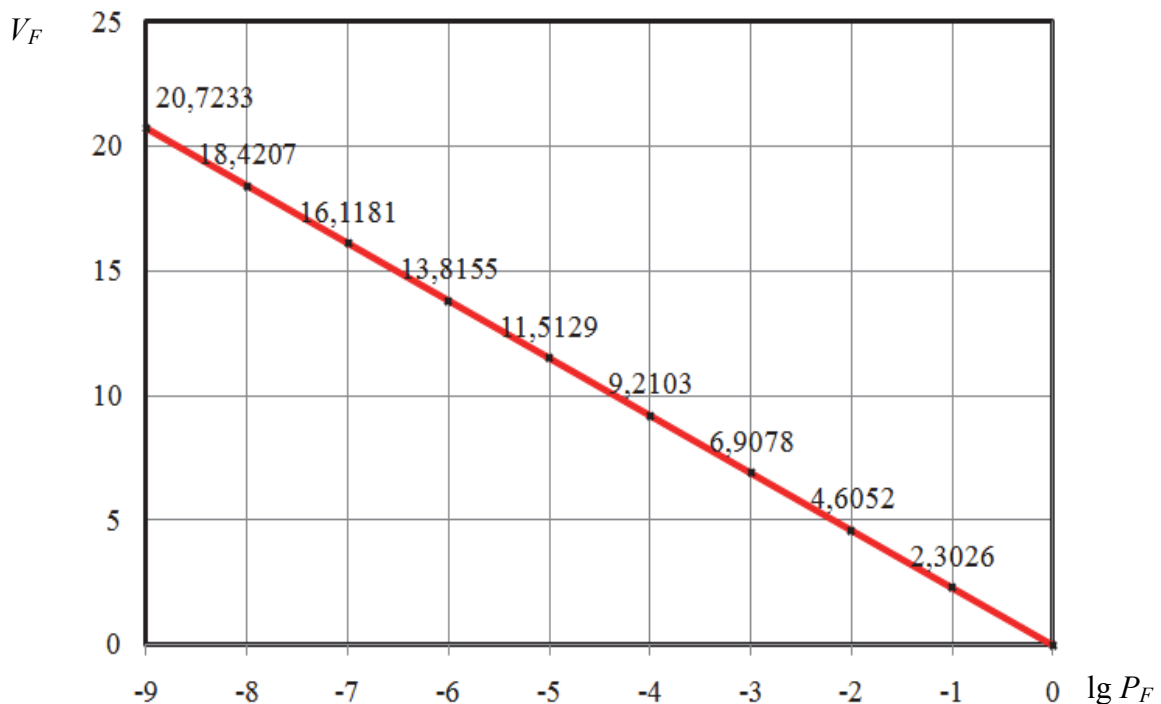


Рис. 3.4. Зависимость порога для ОП от десятичного логарифма условной вероятности ложной тревоги в частотном канале

На рис. 3.5 приведена структурная схема алгоритма [45; 46; 48], сущность которого заключается в следующем:

1) поступающая на вход аддитивная смесь сигнал/шум подвергается фазовому детектированию, аналогово-цифровому преобразованию и стробированию по дальности;

2) далее реализуется согласованная обработка с одиночным импульсом путем предсуммирования;

3) полученные таким образом последовательности отсчетов сигнала умножаются на рассчитанные для каждого канала ускорения взвешенные фазовые сомножители и подвергаются БПФ;

4) дальнейшей обработке подлежат модули полученных отсчетов. С целью нахождения амплитуды каждой спектральной составляющей, полученной в результате обработки с наивысшей степенью согласованности по времени, проводится выбор максимальных амплитуд отсчетов БПФ на соответствующих частотах. При этом для дальнейшего формирования формуляра метки цели оценивается относительное временное положение максимальных амплитуд спектральных составляющих на соответствующих частотах;

5) в каждом канале ускорения происходит нормирование амплитуд отсчетов по СКО шума, после чего осуществляется бланкирование тех корреляторов, в которых находятся спектральные составляющие отраженного от носителя сигнала;

6) вычисленное в каждом элементе разрешения значение решающей статистики сравнивается с порогом. Номера элементов разрешения, в которых значение решающей статистики превысило порог, поступают в блок формирования формуляра метки цели.

На рис. 3.6 приведена функциональная схема синтезированного алгоритма [45; 46; 48].

3.2. Оценка эффективности алгоритма обнаружения пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух». Сравнительный анализ характеристик обнаружения

На рис. 3.7 приведены характеристики обнаружения синтезированного алгоритма при условной вероятности ложной тревоги в элементе разрешения порядка $4 \cdot 10^{-9}$. Видно, что средние потери относительно потенциальных характеристик (при условной вероятности правильного обнаружения 0,5) составляют 2,6 дБ.

3. Применение разработанного метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух»

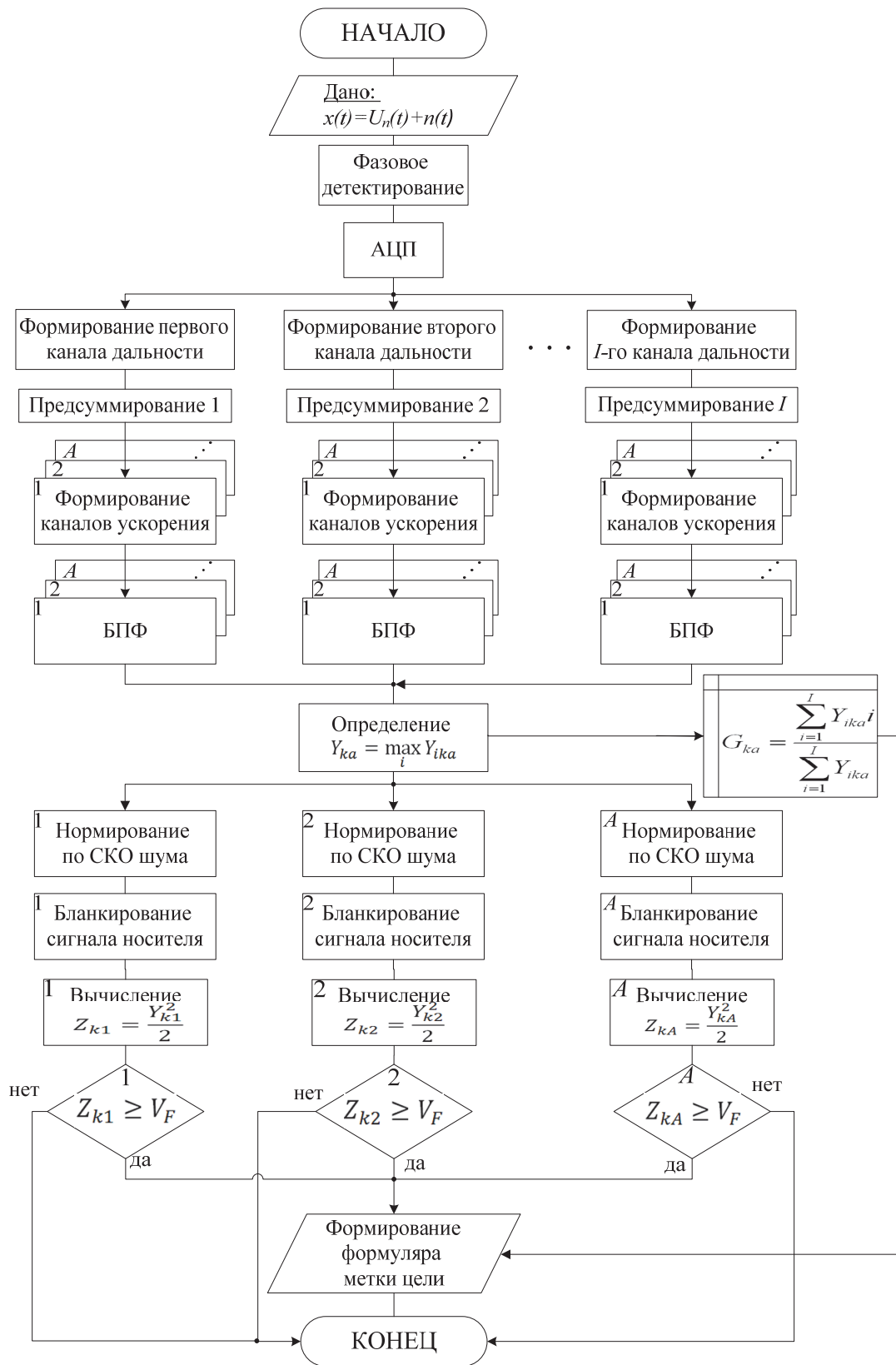


Рис. 3.5. Структурная схема алгоритма обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения ее носителя

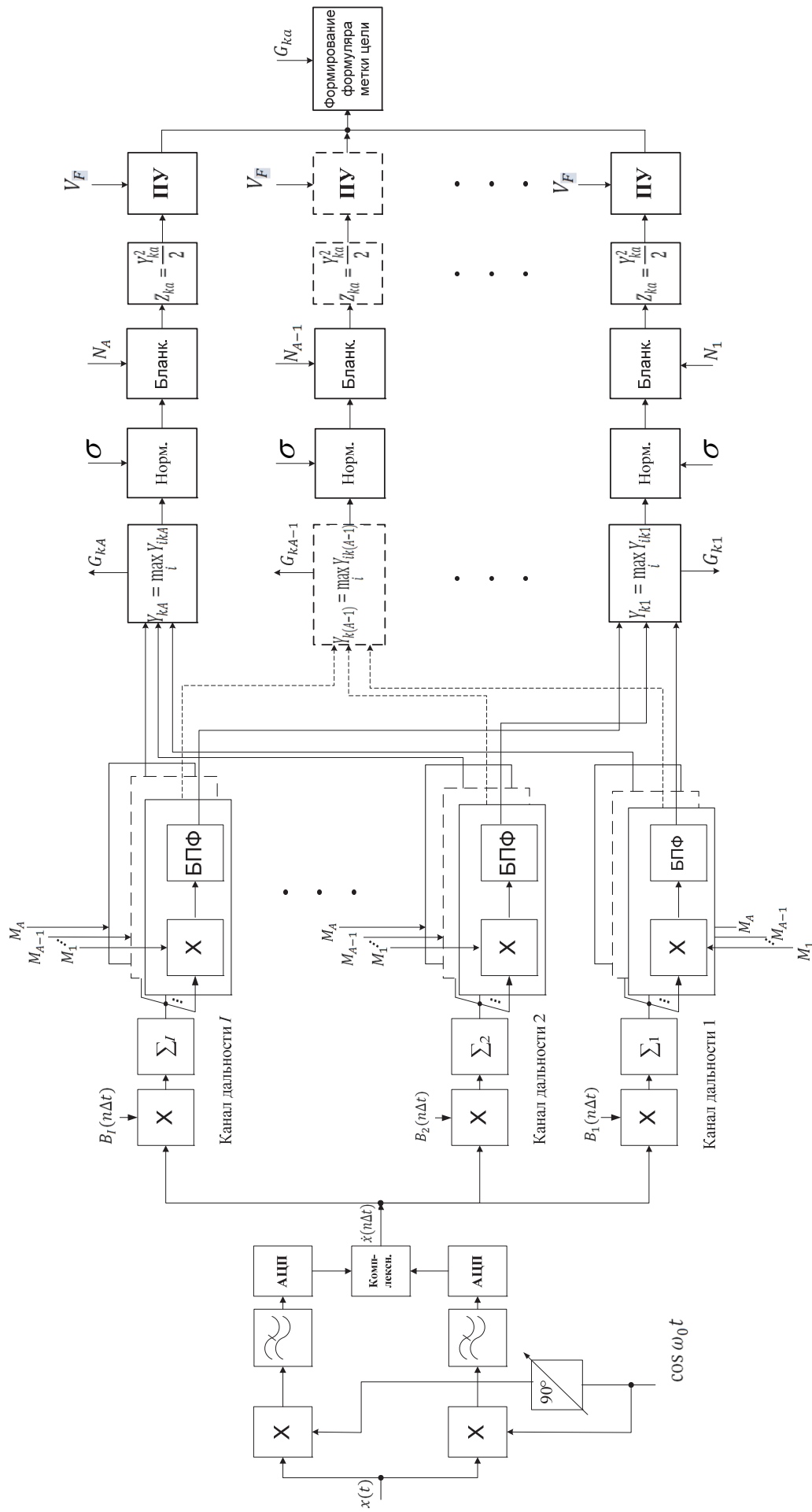


Рис. 3.6. Функциональная схема алгоритма обнаружения пушечной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя

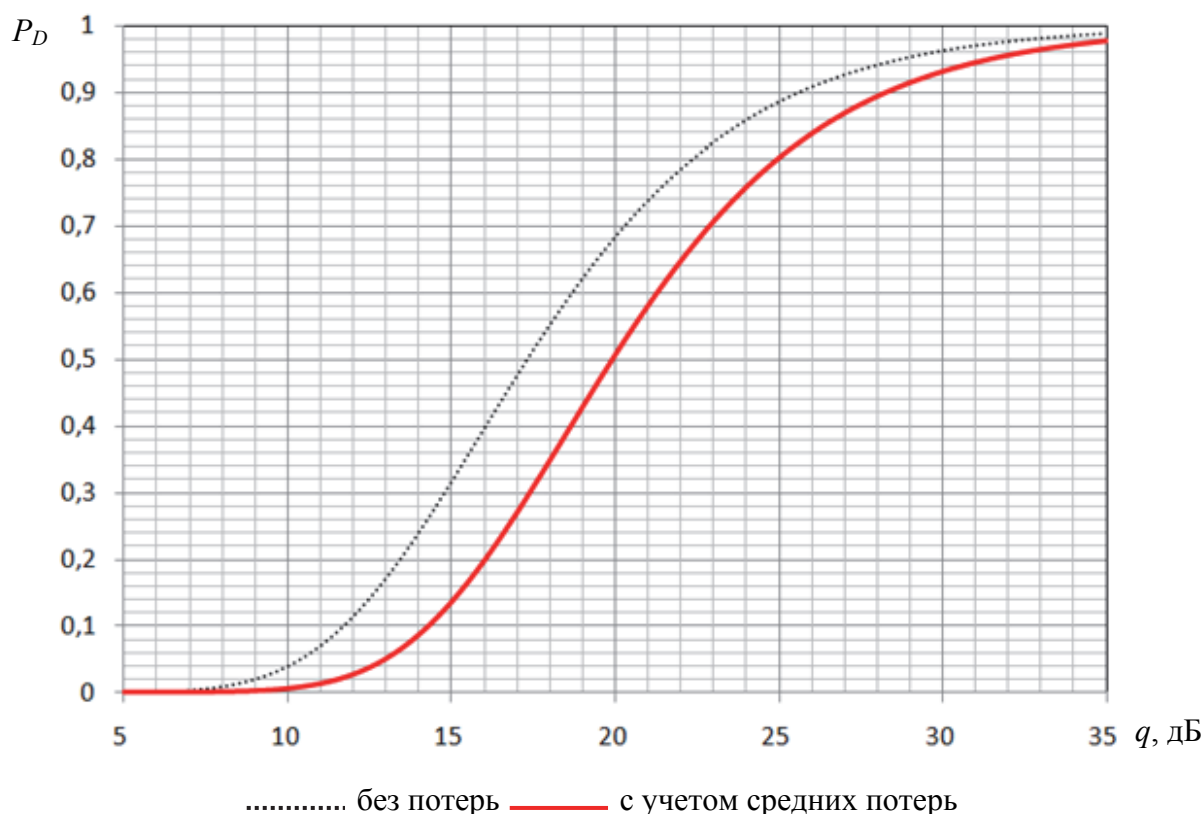


Рис. 3.7. Характеристики обнаружения для синтезированного алгоритма

Известно [1], что в одном из современных образцов БРЛС при длительном (более 50 мс) времени когерентного накопления обеспечивается обнаружение воздушной цели со средней ЭПР $\approx 9 \text{ м}^2$ на дальности 240 км с условной вероятностью правильного обнаружения $P_D = 0,5$ и условной вероятностью ложной тревоги $P_F = 10^{-4}$ на одной угловой позиции.

Для получения сравнительных характеристик синтезированного алгоритма необходимо оценить условную вероятность ложной тревоги в одном элементе разрешения (на выходе одного фильтра) P_{F0} для указанного изделия, а также средние потери в отношении сигнал/шум при обработке принятого сигнала.

Для этого сначала необходимо посчитать количество элементов разрешения на одной угловой позиции:

$$K_m = IK,$$

где I – количество каналов дальности;

K – количество частотных каналов (фильтров), нагруженных на каждый канал дальности.

В рассматриваемом образце зона цифровой фильтрации перекрывается $K = 4096$ фильтрами. При этом согласование по времени осуществляется в 7 каналах дальности с перекрытием в $2/3 \tau_{и}$. Таким образом, с уче-

том перекрытия каналов дальности число независимых элементов разрешения равно

$$K_m = IK \approx 20\,000.$$

Для обеспечения условной вероятности ложной тревоги $P_F = 10^{-4}$ на одной угловой позиции необходимая условная вероятность ложной тревоги в элементе разрешения $P_{F0} \approx 4 \cdot 10^{-9}$.

Средние потери в отношении сигнал/шум при обработке сигнала складываются из средних потерь на рассогласование по частоте, по времени задержки (при стробировании по дальности), потерь на весовую обработку и на адаптацию при оценке уровня шума. Таким образом, средние потери обработки с учетом реализованного взвешивания окном Хэмминга составляют: 2,21 (рассогласование по частоте и взвешивание) + 0,378 (стробирование по дальности) + 0,5 (адаптация) = 3,088 дБ, что на 0,5 дБ выше средних потерь синтезированного алгоритма. Однако при оценке средних потерь синтезированного алгоритма не учитывались возможные потери при оценке уровня шума (при адаптации). Будем считать их аналогичными. Тогда и общие средние потери в отношении сигнал/шум в синтезированном алгоритме и в алгоритме обнаружения, реализованном в рассматриваемом образце БРЛС, равны.

Данное обстоятельство позволяет получить зависимость дальности обнаружения пущенной противником УР класса «воздух – воздух» при реализации синтезированного алгоритма, от её средней ЭПР в данном изделии (рис. 3.8) [45; 46; 48].

Из анализа рис. 3.8. видно, что при средней ЭПР УР порядка 0,05–0,15 м² дальность ее обнаружения может составить 65–85 км при вероятности правильного обнаружения 0,5 и вероятности ложной тревоги 10⁻⁴ на угловой позиции. При этом выигрыш в дальности обнаружения может быть [45; 46; 48]:

- при ускорении УР 100 мс⁻² в 2,2 раза;
- при ускорении УР 150 мс⁻² в 2,4 раза.

Существенно то, что в современных и перспективных образцах БРЛС удается достичь существенно большей дальности обнаружения воздушных целей за счет использования более мощных (средняя мощность до 5 кВт) передатчиков, чувствительных приемников, увеличения коэффициента полезного действия антенны, снижения потерь при обработке сигнала. Например, БРЛС «Ирбис» способна обнаруживать воздушные цели со средней ЭПР 3 м² на дальности до 400 км [61].

Предположим, что ширина доплеровского фильтра составляет 50 Гц, средние потери обработки соизмеримы, то можно оценить значения дальности обнаружения пущенной УР класса «воздух – воздух» при реализации синтезированного алгоритма в перспективных образцах БРЛС (рис. 3.9) [45; 46; 48].

3. Применение разработанного метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух»

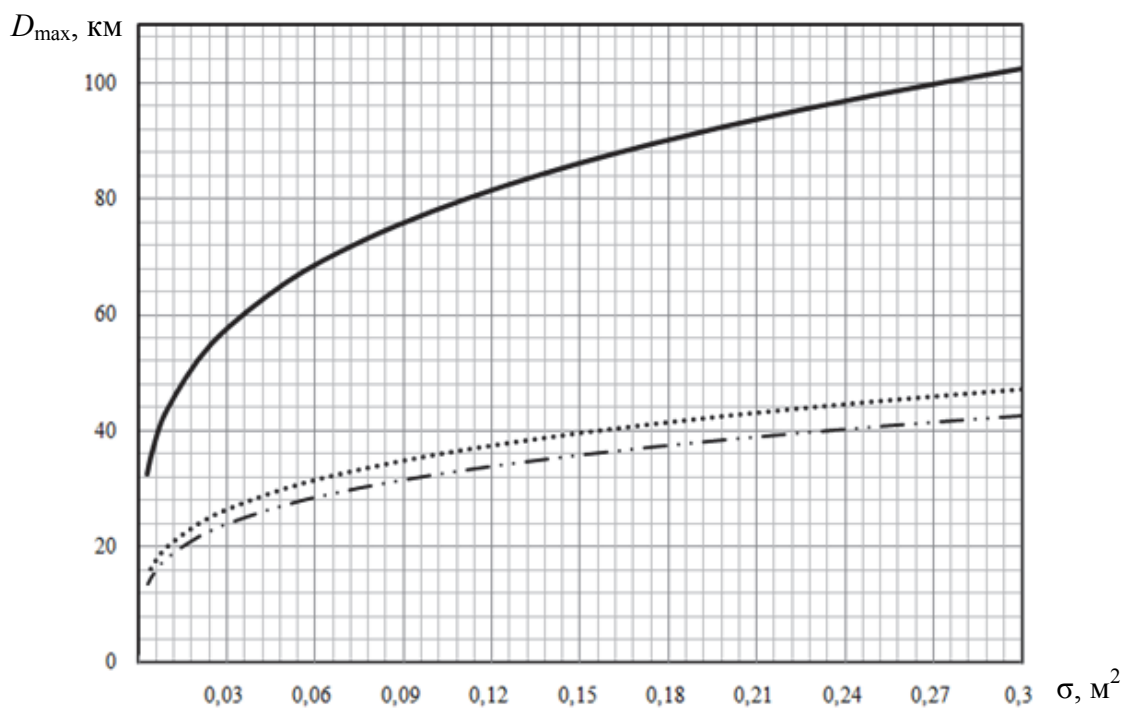


Рис. 3.8. Зависимость дальности обнаружения от средней ЭПР воздушной цели:
—— синтезированный алгоритм; штатный алгоритм при ускорении 10 g ;
- - - штатный алгоритм при ускорении 15 g

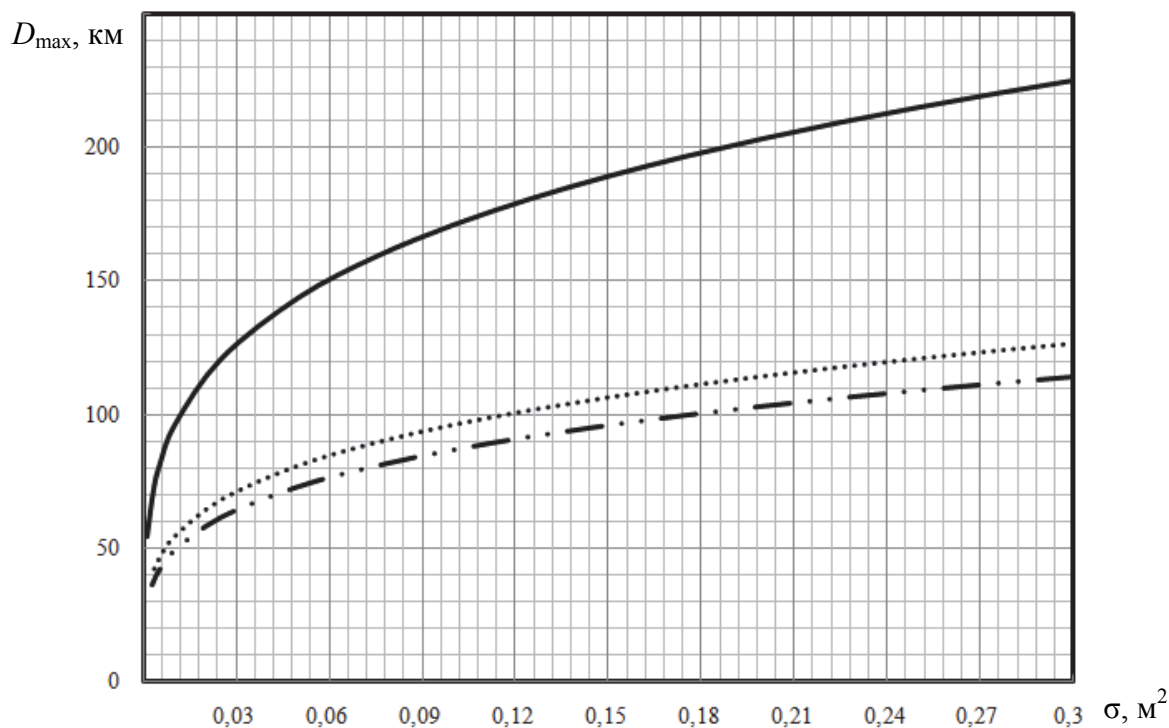


Рис. 3.9. Зависимость дальности обнаружения от средней ЭПР воздушной цели:
—— синтезированный алгоритм; штатный алгоритм при ускорении 10 g ;
- - - штатный алгоритм при ускорении 15 g

Видно, что при средней ЭПР УР $0,05\text{--}0,15\text{ м}^2$ дальность ее обнаружения составит $145\text{--}190\text{ км}$. При этом выигрыш в дальности обнаружения может составить [45; 46; 48]:

- при ускорении УР 100 мс^{-2} в 1,8 раза,
- при ускорении УР 150 мс^{-2} в 2 раза.

В п. 1.3.1 было показано, что сопровождаемая ВЦ и пущенная с ее борта УР будет находиться в одной зоне прозрачности по крайней мере 4–5 циклов когерентного накопления.

Исходя из того, что условная вероятность правильного обнаружения определяется как [30; 62; 63]:

$$P_D = P_{F_1}^{\frac{1}{1+0,5q^2}},$$

где q – отношение сигнал/шум по амплитуде, можно оценить значение P_D за несколько циклов когерентного накопления.

Считая, что вероятность правильного обнаружения за n циклов есть вероятность того, что данное событие произойдет хотя бы раз из n опытов, т. е.

$$P_D(n) = 1 - (1 - P_{D_1})^n.$$

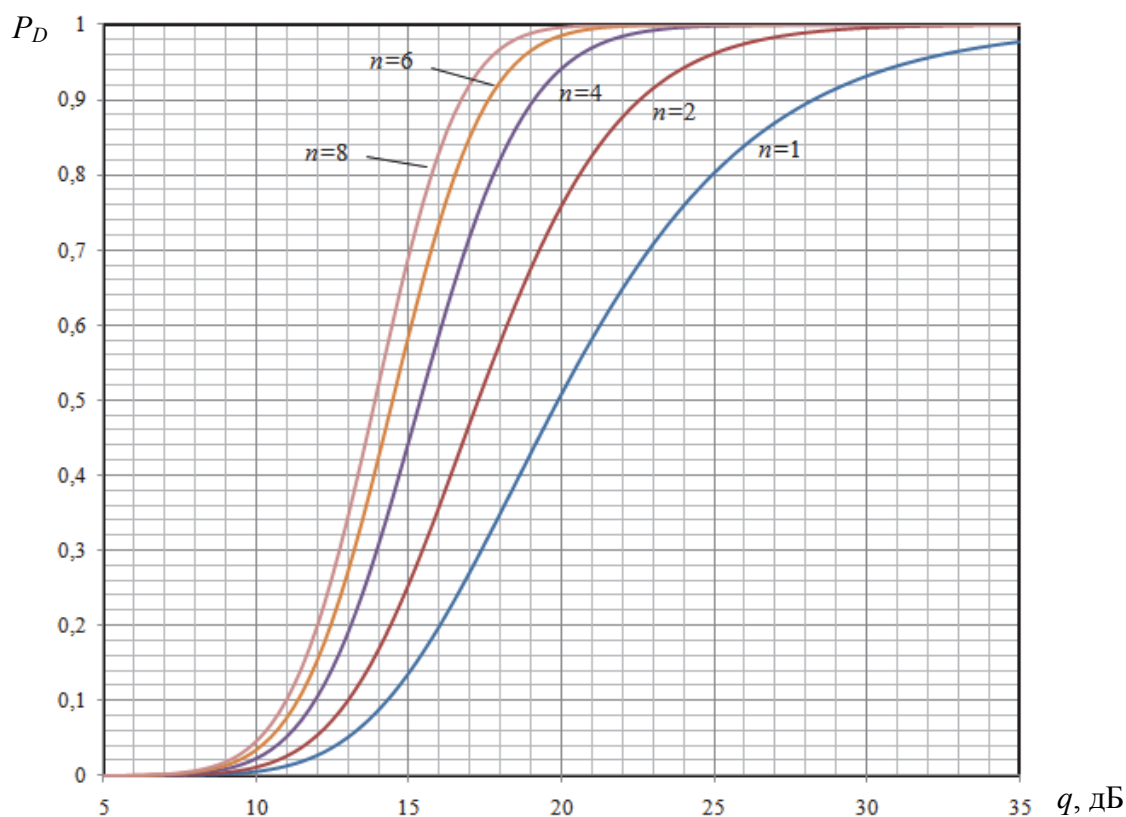


Рис. 3.10. Характеристики обнаружения синтезированного алгоритма при разном количестве циклов когерентного накопления

Зависимость условной вероятности правильного обнаружения от количества циклов когерентного накопления при $P_{D_1} = 0,5$ приведена на рис. 1.19.

Таким образом, $P_D(n) = 1 - (1 - P_{F_1}^{\frac{1}{1+0,5q^2}})^n$ (рис. 3.10). Следовательно, при реализации 4–5 циклов когерентного накопления условная вероятность правильного обнаружения будет составлять $\approx 0,92$ – $0,95$ при условной вероятности ложной тревоги $\approx 5 \cdot 10^{-4}$.

3.3. Рекомендации по применению синтезированного алгоритма в бортовой радиолокационной станции истребителя

Анализ тенденций развития перспективных БРЛС показывает, что они будут строиться как многоканальные когерентно-импульсные РЛС (рис. 3.11) с преобразованием аналогового сигнала в цифровой на промежуточной частоте с последующим формированием каналов по времени задержки и доплеровской частотной селекцией принимаемых сигналов [13].

Ввиду того что в ряде современных и перспективных БРЛС реализуются алгоритмы радиолокационного распознавания [31–33], синтезированный алгоритм целесообразно применять при сопровождении воздушных целей класса «летательный аппарат с турбореактивным двигателем» [34; 35], находящихся на удалении 50–150 км.

Существенно, чтобы в БРЛС имелась возможность программированного обзора пространства, что характерно для ФАР и АФАР.

Алгоритм сопровождения воздушной цели в существующих бортовых РЛС истребителей при скважности зондирующего сигнала, например $Q = 4$, и высокой ЧПИ (160–210 кГц) реализован таким образом, что ЧПИ зондирующего сигнала на следующий такт сопровождения выбирается из расчёта, чтобы сигнал от цели попадал в центр зоны прозрачности (рис. 3.12) [45; 46; 48].

Будем считать длительность $\tau_{\text{бл}}$ бланкирующего импульса в режиме сопровождения равной длительности $\tau_{\text{и}}$ импульса зондирующего сигнала. Таким образом, зона прозрачности перекрывается тремя стробами дальности (каналами дальности). Длительность каждого строба дальности равна длительности импульса $\tau_{\text{и}}$. Соответственно, ЧПИ рассчитывается таким образом, чтобы сигнал, отражённый от сопровождаемой цели, попадал в строб 2 (рис. 3.12).

Очевидно, что на разгонном этапе полёта частота Доплера ракеты увеличивается (речь идёт о встречных и встречно-пересекающихся курсах),

поэтому отражённый от ракеты сигнал смещается внутри зоны прозрачности влево (к срезу предыдущего бланкирующего импульса). Исходя из этих соображений, зоной прозрачности для обнаружения ракеты можно считать часть зоны прозрачности, перекрываемую стробами 1 и 2 (рис. 3.12). Размер указанной зоны приведен на рис. 3.13 прерывистой линией [45; 46; 48].

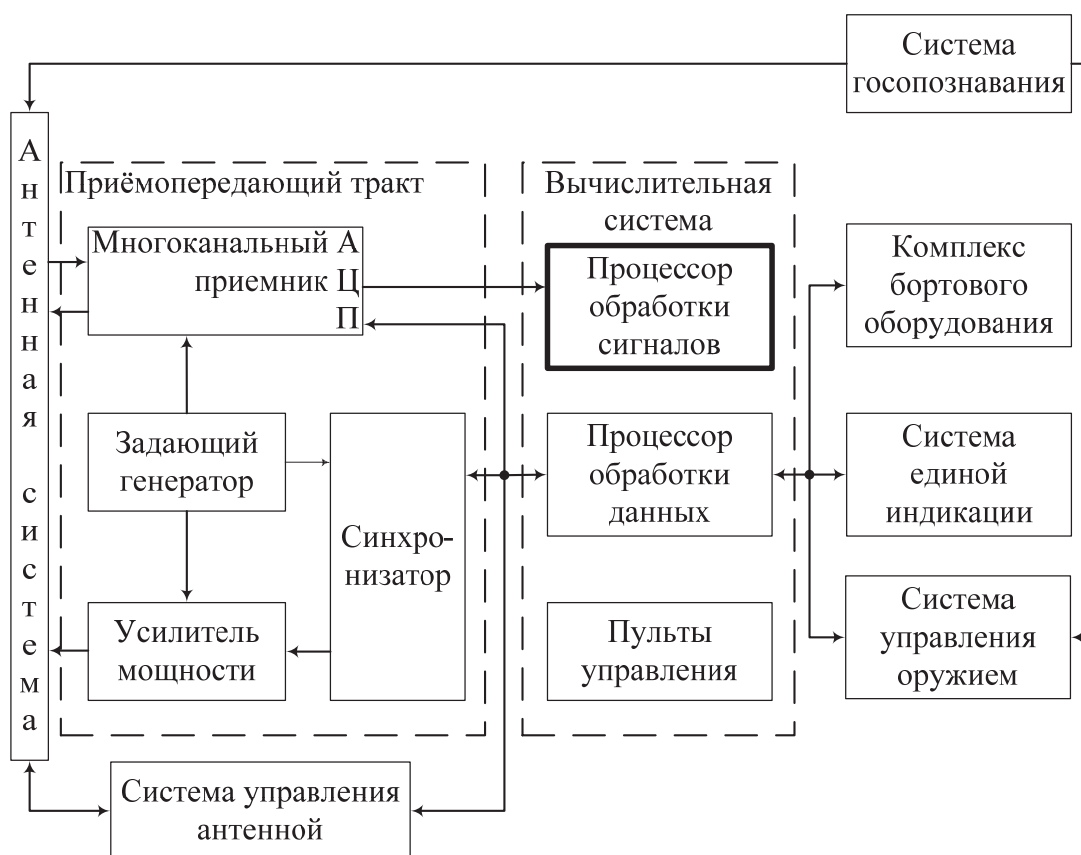


Рис. 3.11. Место разработанного алгоритма обнаружения в общей структуре ИД БРЛС

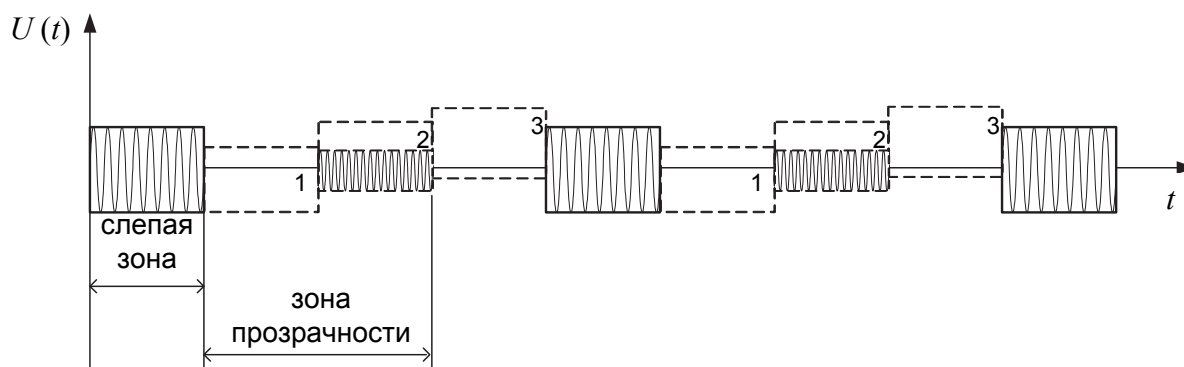


Рис. 3.12. Временная диаграмма зондирующего сигнала в режиме сопровождения при существующем алгоритме

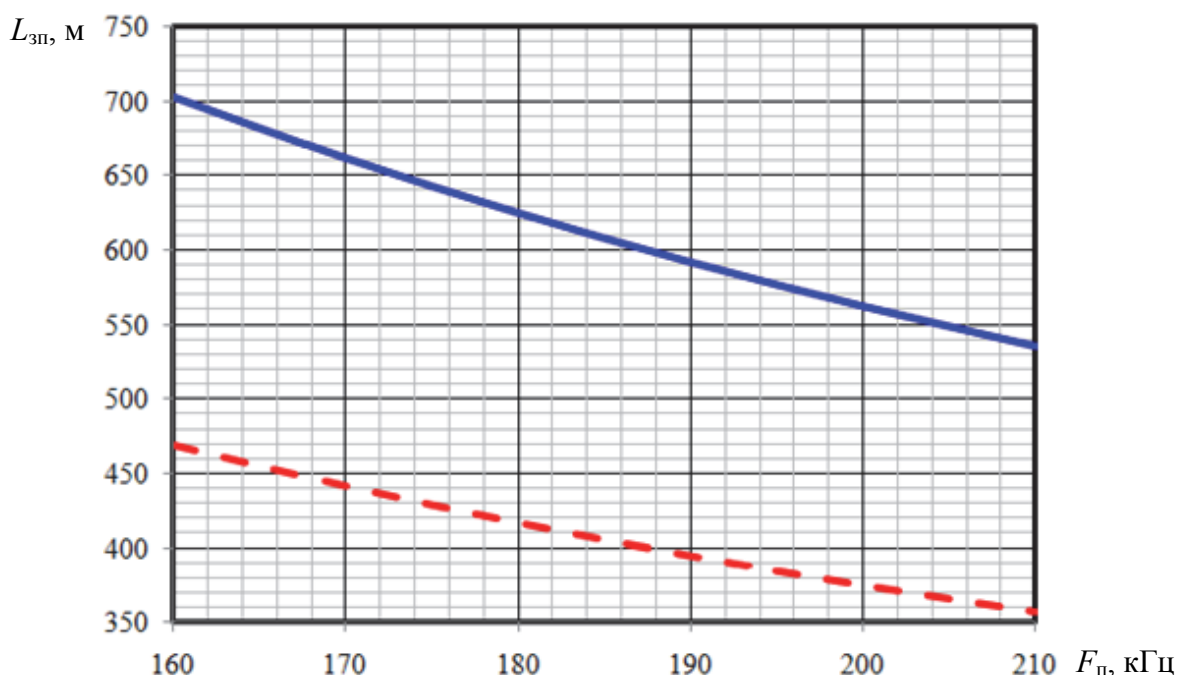


Рис. 3.13. Зависимость размера зоны прозрачности для обнаружения ракеты от ЧПИ для существующего и синтезируемого алгоритмов: — предлагаемый алгоритм; - - - существующий алгоритм

С целью увеличения зоны прозрачности для обнаружения ракеты представляется возможной оптимизация алгоритма выбора ЧПИ для совместного сопровождения цели-носителя и обнаружения пущенной с его борта ракеты.

Данный путь заключается в том, что ЧПИ на следующий такт сопровождения выбирается таким образом, чтобы отражённый от носителя сигнал смещался внутри зоны прозрачности вправо (к фронту последующего бланкирующего импульса). При этом размер зоны прозрачности для обнаружения ракеты увеличивается и будет равен значениям, показанным на рис. 3.13 сплошной линией. Соответственно, увеличивается и время нахождения пущенной ракеты в зоне прозрачности. Вместе с тем для повышения точности измерения дальности расстановку стробов дальности целесообразно осуществлять с перекрытием (рис. 3.14).

Расчёт периода повторения $T_{п}$, обеспечивающего решение указанных задач, начинается с вычисления времени задержки экстраполированного строба 1 (рис. 3.14) в следующем такте:

$$\tau_{зз} = \frac{2D_э}{c}, \quad (3.32)$$

где $D_э$ – экстраполированная дальность до цели (носителя);
 c – скорость света.

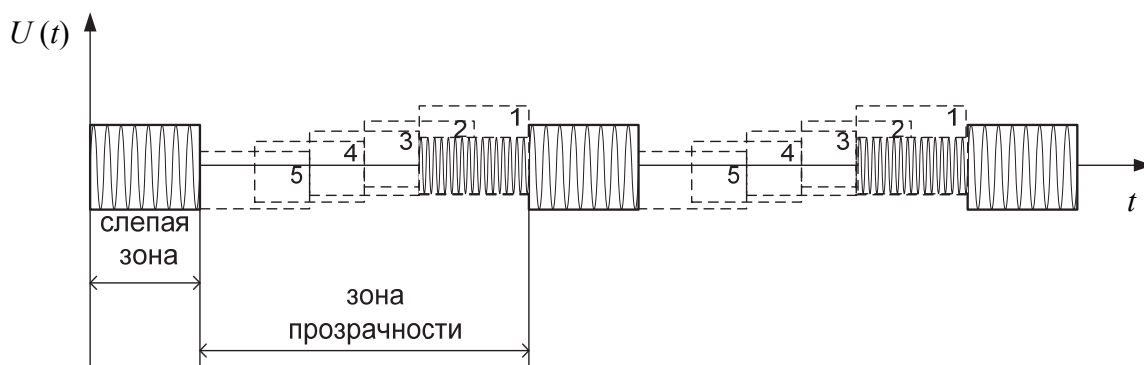


Рис. 3.14. Вариант выбора ЧПИ и расстановки каналов дальности

В свою очередь, известно [64]:

$$\tau_{зз} = N_{кр} T_{п} + \tau_{но}, \quad (3.33)$$

где $N_{кр}$ – кратность неоднозначности, определяемая числом целых периодов, входящих в интервал $\tau_{зз}$;

$\tau_{но}$ – неоднозначное запаздывание строба 1 по отношению к предыдущему зондирующему импульсу.

Из формулы (3.33) следует, что при фиксированном значении $\tau_{зз}$ изменением $N_{кр}$ и $T_{п}$ можно реализовать любое значение $\tau_{но}$ [57].

В память БЦВМ закладывается массив значений периодов повторения импульсов $T_{пi}$ и для каждого вычисляется относительная задержка

$$\Theta_{эi} = \frac{\tau_{зз}}{T_{пi}} = N_{кри} + \frac{\tau_{ноi}}{T_{пi}} = N_{кри} + \Theta_i, \quad (3.34)$$

где Θ_i – относительная неоднозначная задержка;

$N_{кри}$ – кратность (наименьшее целое от $\Theta_{эi}$).

Тогда

$$\Theta_i = \Theta_{эi} - N_{кри}.$$

Задавшись неоднозначным относительным положением строба 1 Θ_0 , можно для каждого $T_{пi}$ вычислить разность:

$$\Delta\Theta_i = |\Theta_i - \Theta_0|. \quad (3.35)$$

Тот период повторения импульсов $T_{пi}$, для которого разность (3.35) будет минимальной, обеспечивает наиболее точное попадание отражённого от носителя сигнала в строб 1.

Однако в отличие от существующих алгоритмов выбора ЧПИ, при которых стремятся, чтобы отражённый от цели сигнал попадал в центр зоны прозрачности, принципиально, чтобы $\Theta_i \leq \Theta_0$. В противном случае часть энергии отражённого от носителя сигнала попадет в зону затенения

(последующий бланкирующий импульс), поэтому необходимо вычислять разность вида,

$$\Delta\Theta_i = \Theta_i - \Theta_0. \quad (3.36)$$

После этого анализу подлежат те периоды повторения $T_{\text{пн}}$, для которых $\Theta_i \leq 0$. Тот период, для которого разность (3.36) будет максимальной, выбирается в качестве искомого.

Вычисленные значения $T_{\text{пн}}$ и длительности импульса $\tau_{\text{пн}} = T_{\text{пн}}/Q$ поступают из БЦВМ в синхронизатор, формирующий на следующем такте последовательность импульсов с соответствующим периодом и длительностью.

Характерно, что при выборе коэффициента Θ_0 необходимо учитывать точностные характеристики канала сопровождения по дальности. При этом для предложенного варианта расстановки стробов в коэффициент $\Theta_0 = 0,75$ необходимо вносить поправку с учетом среднеквадратической ошибки оценивания дальности.

Таким образом, за счет выбора частоты повторения импульсов в соответствии с представленным алгоритмом, в связи с увеличением зоны прозрачности реализуются 5–6 циклов когерентного накопления, что позволит обеспечить условную вероятность правильного обнаружения $\approx 0,95$ – $0,98$ при условной вероятности ложной тревоги $\approx 6 \cdot 10^{-4}$.

Данное обстоятельство можно использовать при формировании ограничений на условные вероятности правильного обнаружения и ложной тревоги за один цикл когерентного накопления, что обеспечит повышение дальности обнаружения воздушной цели.

3.4. Оценка вычислительных затрат для реализации синтезированного алгоритма обнаружения

При расчете будем рассматривать только те операции алгоритма, которые вносят ощутимый вклад в общие вычислительные затраты:

- стробирование по дальности ($N_{\text{стр}}$);
- предсуммирование ($N_{\text{пред}\Sigma}$);
- умножение на взвешенные фазовые сомножители ($N_{\text{ф}}$);
- операция БПФ ($N_{\text{БПФ}}$);
- операция нормирования по уровню шума ($N_{\text{норм}}$);
- операция бланкирования сигнала, отраженного от носителя ($N_{\text{бл}}$);
- вычисление решающей статистики ($N_{\text{стат}}$).

Для подсчета необходимого объема оперативной памяти требуется хранение массивов данных в памяти.

Также учтем тот факт, что на перспективных истребителях 5-го поколения предполагается использовать унифицированные бортовые ЭВМ, по архитектуре аналогичные IBM PC/AT [30], у которых временные затраты на выполнение операций сложения и умножения с «плавающей точкой» с 32-разрядными числами (флопы [65]) соизмеримы.

Общее число количества операций (флоп) определяется как

$$N_{\text{опер}} \approx N_{\text{стр}} + N_{\text{пред}\Sigma} + N_{\text{ф}} + N_{\text{БПФ}} + N_{\text{норм}} + N_{\text{бл}} + N_{\text{стат}}. \quad (3.37)$$

Оценка вычислительных затрат производится при следующих условиях:

- количество каналов дальности $I = 7$;
- количество каналов ускорения $A = 8$;
- время когерентного накопления $T_{\text{кн}} = 0,067$ с;
- скважность $Q = 4$;
- средняя частота повторения импульсов $F_{\text{п}} = 175$;
- период квантования $\tau_{\text{кв}} = 0,25 \tau_{\text{и}}$;
- среднее число импульсов в пачке $N_{\text{имп}} = F_{\text{п}} T_{\text{кн}} = 11\,725$.

1. При стробировании по дальности производится умножение оцифрованного сигнала со стробирующими последовательностями. Требуемое число операций умножения составит

$$N_{\text{стр}} = 4IN_{\text{имп}}Q \approx 1\,313\,200 \text{ флоп.}$$

2. Операция предсуммирования заключается в суммировании отсчетов по 4 за импульс. Таким образом, требуемое число операций сложения составит

$$N_{\text{пред}\Sigma} = 4IN_{\text{имп}} \approx 328\,300 \text{ флоп.}$$

3. Для умножения на фазовые сомножители требуется следующее число операций умножения

$$N_{\text{ф}} = IN_{\text{имп}}A \approx 656\,600 \text{ флоп.}$$

4. При реализации БПФ (алгоритм Кули-Тьюки [63], где учитывается квадратурная обработка) число требуемых операций можно оценить как

$$N_{\text{БПФ}} \approx (N_{\Sigma} + N_{*})IA,$$

где N_{Σ} – количество операций сумм;
 N_{*} – количество операций умножения.

Тогда

$$N_{*} = \frac{3}{8} N_{\text{отс}} (\log_2 N_{\text{отс}} - 2),$$

где $N_{\text{отс}}$ – количество отсчетов

$$N_{\text{отс}} = 16\,384,$$

$$N_{\Sigma} = N_{\text{отс}} \log_2 N_{\text{отс}},$$

т. е.

$$N_{\text{БПФ}} \approx 16\,515\,072 \text{ флоп.}$$

5. Для реализации нормирования по уровню шума необходимое количество операций умножения составляет

$$N_{\text{норм}} = AN',$$

где N' – количество отсчетов в частотной области, в которых следует производить вычисление решающей статистики.

С учетом точностных характеристик современных БРЛС и особенностей радиолокационной цели УР класса «воздух – воздух» $N' \approx 3\,000$. Таким образом,

$$N_{\text{норм}} \approx 27\,000 \text{ флоп.}$$

6. Аналогично определяется необходимое количество операций для реализации бланкирования сигнала, отраженного от носителя

$$N_{\text{бл}} = AN' \approx 27\,000 \text{ флоп.}$$

7. Для вычисления решающей статистики в AN' элементах разрешения потребуется:

$$N_{\text{стат}} = 2AN' \approx 54\,000 \text{ флоп.}$$

Таким образом, общее количество операций, требуемых для реализации синтезированного алгоритма обнаружения, будет составлять:

$$N_{\text{опер}} \approx 18\,921\,172 \text{ флоп} \approx 18,92 \text{ Мфлоп.}$$

На рис. 3.15 приведена зависимость требуемого количества операций, необходимых для реализации синтезированного алгоритма, от числа каналов дальности и ускорения.

Перспективные процессоры, реализованные в вычислительных машинах нового поколения «Багет-х5», ADSP TS-201S, имеют быстродействие порядка 115 Гфлоп/с [30], что позволяет реализовать синтезированный алгоритм.

Кроме того, ADSP TS-201S – многопроцессорная система, поэтому предположительно можно существенно сократить временные затраты на расчеты путем распараллеливания вычислений как для каналов дальности, так и для каналов ускорения.

С учётом быстродействия вычислительных машин нового поколения для реализации синтезированного алгоритма требуется $T_{\text{в}} \approx 0,165$ мс. Таким

образом, время, необходимое для вычисления, не вносит существенного вклада во время принятия решения на угловой позиции. Значит, применение данного алгоритма не требует внесения корректив во временную диаграмму функционирования БРЛС.

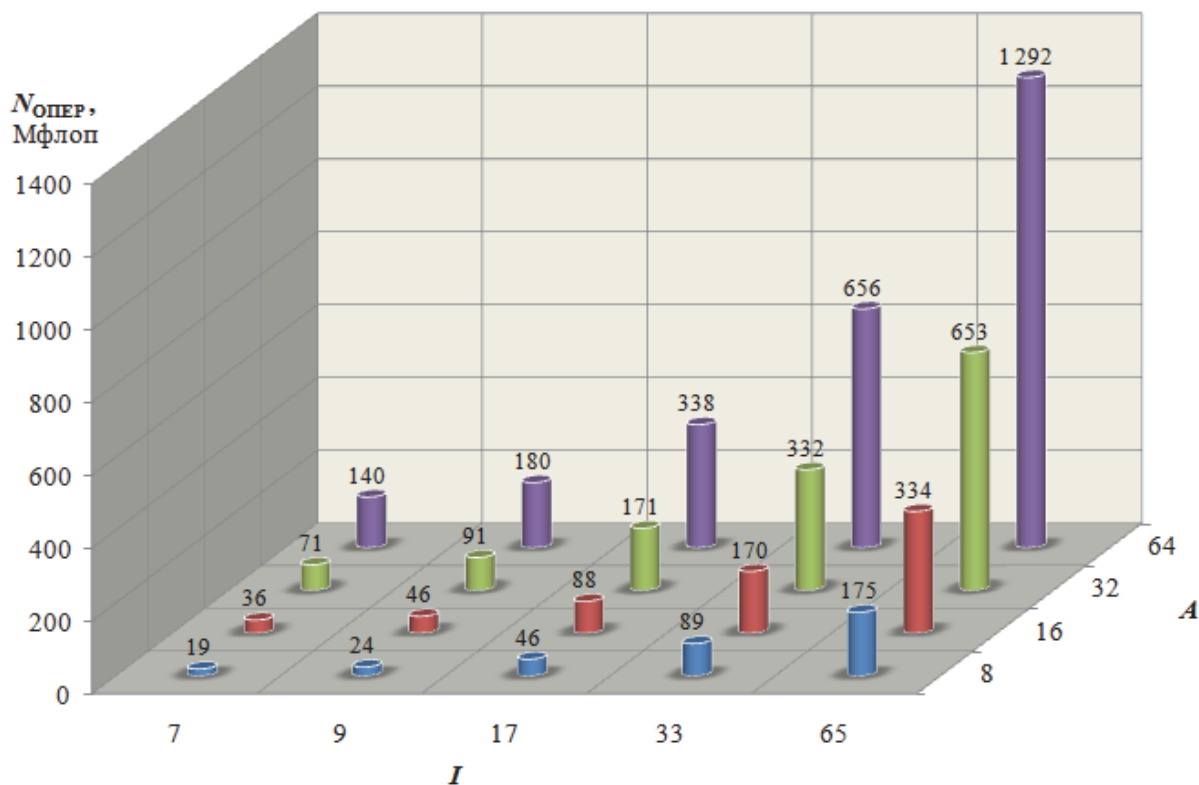


Рис. 3.15. Зависимость требуемого количества операций от числа каналов дальности и ускорения

Объем памяти для хранения массивов данных, используемых при реализации алгоритма, рассчитывается следующим образом:

$$V = N_{\text{масс}} nb,$$

где $N_{\text{масс}}$ – размер массива;

n – количество массивов данных алгоритма, хранящихся в памяти;

b – объем ячейки памяти, необходимый для хранения одного числа в формате с плавающей точкой с одинарной точностью, $b = 4$ Байт.

Максимальный объем оперативной памяти используется при формировании каналов дальности (рис. 3.16):

$$V = 2(4N_{\text{имп}} QIb) \approx 10,5 \text{ Мбайт}$$

В настоящее время такой дополнительный объем оперативной памяти не является существенным ограничением.

3. Применение разработанного метода обнаружения в бортовой РЛС истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух»

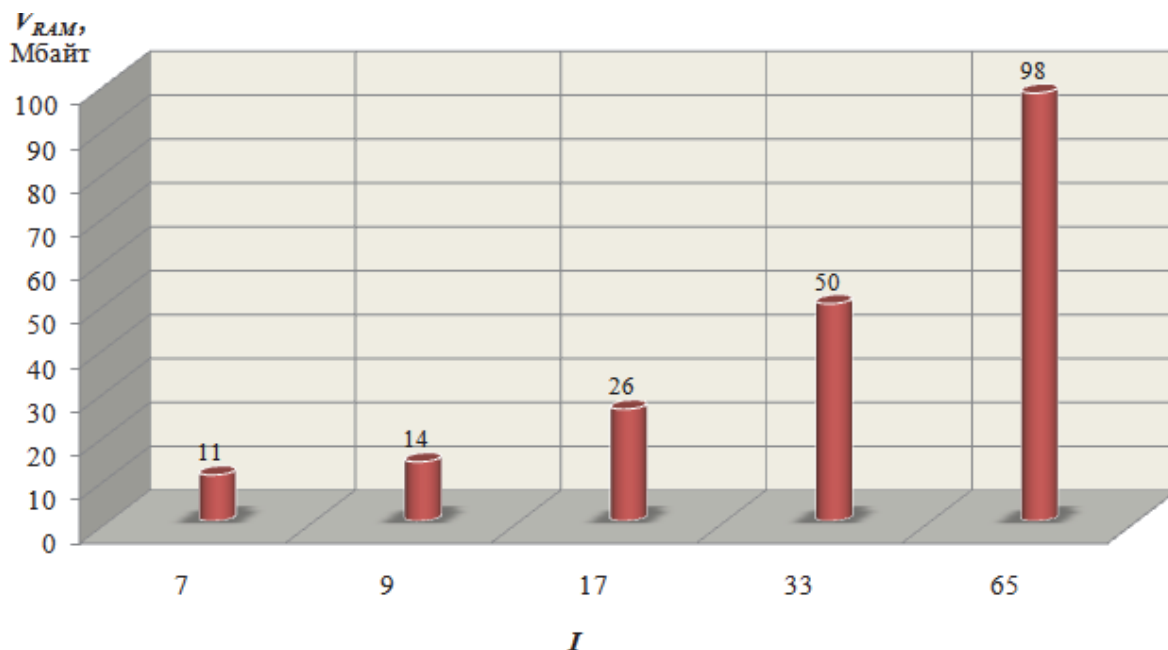


Рис. 3.16. Зависимость требуемого дополнительного объема оперативной памяти от числа каналов дальности

Таким образом, синтезирован алгоритм, реализующий разработанный метод. С целью согласования во временной области используется 7 каналов дальности с перекрытием в $2/3 \tau_n$. Согласованная обработка с ЛЧМ сигналом осуществляется в два этапа:

- сначала отсчеты сигнала умножаются на фазовые множители, рассчитанные для каждого канала ускорения;
- затем полученная последовательность подвергается преобразованию с помощью алгоритма БПФ.

Для уменьшения уровня боковых лепестков сигнала, отражённого от носителя, используется весовая обработка окном Хэмминга.

Для организации согласованной по производной частоты Доплера обработки при обеспечении требуемого уровня потерь необходимо 8 каналов ускорения.

Для обеспечения требуемой условной вероятности ложной тревоги порядка 10^{-4} на угловой позиции порог выбирается с учетом условной вероятности ложной тревоги в элементе разрешения порядка $4 \cdot 10^{-9}$.

Средние потери в отношении сигнал/шум при реализации синтезированного алгоритма составляют 2,6 дБ.

4. МЕТОД РАСПОЗНАВАНИЯ В БРЛС ИСТРЕБИТЕЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТА ПУЩЕННОЙ ПРОТИВНИКОМ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ – ВОЗДУХ» С РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ГОЛОВКОЙ САМОНАВЕДЕНИЯ

4.1. Определение алфавита признаков распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты

Одним из трёх факторов, на которых базируется теория распознавания образов, является алфавит признаков. Далее определим алфавит, на основе которого можно в импульсно-доплеровской БРЛС истребителя распознать направление наведения пущенной управляемой ракеты противника.

С этой целью рассмотрим (рис. 4.1) наведение ракеты в направлении пары истребителей I и I_1 , летящих с интервалом d друг относительно друга, на текущий момент времени t_0 в горизонтальной плоскости в невращающейся системе координат XYZ , связанной с центром массы пущенной управляемой ракеты, наводящейся на истребитель I [66]. На рис. 4.1, кроме ранее принятых, обозначены: V_0 – относительная скорость управляемой ракеты; ε_1 – угол визирования истребителя I_1 ; μ и μ_1 – углы между направлением относительного движения и линиями визирования «управляемая ракета – истребитель I » и «управляемая ракета – истребитель I_1 » соответственно на момент времени t_0 ; D и D_1 – расстояние между управляемой ракетой и истребителями I и I_1 соответственно; h_t и h_{1t} – текущий промах ракеты относительно истребителя I и истребителя I_1 соответственно.

Согласно [67; 68] кинематические уравнения в горизонтальной плоскости управления в предположении, что пара истребителей I и I_1 и управляемая ракета не маневрируют, а управляемая ракета наводится на истребитель I , имеют следующий вид:

$$D \dot{\varepsilon} = V_{и} \sin(\varphi_{ур}) - V_p \sin(\theta_p - \varepsilon); \quad (4.1)$$

$$V_{сбл} = V_{и} \cos(\varphi_{ур}) + V_p \cos(\theta_p - \varepsilon); \quad (4.2)$$

где $V_{сбл}$ – скорость сближения управляемой ракеты и истребителя I .

Примем во внимание (согласно рамок исследования), что управляемая ракета класса «воздух – воздух» большой и средней дальности пуска наводится на истребитель I по методу пропорционального наведения [67–69], в соответствии с которым параметр Δ рассогласования в горизонтальной и вертикальной плоскостях управления определяется как

$$\Delta = N_0 V_{\text{сбл}} \omega - j_{\text{ур}}, \quad (4.3)$$

где N_0 – навигационная постоянная;

$j_{\text{ур}}$ – поперечное (боковое) ускорение, развиваемое ракетой;

$\omega = \dot{\varepsilon}$ – угловая скорость вращения линии визирования «ракета – истребитель И», и характеризует несоответствие действительного значения бокового ускорения $j_{\text{ур}}$ ракеты в рассматриваемой плоскости управления его требуемому значению.

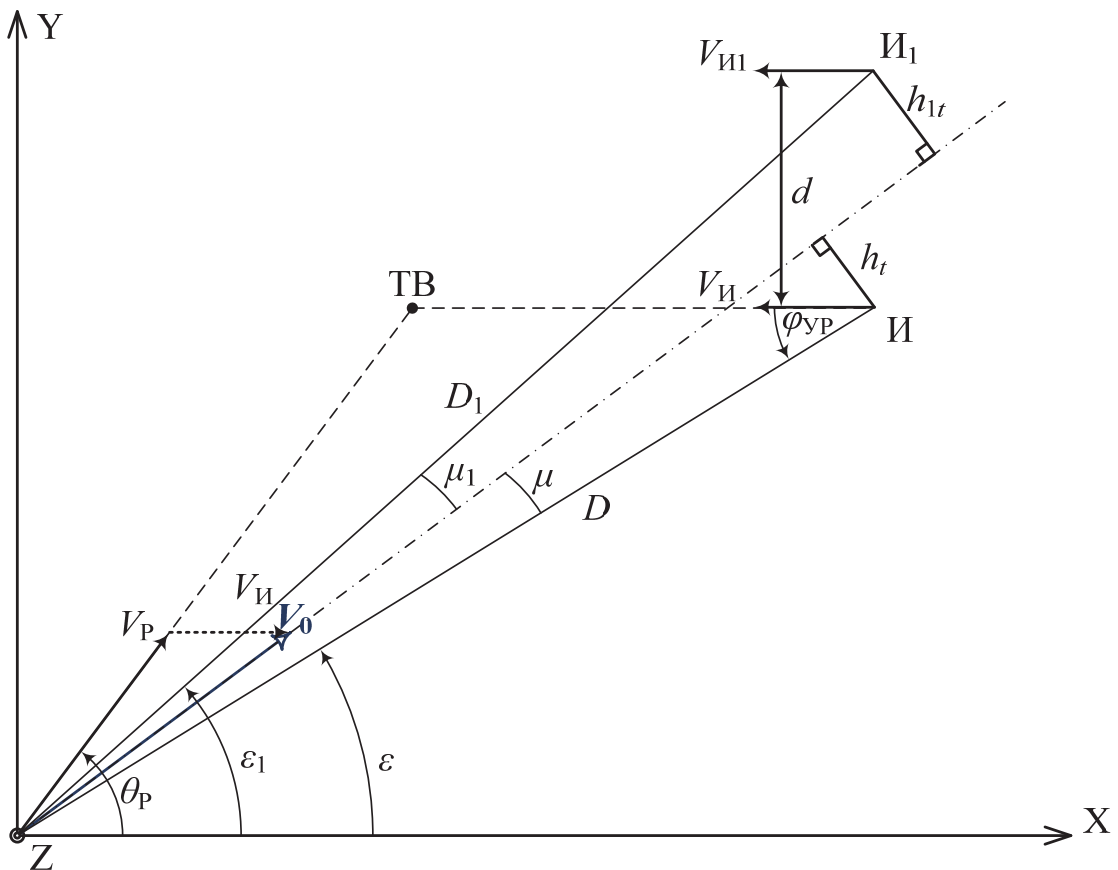


Рис. 4.1. Геометрия взаимного перемещения управляемой ракеты и пары истребителей в горизонтальной плоскости

Положение управляемой ракеты относительно истребителя И однозначно определяется положением в пространстве линии визирования «управляемая ракета – истребитель И», т. е. углом ε и скоростью ω её вращения [67; 68].

Определим далее, является ли характер изменения во времени угловой скорости ω вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И» при наведении управляемой ракеты на истребитель И и угловой скорости ω_1 вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И₁» при наведении управляемой ракеты на истребитель И₁

устойчивым признаком распознавания направления пущенной управляемой ракеты по принципу «на меня (на истребитель И) – на истребитель И₁».

На рис. 4.2–4.5 приведены зависимости изменения угловой скорости ω вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И» и угловой скорости ω_1 вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И₁» в процессе истинного наведения управляемой ракеты на истребитель И и предполагаемого наведения на истребитель И₁ соответственно, полученные в результате моделирования выражений (4.1)–(4.3) при различных формах боевого порядка, значениях интервала d , углах $\varphi_{ур}$ визирования наводящейся управляемой ракеты.

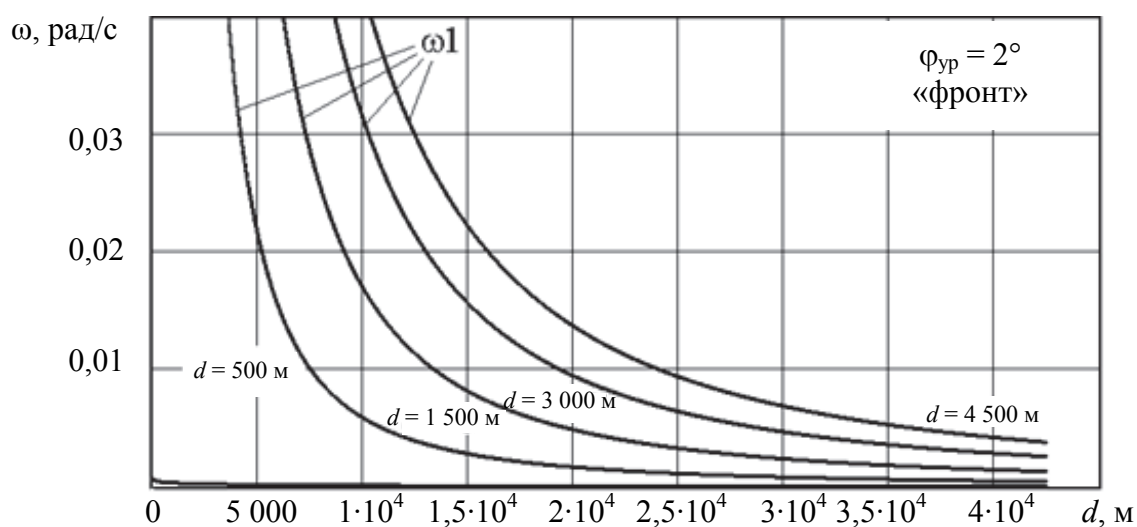


Рис. 4.2. Угловая скорость вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И»

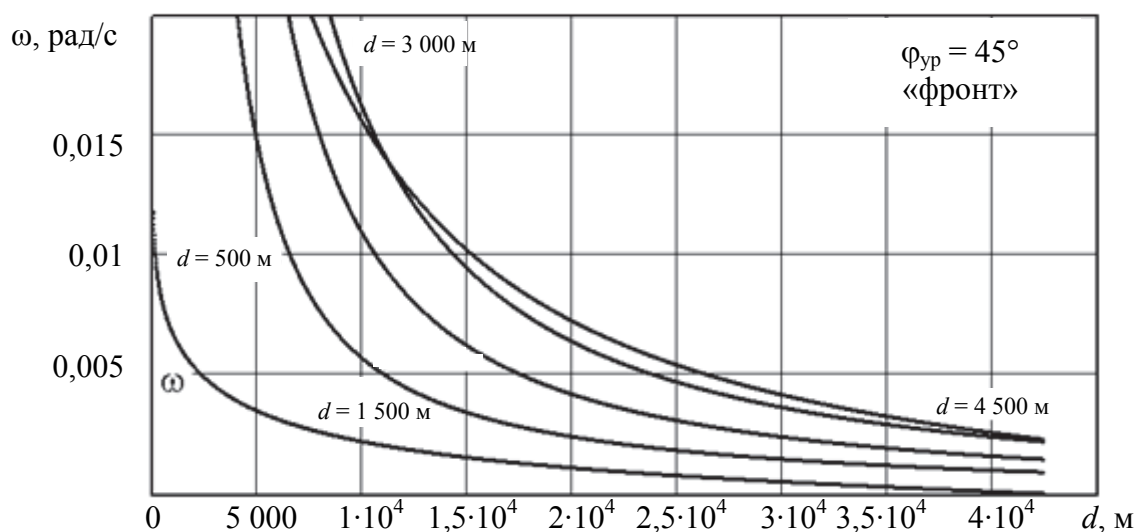


Рис. 4.3. Угловая скорость вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И»

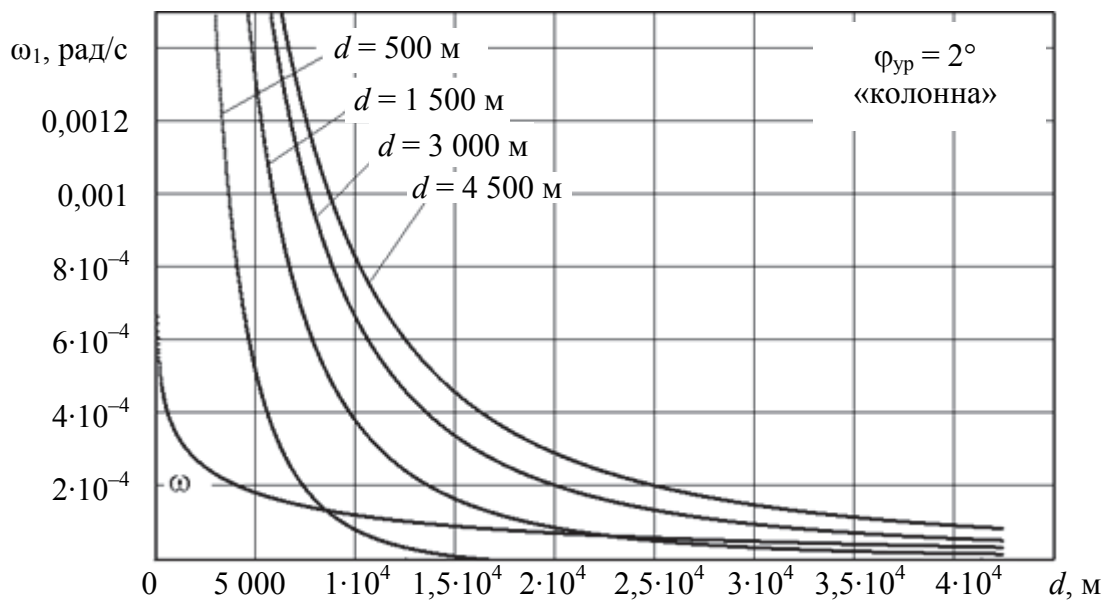


Рис. 4.4. Угловые скорости вращения линий визирования

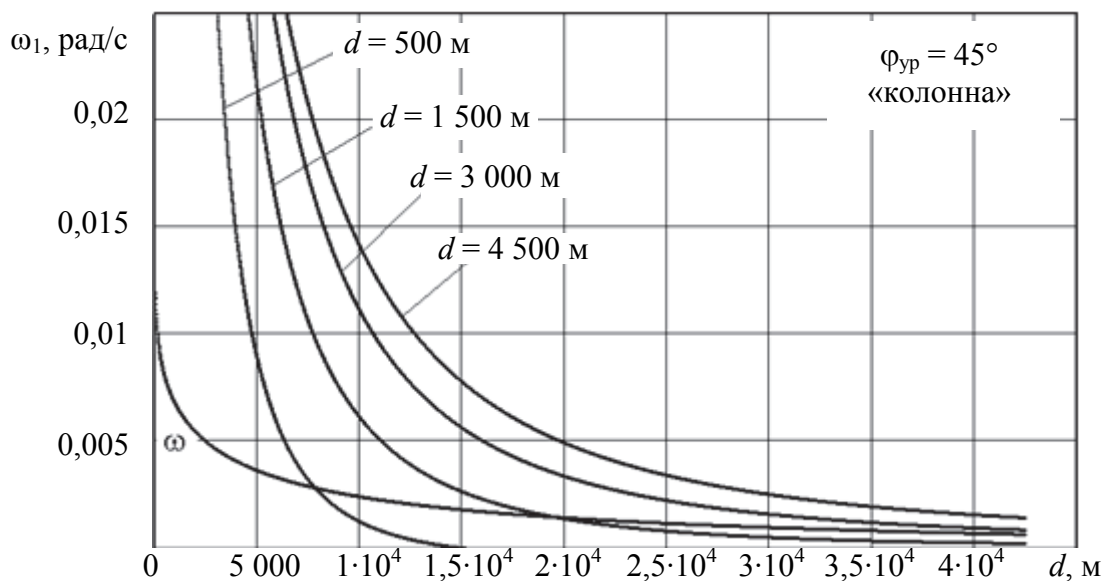


Рис. 4.5. Угловые скорости вращения линий визирования

Из анализа рис. 4.2–4.5 можно сделать следующие выводы [70; 66; 71]:

- значения угловой скорости ω вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И» в процессе истинного наведения управляемой ракеты «на меня» (на истребитель И) только при углах ее визирования $0^\circ \leq \varphi_{ур} \leq 2^\circ$ соизмеримы с точностью измерения угловой скорости вращения линии визирования в БРЛС и составляют $\sigma[\omega] = 10^{-4}$ рад/с [69];
- угловые скорости ω и ω_1 вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И» при наведении управляемой ракеты «на меня» (на истребитель И) и «не на меня» (на истребитель И₁) могут быть аппрок-

симметрированы экспоненциальной функцией вида $\omega(D) = C_0 e^{-C_1 D} + C_2$, где коэффициенты C_0 , C_1 и C_2 являются функциями формы боевого порядка, его параметров (интервал и дистанция между самолетами), угла визирования управляемой ракеты, скорости полета истребителя, скорости полета управляемой ракеты на конечном этапе её самонаведения;

- графики угловых скоростей ω и ω_1 вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель» при наведении управляемой ракеты «на меня» (на истребитель И) и «не на меня» (на истребитель И₁) могут пересекаться (рис. 4.4, 4.5), поэтому по *характеру изменения измеренной в БРЛС истребителя* угловой скорости вращения линии визирования «управляемая ракета – истребитель И» однозначно распознать направление пущенной управляемой ракеты по принципу «на меня» (на истребитель И) – на истребитель И₁ не представляется возможным, т. е. **данный признак распознавания является неустойчивым.**

Известно [67–69], что для систем самонаведения ракет одним из основных показателей их функционирования является текущий промах ракеты h_t , который определяется (рис. 4.1) как

$$h_t = \frac{D^2 \dot{\epsilon}}{V_{сбл}} = D \sin(\mu) \quad (4.4)$$

и может быть вычислен в БРЛС истребителя, поскольку величины, входящие в (4.4), измеряются дальномером, угломером и каналом измерения скорости БРЛС.

Определим, является ли характер изменения во времени величины текущего промаха h_t ракеты устойчивым признаком распознавания направления наведения пущенной управляемой ракеты по выше обозначенному принципу.

На рис. 4.6 приведены графики значений текущего промаха в процессе наведения управляемой ракеты «на меня» (на истребитель И) при различных углах её визирования, а на рис. 4.7 – расстояние $D_{и-ур}$, при котором текущий промах становится меньше эффективного радиуса поражения (примем $R_\phi = 15$ м), на рис. 4.8 – время, оставшееся до встречи управляемой ракеты и истребителя.

Из анализа рис. 4.6–4.8 следует [66; 71], что:

- текущий промах монотонно стремится к нулю по мере приближения управляемой ракеты к истребителю И (на который наводится ракета);
- скорость уменьшения текущего промаха с увеличением угла визирования управляемой ракеты возрастает;
- расстояние, при котором текущий промах становится меньше эффективного радиуса поражения, с увеличением угла визирования управляемой ракеты уменьшается;

- при углах визирования управляемой ракеты более 5° оставшееся время (менее 7 с) до поражения истребителя не оставляет возможности летчику предпринять эффективные меры по уклонению от наводящейся на его истребитель ракеты;

- по характеру изменения во времени величины h_t текущего промаха ракеты однозначно распознать направление пущенной управляемой ракеты по принципу «на меня» (на истребитель И) – на истребитель И₁) не представляется возможным, т. е. **данный признак распознавания так же, как и признак, основанный на анализе характера изменения угловой скорости вращения линии визирования, является неустойчивым.**

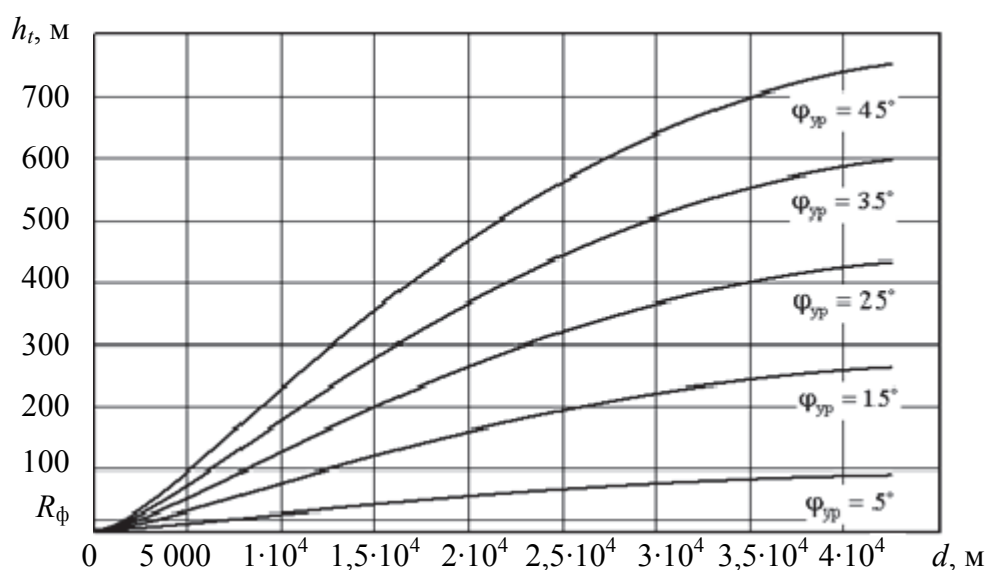


Рис. 4.6. Текущий промах при наведении управляемой ракеты «на меня» (на истребитель И)

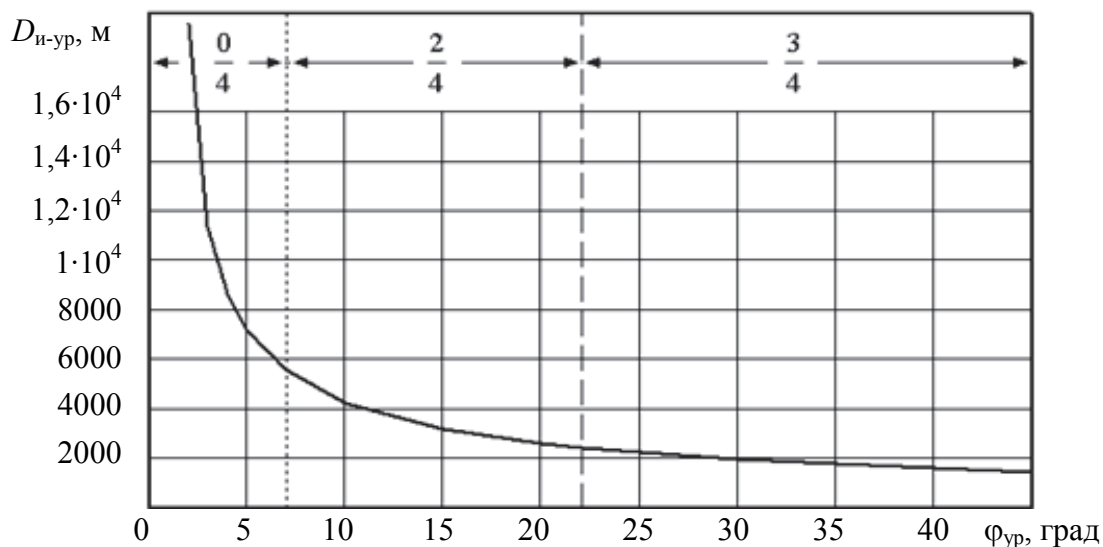


Рис. 4.7. Дальность «управляемая ракета – истребитель И»

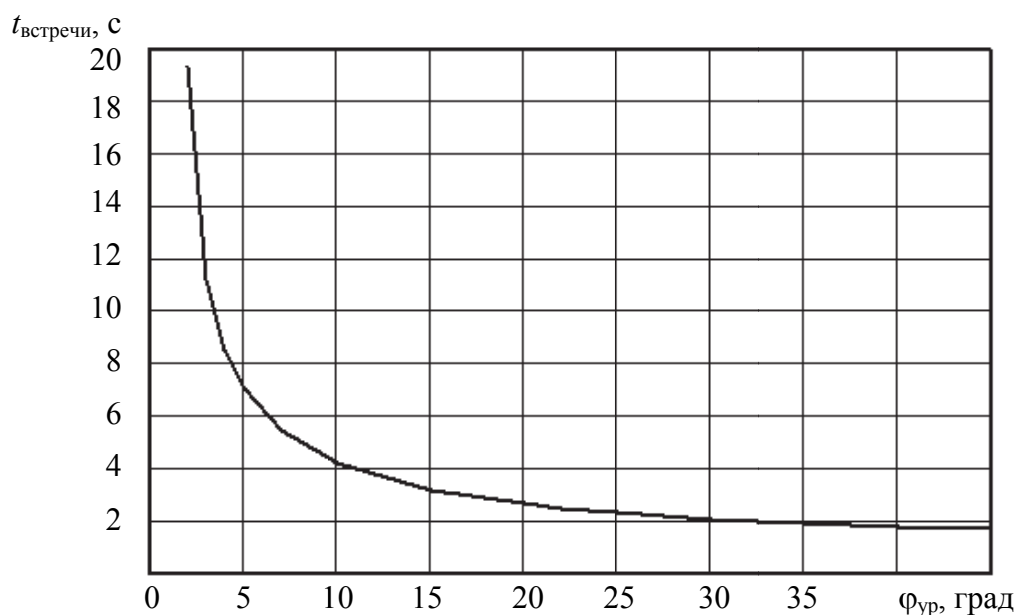


Рис. 4.8. Время, оставшееся до встречи управляемой ракеты с истребителем И

Из анализа рис. 4.1 по аналогии с формулой (4.4) выражение для вычисленного в БРЛС истребителя I_1 текущего промаха ракеты, истинно наводящейся на истребитель И, имеет вид

$$h_{1t} = \frac{D_1^2 \dot{\epsilon}_1}{V_{1\text{сбл}}} = D_1 \sin(\mu_1), \quad (4.5)$$

где $V_{1\text{сбл}}$ – скорость сближения истребителя I_1 и управляемой ракеты.

Определим, насколько текущий промах относительно истребителя I_1 больше, чем для истребителя И, на который истинно наводится ракета, т. е. определим разность

$$\Delta h_t = h_{1t} - h_t, \quad (4.6)$$

и каким образом эта разность промахов Δh_t зависит от формы боевого порядка, значения интервала d , угла $\phi_{ур}$ визирования управляемой ракеты.

Для этого подставим формулы (4.4) и (4.5) в выражение (4.6) и выразим, используя элементы векторного анализа, величины D_1 и μ_1 через параметры D , ϵ , d . В результате преобразований получим,

$$\Delta h_t = \sqrt{D^2 \cos^2(\epsilon) + (D \sin(\epsilon) + d)^2} \sin(\epsilon_1 - \epsilon - \mu) - D \sin(\mu), \quad (4.7)$$

где

$$\epsilon_1 = \arctan \left(\frac{D \sin(\epsilon) + d}{D \cos(\epsilon)} \right), \quad (4.8)$$

$$\mu = \operatorname{arctg} \left(\frac{V_p \sin(\theta_p)}{V_p \cos(\theta_p) + V_{ц}} \right) - \varepsilon, \quad (4.9)$$

На рис. 4.9–4.13 приведены графики зависимости величины разности текущих промахов Δh_t для истребителей И₁ и И от формы боевого порядка, его параметра d , угла $\varphi_{ур}$ визирования управляемой ракеты, полученные в результате моделирования выражений (4.7)–(4.9) при следующих условиях: $D = 35$ км, $V_p = 1\,000$ м/с, $V_{ц} = V_{ц1} = 250$ м/с.

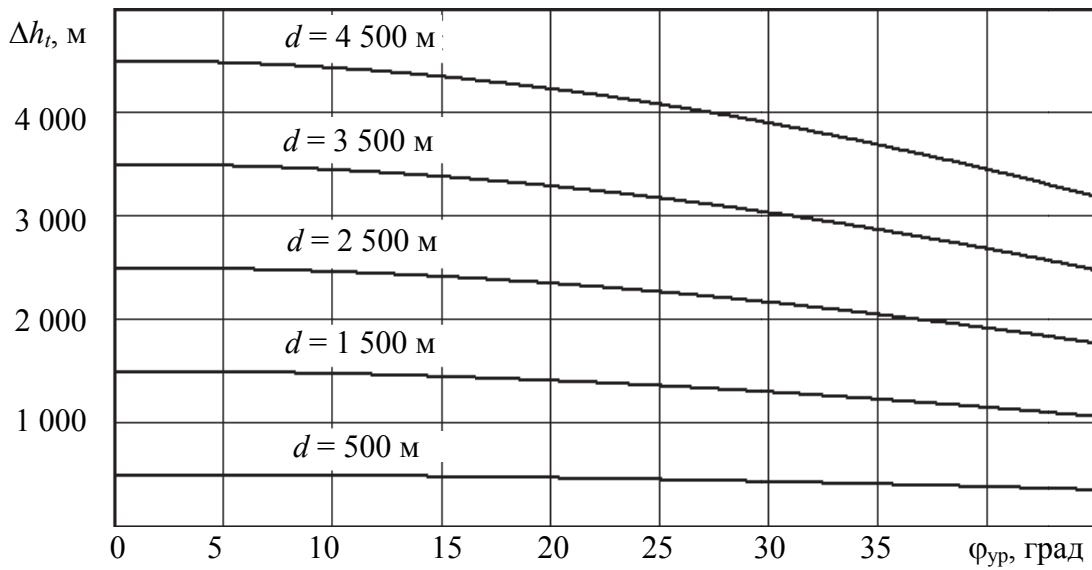


Рис. 4.9. Разность текущих промахов при различных значениях d

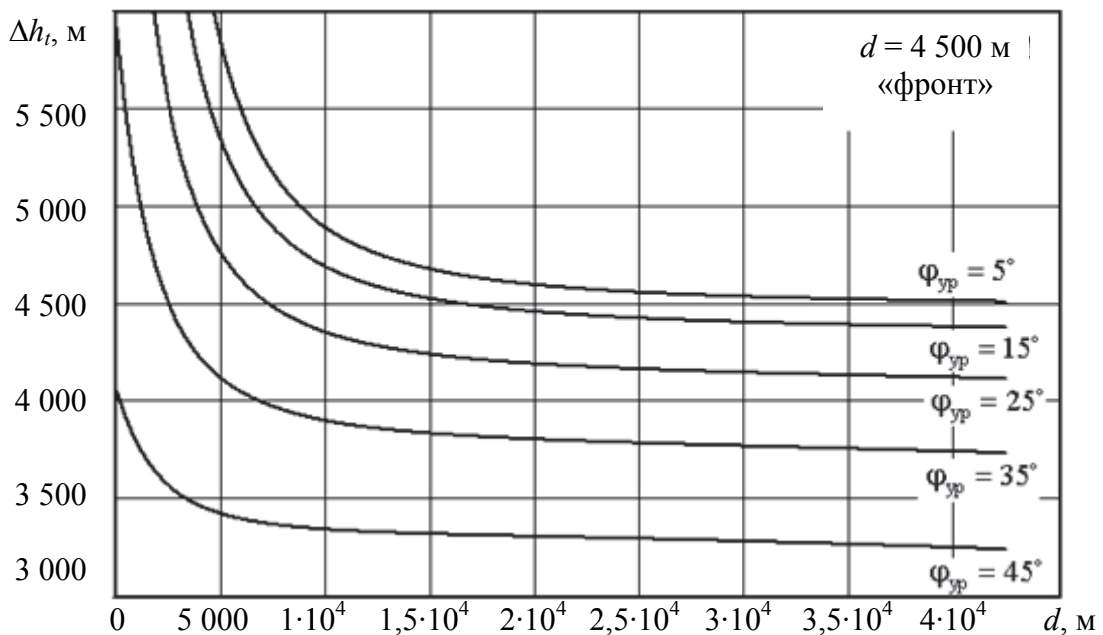


Рис. 4.10. Разность текущих промахов при различных значениях $\varphi_{ур}$

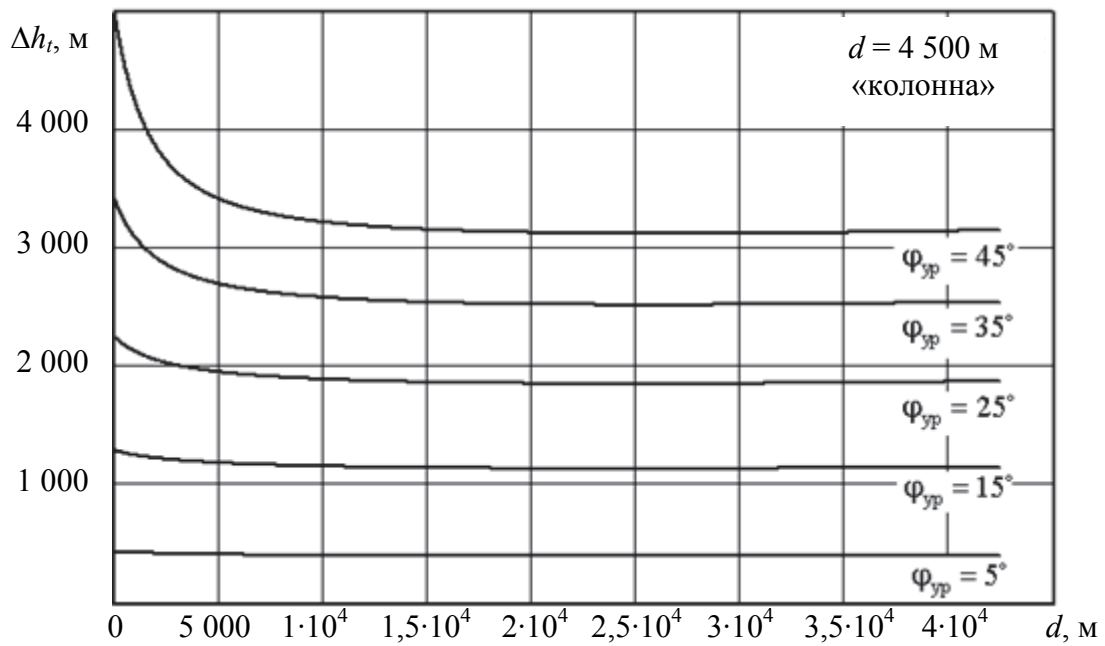


Рис. 4.11. Разность текущих промахов
при различных значениях $\varphi_{ур}$

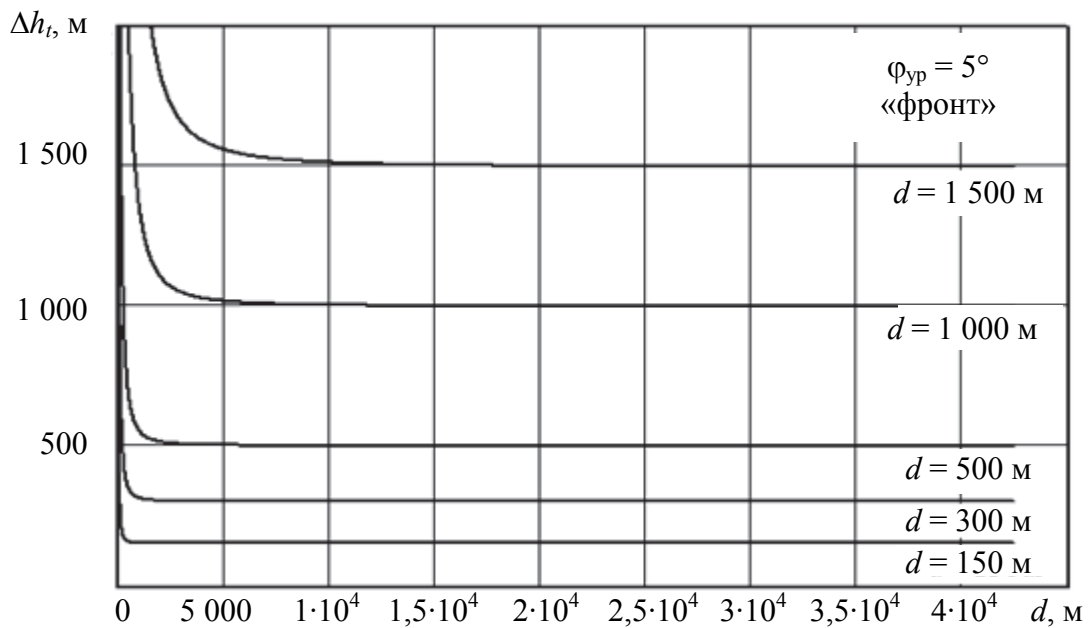


Рис. 4.12. Разность текущих промахов при различных значениях d

Из анализа рис. 4.9–4.13 следует [66], что:

- текущий промах Δh_{1t} для истребителя I_1 всегда больше, чем h_t для истребителя I ;
- с уменьшением дальности D «управляемая ракета – истребитель I » разность текущих промахов увеличивается;

- разность Δh_t текущих промахов при полете истребителей в боевом порядке «фронт» всегда больше, чем при полете в боевом порядке «колонна» при прочих равных условиях;
- при атаке истребителей под ракурсом $0/4$, летящих в боевом порядке «фронт», разность Δh_t текущих промахов соизмерима и приблизительно равна величине интервала d между ними и уменьшается по косинусoidalному закону с ростом значения угла $\varphi_{ур}$ визирования пущенной управляемой ракеты;
- в результате **устойчивым признаком распознавания направления полёта ракеты по принципу «на меня» (на истребитель И) – на истребитель И₁ является разность Δh_t текущих промахов, а решающим правилом γ при распознавании будет являться значение функции**

$$\text{sign}(\Delta h_t) = \begin{cases} 1, & \text{при } \Delta h_t > 0 - \text{УР наводится "на меня"}, \\ -1, & \text{при } \Delta h_t < 0 - \text{УР наводится "не на меня"}. \end{cases} \quad (4.10)$$

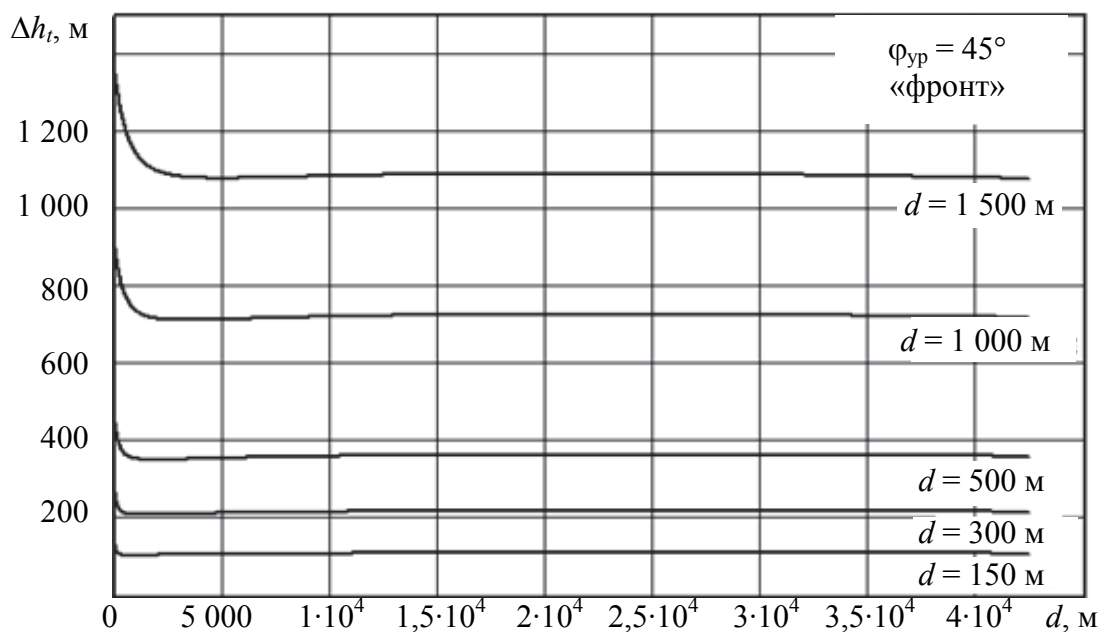


Рис. 4.13. Разность текущих промахов при различных значениях d

Таким образом, в состав словаря признаков распознавания направления полёта пущенной противником ракеты входит только один признак распознавания – разность текущих промахов ракеты относительно истребителей группы, который является наиболее устойчивым из рассмотренных. Основу решающего правила при распознавании составляет знак этой разности.

4.2. Метод распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты

4.2.1. Расчет текущего промаха ракеты относительно пары истребителей

В соответствии с выражением (4.4) определён промах ракеты относительно истребителя И. Определим выражение для вычисления в его БРЛС (истребителя И) текущего промаха ракеты h_{1t} относительно истребителя И₁. С этой целью рассмотрим рис. 4.14, где изображена геометрия взаимного перемещения истребителей И и И₁ и пущенной в их направлении управляемой ракеты противника в горизонтальной плоскости в невращающейся системе координат XYZ, связанной с центром массы истребителя И, являющегося, например, ведущим пары.

Кроме определённых ранее на рис. 4.14 введены следующие обозначения:

- $\varphi_{и1}$ – угол визирования пущенной управляемой ракеты с борта истребителя И₁;
- $\alpha_{виз}$ – угол визирования истребителя И с борта И₁ (определяется заданными для выдерживания параметрами боевого порядка);
- ТВ – точка встречи;
- α_n – угол наклона траектории полёта пары истребителей И и И₁.

С учетом кинематических уравнений (4.1) и (4.2) выражение (4.5) для текущего промаха ракеты относительно истребителя И₁ может быть представлено в виде

$$h_{1t} = \frac{V_{и1} \sin(\varphi_{и1}) - V_p \sin(\theta_p - \varepsilon_1)}{V_{и1} \cos(\varphi_{и1}) + V_p \cos(\theta_p - \varepsilon_1)} D_1. \quad (4.11)$$

Из анализа (4.11) следует, что для расчета в БРЛС истребителя И величины h_{1t} в каждый момент времени необходимо иметь информацию о V_p , $\varphi_{и1}$, ε_1 , θ_p , D_1 и $V_{и1}$.

Известно [1; 72–74], что в режиме сопровождения пущенной управляемой ракеты на борту истребителя И с помощью БРЛС и инерциальной навигационной системы оцениваются следующие фазовые координаты:

- взаимного перемещения управляемой ракеты и истребителя И – $\hat{\varphi}_{ур}$, \hat{D} , $\hat{V}_{сбл}$;
- собственного движения носителя БРЛС – \hat{V}_n , $\hat{\alpha}_n$;
- $\hat{\alpha}_n$ и \hat{j}_n – радиальное и нормальное ускорения истребителя – носителя БРЛС в горизонтальной плоскости (рис. 4.14).

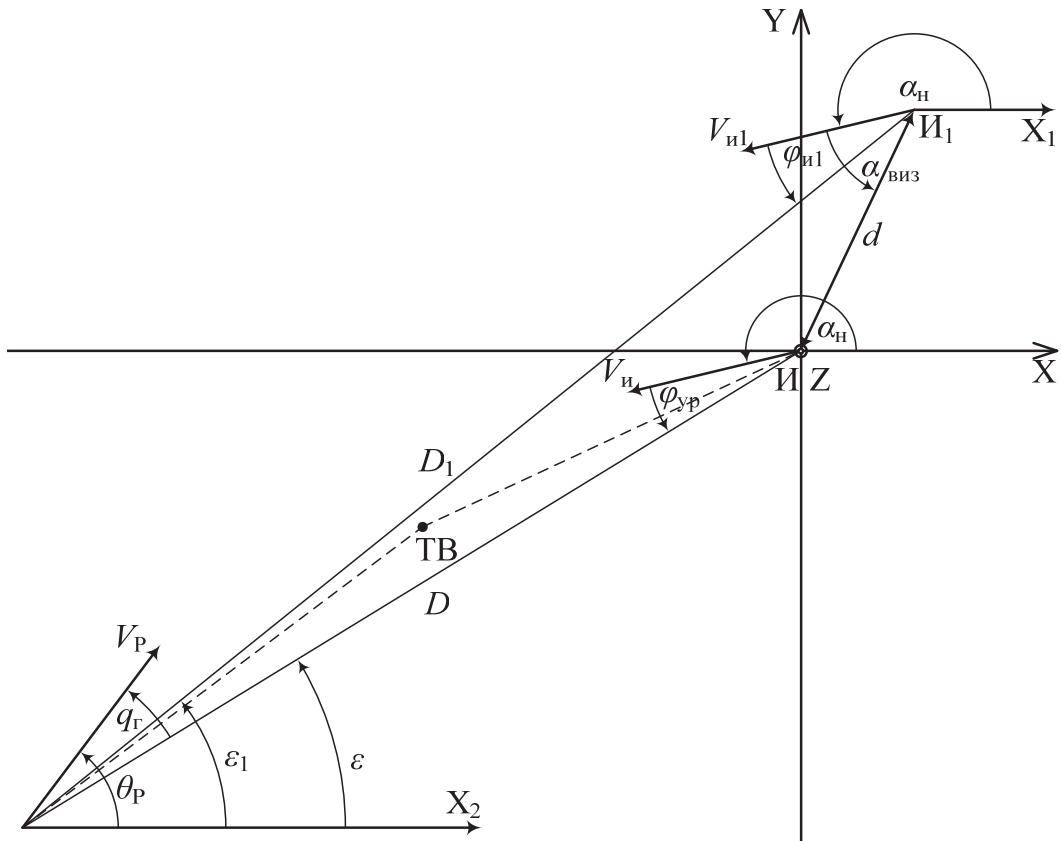


Рис. 4.14. Геометрия взаимного перемещения пары истребителей и управляемой ракеты в горизонтальной плоскости

Кроме того, известно, например, что при ведении групповых действий на борту истребителей Изд. 01 с помощью бортовой аппаратуры межсамолётной навигации могут быть измерены фазовые координаты $\hat{\alpha}_{\text{виз}}$ и \hat{d} .

Выразим величины, необходимые для вычисления текущего промаха h_{1t} (согласно формулы (4.11)), через измеряемые на борту истребителя И с помощью БРЛС и аппаратуры межсамолётной навигации (здесь и далее будем предполагать, что истребителем I_1 выдерживается курс $\hat{\alpha}_n$ и скорость $V_{n1} = \hat{V}_n$).

В выбранной системе координат (рис. 4.14) истребитель I_1 и управляемая ракета характеризуются координатами:

$$X_{n1} = \hat{d} \cos(\hat{\alpha}_n + \hat{\alpha}_{\text{виз}} - \pi). \quad (4.12)$$

$$Y_{n1} = \hat{d} \sin(\hat{\alpha}_n + \hat{\alpha}_{\text{виз}} - \pi). \quad (4.13)$$

$$X_{yp} = -\hat{D} \cos(\hat{\phi}_{yp} + \hat{\alpha}_n - \pi). \quad (4.14)$$

$$Y_{yp} = -\hat{D} \sin(\hat{\phi}_{yp} + \hat{\alpha}_n - \pi). \quad (4.15)$$

Тогда с учетом выражений (4.12)–(4.15) для прямоугольной системы координат XYZ получим

$$D_1 = \sqrt{(X_{yp} - X_{и1})^2 - (Y_{yp} - Y_{и1})^2}, \quad (4.16)$$

$$\varepsilon_1 = \operatorname{arctg} \frac{(Y_{yp} - Y_{и1})}{(X_{yp} - X_{и1})}. \quad (4.17)$$

Угол θ_p на борту истребителя И не измеряется, но его (рис. 4.14) можно выразить через измеряемые и вычисляемые величины следующим образом:

$$\theta_p = \varepsilon + q_\Gamma, \quad (4.18)$$

где
$$\varepsilon_1 = \operatorname{arctg} \frac{(Y_{yp})}{(X_{yp})}. \quad (4.19)$$

Угол q_Γ может быть выражен из пары кинематических уравнений, аналогичных (4.1) и (4.2), в виде

$$\varepsilon_1 = \operatorname{arctg} \left(\frac{\hat{V}_H \sin(\hat{\phi}_{yp}) - \hat{D} \omega}{\hat{V}_{сбл} - \hat{V}_H \cos(\hat{\phi}_{yp})} \right), \quad (4.20)$$

где
$$\omega = \dot{\phi}_{yp}. \quad (4.21)$$

Решив систему кинематических уравнений (4.1) и (4.2), получим выражение для вычисления на борту истребителя И скорости V_p полета пущенной управляемой ракеты:

$$V_p = \frac{\hat{V}_{сбл} - \hat{V}_H \cos(\hat{\phi}_{yp})}{\cos(q_\Gamma)}. \quad (4.22)$$

Величина угла визирования пущенной управляемой ракеты относительно истребителя И₁ на борту истребителя И может быть рассчитана, как

$$\varphi_{и1} = \varepsilon + \hat{\alpha}_H + \pi. \quad (4.23)$$

Таким образом, с учетом выражений (4.16)–(4.23) текущий промах h_{1t} (выражение (4.11)) ракеты относительно истребителя И₁ может быть рассчитан в БРЛС истребителя И в соответствии с выражением

$$h_{1t} = \frac{\hat{V}_H \sin(\varepsilon_1 - \hat{\alpha}_H + \pi) - \hat{V}_p \sin(\varepsilon + q_\Gamma - \varepsilon_1)}{\hat{V}_H \cos(\varepsilon_1 - \hat{\alpha}_H + \pi) + \hat{V}_p \cos(\varepsilon + q_\Gamma - \varepsilon_1)} D_1. \quad (4.24)$$

где D_1 , ε_1 , ε , q_r вычисляются в соответствии с формулами (4.16), (4.17), (4.19), (4.20).

В результате моделирования кинематических уравнений (4.1) и (4.2) в горизонтальной плоскости и вычисления текущих h_{1t} промахов в соответствии с выражениями (4.11) и (4.24) в предположении, что ошибка оценки на борту истребителя И величин $\hat{\varphi}_{ур}$, \hat{D} , $\hat{V}_{сбл}$, \hat{V}_H , $\hat{\alpha}_{виз}$, \hat{d} равна нулю, было получено полное совпадение численных значений текущих рассчитанных промахов, что подтверждает справедливость полученного выражения (4.24) для вычисления текущего промаха относительно истребителя И₁ h_{1t} , вычисленного на борту истребителя И.

Далее оценим, какую погрешность в значение текущего промаха h_{1t} , рассчитываемого в соответствии с выражением (4.24), вносят СКО реальных измерителей дальности, скорости сближения, угловой скорости вращения линии визирования и углов визирования.

Согласно [1; 74] примем, что СКО измерителей: дальности – 200 м; угловой скорости вращения линии визирования – 10^{-4} рад/с; скорости – 0,4 м/с; угла визирования аппаратуры межсамолётной навигации – 1 град.

Результаты моделирования для различных параметров боевого порядка истребителей и углов визирования пущенной управляемой ракеты противника приведены в табл. 4.1, где обозначено: $M [\Delta h_t]$ – математическое ожидание разности текущих промахов; $M [\sigma[h_{1t}]]$ – математическое ожидание СКО текущего промаха, обусловленного влиянием ошибок измерителей и вычисляемого на борту истребителя И в соответствии с выражением (4.24).

Таблица 4.1

Точность вычисления текущего промаха

$\varphi_{ур}$	5°		45°	
	d , м	150	4500	150
$M [\Delta h_t]$, м	149,26	4546	108,43	3295
$M [\sigma[h_{1t}]]$, м	0,56	8,76	4,75	56,59
$I_{0,95}$, м	0,549; 0,561	8,69; 8,83	4,72; 4,77	56,13; 57,04
$M [\sigma[h_{1t}]] / M [\Delta h_t]$, %	0,38	0,19	0,18	1,7

Из данных табл. 4.1 следует, что СКО измерителей координат БРЛС истребителя И вносят незначительный (не более 2 %) вклад в значение текущего промаха ракеты h_{1t} относительно истребителя И₁, рассчитываемого на борту истребителя И, что подтверждает возможность использования устойчивого признака и решающего правила при распознавании

направления полёта управляемой ракеты, определяемого выражением (4.10).

Таким образом, из результатов проведенных теоретических исследований следует, что для расчета в БРЛС истребителя И текущего промаха ракеты h_{1t} относительно истребителя I_1 необходимо оценивать следующие фазовые координаты взаимного перемещения управляемой ракеты и истребителя И, истребителей И и I_1 , истребителя И: $D, V_{сбл}, \omega = \dot{\phi}_{ур}, \alpha_{виз}; d; \alpha_{н}; V_{н}$.

4.2.2. Расчет текущего промаха ракеты в БРЛС каждого истребителя группы

На рис. 4.15 изображена геометрия взаимного перемещения группы из M истребителей И, $I_2, \dots, I_m, \dots, I_M$, где $m = \overline{2, M}$, выполняющей полет в разомкнутом боевом порядке, и пущенной противником в их направлении и наводящейся на одного из них управляемой ракеты в горизонтальной плоскости в невращающейся системе координат XYZ , связанной с центром массы истребителя И, являющегося ведущим группы.

На рис. 4.15 введены следующие обозначения: $\varphi_{Иm}$ – угол визирования пущенной управляемой ракеты с борта истребителя I_m , $\alpha_{виз_m}$ – угол визирования истребителя И с борта I_m (определяются заданными для выдерживания параметрами боевого порядка); ТВ – точка встречи; $\alpha_{н}$ – угол наклона траектории полёта истребителей. Тогда, с учетом кинематических уравнений (4.1) и (4.2) в предположении, что управляемая ракета наводится на истребитель I_m , истребителем I_m выдерживается курс $\hat{\alpha}_{н}$ и скорость $V_{Иm} = \hat{V}_{н}$, выражение для текущего промаха (4.5) может быть представлено в виде

$$h_{mI} = \frac{V_{н} \sin(\varphi_{Иm}) - V_{р} \sin(\theta_{р} - \varepsilon_m)}{V_{н} \cos(\varphi_{Иm}) + V_{р} \cos(\theta_{р} - \varepsilon_m)} D_m. \quad (4.25)$$

В принятой системе координат (рис. 4.15) местоположение истребителя I_m характеризуется координатами, вычисляемыми в соответствии со следующими выражениями:

$$X_{Иm} = \hat{d}_m \cos(\hat{\alpha}_{н} + \hat{\alpha}_{виз_m} - \pi); \quad (4.26)$$

$$Y_{Иm} = \hat{d}_m \sin(\hat{\alpha}_{н} + \hat{\alpha}_{виз_m} - \pi); \quad (4.27)$$

а местоположение управляемой ракеты характеризуется координатами, вычисляемыми по формулам (4.14) и (4.15).

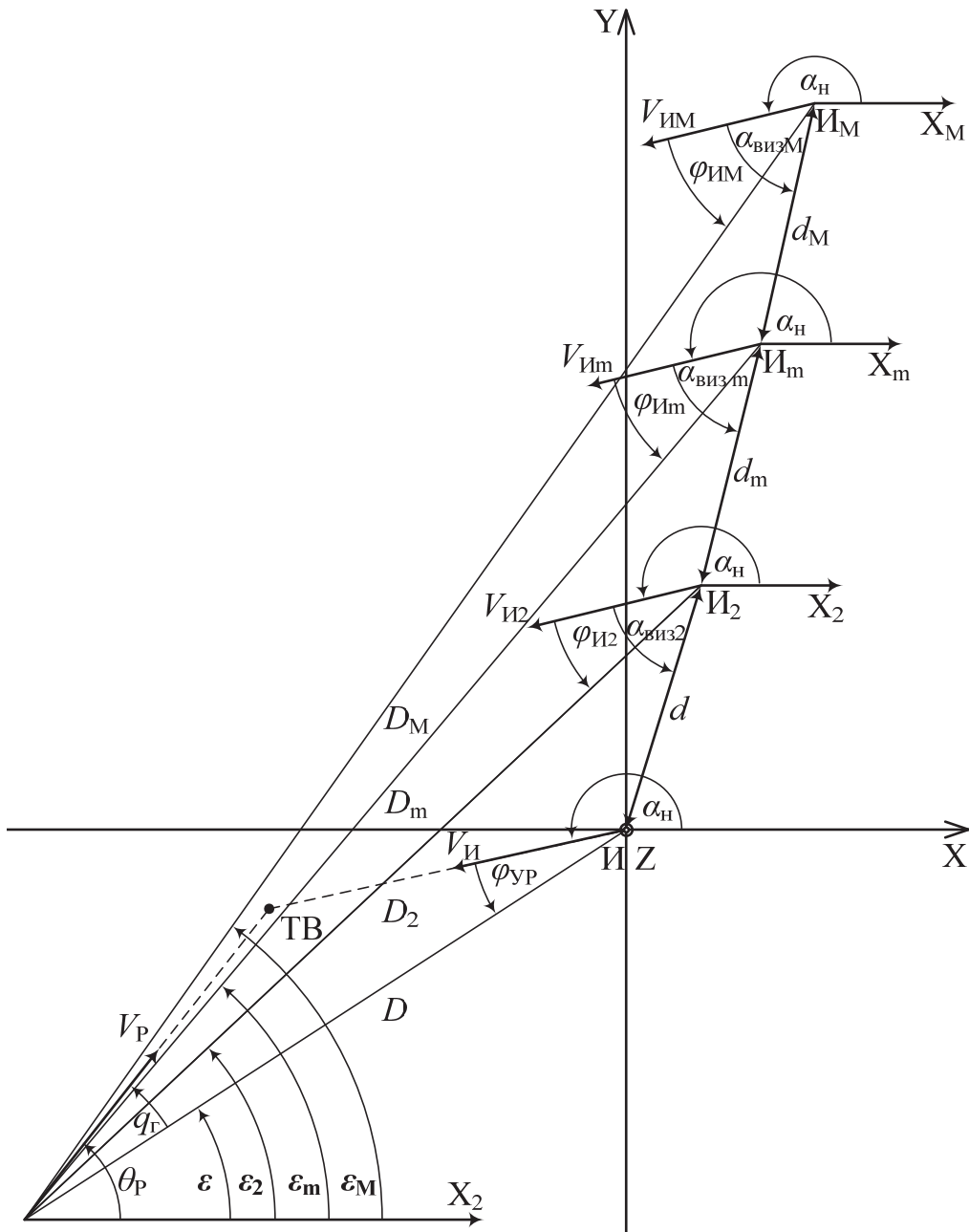


Рис. 4.15. Геометрия взаимного перемещения группы истребителей и управляемой ракеты в горизонтальной плоскости

Тогда с учетом выражений (4.14), (4.15), (4.26) и (4.27) для прямоугольной системы координат XYZ получим

$$D_m = \sqrt{(X_{yp} - X_{Им})^2 + (Y_{yp} - Y_{Им})^2}, \quad (4.28)$$

$$\varepsilon_m = \arctg \frac{(Y_{yp} - Y_{Им})}{(X_{yp} - X_{Им})}. \quad (4.29)$$

Величина угла визирования пущенной управляемой ракеты с борта истребителя I_m на борту истребителя И может быть вычислена как

$$\varphi_{I_m} = \varepsilon_m - \hat{\alpha}_H + \pi. \quad (4.30)$$

Таким образом, с учетом выражений (4.18)–(4.22) и (4.26)–(4.30) текущий промах h_{mt} (выражение (4.25)) управляемой ракеты при ее наведении на истребитель I_m может быть рассчитан в БРЛС истребителя И в соответствии с выражением

$$h_{mt} = \frac{\hat{V}_H \sin(\varepsilon_m - \hat{\alpha}_H + \pi) - \hat{V}_p \sin(\varepsilon + q_\Gamma - \varepsilon_m)}{\hat{V}_H \cos(\varepsilon_m - \hat{\alpha}_H + \pi) + \hat{V}_p \cos(\varepsilon + q_\Gamma - \varepsilon_m)} D_m. \quad (4.31)$$

где D_m , ε_m , ε , q_Γ вычисляются в соответствии с выражениями (4.28), (4.29), (4.19), (4.20) соответственно.

Рассмотрим далее ситуацию, когда (рис. 4.15) в направлении на группу из M истребителей противником пущена управляемая ракета, наводящаяся на истребитель I_2 .

Тогда на борту истребителя И на основе результатов траекторного сопровождения БРЛС пущенной противником управляемой ракеты по функционально связанным координатам (дальности, скорости, угловым координатам) и использования измеряемых с помощью аппаратуры межсамолётной навигации фазовых координат для каждого из истребителей их группы $\hat{\alpha}_{\text{виз}_m}$ и \hat{d}_m необходимо:

- оценить в соответствии с выражением (4.4) текущий промах h_i ;
- рассчитать в соответствии с выражением (4.31) значения текущего промаха h_{mt} для каждого из истребителей их группы;
- определить значение функции $\text{sign}(h_i)$ (выражение (4.10)) для следующих разностей:

$$\Delta h_{2t} = h_{2t} - h_i; \dots; \Delta h_{mt} = h_{mt} - h_i; \dots; \Delta h_{Mt} = h_{Mt} - h_i.$$

Для тактической ситуации (рис. 4.15) получим:

$$\Delta h_{2t} < 0 \Rightarrow \text{sign}(\Delta h_{2t}) = -1, \text{ т. е. ракета наводится «не на меня»};$$

$$\Delta h_{mt} > 0 \Rightarrow \text{sign}(\Delta h_{mt}) = 1, \text{ т. е. ракета наводится «на меня»};$$

$$\Delta h_{Mt} > 0 \Rightarrow \text{sign}(\Delta h_{Mt}) = 1, \text{ т. е. ракета наводится «на меня»}.$$

Из анализа полученных результатов можно сделать вывод о том, что для случая, когда группа истребителей состоит из $M > 2$ самолетов, использование принципа распознавания «на меня» – «не на меня» не позволяет достоверно определить направление наведения пущенной противником управляемой ракеты.

Определим значение функции $\text{sign}(\Delta h_i)$ (из выражения (4.10)) для всех возможных разностей текущих промахов, при этом расположим их

таким образом, чтобы в j -м ($j = \overline{1, M}$) столбце матрицы Δh располагались бы разности текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителя I_m ($m = \overline{2, M}$), т. е.

$$\Delta h = \begin{pmatrix} h_{2t} - h_t & h_t - h_{2t} & \dots & h_t - h_{mt} & \dots & h_t - h_{Mt} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ h_{mt} - h_t & h_{mt} - h_{2t} & \dots & h_{2t} - h_{mt} & \dots & h_{2t} - h_{Mt} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ h_{Mt} - h_t & h_{Mt} - h_{2t} & \dots & h_{Mt} - h_{mt} & \dots & h_{mt} - h_{Mt} \end{pmatrix}.$$

Тогда для тактической ситуации (рис. 4.15) матрица $sign(\Delta h)$ будет иметь следующий вид:

$$sign(\Delta h) = \begin{pmatrix} -1 & 1 & \dots & -1 & \dots & -1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & 1 & \dots & -1 & \dots & -1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & 1 & \dots & 1 & \dots & -1 \end{pmatrix}.$$

По результатам анализа 1-го, m -го и M -го столбцов, где расположены значения функции $sign(\Delta h_t)$ для разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителей I , I_m и I_M соответственно, однозначно сделать вывод о направлении наведения пущенной противником управляемой ракеты также невозможно.

Из анализа второго столбца, где расположены значения функции $sign(\Delta h_t)$ для разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителя I_2 , можно однозначно сделать вывод о направлении наведения пущенной противником управляемой ракеты на истребитель I_2 . Следовательно, **номер столбца матрицы, в котором находятся только положительные значения, и определяет номер m -го истребителя в их группе, на который наводится пущенная противником ракета.**

Таким образом, определены все **три основных фактора**:

1) алфавит классов в виде принципа распознавания «на меня» – «на истребитель 2» – ... – «на истребитель m » – ... – «на истребитель M », где $m = \overline{2, M}$, M – количество истребителей в группе;

2) алфавит признаков распознавания в виде матрицы Δh разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителей I , ..., I_m , ..., I_M соответственно;

3) решающее правило, основу которого составляет анализ значения функции $sign(\Delta h_t)$ для разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителей $I, \dots, I_m, \dots, I_M$ соответственно.

Все приведённые выше факторы и являются отличительными признаками предлагаемого ниже метода распознавания (структура представлена на рис. 4.16) от известных, аналогичных по своему назначению.

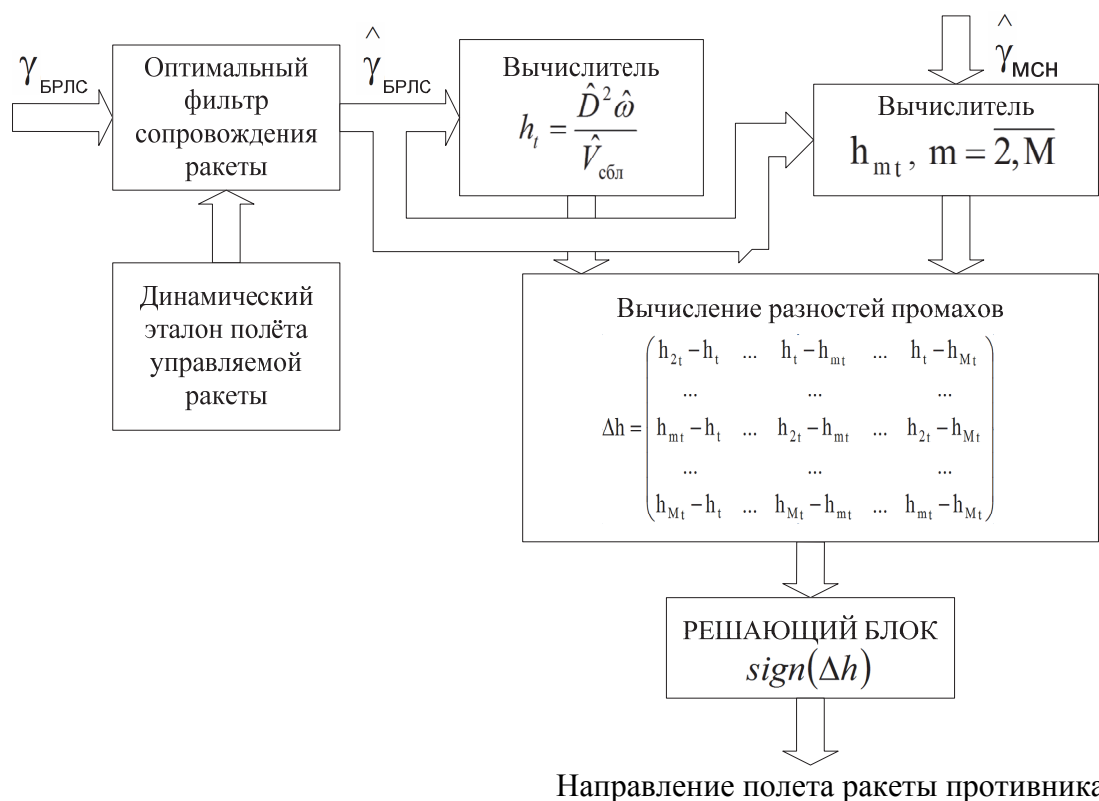


Рис. 4.16. Структурная схема метода распознавания направления полёта управляемой ракеты противника

Сущность метода распознавания заключается в следующем (рис. 4.16). В оптимальном фильтре сопровождения по измеренным значениям дальности до ракеты, угловой скорости вращения линии визирования «ракета – истребитель» и скорости сближения истребителя с пущенной противником управляемой ракетой (данные фазовые координаты включены в вектор $\gamma_{БРЛС} = (D(t), \omega(t), V_{сбл}(t))^T$ с учётом априорных сведений о динамике полёта ракеты, представляемых в виде динамического эталона полёта ракеты, осуществляется оценка вектора $\hat{\gamma}_{БРЛС}$.

На основе полученных оценок вычисляется текущий промах h_t для истребителя I , а с учётом информации от аппаратуры межсамолётной навигации (оцененный вектор $\hat{\gamma}_{МСН} = (\hat{\alpha}_{виз_m}, \hat{d}_m)$, фазовыми компонентами которого являются оцененные значения угла визирования на каждый

истребитель группы и дальности до него соответственно) рассчитываются промахи ракеты на истребителе И для истребителей $I_2, \dots, I_m, \dots, I_M$. Затем строится матрица Δh разностей вычисленных промахов таким образом, чтобы в j -м ($j = \overline{1, M}$) столбце матрицы Δh располагались бы разности текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителя I_m ($m = \overline{2, M}$). По результатам анализа каждого столбца, где расположены значения функции $\text{sign}(\Delta h_i)$ для разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителя И, определяется номер столбца матрицы, в котором находятся только положительные значения, что и определяет номер истребителя в их группе, на который наводится пущенная противником ракета.

Таким образом, предлагаемый метод распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения в БРЛС истребителя отличается от известных тем, что он содержит новые: алфавит классов («на меня» – «на истребитель 2» – ... – «истребитель m » – ... – «истребитель M », где $m = \overline{2, M}$, M – численный состав группы); алфавит признаков (матрица разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителей И, ..., I_m , ..., I_M соответственно); решающее правило (основано на анализе знака разностей оцененных и рассчитанных значений промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы).

Далее необходимо разработать алгоритм, реализующий данный метод, и исследовать его характеристики путём моделирования.

4.3. Алгоритм распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения

4.3.1. Постановка задачи на синтез алгоритма

В параграфе 4.2 было показано, что для реализации в БРЛС истребителя (под индексом «И», рис. 4.15) метода распознавания направления наведения пущенной противником ракеты по принципу «на меня» – «на истребитель 2» – ... – «истребитель m » – ... – «истребитель M » ($m = \overline{2, M}$, где M – численный состав группы) необходимо оценивать следующие фазовые координаты взаимного перемещения управляемой ракеты и истребителя И, истребителя И и каждого m -го истребителя группы I_m , носителя БРЛС – истребителя И:

- $D, V_{\text{сбл}}, \omega = \dot{\phi}_{\text{ур}}$ – для оценивания на борту истребителя И в соответствии с выражением (4.4) текущего промаха h_t ;
- $D, V_{\text{сбл}}, \omega = \dot{\phi}_{\text{ур}}, \alpha_{\text{виз}_m}, d_m, \alpha_n, V_n$ – для расчета в соответствии с выражением (4.31) текущего промаха h_{mt} ;
- j_n – для повышения точности оценки ω ;
- α_n – для повышения точности оценки V_n .

Произведём синтез оптимального алгоритма в БРЛС истребителя при частично заданной структуре скоростного канала на основе совместного использования научно-методического аппарата узкополосной доплеровской фильтрации (при формировании траекторных доплеровских портретов), теории совместного оценивания и различения сигналов и теории фильтрации (при анализе траекторных доплеровских портретов). В связи с этим, в общем виде для БРЛС полагаются заданными (рис. 4.17): антенна; приемник (ПРМ); блок формирования доплеровских сигналов (БФДС) в составе: аналого-цифровой преобразователь (АЦП), процессор БПФ, пороговое устройство (ПУ) и блок дискретной логики (БДЛ).

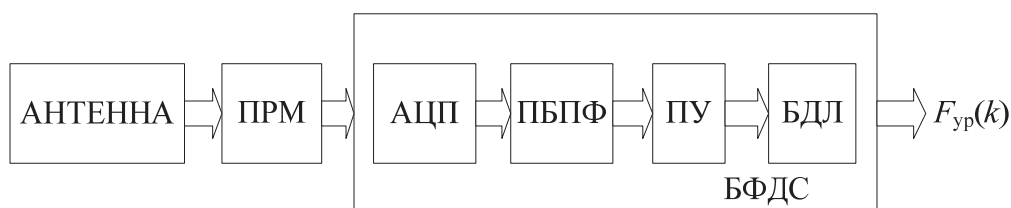


Рис. 4.17. Структурная схема скоростного канала БРЛС

В блоке формирования доплеровских сигналов скоростного канала БРЛС с помощью процессора БПФ, ПУ и БДЛ осуществляется выделение и формирование из радиосигнала информативного параметра – отсчетов доплеровских частот. Для этого в процессоре БПФ производится узкополосный спектральный анализ РЛ сигнала с выхода ПРМ либо на промежуточной, либо на видеочастоте. На его выходе в каждом бине установлены соответствующие пороговые устройства и логический элемент (из БДЛ), преобразующий номер бина алгоритма БПФ, в котором амплитуда сигнала превысила установленный порог, в соответствующее значение (отсчет) доплеровской частоты.

Таким образом, в каждый дискретный момент времени с периодом, равным времени когерентного накопления $T_{\text{кн_ур}}$ (численное значение определено в параграфе 4.1), формируются на выходах:

- блока формирования доплеровских сигналов скоростного канала БРЛС истребителя – сигнал $F_{\text{ур}}$, соответствующий значению доплеровской частоты, обусловленной скоростью сближения истребителя И с пущенной противником управляемой ракетой;

- дальномеров и угломеров БРЛС истребителя – сигналы, соответствующие значениям дальности до пущенной противником управляемой ракеты и ее углового положения относительно истребителя И;
- инерциальной навигационной системы – сигналы, соответствующие значениям радиального и нормального ускорений истребителя И, угла наклона его траектории и собственной скорости.

В каждый дискретный момент времени с периодом $T_{\text{мсн}}$ [75] на выходе бортовой аппаратуры межсамолётной навигации формируются сигналы, соответствующие значениям угла визирования истребителя И с борта I_m и расстояния между истребителями в боевом порядке.

С учетом того, что:

- $T_{\text{кн_ур}} \neq T_{\text{мсн}}$, т. е. период поступления информации с выходов соответствующих измерителей БРЛС и инерциальной навигационной системы не соответствует периоду поступления информации с выхода бортовой аппаратуры межсамолётной навигации;

- фазовые координаты $\hat{\alpha}_{\text{виз}_m}$ и \hat{d}_m , соответствующие параметрам выдерживаемого истребителями боевого порядка и поступающие с выхода бортовой аппаратуры межсамолётной навигации, являются медленно изменяющимися по сравнению с фазовыми координатами взаимного перемещения управляемой ракеты и истребителя И, – оптимальный алгоритм, реализующий предложенный метод распознавания, должен состоять (рис. 4.18) из:

- ❖ алгоритма функционирования канала траекторного сопровождения по функционально связанным координатам пущенной противником управляемой ракеты;
- ❖ алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы;
- ❖ алгоритма принятия решения о направлении наведения пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» по принципу «на меня» – «на истребитель 2» – ... – «на истребитель m » – ... – «на истребитель M ».

Примем гипотезу Γ_j , которой поставим в соответствие ситуацию, когда с выхода измерителей БРЛС на вход синтезируемого алгоритма поступают значения доплеровской частоты, обусловленные скоростью сближения истребителя И с пущенной управляемой ракетой противника, дальности до пущенной противником управляемой ракеты и её углового положения относительно истребителя, соответствующие j -му ($j = \overline{1, M}$) направлению наведения пущенной противником управляемой ракеты. При этом будем полагать, что направление наведения с номером $j = 1$ соответствует наведению управляемой ракеты противника «на меня»; $j = 2$ – наведению управляемой

ракеты противника «на истребитель 2»; $j = m$ ($m = \overline{2, M}$) – наведению управляемой ракеты противника «на истребитель m »; $j = M$ – наведению управляемой ракеты противника «на истребитель M ». При этом справедливо следующее условие:

$$P(\Gamma_j) = P_j, j = \overline{1, M}, \sum_{j=1}^M P_j = 1, \quad (4.32)$$

где P_j – вероятность справедливости гипотезы Γ_j .

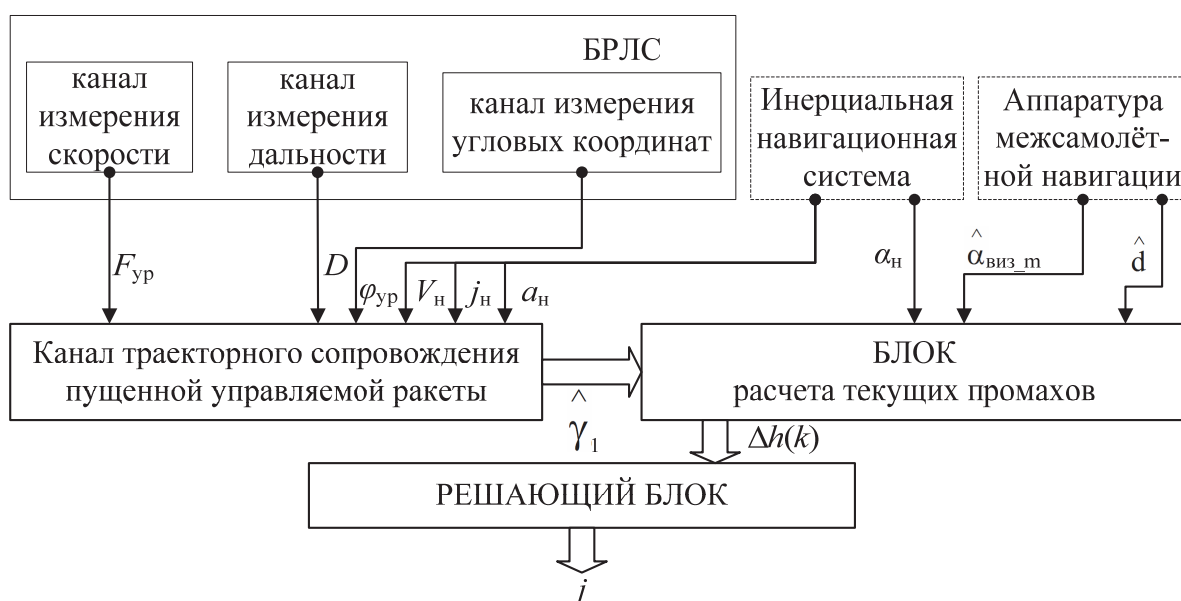


Рис. 4.18. Структурная схема оптимального алгоритма

Тогда оцениваемый вектор состояния, исходя из характера решаемой задачи, будет составным и иметь следующий вид:

$$\hat{\gamma}_j = (\hat{j}, \hat{\gamma}_1)^T, \quad (4.33)$$

где $\hat{\gamma}_1$ – оцениваемый вектор состояния канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты, т. е.

$$\hat{\gamma}_1 = (\hat{D}(t), \hat{V}_{сбл}(t), \hat{\omega}(t), \hat{V}_n(t), \hat{\phi}_{ур}(t))^T, \quad (4.34)$$

где $\gamma_j \in G$ дискретно-непрерывное множество вектора γ_j ($j = \overline{1, M}$).

Таким образом, в дискретном представлении наблюдаемый сигнал на входе канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты синтезируемого оптимального алгоритма на k -м шаге его работы

при гипотезе Γ_j относительно направления наведения пущенной противником управляемой ракеты будет иметь следующий вид:

$$\Gamma_j: Y_j(k) = H_j(k) X_j(k) + \Xi_j(k), \quad (4.35)$$

где $H_j(k)$ – матрица наблюдения канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты, размерность и вид которой зависят от конкретной гипотезы Γ_j ;

$X_j(k)$ – истинный вектор состояния;

$\Xi_j(k)$ – вектор-столбец шумов наблюдения, который представляет собой гауссовские «белые» последовательности с нулевыми математическими ожиданиями и матрицей спектральных плотностей $N_{\Xi_j}(k)$ (все шумы наблюдения независимы между собой).

Выражение (4.35) представляет собой модель наблюдения.

В результате задача синтеза оптимального алгоритма формулируется следующим образом. На основе наблюдения (4.35), соответствующего гипотезе Γ_j ($j = \overline{1, M}$) с учетом условия (4.32), необходимо синтезировать:

- алгоритм функционирования канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты, который позволит осуществить оптимальную в соответствии с заданным критерием качества оценку составного вектора γ_j (выражение (4.34));
- алгоритм расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы;
- алгоритм принятия решения о направлении наведения пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» по принципу «на меня» – «на истребитель 2» – ... – «истребитель m » – ... – «истребитель M ».

Это позволит осуществить оптимальную в соответствии с заданным критерием качества оценку составного вектора γ_j (формула (4.33)).

Данная задача относится к классу задач синтеза алгоритмов совместного оценивания и различения сигналов, так как на основе одного и того же наблюдения необходимо осуществлять траекторное сопровождение пущенной управляемой ракеты противника по доплеровской частоте, дальности и угловым координатам (производить их оценивание) и оценивать j -е направление её наведения.

При данной постановке задачи возможен калмановский вариант её решения.

Произведем синтез оптимального алгоритма в несколько этапов:

1. Синтезируем алгоритм функционирования канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты (рис. 4.18).

2. Синтезируем алгоритм расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы (алгоритм функционирования блока расчета текущих промахов (рис. 4.18)).

3. Синтезируем алгоритм принятия решения о направлении наведения пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» по принципу «на меня» – «на истребитель 2» – ... – «истребитель m » – ... – «истребитель M » (алгоритм функционирования Решающего блока, рис. 4.18).

4.3.2. Синтез алгоритма функционирования канала траекторного сопровождения пущенной противником управляемой ракеты

При калмановском варианте решения задачи синтеза канал траекторного сопровождения пущенной противником управляемой ракеты должен представлять собой оптимальный по критерию минимума СКО фильтрации фильтр траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты противника по доплеровской частоте, дальности и угловым координатам, который на основе наблюдения (4.35) будет оптимальным образом оценивать фазовые координаты истинного вектора состояния.

Основу синтеза оптимального фильтра составляют модели наблюдения и состояния. Структура модели наблюдения определяется формулой (4.35). Структура модели состояния определяется априорной информацией о динамике изменения во времени фазовых координат взаимного перемещения пущенной управляемой ракеты противника и истребителя И, которая предоставляется в виде соответствующего динамического эталона.

Для построения динамического эталона изменения во времени фазовых координат взаимного перемещения пущенной управляемой ракеты противника и истребителя И воспользуемся результатами лётно-экспериментальных исследований.

4.3.3. Экспериментальные данные для синтеза алгоритма функционирования канала траекторного сопровождения пущенной противником управляемой ракеты

С целью определения структуры дифференциальных уравнений и численных значений их параметров, отражающих динамику изменения во времени доплеровской частоты отраженного от пущенной противником управляемой ракеты радиолокационного сигнала, была произведена корреляционная обработка, выбранной из банка реальных РЛ сигналов траектории доплеровской частоты $F_d(t)$, соответствующей полету управляемой ракеты на этапе ее самонаведения (рис. 4.19).

Корреляционный анализ реальных траекторий доплеровских частот $F_d(t)$ осуществлялся с использованием математического аппарата теории корреляционного анализа путём вычисления автокорреляционных функций (АКФ) спектральных составляющих в дискретном времени по следующей формуле [53]:

$$R_F(k \Delta t) = \frac{1}{n-k} \sum_{i=0}^{n-k} [F(i\Delta t) - m_F(i\Delta t)] \cdot [F((i+k)\Delta t) - m_F((i+k)\Delta t)], \quad (4.36)$$

где $m_F(i\Delta t)$ – изменяющееся во времени математическое ожидание реализации траектории доплеровских частот, аппроксимируемое кусочно-линейной функцией, коэффициенты которой определялись на основе средней квадратичной регрессии;

Δt – интервал дискретизации;

n – количество дискретных отсчетов траектории доплеровской частоты, $k = 0, 1, 2, \dots, n$.

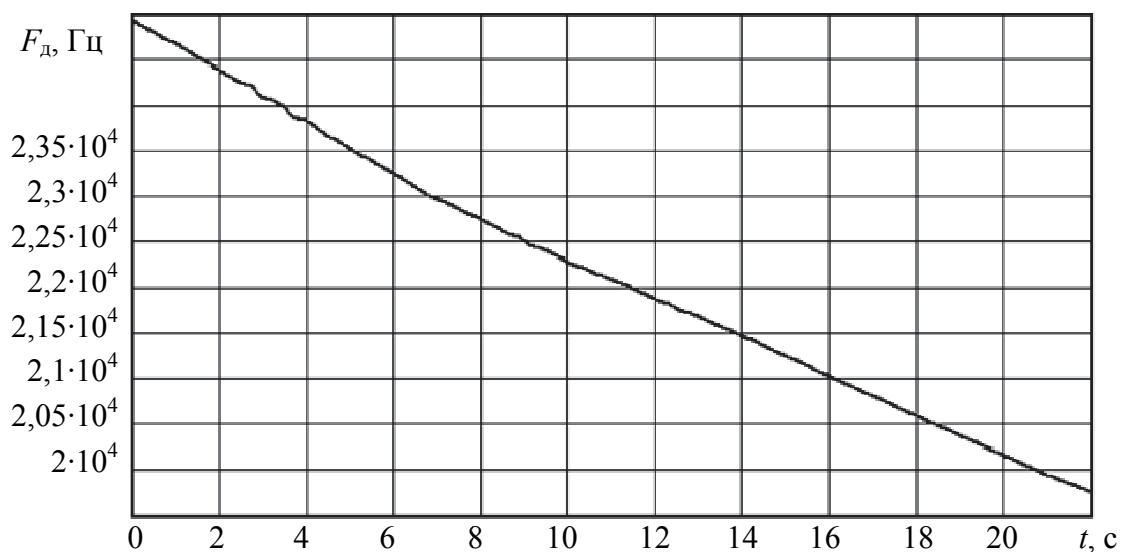


Рис. 4.19. Траектория доплеровской частоты

Использование изменяющегося МОЖ (тренда) при вычислении АКФ предопределено нестационарностью реальных реализаций, которые ограничены, как условиями регистрации реальных РЛ сигналов, так и случайным характером полёта управляемой ракеты [76].

В дальнейшем будут рассматриваться траекторные статистические характеристики не доплеровской частоты, а радиальной скорости.

На рис. 4.20 в качестве примера приведен типичный график оценки автокорреляционной функции $\hat{R}_V(\tau)$ где τ – временной сдвиг траектории радиальной скорости $V_r(t)$, соответствующей полету управляемой ракеты на этапе ее самонаведения.

Проведенный анализ ансамбля подобных оценок автокорреляционных функций траекторий радиальных скоростей свидетельствует о том, что:

- она (АКФ) может быть аппроксимирована спадающей по экспоненциальному закону косинусоидальной зависимостью следующего вида [76–79] (в координатах: радиальная скорость сближения – временной сдвиг):

$$R_V(\tau) = \sigma_V^2 e^{-\frac{|\tau|}{\tau_V}} \left(\cos(2\pi f_V |\tau|) + \frac{\sin(2\pi f_V |\tau|)}{2\pi f_V \tau_V} \right), \quad (4.37)$$

где τ_V, f_V, σ_V – параметры АКФ соответственно: время корреляции, собственная частота и СКО, – которые являются траекторными статистическими характеристиками траекторий радиальных скоростей сближения (доплеровских частот);

• МОЖ численных значений траекторных статистических характеристик составляют порядка:

$$\tau_V = 11,8 \text{ с}; f_V = 51,5 \cdot 10^{-3} \text{ Гц}; \sigma_V = 1,86 \text{ м/с};$$

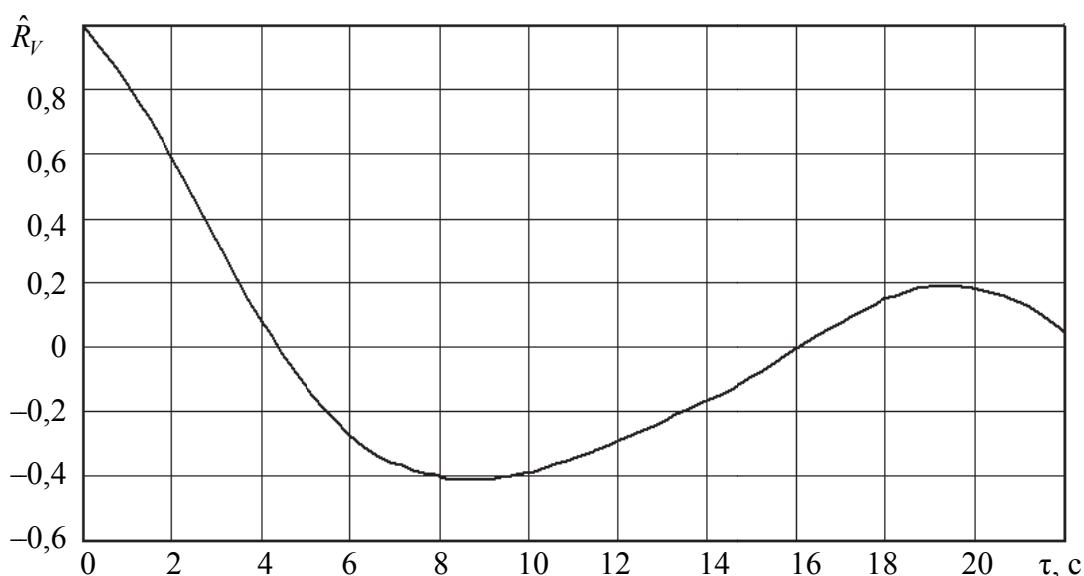


Рис. 4.20. Оценка автокорреляционной функции

Полученные результаты могут являться экспериментальными исходными данными для построения динамического эталона изменения во времени доплеровской частоты радиолокационного сигнала, отраженного от управляемой ракеты и находящейся на конечном этапе её самонаведения (динамического эталона полета управляемой ракеты на этапе её самонаведения).

На практике при построении динамического эталона полёта управляемой ракеты на этапе её самонаведения используют, как правило, АКФ не скоростных флуктуаций целей $R_V(\tau)$, а АКФ флуктуаций ускорения $R_a(\tau)$, которые связаны между собой следующими образом [53]:

$$R_V(\tau) = -\frac{d^2}{d\tau^2} R_a(\tau), \quad (4.38)$$

тогда с использованием выражения (4.37) получаем, что

$$R_a(\tau) = \sigma_V^2 \left[\alpha_V^2 + (2\pi f_V)^2 \right] e^{-\frac{|\tau|}{\tau_V}} \left[\cos(2\pi f_V |\tau|) - \frac{\sin(2\pi f_V |\tau|)}{2\pi f_V \tau_V} \right], \quad (4.39)$$

где α_V – величина, характеризующая расширение спектра сигнала, т. е.

$$\alpha_V = 1/\tau_V, \quad (4.40)$$

Формула (4.39) для АКФ $R_a(\tau)$ определяет следующую структуру (систему дифференциальных уравнений) динамического эталона, которая для флуктуационных составляющих скорости $\Delta V_{yp}(t)$ и ускорения $a_{yp}(t)$ будет определяться как [80]:

$$\Delta \dot{V}_{yp}(t) = a_{yp}(t) \Delta V_{yp}(0) = \Delta V_{0yp}, \quad (4.41)$$

$$\begin{aligned} \dot{a}_{yp}(t) = & -\alpha_{Vyp} a_{yp}(t) - \beta_{yp} \Delta V_{yp}(t) + \\ & + n_{yp}(t) \sqrt{2\alpha_{Vyp} \sigma_{a_{yp}}^2}, \quad a_{yp}(0) = a_{0yp}, \end{aligned} \quad (4.42)$$

где β – квадрат частот собственных колебаний АКФ, которые обусловлены скоростными флуктуациями, т. е.

$$\beta = (2\pi f_V)^2, \quad (4.43)$$

σ_a^2 – дисперсия ускорения управляемой ракеты, т. е.

$$\sigma_a^2 = \sigma_V^2 \left[\alpha_V^2 + (2\pi f_V)^2 \right], \quad (4.44)$$

где $n_{yp}(t)$ – формирующий белый гауссовский шум с нулевым средним значением и единичной интенсивностью.

Адекватность структуры (4.41) и (4.42) динамического эталона реальному полету управляемой ракеты на этапе её самонаведения оценивалась путем их моделирования на ПЭВМ и вычисления автокорреляционной функции $R_V(\tau)$ скоростных флуктуаций, по которым определялись траекторные статистические характеристики (τ_V, f_V, σ_V). При этом в качестве численных значений параметров динамического эталона принимались траекторные статистические характеристики, которые были получены при корреляционной обработке реальных РЛ сигналов, отраженных от управляемой ракеты на этапе её самонаведения.

На основе сравнения полученных в результате моделирования оценок траекторных статистических характеристик, находящихся с вероятностью 0,95 в определенных доверительных интервалах с их реальными значениями, определялась величина относительного расхождения δ соответствующего параметра динамического эталона и границ его доверительного интервала от их реальных значений в соответствии с выражением

$$\delta = \frac{|z_{\text{э}} - z_{\text{м}}|}{z_{\text{э}}} 100 \%, \quad (4.45)$$

где $z_{\text{э}}$ и $z_{\text{м}}$ – численные значения статистической характеристики или границы доверительного интервала, полученные на основе экспериментальных исследований и моделирования соответственно.

Результаты оценки адекватности структуры динамического эталона вида (4.41) и (4.42) реальному полёту управляемой ракеты на этапе её самонаведения приведены в табл. 4.2, из анализа которой следует, что как математическое ожидание траекторных статистических характеристик, так и границы их доверительных интервалов, полученные в результате моделирования, отличаются от соответствующих реальных на 4–5 %. Значит, с помощью данной структуры дифференциальных уравнений можно достаточно адекватно представить реальный полёт управляемой ракеты на конечном этапе её самонаведения на цель (для сравнения – с помощью модели, приведенной в [81] и часто применяемой на практике, величина δ достигает 30 %).

Таблица 4.2

Оценки адекватности структуры динамического эталона

Траекторные статистические характеристики	$M[\tau_{\nu}], \text{с}$	$M[f_{\nu}], \text{Гц}$	$M[\sigma_{\nu}], \text{м/с}$
$z_{\text{э}}$	11,81	0,051	1,86
$M[z_{\text{м}}]$	12,4	0,05	1,78
$I_{0,95}$	12,17; 12,67	$49,5 \cdot 10^{-3}; 0,051$	1,69; 1,87
$\delta, \%$	5,1	3,7	4,4

На основе структуры дифференциальных уравнений (4.41) и (4.42) и полученных экспериментальных траекторных статистических характеристик построим динамический эталон полета управляемой ракеты на этапе её самонаведения в следующей последовательности:

- записывается структура дифференциального уравнения вида (4.41), (4.42);
- полученные с помощью выражений (4.40), (4.43) и (4.44) экспериментальные траекторные статистические характеристики преобразуются к виду, используемому в дифференциальных уравнениях (4.41) и (4.42).

Рассмотрим следующий пример. Пусть структура динамического эталона полета управляемой ракеты на этапе её самонаведения для флуктуационных составляющих скорости и ускорения определяется выражениями (4.41) и (4.42). Тогда в соответствии с формулами (4.40), (4.43) и (4.44) численные значения параметров динамического эталона будут следующие:

$$\alpha_{\nu \text{ ур}} = 84,67 \cdot 10^{-3} \text{ 1/с}; \beta_{\nu \text{ ур}} = 0,105 \text{ (рад/с)}^2; \sigma_{a \text{ ур}} = 62,37 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2.$$

В гл. 1 и 2 было установлено, что управляемая ракета после окончания работы её двигателей совершает равнозамедленное движение, при этом величина замедления для управляемых ракет большой дальности пуска лежит в пределах $a_{yp} = -17,8 - 11,1 \text{ м/с}^2$.

С учетом этого динамический эталон полета управляемой ракеты на конечном этапе её самонаведения будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{0yp} &= -a_{0yp}; V_{0yp}(0) = V_{00yp}; \\ \dot{a}_{0yp} &= 0; a_{0yp}(0) = a_{00yp}; \\ \Delta \dot{V}_{yp}(t) &= a_{yp}(t); \Delta V_{yp}(0) = \Delta V_{0yp}; \\ \dot{a}_{yp}(t) &= -\alpha_{V_{yp}}(t) - \beta_{yp} \Delta V_{yp}(t) + n_{yp}(t) \sqrt{2\alpha_{V_{yp}} \sigma_{a_{yp}}^2}, \\ a_{yp}(0) &= a_{0yp}. \end{aligned} \quad (4.46)$$

Постоянная составляющая скорости полета управляемой ракеты на этапе её самонаведения на цель $V_{00yp} \approx 1 \text{ } 100 \text{ м/с}$.

Таким образом, с помощью уравнений (4.46) *построен динамический эталон полета управляемой ракеты* на этапе её самонаведения, который является простым (динамический эталон является линейным) и адекватно отражает существенные свойства реального полёта управляемой ракеты.

С учетом системы (4.46) и известной [67] системы дифференциальных уравнений, описывающих изменение во времени угловых координат взаимного перемещения пущенной управляемой ракеты противника и истребителя И, получим динамический эталон, описывающий изменение во времени фазовых координат *взаимного* перемещения пущенной противником управляемой ракеты и истребителя И (рис. 4.15).

$$\begin{aligned} \dot{D} &= -V_{сбл} = -(V_{H0} + \Delta V_H + V_{0yp} + \Delta V_{yp}); D(0) = D_0; \\ \dot{V}_{0yp} &= -a_{0yp}; V_{0yp}(0) = V_{00yp}; \\ \dot{a}_{0yp} &= 0; a_{0yp}(0) = a_{00yp}; \\ \Delta \dot{V}_{yp}(t) &= a_{yp}(t); \Delta V_{yp}(0) = \Delta V_{0yp}; \\ \dot{a}_{yp}(t) &= -\alpha_{V_{yp}}(t) - \beta_{yp} \Delta V_{yp}(t) + n_{yp}(t) \sqrt{2\alpha_{V_{yp}} \sigma_{a_{yp}}^2}, a_{yp}(0) = a_{0yp}; \\ \Delta \dot{V}_H &= a_H, \Delta V_H(0) = \Delta V_{H0}; \\ \dot{a}_H &= -\alpha_{V_H} \cdot a_H - \beta_H \Delta V_H + n(t) \sqrt{2\alpha_{V_H} \sigma_{a_H}^2}, a_H(0) = a_{H0}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_{H0} &= 0, V_H(0) = \Delta V_{H00}; \\ \dot{\Phi}_{yp} &= \omega, \Phi_{yp}(0) = \Phi_{yp0}; \\ \dot{\omega} &= -\frac{2V_{сбл}}{D}\omega + \frac{(j_{yp} - j_H)}{D}, \omega(0) = \omega_0; \\ \dot{j}_{yp} &= -\alpha_{j_{yp}} j_{yp} + n_{j_{yp}}(t) \sqrt{2\alpha_{j_{yp}} \sigma_{j_{yp}}^2}, j_{yp}(0) = j_{yp0}; \\ \dot{j}_H &= n_{j_H}(t) \sqrt{2\alpha_{j_H} \sigma_{j_H}^2}, j_H(0) = j_{H0}, \end{aligned} \quad (4.47)$$

где $\alpha_{j_{yp}}$ и α_{j_H} – параметры, характеризующие манёвренные свойства управляемой ракеты и истребителя соответственно;

$\sigma_{j_{yp}}^2$ и $\sigma_{j_H}^2$ – дисперсии флуктуаций нормального ускорения управляемой ракеты и истребителя соответственно;

j_{yp} – нормальное ускорение управляемой ракеты в горизонтальной плоскости;

j_H – нормальное ускорение истребителя в горизонтальной плоскости.

В динамическом эталоне (4.47) индекс «н» относится к дифференциальным уравнениям, соответствующим полету истребителя (носителя БРЛС). Коэффициенты в этих уравнениях имеют тот же физический смысл, что и в модели полёта управляемой ракеты. Динамика флуктуационной составляющей ускорения описывается такой же структурой дифференциальных уравнений, что и динамика флуктуации ускорения полета управляемой ракеты на этапе ее самонаведения [82, 83].

4.3.4. Синтез оптимального фильтра траекторного сопровождения управляемой ракеты

Поскольку модели наблюдения (4.35) и состояния (4.47), составляющие основу синтеза оптимального фильтра, являются линейными, то появляется возможность использования для такого синтеза научно-методического аппарата теории оптимальной дискретной линейной многомерной фильтрации, продуктивным направлением которой является калмановская фильтрация, описываемая следующими уравнениями [53; 67; 78; 84; 85]:

$$P^-(k+1) = \Phi(k) P(k) \Phi^T(k) + Q(k); \quad (4.48)$$

$$\Psi(k+1) = H(k+1) P^-(k+1) H^T(k+1) + R(k+1); \quad (4.49)$$

$$K(k+1) = P^-(k+1) H^T(k+1) \Psi^{-1}(k+1); \quad (4.50)$$

$$Z(k+1) = Y(k+1) - H(k+1) \Phi(k) \hat{X}(k); \quad (4.51)$$

$$\hat{X}(k+1) = \Phi(k) \hat{X}(k) + K(k+1) Z(k+1); \quad (4.52)$$

$$P(k+1) = [I - K(k+1) H(k+1)] P^-(k+1); \quad (4.53)$$

где $P^-(k)$ и $P(k)$ – ковариационные матрицы ошибок экстраполяции и фильтрации соответственно, размерности $n \times n$ (n – размерность вектора состояния);

$\Phi(k)$ – переходная матрица состояния размерности $n \times n$;

$Q(k)$ и $R(k)$ – ковариационные матрицы шумов возбуждения и наблюдения размерности $n \times m$ и $m \times m$ (m – размерность вектора наблюдения) соответственно;

$K(k)$ – матрица весовых коэффициентов размерности $n \times m$;

I – единичная матрица размерности $n \times n$.

Поскольку современный уровень развития вычислительной техники достаточно высок и позволяет эффективно выполнять операции с матрицами, то в дальнейшем определим их вид.

Система дифференциальных уравнений (4.47) может быть записана в векторно-матричной форме в виде

$$\dot{X} = AX + GN, X(0) = X_0, \quad (4.54)$$

где X и X_0 – соответственно истинный вектор состояния и его начальное условие размерности 12×1 :

$$X = (D, V_{0\text{ур}}, a_{0\text{ур}}, \Delta V_{\text{ур}}, a_{\text{ур}}, \Delta V_{\text{н}}, a_{\text{н}}, V_{\text{н0}}, \Phi_{\text{ур}}, \omega, j_{\text{ур}}, j_{\text{н}})^T,$$

$$X_0 = (D_0, V_{00\text{ур}}, a_{00\text{ур}}, \Delta V_{0\text{ур}}, a_{0\text{ур}}, \Delta V_{\text{н0}}, a_{\text{н0}}, V_{\text{н00}}, \Phi_{\text{ур0}}, \omega_0, j_{\text{ур0}}, j_{\text{н0}})^T,$$

где A – известная матрица размерности 12×12 , имеющая следующие отличные от нуля элементы:

$$a_{12} = a_{14} = a_{16} = a_{68} = a_{23} = -1; a_{45} = a_{67} = a_{910} = 1;$$

$$a_{54} = -\beta_{\text{ур}}; a_{55} = -\alpha_{V\text{ур}}; a_{76} = -\beta_{V\text{н}}; a_{77} = -\alpha_{V\text{н}};$$

$$a_{1010} = -b; a_{1011} = b_1; a_{1012} = -b_1; a_{1011} = -\alpha_{j\text{ур}};$$

где $b = 2/D(V_{\text{н0}} + \Delta V_{\text{н}} + V_{0\text{ур}} + \Delta V_{\text{ур}})$; $b_1 = 1/D$ при $D = 40$ км и $V_{\text{сбл}} = 1\,350 \dots 850$ м/с имеют следующие значения:

$$b = 0,06-0,18 \text{ (1/c)}; b_1 \approx 0;$$

G – матрица размерности 12×12 , имеющая следующие ненулевые элементы:

$$g_{55} = \sqrt{2\alpha_{V\text{ур}}\sigma_{a\text{ур}}^2}; g_{77} = \sqrt{2\alpha_{V\text{н}}\sigma_{a\text{н}}^2};$$

$$g_{11\ 11} = \sqrt{2\alpha_{j_{yp}}\sigma_{j_{yp}}^2}; g_{12\ 12} = \sqrt{2\alpha_{j_{н}}\sigma_{j_{н}}^2};$$

N – транспонированный вектор формирующих белых гауссовских шумов с нулевыми МОЖ и единичными интенсивностями, имеющий размерность 12×1 :

$$N = (0, 0, 0, 0, n_{yp}, 0, n_{н}, 0, 0, 0, n_{j_{yp}}, n_{j_{н}})^T.$$

Элементы матрицы наблюдения в уравнении (4.47) будут определяться, с одной стороны, составом измерителей функционально связанных координат, а с другой – условием наблюдаемости фильтра, которое необходимо обеспечить для предотвращения его расходимости. Исходя из этого ненулевыми элементами матрицы наблюдения $H_j(k)$ в уравнении наблюдения (4.35), имеющей размерность 6×12 , будут следующие:

$$h_{1\ 1} = h_{2\ 2} = h_{2\ 4} = h_{2\ 6} = h_{2\ 8} = h_{3\ 6} = h_{3\ 8} = h_{4\ 7} = h_{5\ 9} = h_{6\ 12} = 1;$$

Элементы вектора шумов наблюдения $\Xi_j(k)$, имеющего размерность 6×1 , являются некоррелированными с элементами вектора формирующих шумов $N(k)$.

Для определения элементов матриц $\Phi(k)$ и $Q(k)$ следует перейти от векторно-матричного дифференциального уравнения (4.54) в непрерывном времени к аналогичным уравнениям в дискретном времени, исходя из следующих соотношений [81; 86]:

$$\Phi(k) = e^{AT_{кн_ур}}, \quad (4.55)$$

$$Q(k) = M[j(k)j^T(k)], \quad (4.56)$$

$$j(k) = \int_{kT_{кн_ур}}^{(k+1)T_{кн_ур}} \Phi((k+1)T - \tau) G(\tau) N(\tau) d\tau, \quad (4.57)$$

На практике при определении переходной матрицы состояния $\Phi(k)$ осуществляют разложение матричной экспоненты (выражение (4.55)) в степенной ряд и в первом приближении ограничиваются линейными членами [86; 81], т. е.

$$\Phi(k) \approx I + AT_{кн_ур}, \quad (4.58)$$

Исходя из этого матрица $\Phi(k)$ будет иметь следующие отличные от нуля элементы:

$$\varphi_{1\ 1} = \varphi_{2\ 2} = \varphi_{4\ 4} = \varphi_{6\ 6} = \varphi_{8\ 8} = \varphi_{9\ 9} = \varphi_{12\ 12} = 1;$$

$$\varphi_{1\ 2} = \varphi_{1\ 4} = \varphi_{1\ 6} = \varphi_{1\ 8} = \varphi_{2\ 3} = -T_{кн_ур};$$

$$\varphi_{4\ 5} = \varphi_{6\ 7} = \varphi_{9\ 10} = T_{кн_ур}; \varphi_{5\ 4} = -\beta_{yp} T_{кн_ур};$$

$$\varphi_{5\ 5} = 1 - \alpha_{V_{yp}} T_{кн_ур}; \varphi_{7\ 6} = -\beta_{н} T_{кн_ур};$$

$$\begin{aligned} \varphi_{77} &= 1 - \alpha_{V_H} T_{\text{кн_ур}}; \quad \varphi_{1111} = 1 - \alpha_{j_{\text{ур}}} T_{\text{кн_ур}}; \\ \varphi_{1011} &= T_{\text{кн_ур}} b_1; \quad \varphi_{1012} = -T_{\text{кн_ур}} b_1; \quad \varphi_{1010} = 1 - T_{\text{кн_ур}} b; \end{aligned}$$

После ряда преобразований, определяемых формулами (4.56) и (4.57), и ограничении линейными членами ненулевыми элементами ковариационной матрицы $Q(k)$ шумов возбуждения будут следующие:

$$\begin{aligned} q_{55} &= 2\alpha_{V_{\text{ур}}} \sigma_{a_{\text{ур}}}^2; \quad q_{75} = q_{57} = 2T_{\text{кн_ур}} \sqrt{\alpha_{V_{\text{ур}}} \sigma_{a_{\text{ур}}}^2} \sqrt{\alpha_{V_H} \sigma_{a_H}^2}; \\ q_{511} &= q_{115} = 2T_{\text{кн_ур}} \sqrt{\alpha_{V_{\text{ур}}} \sigma_{a_{\text{ур}}}^2} \sqrt{\alpha_{j_{\text{ур}}} \sigma_{j_{\text{ур}}}^2}; \\ q_{512} &= q_{125} = 2T_{\text{кн_ур}} \sqrt{\alpha_{V_{\text{ур}}} \sigma_{a_{\text{ур}}}^2} \sqrt{\alpha_{j_H} \sigma_{j_H}^2}; \\ q_{77} &= 2T_{\text{кн_ур}} \alpha_{V_H} \sigma_{a_H}^2; \\ q_{711} &= q_{117} = 2T_{\text{кн_ур}} \sqrt{\alpha_{V_H} \sigma_{a_H}^2} \sqrt{\alpha_{j_{\text{ур}}} \sigma_{j_{\text{ур}}}^2}; \\ q_{712} &= q_{127} = 2T_{\text{кн_ур}} \sqrt{\alpha_{V_H} \sigma_{a_H}^2} \sqrt{\alpha_{j_H} \sigma_{j_H}^2}; \\ q_{1211} &= q_{1112} = 2T_{\text{кн_ур}} \sqrt{\alpha_{j_H} \sigma_{j_H}^2} \sqrt{\alpha_{j_{\text{ур}}} \sigma_{j_{\text{ур}}}^2}; \\ q_{1111} &= 2T_{\text{кн_ур}} \alpha_{j_{\text{ур}}} \sigma_{j_{\text{ур}}}^2; \quad q_{1212} = 2T_{\text{кн_ур}} \alpha_{j_H} \sigma_{j_H}^2; \end{aligned}$$

Таким образом, определены элементы матриц для реализации процедуры оптимальной линейной многомерной дискретной калмановской фильтрации, описываемой системой матричных уравнений (4.35), (4.48)–(4.53), на которой основано функционирование канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты (рис. 4.18).

4.3. Алгоритм расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы

Согласно разработанному методу распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения в БРЛС истребителя, в блоке расчета текущих промахов алгоритма (рис. 4.18) на основе следующих оценок:

- функционально связанных координат взаимного перемещения истребителя и управляемой ракеты в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты;

- скорости и угла наклона траектории полета истребителя в инерциальной навигационной системе истребителя;
- угла визирования истребителя И с борта истребителя I_m и расстояния между истребителями в боевом порядке в бортовой аппаратуре межсамолётной навигации, необходимо:

1) рассчитать в соответствии с выражением (4.4) значение текущего промаха h_i ;

2) рассчитать в соответствии с выражением (4.31) значения текущего промаха h_{mi} для каждого из истребителей группы;

3) сформировать матрицу Δh всех возможных разностей текущих промахов в соответствии с правилом, приведенным в 4.2.2.

Пусть с выхода канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты на k -м ($k \in 1, N_{\text{такт}}$ где $N_{\text{такт}}$ – количество тактов сопровождения, следующих с периодом $T_{\text{кн_ур}}$) шаге работы соответствующих измерителей БРЛС и инерциальной навигационной системы на вход алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы (блок расчета текущих промахов на рис. 4.18) поступают оцененные значения функционально связанных координат взаимного перемещения истребителя И и управляемой ракеты, собственного полёта истребителя, а также оцененные значения углов визирования истребителя И с борта истребителя I_m и расстояний между истребителями в боевом порядке с выхода бортовой аппаратуры межсамолётной навигации.

В результате входом алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы являются следующие дискретные отсчеты:

$$\hat{D}(k), \hat{V}_{\text{сбл}}(k), \hat{\omega}(k), \hat{V}_n(k), \hat{\phi}_{\text{ур}}(k), \hat{\alpha}_n(k), \hat{\alpha}_{\text{виз}_m}(k), d_m(k),$$

а его выходом – дискретные, с периодом $T_{\text{кн_ур}}$, значения матрицы $\Delta h(k)$.

Логико-математическая структура алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы приведена на рис. 4.21, где все обозначения и выражения соответствуют ранее принятым.

Алгоритм расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы состоит из следующих блоков [87]:

- 1 и 22 – соответственно блок ввода исходных данных (вход алгоритма) и блок вывода результатов работы алгоритма (выход алгоритма);
- 2, 4, 9–12 – вычислители, работающие в соответствии с ранее полученными выражениями;
- 3, 5–8, 13–21 – блоки, обеспечивающие цикличность работы алгоритма.

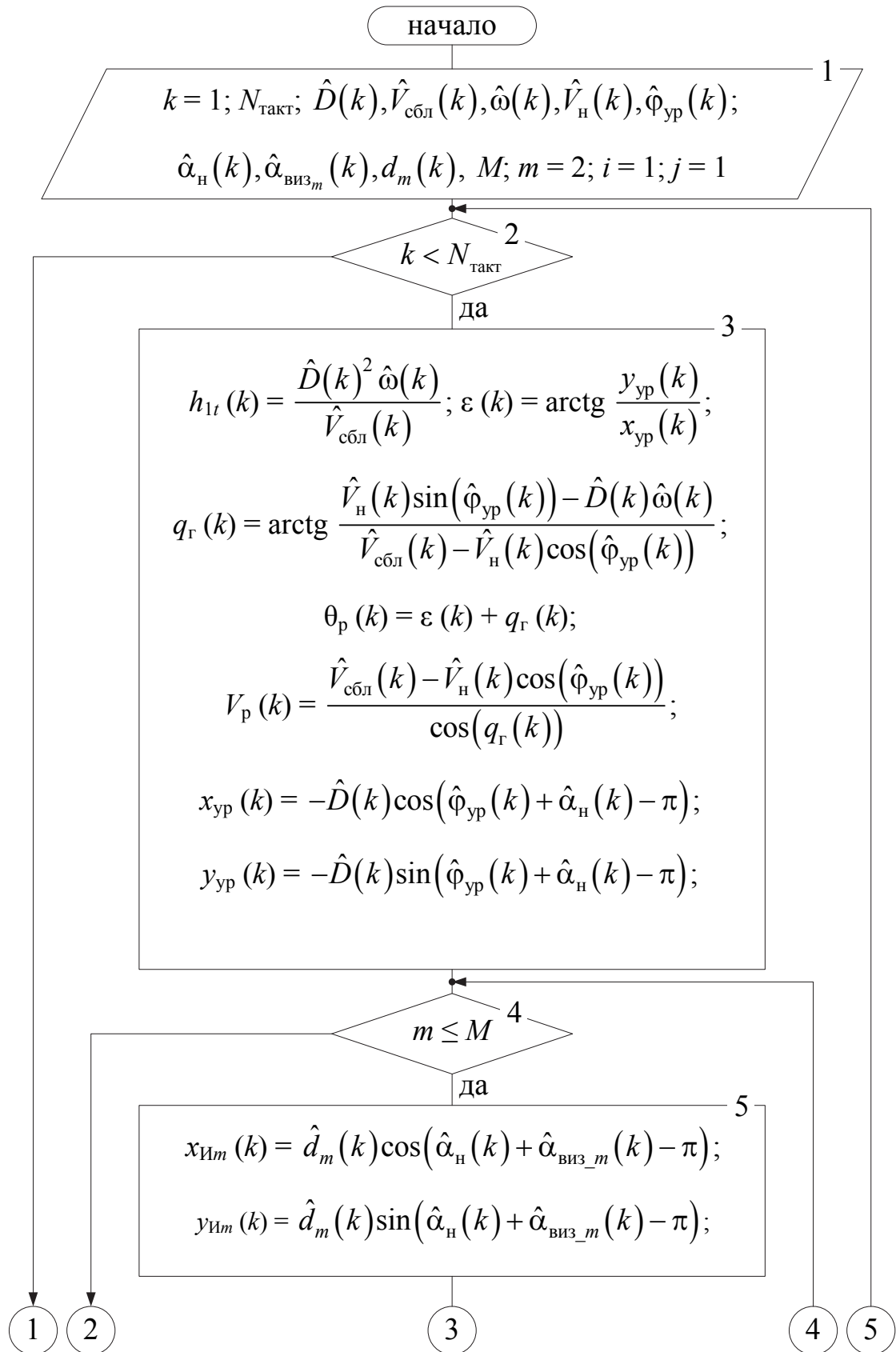


Рис. 4.21. Логико-математическая структура алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы (окончание см. на с. 124)

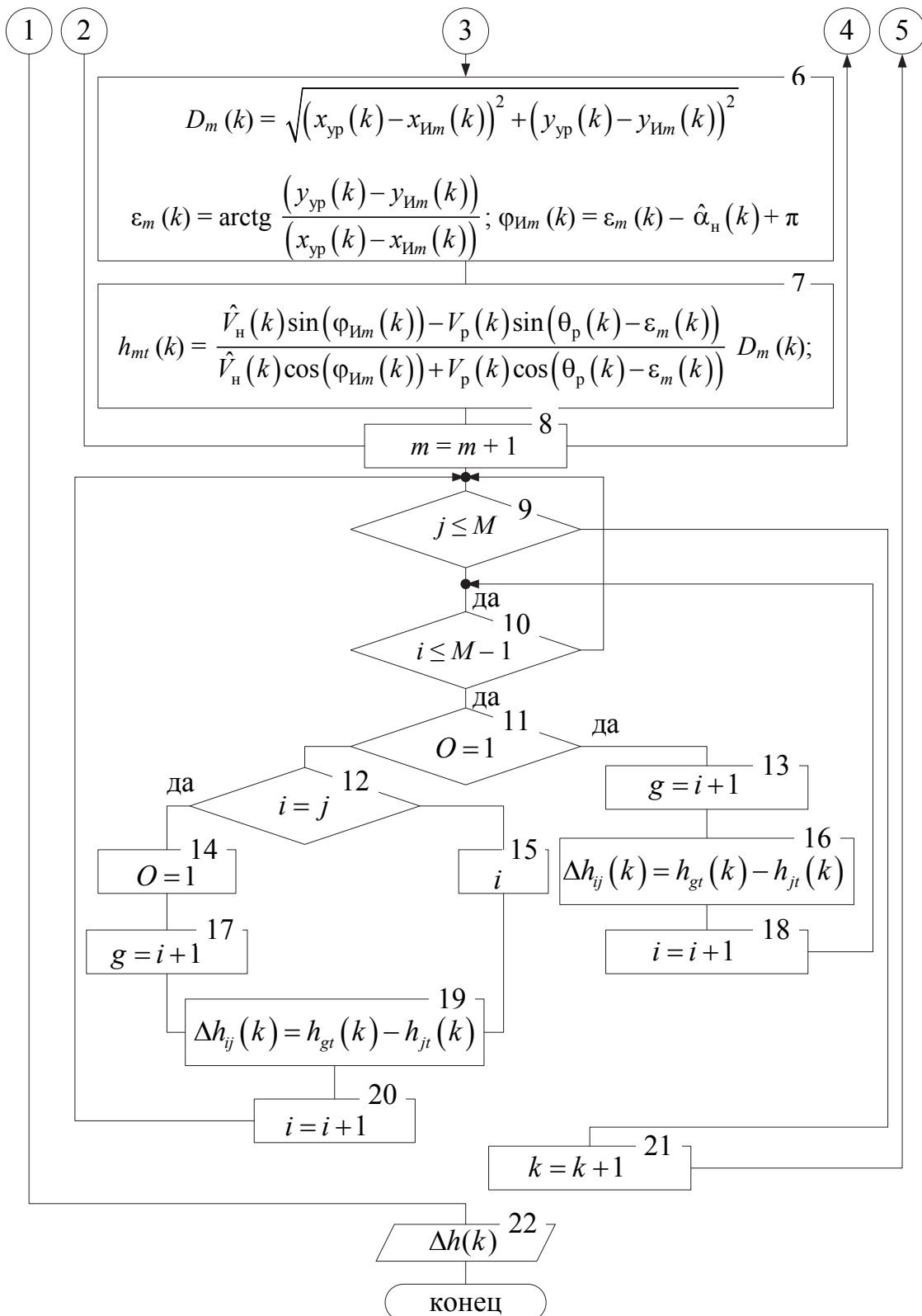


Рис. 4.21. Окончание (начало см. на с. 123)

В блоке 3 на основе оцененных фазовых координат в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты на каждом k -м шаге его работы производится вычисление:

- текущего промаха ракеты относительно истребителя И в соответствии с выражением (4.4);
- углов θ_p , ε , q_T в соответствии с выражениями (4.18)–(4.20);
- скорости V_p полета пущенной управляемой ракеты в соответствии с выражением (4.22);
- координат $x_{ур}$ и $y_{ур}$ пущенной управляемой ракеты в невращающейся системе координат XYZ , связанной с центром массы истребителя И, в соответствии с выражениями (4.14) и (4.15).

В блоках 5, 6 и 7 для каждого m -го ($m = \overline{2, M}$) истребителя группы на основе оцененных в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты фазовых координат и с учётом информации от аппаратуры межсамолётной навигации рассчитываются:

- координаты $x_{Иm}$ и $y_{Иm}$ в невращающейся системе координат XYZ , связанной с центром массы истребителя И, в соответствии с выражениями (4.26) и (4.27);
- дальности D_m (истребитель $И_m$ – управляемая ракета) в соответствии с выражением (4.28);
- углы ε_m и $\varphi_{Иm}$ в соответствии с выражениями (4.29) и (4.30);
- текущий промах h_{mT} ракеты относительно истребителя $И_m$ в соответствии с выражением (4.31).

С помощью блоков 9–21 формируется матрица Δh разностей вычисленных промахов, при этом в j -м ($j = \overline{1, M}$) столбце матрицы Δh располагаются разности текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителя $И_m$ ($m = \overline{2, M}$). Дискретные с периодом $T_{кн_ур}$ значения матрицы $\Delta h(k)$ являются выходом алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы.

4.4. Алгоритм принятия решения о направлении полёта пущенной противником ракеты

Согласно разработанному методу распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения в БРЛС истребителя в решающем блоке (рис. 4.18) необходимо определить:

- значение функции $sign$ для каждого элемента, полученной с выхода алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый ис-

требитель группы (блок расчета текущих промахов, рис. 4.18), матрицы $\Delta h(k)$;

- номер столбца j полученной матрицы, в котором находятся элементы, содержащие только положительные значения, и которому будет соответствовать номер истребителя в группе, на который наводится пущенная противником ракета.

Пусть с выхода алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы (блок расчета текущих промахов (рис. 4.18)) на k -м шаге работы соответствующих измерителей БРЛС и инерциальной навигационной системы на вход алгоритма принятия решения (решающий блок на рис. 4.18) поступают значения матрицы $\Delta h(k)$.

В результате входом алгоритма принятия решения являются дискретные отсчеты $\Delta h(k)$.

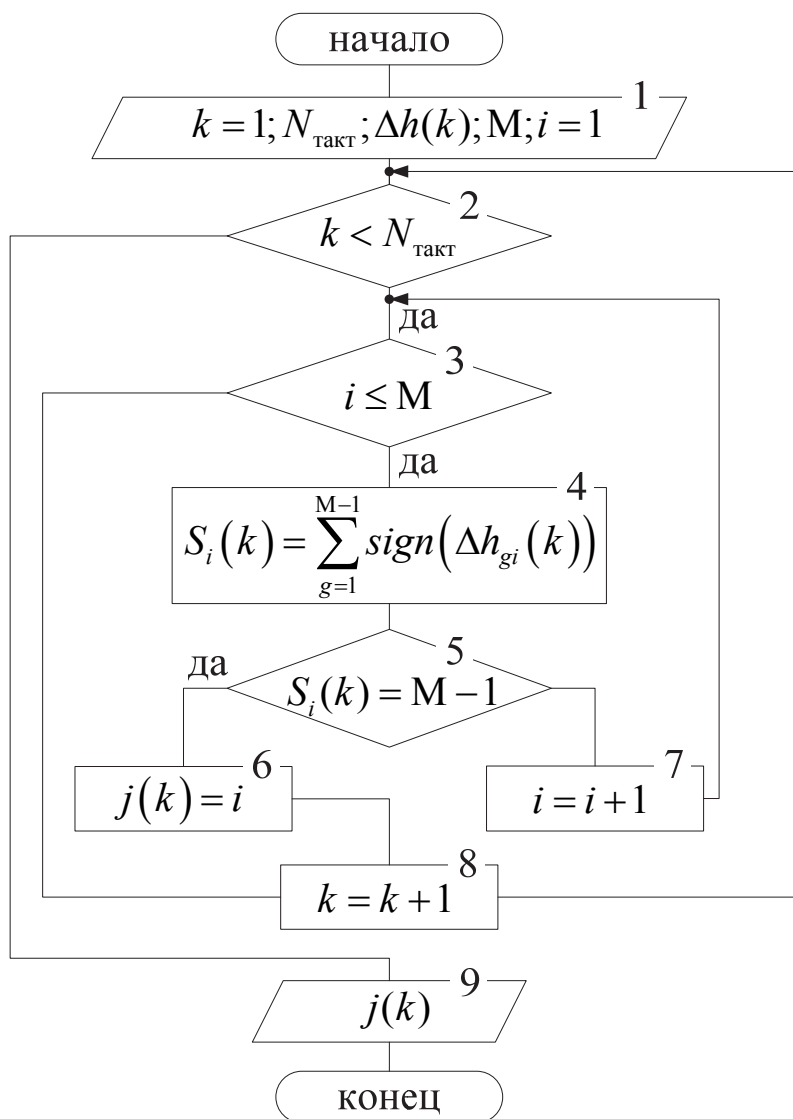


Рис. 4.22. Логико-математическая структура алгоритма принятия решения

Выходом алгоритма принятия решения (решающего блока на рис. 4.18) являются дискретные с периодом $T_{\text{кн_ур}}$ значения $j(k)$.

Логико-математическая структура алгоритма принятия решения приведена на рис. 4.22, где все обозначения и выражения также соответствуют ранее принятым.

Алгоритм принятия решения состоит из [87] следующих блоков:

- 1 и 9 – соответственно блок ввода исходных данных (вход алгоритма) и блок вывода результатов работы алгоритма (выход алгоритма);
- 2, 3, 5 – вычислители, работающие в соответствии с ранее полученными выражениями;
- 4, 6, 7, 8 – блоки, обеспечивающие цикличность работы алгоритма.

В блоке 4 на каждом k -м шаге работы канала траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты производится вычисление функции $sign$ каждого элемента, полученной с выхода алгоритма расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы матрицы $\Delta h(k)$. Затем производится вычисление суммы значений функции $sign$ элементов в каждом столбце матрицы и её сравнение с константой $(M - 1)$. Номер j ($j = \overline{1, M}$) столбца матрицы, где данное равенство выполняется, определяет номер истребителя в группе, на который наводится пущенная противником ракета.

Таким образом, на основе научно-методического аппарата узкополосной доплеровской фильтрации, теории совместного оценивания и различения сигналов, оптимальной многомерной линейной дискретной калмановской фильтрации осуществлен синтез оптимального алгоритма, реализующего метод распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения в БРЛС истребителя при частично заданной структуре скоростного, дальномерного и угломерного каналов БРЛС.

4.5. Показатели качества алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты

Одними из основных показателей качества синтезированного алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты являются:

- точность оценки (СКО) фазовых координат вектора состояния $X_j(k)$;
- вероятности правильного $P_{\text{пр}}$ и ложного $P_{\text{лр}}$ распознавания направления наведения пущенной управляемой ракеты противника.

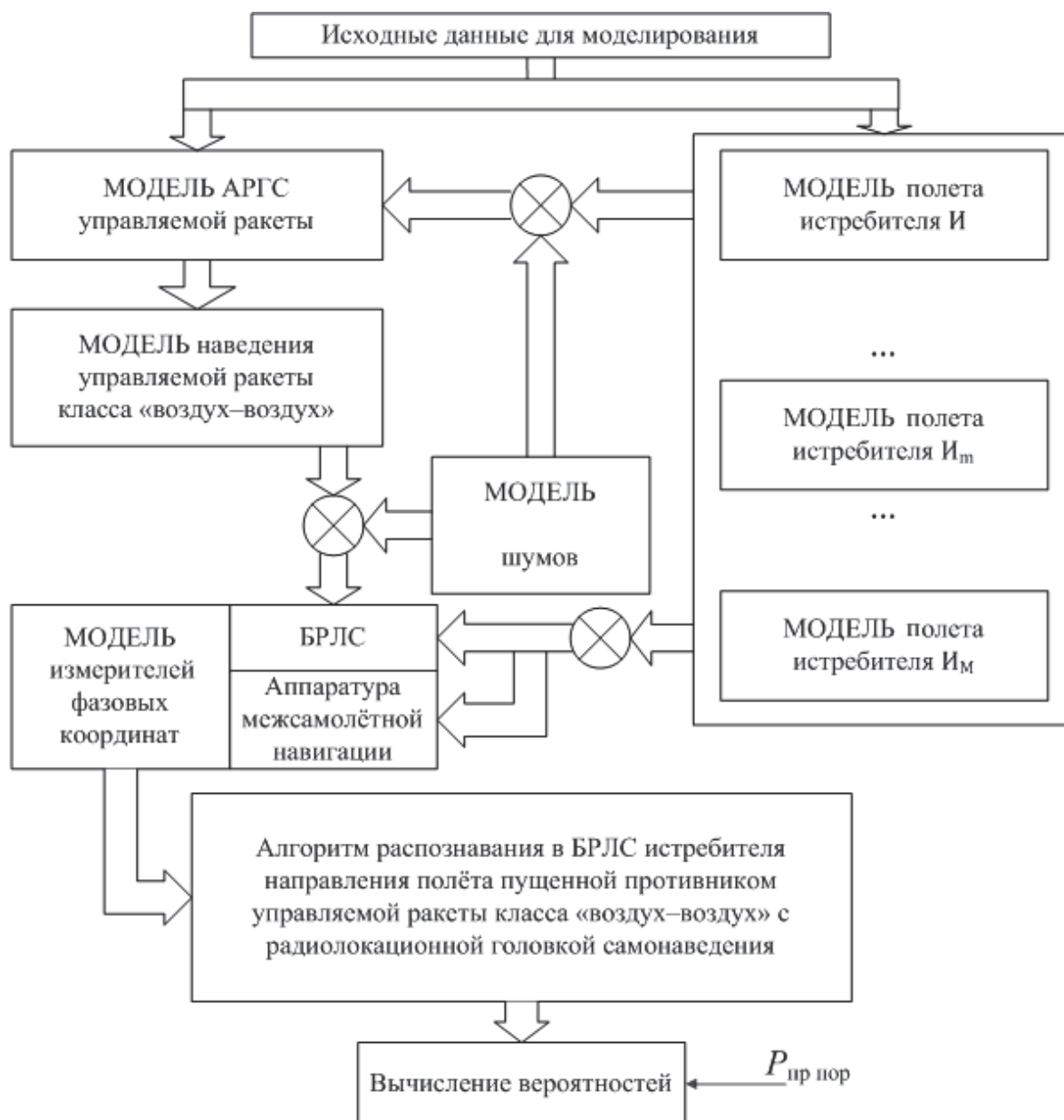


Рис. 4.23. Схема моделирования алгоритма распознавания

Аналитический путь определения этих характеристик громоздок, поэтому более продуктивным путем их определения является моделирование синтезированного алгоритма на ПЭВМ [88].

Схема моделирования синтезированного алгоритма приведена на рис. 4.23.

При моделировании были приняты следующие исходные данные и начальные условия:

- 1) численный состав группы истребителей равен четырем ($M = 4$);
- 2) вид боевого порядка – разомкнутый;

- 3) форма боевого порядка – «фронт»;
- 4) параметры боевого порядка: $d = 1\ 000$ м; $\alpha_{\text{виз}} = 80^\circ$;
- 5) начальная дальность «носитель – управляемая ракета» – $D_0 = 40$ км;
- 6) атака группы истребителей производится управляемой ракетой противника класса «воздух – воздух» под ракурсом 15° ;
- 7) рабочая длина волны БРЛС истребителя – $\lambda = 4 \cdot 10^{-2}$ м;
- 8) длительность зондирующих импульсов – 1 мкс (потенциальная разрешающая способность по дальности – 150 м);
- 9) шаг моделирования – $T_{\text{кн_ур}} = 0,037$ с;
- 10) численные значения параметров динамического эталона:
 - $\alpha_{\text{ур}}$; $\beta_{\text{ур}}$; $\sigma_{a\ \text{ур}}$; $V_{00\ \text{ур}}$; $a_{0\ \text{ур}}$ – аналогичные, что и в 4.2.1, при рассмотрении примера построения динамического эталона;
 - для носителя (истребителя И):

$$\alpha_{V_{\text{И}}} = 0,06 \text{ Гц}, \beta_{\text{И}} = 0,05 \text{ рад}^2/\text{с}^2, \sigma_{V_{\text{И}}} = 0,43 \text{ м/с}, V_{\text{И}00} = 250 \text{ м/с};$$

- параметры, характеризующие манёвренные свойства управляемой ракеты и истребителя: $\alpha_{j_{\text{ур}}} = 0,01 \text{ м/с}^2$; $\alpha_{j_{\text{И}}} = 0,05 \text{ м/с}^2$ [71];

11) коэффициент b в матрице $\Phi(k)$: $b = 0,12$ 1/с;

12) исходная ковариационная матрица $P(1)$ ошибок фильтрации и шумов наблюдения $R(k+1)$ в формулах (4.48) и (4.49) – диагональная. Их элементы определялись в соответствии с известными рекомендациями [67].

Оценку точностных характеристик оценивания фазовых координат вектора состояния в синтезированном оптимальном алгоритме осуществили на основе анализа работы (моделирования) оптимального фильтра в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты (см. рис. 4.18). При этом если реальная точность оценки фазовых координат вектора состояния не превосходит теоретическую, определяемую ковариационной матрицей ошибок фильтрации $P(k+1)$, то оптимальный фильтр будет являться сходящимся [67].

В качестве примера представлены полученные в результате моделирования следующие графики временных зависимостей теоретических (индекс «1») и реальных (индекс «2») СКО фильтрации:

- дальности (рис. 4.24 и рис. 4.25) между истребителем И и пущенной управляемой ракетой;
- траектории доплеровской частоты, обусловленной отражением РЛ сигнала от управляемой ракеты (рис. 4.26 и рис. 4.27);
- угловой скорости вращения линии визирования «истребитель И – управляемая ракета» (рис. 4.28 и рис. 4.29)
- при различных значениях q отношения сигнал/шум, которые иллюстрируют качество сходимости работы оптимального фильтра.

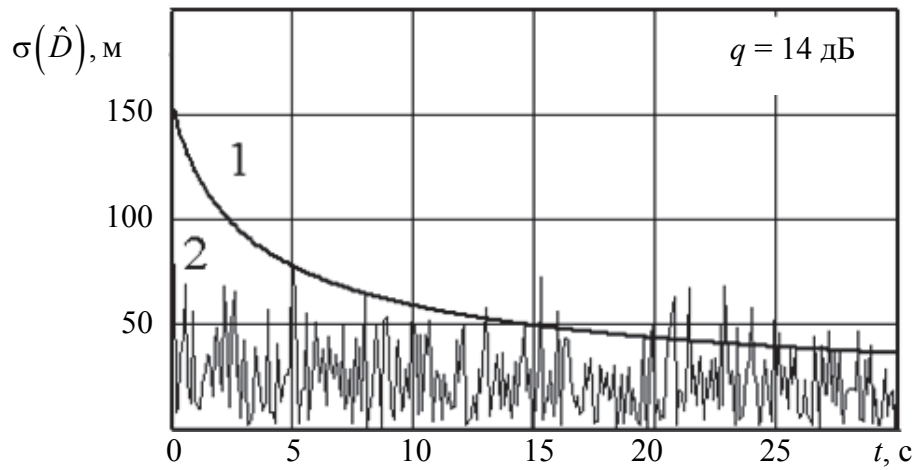


Рис. 4.24. Точность оценки дальности

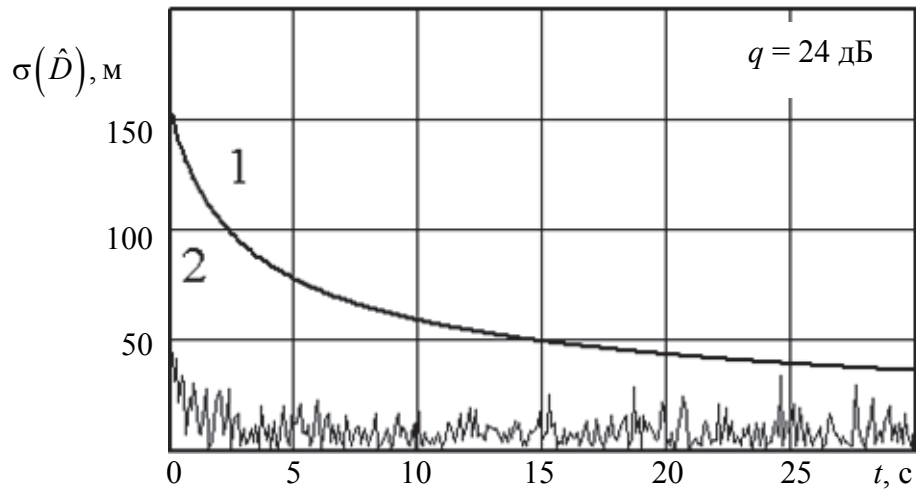


Рис. 4.25. Точность оценки дальности

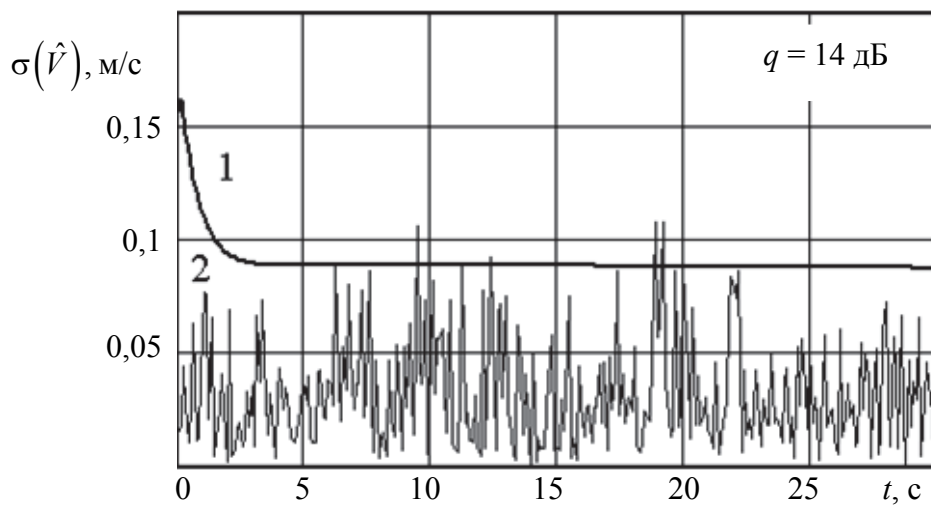


Рис. 4.26. Точность оценки скорости

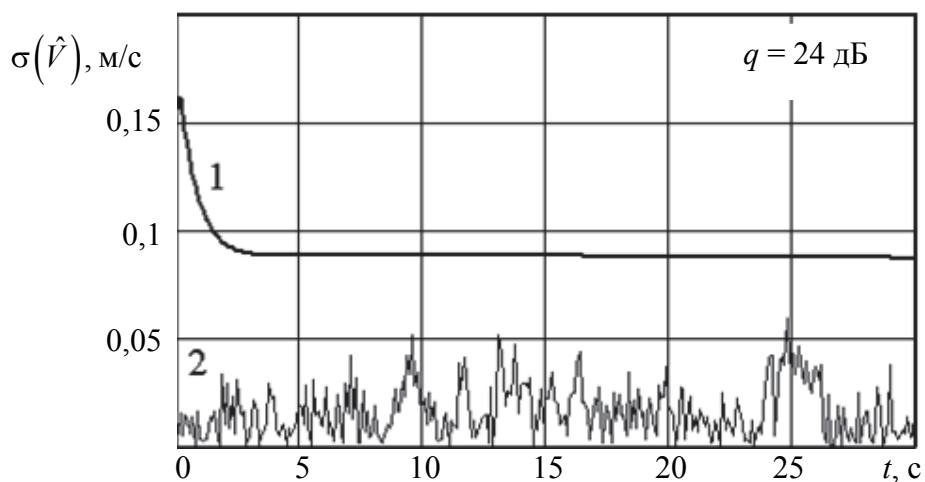


Рис. 4.27. Точность оценки скорости

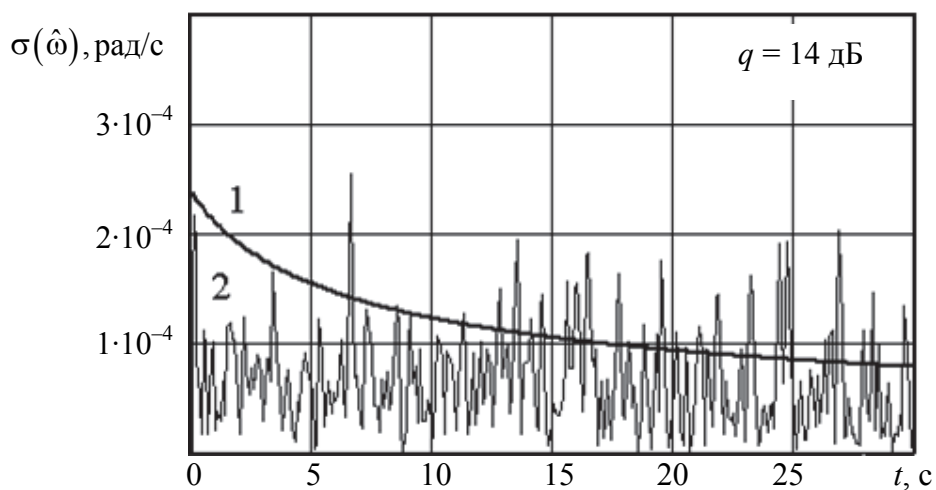


Рис. 4.28. Точность оценки угловой скорости вращения линии визирования

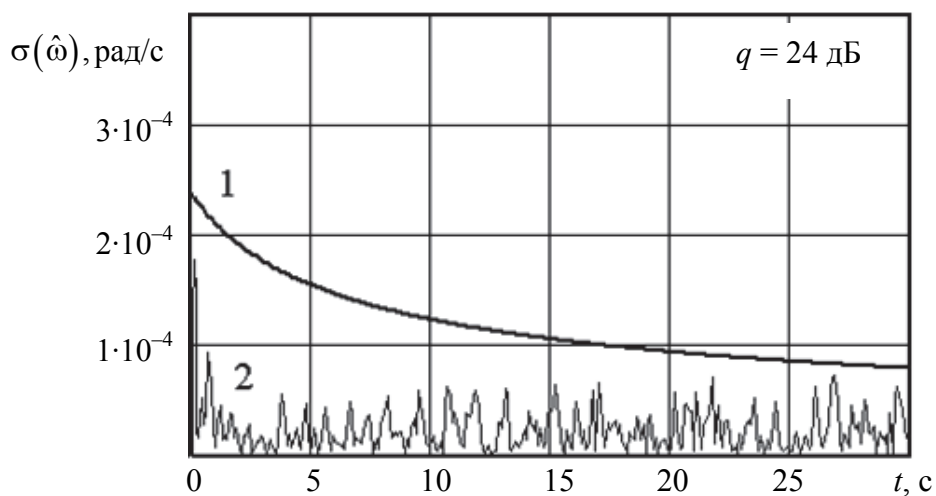


Рис. 4.29. Точность оценки угловой скорости вращения линии визирования

На рис. 4.30–4.32 представлены соответственно графики зависимостей реальной СКО оценки дальности, скорости и угловой скорости вращения линии визирования от величины q отношения сигнал/шум, полученные также в результате математического моделирования.

Из анализа результатов моделирования следует, что при увеличении отношения сигнал/шум на 10 дБ (с 14 до 24 дБ):

- СКО оценки дальности уменьшается в 2,5 раза, скорости полета управляемой ракеты в 1,1 раз, угловой скорости вращения линии визирования примерно в 3,3 раза и составляют соответственно порядка 10 м и 0,07 м/с (3,4 Гц), $9 \cdot 10^{-5}$ рад/с;
- длительность переходного процесса сокращается в 1,2 раза и не превышает 3,4 с.

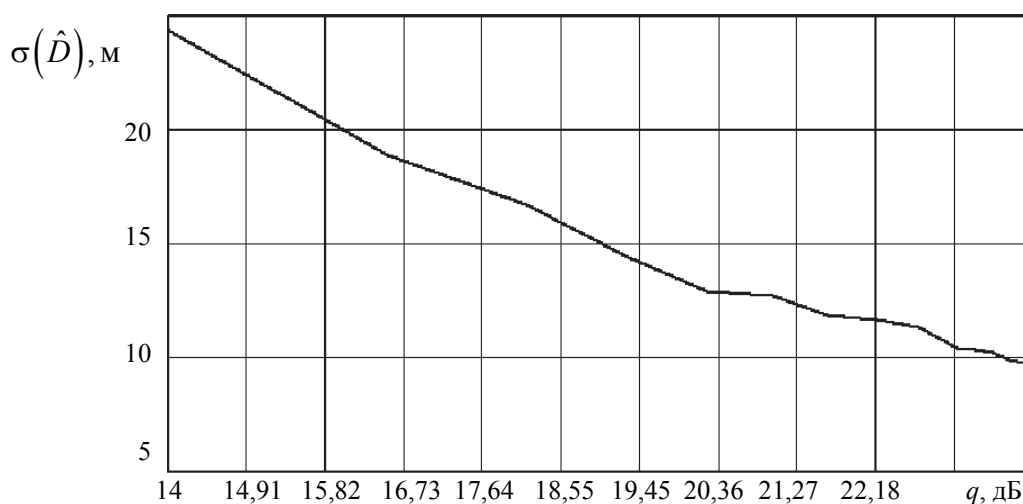


Рис. 4.30. Точность оценки дальности



Рис. 4.31. Точность оценки скорости

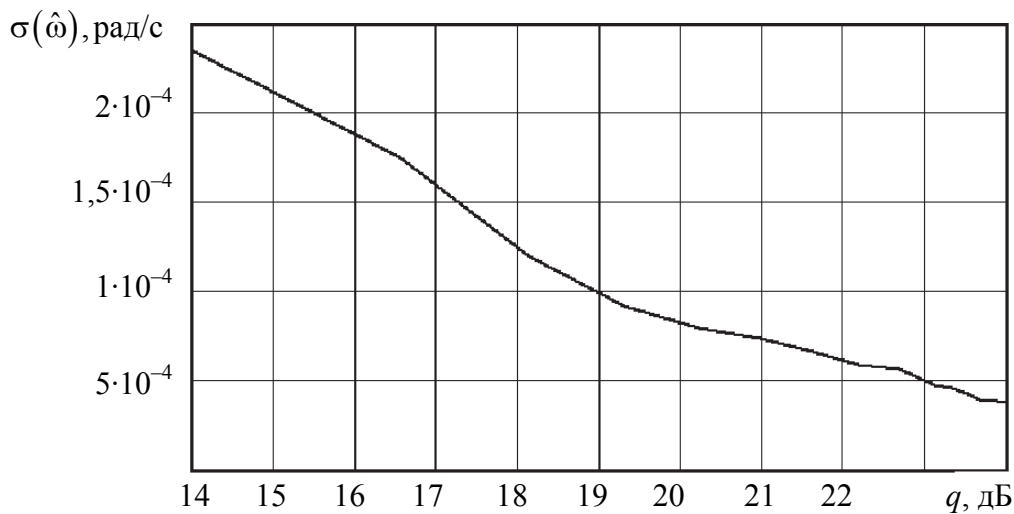


Рис. 4.32. Точность оценки угловой скорости вращения линии визирования

Показателем эффективности распознавания направления наведения пущенной управляемой ракеты противника может являться фундаментальная матрица P_n вероятностей, которая в соответствии с решаемой задачей будет иметь следующий вид [84]:

$$P_n = \begin{pmatrix} P_{пнн} & P_{лнн} \\ P_{лрн} & P_{прн} \end{pmatrix}, \quad (4.59)$$

где $P_{прн}$ и $P_{лрн}$ – вероятности правильного и ложного распознавания направления наведения соответственно;

$P_{пнн}$ и $P_{лнн}$ – вероятности правильного и ложного нераспознавания направления наведения соответственно.

Сумма вероятностей в столбце матрицы вероятностей равна единице, т. е. содержит вероятности полной группы несовместных событий:

$$P_{лнн} + P_{лрн} = 1; P_{пнн} + P_{прн} = 1.$$

Для определения всех элементов матрицы P_n достаточно знать вероятности правильного и ложного распознавания направления наведения пущенной управляемой ракеты противника.

Под величинами вероятностей, входящих в фундаментальную матрицу P_n , будем понимать соответствующую вероятность P за один цикл моделирования, определяемую в соответствии с выражением [89]:

$$P = \frac{\sum_{k=1}^N \Omega(k)}{N_m}, \quad (4.60)$$

где N_m – количество тактов в цикле моделирования.

$$\Omega(k) = \begin{cases} 1, & \text{если гипотеза } \Gamma_j \text{ верна,} \\ 0, & \text{если гипотеза } \Gamma_j \text{ неверна.} \end{cases}$$

Поскольку оценка соответствующей вероятности \hat{P} является величиной случайной, то необходимо определить доверительный интервал $I_{0,95}$, который с доверительной вероятностью 0,95 будет покрывать истинное математическое ожидание $M[\hat{P}]$ в фундаментальной матрице (4.59). При этом количество независимых испытаний $N_{\text{исп}}$ случайной величины \hat{P} для построения доверительного интервала $I_{0,95}$ определялось согласно выражению [89]:

$$N_{\text{исп}} = \left[\frac{\sigma[P]}{\varepsilon} \right]^2 \left[\Phi^{-1} \left(\frac{\beta_d}{2} \right) \right]^2, \quad (4.61)$$

где $\sigma[P]$ – СКО величины P по результатам N_1 испытаний (примем [89], что $N_1 = 40-70$);

$\Phi^{-1} \left(\frac{\beta_d}{2} \right)$ – функция Лапласа;

$\beta_d = 0,95$ – доверительная вероятность;

$\varepsilon = 0,01$ [89].

С учётом этих значений формула (4.61) преобразуется к следующему виду

$$N_{\text{исп}} = 38\,400 (\sigma[P])^2, \quad (4.62)$$

На рис. 4.33 приведена зависимость вероятности правильного распознавания от величины q отношения сигнал/шум, где обозначено: $M[\hat{P}_{\text{прн}}]$ – математическое ожидание оценки величины правильного распознавания направления наведения пущенной управляемой ракеты противника.

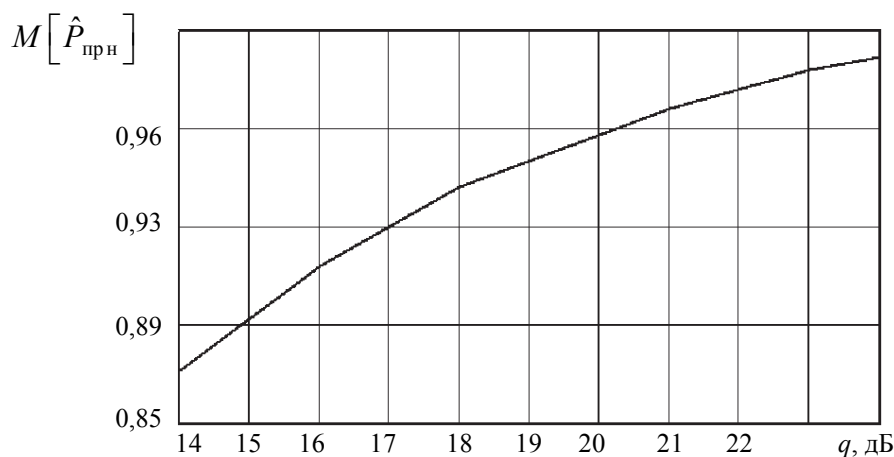


Рис. 4.33. Вероятность правильного распознавания

Из анализа результатов моделирования следует, что оценка величины правильного распознавания в установившемся режиме растет с увеличением отношения сигнал/шум. Так, например, при увеличении отношения сигнал/шум на 10 дБ величина $M[\hat{P}_{\text{прн}}]$ увеличивается с 0,87 до 0,98.

В процессе моделирования было установлено, что оценка вероятности ложного распознавания направления наведения пущенной управляемой ракеты противника $\hat{P}_{\text{лрн}}$ не превышает значения 10^{-4} и незначительно зависит от изменения величины отношения сигнал/шум.

Время распознавания направления наведения пущенной противником управляемой ракеты составляет $t_p = 4$ с.

4.6. Реализация метода и алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта ракеты противника

Основными рекомендациями по практической реализации метода и алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта ракеты противника являются:

- 1) порядок взаимодействия истребителей в группе, в направлении которых пущена противником ракета;
- 2) предложения по структуре БРЛС истребителя с режимом распознавания направления полёта пущенной противником ракеты;
- 3) оценка требуемых вычислительных затрат вычислителя (в данном случае быстроедействие) для реализации алгоритма.

На рис. 4.34 представлена схема взаимодействия истребителей в группе, в направлении которых пущена противником ракета. Пунктирными стрелками обозначен информационный обмен между истребителями группы, осуществляемый с помощью аппаратуры межсамолётной навигации.

Истребитель И, являющийся ведущим самолетом группы, определяет каждому истребителю их группы его номер (I_m), дистанцию и угол визирования.

Ведущий самолет группы (истребитель И) с периодом $T_{\text{мсн}}$ организует с взаимодействующими истребителями информационный обмен, заключающийся в том, что:

- на борту истребителя И определяется значение угла визирования $\alpha_{\text{виз}}$ истребителя И с борта I_m ;
- на борту истребителя И определяются значения расстояния d между истребителями И и I_m в боевом порядке;

- на борт истребителя I_m передается информация о положении остальных взаимодействующих истребителей их группы относительно ведущего самолета (истребителя I).

Таким образом, в результате проводимого информационного обмена на борту каждого истребителя I_m присутствует информация об их относительном положении в группе.

При обнаружении в БРЛС истребителя I пущенной противником управляемой ракеты она, как «самая опасная цель», ставится на сопровождение по функционально связанным координатам и начинает функционировать оптимальный алгоритм, реализующий разработанный метод распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения. Результатом функционирования оптимального алгоритма является выдаваемая через время t_p распознавания с вероятностью не ниже $P_{\text{пр пор}} = 0,8$ информация о номере истребителя в их группе, на который наводится пущенная противником ракета. Полученная информация посредством радиосвязи передается летчиком истребителя I на борт истребителя I_m в их группе (на рис. 4.34 – истребитель I_2), на который наводится пущенная противником ракета.

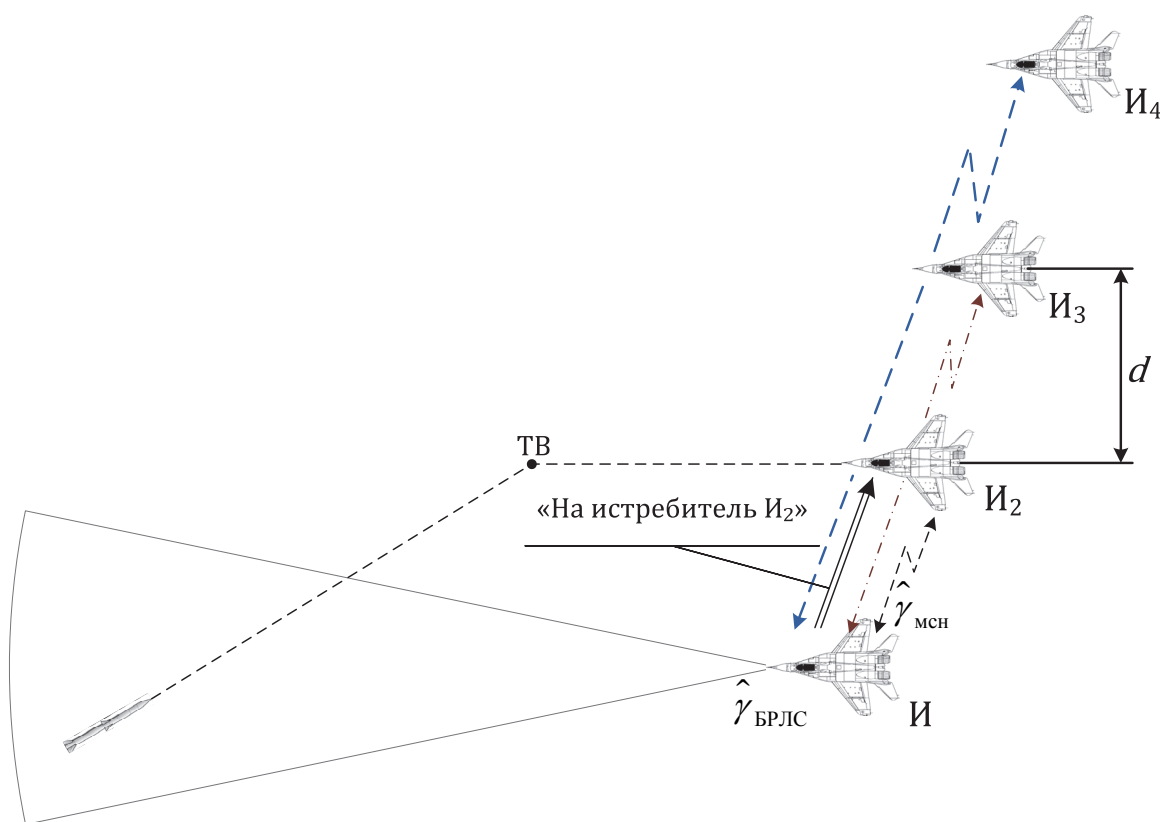


Рис. 4.34. Схема взаимодействия истребителей в группе,
в направлении которой пущена противником ракета

Необходимость бесрывного сопровождения пущенной противником управляемой ракеты в БРЛС по дальности, скорости и угловым координатам предъявляет требования к периоду $T_{\text{инф_ур}}$ обновления информации.

Оценим качественно, с каким периодом на вход БРЛС должна поступать информация о пущенной противником управляемой ракете. С этой целью возьмем за основу значение существующего в БРЛС периода $T_{\text{инф_вц}}$ обновления информации о сопровождаемых воздушных целях (самолетах), которое выбирается исходя из величины $V_{\text{вц}}$ скорости их полета. Пусть для бесрывного сопровождения в БРЛС воздушной цели (самолета), летящей со скоростью $V_{\text{вц}}$, в настоящее время обеспечивается период $T_{\text{инф_вц}}$ обновления информации. Тогда для бесрывного сопровождения в БРЛС пущенной противником управляемой ракеты, летящей со скоростью $V_{\text{ур}}$, необходим период обновления информации, который может быть определен как

$$T_{\text{инф_ур}} = \frac{V_{\text{ц}}}{V_{\text{ур}}} T_{\text{инф_вц}}.$$

При $V_{\text{ур}} = 1\,000$ м/с и $V_{\text{вц}} = 250$ м/с требуемый период обновления информации о пущенной противником управляемой ракете в БРЛС истребителя $T_{\text{инф_ур}} = 0,25 T_{\text{инф_вц}}$, т. е. для обеспечения бесрывного сопровождения в БРЛС пущенной противником управляемой ракеты необходимо к ней обращаться в 4 раза чаще по сравнению со случаем сопровождения воздушной цели (самолета).

На рис. 4.35 представлена типовая структурная схема БРЛС истребителя [39; 73] с дополнительно введенными в нее следующими блоками:

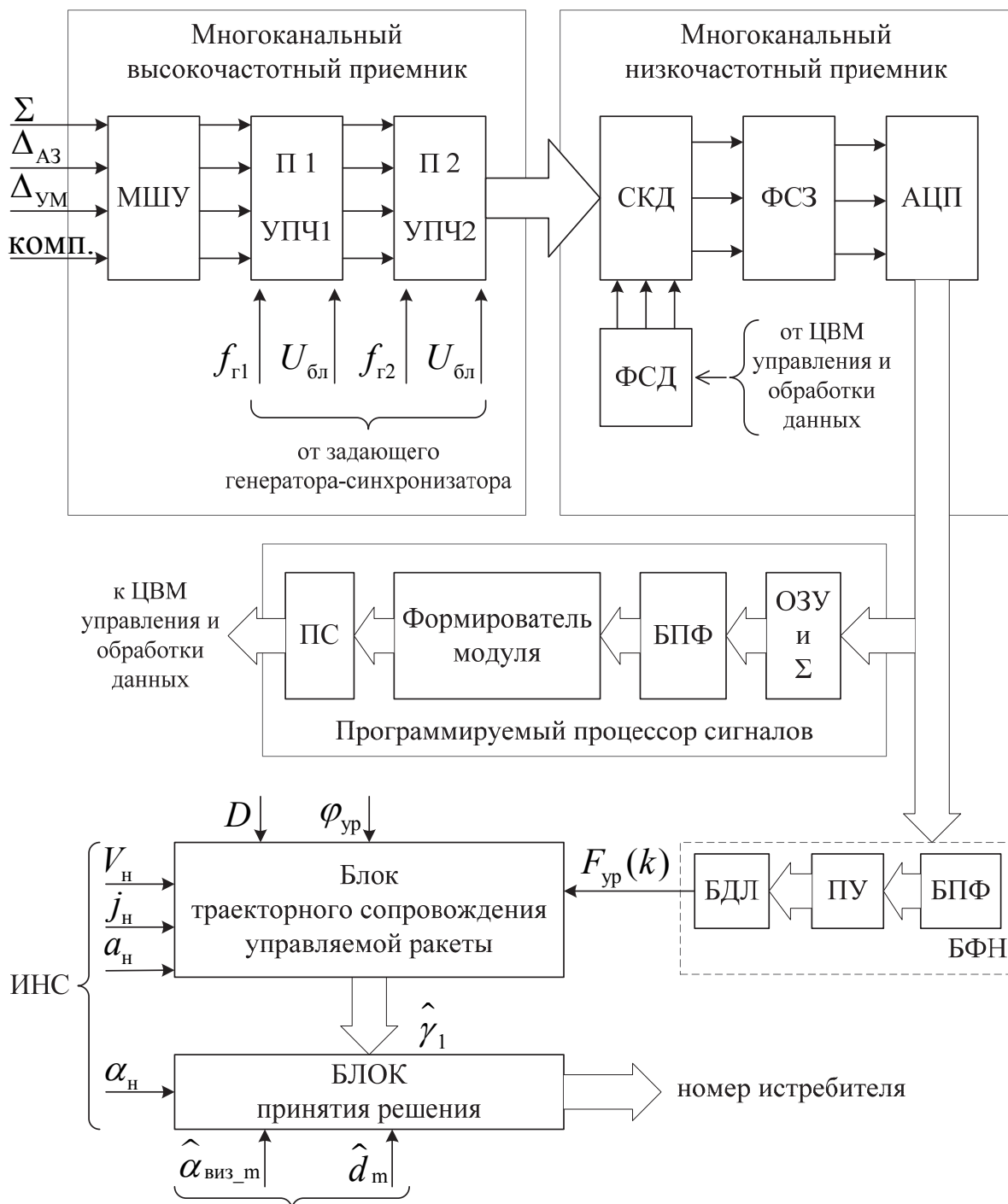
- БФН – блок формирования наблюдения в составе: блок БПФ; ПУ – пороговое устройство; БДЛ – блок дискретной логики;
- блок траекторного сопровождения управляемой ракеты;
- блок принятия решения.

Кроме введенных выше обозначений на рис. 4.35 используются следующие:

- МШУ – широкополосный малошумящий СВЧ-усилитель;
- П1 УПЧ1 и П2 УПЧ2 – блоки преобразования и усиления;
- СКД – селектор канала дальности;
- ФСД – формирователь стробов дальности;
- ФСЗ – фильтры свободной зоны;
- ПС – пороговая схема;
- ОЗУ – оперативное запоминающее устройство;
- Σ – блок предварительного суммирования.

Сущность работы БРЛС заключается в следующем. Принимаемый антенной радиолокационный сигнал, отраженный от пущенной противником

управляемой ракеты, поступает на широкополосный малошумящий СВЧ-усилитель, где осуществляется его предварительное усиление. Далее в блоках преобразования и усиления (П1 УПЧ1 и П2 УПЧ2) осуществляется двойное преобразование частоты с помощью опорных сигналов на частотах f_{r1} и f_{r2} , формирующихся в задающем генераторе-синхронизаторе.



Аппаратура межсамолётной навигации

Рис. 4.35. Структурная схема БРЛС истребителя

Сигналы с выхода УПЧ2 поступают в параллельные идентичные по устройству селекторы каналов дальности (СКД). На каждый из каналов дальности из формирователя стробов дальности (ФСД) поступает соответствующая для данного канала последовательность стробирующих импульсов на частоте $F_{п}$. Сигналы с выходов селекторов каналов дальности поступают в идентичные по характеристикам фильтры свободной зоны (ФСЗ). После прохождения сигнала через ФСЗ заканчивается аналоговая и начинается цифровая обработка радиолокационного сигнала, отраженного от управляемой ракеты. Отфильтрованные сигналы поступают в многоканальный АЦП, который осуществляет их дискретизацию по времени и амплитуде.

Сигнал с выхода АЦП параллельно поступает на вход программируемого процессора сигналов, где выполняется последующая узкополосная доплеровская фильтрация на основе алгоритма БПФ, и на вход блока формирования наблюдения, где осуществляется выделение и формирование из радиосигнала информативного параметра – отсчетов доплеровских частот $F_{ур}(k)$, которые поступают на вход оптимального алгоритма, реализующего разработанный метод распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты. Данный алгоритм представлен на схеме в виде блоков траекторного сопровождения управляемой ракеты и принятия решения. На выходе алгоритма формируется информация о распознанном направлении полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» в виде номера истребителя их группы, на который наводится пущенная противником ракета.

Требуемое быстродействие вычислителя для программной реализации алгоритма распознавания направления полёта ракеты противника в БРЛС истребителя будет определяться в основном требуемым быстродействием вычислителя для реализации алгоритма БПФ (рис. 4.35) и оптимальной линейной многомерной дискретной процедуры калмановской фильтрации (выражения (4.35), (4.48)–(4.51) в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты (рис. 4.18).

Требуемое быстродействие для вычисления процедуры БПФ, в частности, в наиболее часто применяемом виде, представленным в [63], определим исходя из того, что общее количество операций N при вычислении процедуры БПФ вычисляется по формуле

$$N = \frac{3}{8} N_{отсч} (\log_2 N_{отсч} - 2) + N_{отсч} \log_2 N_{отсч}, \quad (4.63)$$

где $N_{отсч}$ – количество отсчётов алгоритма БПФ, которое с учётом:

а) эквивалентной ширины полосы пропускания Δf_3 одного бина алгоритма БПФ;

б) максимального значения доплеровской частоты $F_{д\max}$;

в) теоремы Котельникова, – будет определяться как

$$N_{\text{отсч}} = \frac{2F_{\text{д max}}}{\Delta f_3}, \quad (4.64)$$

При расчётах примем следующие численные значения параметров: $\Delta f_3 = 12$ Гц; $F_{\text{д max}} = 75$ кГц (при максимальной скорости сближения ракеты с истребителем – 1 500 м/с и длине волны $\lambda = 4$ см). В результате получаем, что $N_{\text{отсч}} = 1,25 \cdot 10^4$, а согласно формуле (4.63) количество операций алгоритма БПФ составит $N \approx 2,25 \cdot 10^5$ флоп (операций). Тогда требуемое быстродействие $B_{\text{БПФ}}$ для реализации процедуры БПФ, определяемое как

$$B_{\text{БПФ}} = N\Delta f_3, \quad (4.65)$$

будет равно $2,7 \cdot 10^6$ флоп/с. Следовательно, процедура БПФ вполне реализуема на практике.

Определим далее требуемое быстродействие $B_{\text{оф}}$, необходимое для реализации оптимальной линейной многомерной дискретной процедуры калмановской фильтрации (выражения (4.35), (4.48)–(4.53) в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты (рис. 4.18), которое может быть оценено следующим образом [67; 90]:

$$B_{\text{тр min}} = \frac{N_{\text{оф}} N_{\text{оп}}}{T_{\text{кн_ур}}}, \quad (4.66)$$

где $N_{\text{оп}}$ – общее количество арифметических и логических операций вычислений, которое согласно [90] определяется по формуле

$$N_{\text{оп}} = A_{\langle\langle+\rangle\rangle} + A_{\langle\langle\times\rangle\rangle} + A_{\langle\langle\div\rangle\rangle} + A_{\langle\langle\&\rangle\rangle}, \quad (4.67)$$

$A_{\langle\langle+\rangle\rangle}$ – количество операций сложения, определяемое как

$$A_{\langle\langle+\rangle\rangle} = 3n^2 + 3rn^2 + 3nr^2 + r^3 - 2n^2 + n^2b + nb^2 - nb; \quad (4.68)$$

$A_{\langle\langle\times\rangle\rangle}$ – количество операций умножения, определяемое как

$$A_{\langle\langle\times\rangle\rangle} = 3n^2 + 2rn^2 + 2nr^2 + r^3 + n^2 + 2nr + n + n^2b + nb^2; \quad (4.69)$$

$A_{\langle\langle\div\rangle\rangle}$ – количество операций деления, определяемое как

$$A_{\langle\langle\div\rangle\rangle} = 2r(r + 1); \quad (4.70)$$

$A_{\langle\langle\&\rangle\rangle}$ – количество логических операций, определяемое как

$$A_{\langle\langle\&\rangle\rangle} = 18n^3 + 122n^2 + 12n^2r + 204n + 54nr + 12nr^2 + 7,5r^4 + \\ + 41r^3 + 168r^2 + 153,5r + 6n^2b + 21nb + 6nb^2 + 16b + 6 \quad (4.71)$$

n , r и b – размерности вектора состояния, наблюдения и формирующих шумов соответственно;

$N_{\text{оф}}$ – общее количество оптимальных фильтров в составе оптимального алгоритма.

Количество оптимальных фильтров в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты (рис. 4.18) $N_{\text{оф}} = 1$. Размерности векторов: состояния – $n = 12$; наблюдения – $r = 6$; формирующих шумов – $b = 4$.

Тогда в соответствии с выражениями:

- (4.68) количество операций сложения – $A_{\langle+\rangle} = 3,67 \cdot 10^3$ флоп (операций);
- (4.69) количество операций умножения – $A_{\langle\times\rangle} = 9,06 \cdot 10^3$ флоп;
- (4.70) количество операций деления – $A_{\langle\div\rangle} = 78$ флоп;
- (4.71) количество логических операций – $A_{\langle\&\rangle} = 1,02 \cdot 10^5$ флоп;
- (4.67) общее количество арифметических и логических операций вычислений – $N_{\text{оп}} = 1,05 \cdot 10^5$ флоп;
- (4.66) требуемое быстродействие БЦВМ, необходимое для реализации оптимальной линейной многомерной дискретной процедуры калмановской фильтрации в канале траекторного сопровождения пущенной управляемой ракеты – $V_{\text{оф}} = 301 \cdot 10^6$ флоп/с. Следовательно, процедура оптимальной линейной многомерной дискретной процедуры калмановской фильтрации, так же как и процедура БПФ, вполне реализуема на практике.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В монографии разработан:

- метод обнаружения в БРЛС истребителя пущенной противником УР класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя и алгоритм, его реализующий;
- метод распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения и алгоритм, его реализующий.

Основные выводы и результаты сводятся к следующему.

1. Экспериментально подтверждены теоретические расчёты о возможности обнаружения и сопровождения пущенных противником управляемых ракет в импульсно-доплеровской БРЛС истребителя на основе результатов анализа информационных свойств спектральных и траекторных доплеровских портретов радиолокационных сигналов, отражённых от реальных управляемых ракет.

2. Разработан метод обнаружения в БРЛС истребителя пущенной противником УР класса «воздух – воздух», отличающийся от известных тем, что в одном интервале временной диаграммы функционирования БРЛС одновременно осуществляется сопровождение воздушной цели и обнаружение пущенной с её борта УР. При этом измеренные фазовые координаты вектора состояния обнаруженной УР позволяют перейти в режим её сопровождения БРЛС истребителя, минуя этап захвата.

3. На основе метода синтезирован алгоритм и в результате его моделирования оценены потенциальные показатели качества.

4. Произведена оценка дополнительных требуемых вычислительных затрат, свидетельствующая о возможности реализации синтезированного алгоритма на практике.

5. Разработан метод распознавания направления полёта ракеты противника, пущенной в сторону группы истребителей, сущность которого заключается в сопровождении ракеты по дальности, угловой скорости вращения линии визирования «ракета – истребитель» и скорости сближения истребителя с ракетой, вычисления на основе полученных оценок, а также информации с выхода аппаратуры межсамолётной навигации совокупности текущих промахов для каждого истребителя группы, построении матрицы разностей вычисленных промахов таким образом, чтобы в j -м ($j = \overline{1, M}$) столбце матрицы разностей располагались бы разности текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителя m -го ($m = \overline{2, M}$) истребителя, нахождении такого столбца матрицы разно-

стей, где расположены только положительные значения разностей текущих промахов, что и определяет номер истребителя в их группе, на который наводится пущенная противником ракета. Отличительными факторами разработанного метода от известных являются:

- новый алфавит классов в виде принципа распознавания «на меня» – «на истребитель 2» – ... – «на истребитель m » – ... – «на истребитель M », где $m = \overline{2, M}$, M – количество истребителей в группе;
- новый алфавит признаков распознавания в виде матрицы разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителей группы;
- новое решающее правило, основу которого составляет анализ значения знака разностей текущих промахов, рассчитываемых и оцениваемых на борту истребителей группы.

6. Для реализации в БРЛС истребителя метода распознавания направления наведения пущенной противником ракеты синтезирован при частично заданной структуре скоростного канала на основе совместного использования научно-методического аппарата узкополосной доплеровской фильтрации, теории совместного оценивания и различения сигналов и теории оптимальной многомерной линейной дискретной калмановской фильтрации, оптимальный алгоритм.

7. В результате моделирования алгоритма распознавания направления полёта пущенной противником ракеты в сторону группы истребителей получены его характеристики.

8. Разработаны рекомендации по практической реализации метода и алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта ракеты противника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра: монография. – 2-е изд. / под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2004.
2. Кедров И. Поединок континентов // Военно-промышленный комплекс. – 2007. – 21 февр.
3. Бабич В. К. Истребители меняют тактику. – М.: Воениздат, 1983.
4. Кириллов В. Современный воздушный бой // Зарубежное военное обозрение. – 1988. – № 3.
5. Володин В. Информация к размышлению (F-22 «Рэптор»: от боевых учений на полигоне в Неваде к боевому дежурству у границ Китая) // Фазотрон. – 2008. – № 1–2 (13).
6. Состояние и перспективы развития оружия класса «воздух – воздух» для самолетов 5-го поколения: аналитический обзор по материалам зарубежных информационных источников / под общ. ред. Е.А. Федосова. – М.: НИЦ ФГУП «ГосНИИАС», 2004.
7. Оценивание дальности и скорости в радиолокационных системах. Ч.1 / под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2004.
8. Давыдов А., Панкратов О. Перспективы развития ракет класса «воздух – воздух» на примерах зарубежных разработок: сб. статей юбилейной науч.-техн. конференции «Авиационные системы в XXI веке». – М.: ФГУП «ГосНИИАС», 2006.
9. Ляпин И.В. Метод распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух-воздух» с радиолокационной головкой самонаведения в интересах повышения эффективности оценки степени её угрозы в групповом воздушном бою: дис. ... канд. техн. наук. – Тверь: ВА ВКО им. Г.К. Жукова, 2010.
10. Андронов А.В. Метод распознавания состояния самонаводящейся ракеты противника класса «воздух – воздух» и алгоритм, его реализующий в режиме сопровождения БРЛС, в интересах повышения эффективности воздушного боя истребителя: автореферат канд. техн. наук. – Тверь: ВА ВКО им. Г.К. Жукова, 2010.
11. Пат. № 2408031. Российская Федерация. Способ сопровождения пилотируемой воздушной цели / Богданов А.В., Филонов А.А., Черваков В.О. и др., 2009.
12. Богданов А., Сеницын А., Прокопец А. Обоснование необходимости и возможности разработки режима распознавания разделяющейся воздушной цели на основе исходных данных, получаемых при проведении

лётно-экспериментальных исследований: сб. материалов XVIII науч.-техн. конференции. – Жуковский: НИИ Приборостроения им. В.В. Тихомирова, 2005.

13. Супер истребители. Новое поколение боевых самолетов: иллюстрированная энциклопедия: пер. с англ. / Уильямс и др. – М.: Омега, 2006.

14. Акоюн И. Г. Мозг ракеты // Воздушно-космическая оборона. – 2006. – № 2.

15. Анцев Г., Сарычев В., Тупиков В. Тенденции в создании систем самонаведения // Фазотрон. – 2007. – № 1–2(10).

16. Егоров К. Перспективы развития зарубежных управляемых ракет класса «воздух – воздух» // Зарубежное военное обозрение. – 2001. – № 8.

17. Левин М. Пустил и забыл // Крылья Родины. – 1993. – № 1, 2.

18. Алгоритмы обработки сигналов в многофункциональной активной радиолокационной головке самонаведения управляемой ракеты класса «воздух – воздух» для обеспечения эффективного обстрела элементов групповой воздушной цели при различном характере их полёта: монография / под ред. А.А. Филонова. – Тверь: ВА ВКО, 2008.

19. Авиационные системы радиоуправления. - Том 3: Системы командного радиоуправления. Автономные и комбинированные системы наведения / под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2004.

20. Ильин В., Левин М. Современная авиация. Истребители / под ред. Е.И. Ружицкого. – М.: Виктория, 1996.

21. Jeremy Flack. Lenk und Abwurfaffen der NATO-Luftwaffen, Motorbuch Verlag.

22. Ильчук А.Р., Меркулов В.И., Юрчик И.А. Особенности обнаружения сигналов в бортовых РЛС при наблюдении интенсивно маневрирующих целей // Радиотехника. – 2004. – № 10.

23. Ильчук А.Р., Меркулов В.И., Самарин О.Ф., Юрчик И.А. Влияние интенсивного маневрирования целей на показатели эффективности систем первичной обработки сигналов в бортовых РЛС // Радиотехника (Журнал в журнале). – 2003. – № 6.

24. Богданов А.В., Сеницын А.В., Черваков В.О. Анализ характеристик сигнала, отраженного от управляемой ракеты класса «воздух – воздух» в импульсно-доплеровской бортовой радиолокационной станции истребителя: сб. статей всероссийской научно-практической конференции «Инновации в авиационных комплексах и системах военного назначения». – Воронеж, 2009.

25. Богданов А.В. Разработка положений методического и алгоритмического обеспечения авиационного радиолокационного комплекса пере-

хвата истребителя в интересах повышения эффективности координированной атаки групповой воздушной цели: дис. ... д-р техн. наук. – Тверь: ВУ ПВО, 2003.

26. Лазуткин А., Викторов И. Тенденции развития бортовых систем РЭБ современных тактических истребителей за рубежом // Фазотрон. – 2008. – №1–2(13).

27. Бунтин Н. МиГ-35 – мост к новому поколению // Независимое военное обозрение. – 2007. – 17 авг.

28. Барковский В. Успешный старт новых «МиГов» // Фазотрон. – 2007. – № 1–2 (10).

29. Колодин П., Заикин С. Радары «Фазотрона» для систем круговой обороны летательных аппаратов // Фазотрон. – 2006. – № 3–4 (7).

30. Сборник докладов XVIII научно-технической конференции. – Жуковский: ОАО «НИИ Приборостроения им. В.В. Тихомирова», 2005.

31. Пат. № 2123709. Российская Федерация. Цифровой блок обработки радиолокационных сигналов / Богданов А.В., Филонов А.А. и др., 1998.

32. Пат. № 2166771. Российская Федерация. Цифровой блок обработки радиолокационных сигналов / Богданов А.В., Филонов А.А. и др., 2001.

33. Пат. № 2324952. Российская Федерация. Способ сопровождения групповой воздушной цели / Богданов А.В., Филонов А.А. и др., 2008.

34. Пат. № 2419815. Российская Федерация. Способ сопровождения воздушной цели из класса «самолет с турбореактивным двигателем» / Богданов А.В., Филонов А.А. и др., 2009.

35. Пат. № 2456633. Российская Федерация. Способ сопровождения групповой воздушной цели из класса «самолёты с турбореактивными двигателями» / Богданов А.В., Филонов А.А. и др., 2012.

36. Гуськов Ю., Жибуртович Н. Формирование облика системы управления вооружением и обороной многоцелевого самолета-истребителя // Фазотрон. – 2007. – № 1–2 (10).

37. Онищук А. Бортовые радиолокационные станции современных многоцелевых истребителей // Фазотрон. – 2007. – № 1–2 (10).

38. Базлев Д.А., Почуев С.И. Радар для самолета пятого поколения // Фазотрон. – 2006. – №1 – 2 (4).

39. Многофункциональные радиолокационные системы: учеб. пособие для вузов / П.И. Дудник, А.Р. Ильчук, Б.Г. Татарский / под ред. Б.Г. Татарского. – М.: Дрофа, 2007.

40. Справочник по радиолокационным измерениям / Бартон Д., Вард Г.: пер. с англ. / под ред. М.М. Вейсбейна. – М.: Сов. радио, 1976.

41. Алексеев Ю.Я., Герасимов А.А. и др. Эффективность алгоритмов обнаружения воздушных маневрирующих целей в РЛС на максимальной дальности // Радиотехника. – 2004. – № 8.

42. Алгоритмы обработки сигналов в многофункциональной активной радиолокационной головке самонаведения управляемой ракеты класса «воздух – воздух» для обеспечения ее наведения на элемент групповой воздушной цели по заданному целераспределению: монография / под ред. А.А. Филонова. – Тверь: ВА ВКО, 2009.
43. Черных М.М., Васильев О.В. Экспериментальная оценка когерентности отраженного от воздушной цели радиолокационного сигнала // Радиотехника. – 1999. – № 2.
44. Отчёты о НИР «Атака-3». Тема специальная. ВА ВКО им. Г.К. Жукова, 2006–2010 гг.
45. Отчёты о НИР «Казус-4». Тема специальная. ВА ВКО им. Г.К. Жукова, 2010-2012 гг.
46. Отчёт о НИР «Экспансия-3». Тема специальная. ВА ВКО им. Г.К. Жукова, 2008–2010 гг.
47. Аганин А.Г., Замараев В.В., Васильев О.В. Способ измерения когерентности сигналов // Радиотехника. – 2003. – № 6.
48. Отчёты о НИР «Акула». Тема специальная. ВА ВКО им. Г.К. Жукова, 2006–2010 гг.
49. Отчёты о НИР «Казус-3». Тема специальная. ВА ВКО им. Г.К. Жукова, 2007–2009 гг.
50. Черваков В.О. Анализ сигнала, отраженного от пущенной с борта носителя управляемой ракеты на этапе ее разгона: сб. материалов XXXIX военно-научной конференции. – Тверь: ВА ВКО, 2010.
51. Черваков В.О. Анализ характеристик сигнала, отраженного от управляемой ракеты класса «воздух – воздух» в импульсно-доплеровской бортовой радиолокационной станции истребителя: сб. статей всероссийской научно-практической конференции «Инновации в авиационных комплексах и системах военного назначения». – Воронеж: ВАИУ, 2009.
52. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1989.
53. Тихонов В.И., Харисов В.Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. – М.: Радио и связь, 1991.
54. Тихонов В.И. Оптимальный прием сигналов. – М.: Радио и связь, 1983.
55. Аганин А.Г., Сеницын А.В. Алгоритм обнаружения воздушной цели, совершающей маневр: сб. материалов XXXVII ВНК. – Тверь: ВА ВКО, 2008.
56. Черных М.М., Богданов А.В. и др. Анализ информационных свойств когерентных радиолокационных сигналов в сантиметровом диапазоне // Вестник МГТУ. Сер. Приборостроение. – 2000. – №4.

57. Защита радиолокационных систем от помех. Состояние и тенденция развития / под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2003.

58. Статистические выводы и связи / М. Кендалл, А. Стюарт. – М.: Наука, 1973.

59. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике. – М.: Наука, 1986.

60. Горяинов В.Т., Журавлев А.Г., Тихонов В.И. Статистическая радиотехника. Примеры и задачи: учеб. пособие для вузов / под ред. В.И. Тихонова. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Сов Радио, 1980.

61. Новые подробности об РЛСУ «Ирбис» для истребителя Су-35 // Взлет. – 2006. – № 4.

62. Марпл-мл. С.Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения. – М.: Мир, 1990.

63. Быстрые алгоритмы цифровой обработки сигналов: пер. с англ / под ред. Р. Блейхута. – М.: Мир, 1989.

64. Тактическая авиация США. – М.: Воениздат, 1989.

65. Годуб Дж., Ван Лоун Ч. Матричные вычисления: пер с англ. - М.: Мир, 1999.

66. Ляпин И.В. Определение устойчивого признака распознавания по принципу «на меня – не на меня» направления наведения управляемой ракеты противника класса «воздух – воздух»: сб. материалов XVIII военно-научной конференции – Смоленск: Изд. ВА ВПВО ВС РФ, 2010.

67. Меркулов В.И., Лепин В.Н. Авиационные системы радиоуправления: в 2 ч. – М.: Радио и связь, 1996.

68. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. – М.: Воениздат, 1991.

69. Максимов М.В., Горгонов В.И., Чернов В.С. Авиационные системы радиоуправления. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984.

70. Филонов А.А. Информационные признаки распознавания по принципу «на меня – не на меня» в БРЛС истребителя направления наведения управляемой ракеты противника класса «воздух – воздух» // Вестник ВА ВКО им. Г.К. Жукова. – Тверь: ВА ВКО, 2009.

71. Методы самонаведения истребителей и ракет класса «воздух – воздух» на групповую воздушную цель: монография / под ред. А.А. Кучина. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2014.

72. Кузьмин С.З. Цифровая радиолокация. Введение в теорию. – Киев: Изд. К В І Ц, 2000.

73. Авиационные радиолокационные комплексы и системы: учебник для слушателей и курсантов вузов ВВС / под ред. П.И. Дудника – М.: ВВИА им проф. Н.Е. Жуковского, 2006.

74. Радиолокационные измерители дальности и скорости / В.И. Меркулов, А.И. Перов, В.Н. Саблин и др. / под ред. В.Н. Саблина. – М.: Радио и связь, 1999.

75. Алгоритмы обработки сигналов в многофункциональной активной радиолокационной головке самонаведения в составе радиоэлектронной системы управления с элементами искусственного интеллекта для обеспечения наведения управляемой ракеты класса «воздух–воздух» на элемент групповой воздушной цели по заданному целераспределению: монография / под ред. А.А. Филонова. – Тверь: ВА ВКО, 2009.

76. Ляпин И.В., Филонов А.А., Андронов А.В. Построение динамических эталонов радиальных функционально связанных координат взаимного перемещения «истребитель – управляемая ракета» и «истребитель – истребитель»: сб. материалов XXXVII военно-научной конференции. – Тверь: ВА ВКО, 2008.

77. Ярлыков М.С. Применение марковской теории нелинейной фильтрации в радиотехнике. – М.: Советское радио, 1980.

78. Фарина А., Студер Ф. Цифровая обработка радиолокационной информации. Сопровождение целей: пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1993.

79. Бочкарев А.М., Юрьев А.Н., Долгов М.Н., Щербинин А.В. Цифровая обработка радиолокационной информации при сопровождении целей // Зарубежная радиоэлектроника. – 1991. – № 3.

80. Ярлыков М.С. Статистическая теория радионавигации. – М.: Радио и связь, 1985.

81. Зингер Р.А. Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью // Зарубежная радиоэлектроника. – 1971. – № 8.

82. Филонов А.А., Богданов А.В. Применение узкополосной доплеровской фильтрации в многофункциональных радиолокационных комплексах: монография. – Тверь: ВА ВКО, 2006.

83. Филонов А.А., Васильев О.В., Богданов А.В. Методика построения динамических моделей радиальных скоростей и ускорений пары воздушных целей, летящих в сомкнутом боевом порядке // Известия РАН. ТиСУ. – 2007. – № 4.

84. Трифионов А.П., Шинаков Ю.С. Совместное различение сигналов и оценка их параметров на фоне помех. – М.: Радио и связь, 1986.

85. Казаринов Ю.М., Соколов А.И., Юрченко Ю.С. Проектирование устройств фильтрации радиосигналов. – Л.: Изд-во ЛГУ, 1985.

86. Тихонов В.И. Нелинейные преобразования случайных процессов. – М.: Радио и связь, 1986.

87. Единая система программной документации. Схемы алгоритмов, программ, данных и систем. Условные обозначения и правила выполнения.

ГОСТ 19.701–90 (ИСО 5807-85), издание официальное. – М.: Госкомитет по управлению качеством продукции и стандартам, 1990.

88. Надежность и эффективность в технике: справочник: в 10 т. / ред. совет: В.С. Авдеевский (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 1988.

89. Вентцель Е.С. Исследование операций. – М.: Советское радио, 1972.

90. Жуковский А.П., Расторгуев В.В. Комплексные радиосистемы навигации и управления самолетов: учеб. пособие. – М.: МАИ, 1998.

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АРГС	– активная радиолокационная головка самонаведения;
АФАР	– активная фазированная антенная решетка;
АЦП	– аналогово-цифровой преобразователь;
БПФ	– быстрое преобразование Фурье;
БРЛС	– бортовая радиолокационная станция;
БЦВМ	– бортовая цифровая вычислительная машина;
ВВС	– военно-воздушные силы;
ВЧП	– высокая частота повторения;
ВЦ	– воздушная цель;
ГЗВП	– гарантированные зоны возможных пусков;
ДНА	– диаграмма направленности антенны;
ДПФ	– дискретное преобразование Фурье;
ДФ	– доплеровский фильтр;
ЗПС	– задняя полусфера;
ИД БРЛС	– импульсно-доплеровская бортовая радиолокационная станция;
КРПД	– комбинированный ракетный прямоточный двигатель;
ЛЧМ	– линейно-частотная модуляция;
МО	– мешающие отражения;
ОДПФ	– обратное дискретное преобразование Фурье;
ОП	– отношение правдоподобия;
ПАРГС	– полуактивная радиолокационная головка самонаведения;
ПВО	– противовоздушная оборона;
ПВРД	– прямоточный воздушно-реактивный двигатель;
ППС	– передняя полусфера;
РГС	– радиолокационная головка самонаведения;
РДТТ	– ракетный двигатель твердотопливный;
СКО	– среднеквадратическое отклонение;
ТВД	– театр военных действий;
УПЧ	– усилитель промежуточной частоты;
УР	– управляемая ракета;
ФАР	– фазированная антенная решетка;
ФНЧ	– фильтр низкой частоты;
ФП	– функция правдоподобия;
ФСЗ	– фильтр свободной зоны;
ЧПИ	– частота повторения импульса;
ЭПР	– эффективная площадь рассеяния.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Богданов Александр Викторович (1958 г. рожд.)



Заслуженный изобретатель Российской Федерации (2000), доктор технических наук (2003), профессор (2005), действительный член Академии военных наук (2007). Окончил Даугавпилсское высшее военное училище им. Яна Фабрициуса (1984) и адъюнктуру (1994). Автор более 300 научно-методических трудов и изобретений, на научных должностях – более 25 лет. Подготовил 3 доктора и 10 кандидатов технических наук.

Руководитель ведущей научной школы, где выполняются исследования по грантам Президента РФ для поддержки молодых российских учёных и ведущих научных школ. В настоящее время – начальник НИЛ «По проблемам вооружения и военной техники ВКО» Военной академии воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова.

Область научных интересов: радиолокация, радиоэлектронные системы управления летательными аппаратами, распознавание образов, экспериментальные исследования информационных свойств сигналов.

Адрес электронной почты: kuchin.a.a@gmail.com.

Васильев Олег Валерьевич (1964 г. рожд.)



Доктор технических наук (2003), профессор (2008). Окончил Даугавпилсское высшее военное училище им. Яна Фабрициуса (1986), адъюнктуру (1994) при Военной академии ПВО им. Г.К. Жукова, докторантуру (2001) при Военно-воздушной инженерной академии им. Проф. Н.Е. Жуковского. Автор более 130 научно-методических трудов и изобретений. Стаж педагогической и научной деятельности – более 23 лет. Подготовил 2 доктора и 9 кандидатов технических наук.

Научный руководитель и исполнитель более 30 НИОКР, входящих в гособоронзаказ. В настоящее время – руководитель тематического направления главный конструктор ОАО «Бортовые аэронавигационные системы».

Филонов Андрей Александрович (1969 г. рожд.)

Доктор технических наук, доцент. Имеет более 250 научных и методических трудов. Является автором одного учебника, 5 учебных пособий, 9 конспектов лекций. В соавторстве написал 12 монографий, имеет 10 патентов РФ на изобретения и 4 патента на полезную модель. Подготовил 4 кандидата технических наук. Является научным руководителем 3 соискателей учёной степени кандидата технических наук.

Область научных интересов: радиолокационное распознавание образов, обработка и анализ сигнала, математические модели сигналов, экспериментальные исследования информационных свойств сигналов.

Адрес электронной почты: phil99@rambler.ru.

**Кучин Александр Александрович (1982 г. рожд.)**

В Вооруженных силах РФ с 1999 года. Окончил ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского (2004), адъюнктуру Военной академии Воздушно-космической обороны им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова (2009). Преподаватель высшей школы (2007), кандидат технических наук (2009). В настоящее время докторант Военной академии ВКО.

Автор более 90 научных трудов, среди которых 6 монографий (в 2-х являлся руководителем авторского коллектива, остальные в соавторстве), 3 конспекта лекций, 7 патентов РФ на изобретение и полезную модель, более 20 отчетов о НИР по 7 темам.

Подготовил 1 кандидата технических наук.

Область научных интересов: синтез и анализ радиотехнических систем и устройств, теория оптимального управления, авиационные системы радиоуправления.

Адрес электронной почты: kuchin.a.a@gmail.com.



Черваков Владимир Олегович (1984 г. рожд.)



Кандидат технических наук (2011). В 2004 г. окончил Военный университет противовоздушной обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова по специальности «автоматизированные системы обработки информации и управления» с отличием и золотой медалью. С 2013 года является соискателем ученой степени доктора технических наук в ВА ВКО им. Г.К. Жукова.

Опубликовано более 70 научно-методических трудов, в том числе 6 монографий (соавтор), 5 учебных пособий, участвовал в исследованиях по 8 темам НИР.

После окончания очной адъюнктуры ВА ВКО им. Г.К. Жукова проходил службу в должностях доцента учебного военного центра МГТУ им. Н.Э. Баумана, главного эксперта отдела Главного управления научно-исследовательской деятельности и технологического сопровождения передовых технологий (инновационных исследований) Министерства обороны Российской Федерации, профессора учебного военного центра МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Область научных интересов: обработка радиолокационной информации, системы и средства государственного опознавания, автоматизированные системы управления

Адрес электронной почты: vchervakov@mail.ru.

Жиронкин Сергей Борисович (1959 г. рожд.)



Кандидат технических наук (1989), профессор (2009). Окончил Тамбовское высшее военное авиационное инженерное училище (1981), Военно-воздушную инженерную академию им. проф. Н.Е. Жуковского по программе подготовки военных инженеров-исследователей (1986) и адъюнктуру академии (1989). Автор более 100 научно-методических трудов. Подготовил четырёх кандидатов технических наук.

В настоящее время профессор Российского государственного социального университета, старший научный сотрудник НИЛ по проблемам вооружения и военной техники ВА ВКО.

Область научных интересов: телекоммуникационные и интегрированные радиоэлектронные системы (РЭС), опознавание и распознавание в РЭС, статистическая теория РЭС, помехозащищённость РЭС.

Адрес электронной почты: iadrin@mail.ru.

Лютиков Игорь Витальевич, (1978 г. рожд.)

Окончил Военный университет ПВО им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова, с отличием (2000), очную адъюнктуру при ВА ВКО им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова (2008), преподаватель высшей школы (2007), кандидат технических наук (2008), доцент. С октября 2009 года по настоящее время – профессор Учебного военного центра ВИИ СФУ. Является научным сотрудником лаборатории и кафедры радиолокации научно-образовательного центра «Иридий» ВИИ СФУ (<http://vii.sfu-kras.ru/nauka-i-innovatsii>), принимает участие в научной работе с ВА ВКО им. Маршала Советского Союза Г.К. Жукова. Член Совета молодых учёных СФУ (<http://smu.sfu-kras.ru/about/sostav/ILutikov.php>).



Опубликовал около 60 научных и учебно-методических трудов, из них 5 статей в журналах РИНЦ, более 20 в журналах из перечня ВАК, около 10 отчётов о НИР, две монографии (в соавторстве), три учебника и учебное пособие с грифом МО РФ (в соавторстве).

Область научных интересов: синтез и анализ радиотехнических систем и устройств, обработка и анализ радиолокационных сигналов, математические модели сигналов.

Адрес электронной почты: lyutikovigor@mail.ru, ILutikov@sfu-kras.ru

Анциферов Александр Анатольевич (1979 г. рожд.)

В Вооруженных силах РФ с 1996 года. Окончил Армавирский военный авиационный институт им. Маршала авиации Советского Союза П. Кутахова (2001). С 2005 по 2011 год проходил службу на должностях от младшего до старшего научного сотрудника научно-исследовательской лаборатории в Военной академии Воздушно-космической обороны. В настоящее время адъюнкт Военной академии Воздушно-космической обороны им. Маршала Советского Союза Г.К. Жукова с 2014 года.



Опубликовал более 20 научных трудов, среди которых несколько статей в журналах из перечня ВАК (в соавторстве) и более 20 отчетов о НИР по 7 темам.

Область научных интересов: радиолокационное распознавание образов, обработка и анализ сигналов, математические модели сигналов.

Адрес электронной почты: alexandr.an@mail.ru

Коггин Алексей Владимирович, (1971 г. рожд.)



Окончил Киевское высшее инженерное радиотехническое училище ПВО им. Маршала авиации А.И. Покрышкина в 1994 г., Военный университет ПВО им. Маршала Советского Союза Г.К. Жукова в 2004 г., преподаватель высшей школы (с 2012 г.). С ноября 2012 года по настоящее время – доцент Учебного военного центра ВИИ СФУ. Является научным сотрудником лаборатории и кафедры радиолокации научно-образовательного центра «Иридий» ВИИ СФУ (<http://vii.sfu-kras.ru/nauka-i-innovatsii>).

Область научных интересов: синтез и анализ радиотехнических систем и устройств, обработка и анализ радиолокационных сигналов, математические модели сигналов.

Адрес электронной почты: kogtinaleksei@rambler.ru

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
1. Тактико-техническое обоснование метода обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя.....	5
1.1. Тактические особенности борьбы с управляемыми ракетами класса «воздух – воздух»	5
1.1.1. Особенности современного воздушного боя.....	7
1.1.2. Особенности борьбы с управляемыми ракетами класса «воздух – воздух».....	9
1.1.3. Тактико-технические характеристики современных и перспективных управляемых ракет класса «воздух – воздух».....	17
1.2. Возможности информационных средств по обнаружению пущенных противником управляемых ракет класса «воздух – воздух».....	22
1.3. Обоснование требований к бортовым радиолокационным системам по обеспечению обнаружения пущенных противником управляемых ракет класса «воздух – воздух».....	24
1.3.1. Обнаружение воздушных целей в импульсно-доплеровских бортовых радиолокационных станциях истребителей	24
1.3.2. Особенности радиолокационной цели типа управляемая ракета класса «воздух – воздух»	30
1.3.3. Требования к бортовым радиолокационным станциям по обеспечению обнаружения пущенных противником управляемых ракет класса «воздух – воздух»	31
2. Метод обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух»	41
2.1. Определение теоретических и экспериментальных исходных данных для разработки метода	41
2.1.1. Исходные данные по когерентности отраженных от реальных воздушных целей радиолокационных сигналов	44
2.1.2. Результаты экспериментальных исследований по регистрации пусков ракет	46

2.1.3. Теоретическая оценка потенциального выигрыша при реализации метода обнаружения, основанного на организации согласованной обработки сигнала, отраженного от пущенной ракеты на разгонном этапе, и длительном когерентном накоплении	49
2.2. Сущность метода обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя.....	50
3. Применение разработанного метода обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух».....	61
3.1. Алгоритм метода обнаружения в бортовой радиолокационной станции истребителя пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» на этапе сопровождения её носителя.....	61
3.2. Оценка эффективности алгоритма обнаружения пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух». Сравнительный анализ характеристик обнаружения	72
3.3. Рекомендации по применению синтезированного алгоритма в бортовой радиолокационной станции истребителя	79
3.4. Оценка вычислительных затрат для реализации синтезированного алгоритма обнаружения	83
4. Метод распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения	88
4.1. Определение алфавита признаков распознавания направления полёта пущенной противником управляемой ракеты.....	88
4.2. Метод распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты	98
4.2.1. Расчет текущего промаха ракеты относительно пары истребителей.....	98
4.2.2. Расчет текущего промаха ракеты в БРЛС каждого истребителя группы	102
4.3. Алгоритм распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух – воздух» с радиолокационной головкой самонаведения	107
4.3.1. Постановка задачи на синтез алгоритма	107

4.3.2. Синтез алгоритма функционирования канала траекторного сопровождения пущенной противником управляемой ракеты	112
4.3.3. Экспериментальные данные для синтеза алгоритма функционирования канала траекторного сопровождения пущенной противником управляемой ракеты	112
4.3.4. Синтез оптимального фильтра траекторного сопровождения управляемой ракеты	118
4.3. Алгоритм расчета текущих промахов наведения ракеты на каждый истребитель группы.....	121
4.4. Алгоритм принятия решения о направлении полёта пущенной противником ракеты	125
4.5. Показатели качества алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта пущенной противником управляемой ракеты	127
4.6. Реализация метода и алгоритма распознавания в БРЛС истребителя направления полёта ракеты противника	135
Заключение	142
Список литературы.....	144
Список принятых сокращений	151
Сведения об авторах	152

Научное издание

Богданов Александр Викторович
Васильев Олег Валерьевич
Филонов Андрей Александрович
Жиронкин Сергей Борисович
Кучин Александр Александрович

Черваков Владимир Олегович
Лютиков Игорь Витальевич
Анциферов Александр Анатольевич
Коггин Алексей Владимирович

**ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ
ПУЩЕННОЙ ПРОТИВНИКОМ РАКЕТЫ
В БОРТОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ
СТАНЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЯ**

Редактор *Т.И. Тайгина*
Корректор *И.В. Угрюмова*
Компьютерная верстка *О.А. Кравченко*

Подписано в печать 26.09.2015. Печать плоская. Формат 60×84/16
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 10. Тираж 500 экз. Заказ № 1688

Библиотечно-издательский комплекс
Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
Тел. (391) 206-26-67; <http://bik.sfu-kras.ru>
E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru