

Ю. Н. ПАНАСЮК, А. П. ПУДОВКИН

ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ



Тамбов
Издательство ФГБОУ ВО «ТГТУ»
2016

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«Тамбовский государственный технический университет»

Ю. Н. ПАНАСЮК, А. П. ПУДОВКИН

ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

*Рекомендовано Учебно-методическим объединением
по образованию в области радиотехники, электроники,
биомедицинской техники и автоматизации
в качестве учебного пособия для студентов 1 и 2 курсов,
обучающихся по направлениям 11.04.01 «Радиотехника»,
11.04.03 «Конструирование и технология электронных средств»
очной и заочной форм обучения*



Тамбов
Издательство ФГБОУ ВО «ПГТУ»
2016

УДК 621.396.6.001.2:527.62

ББК 32.95

П88

Рецензенты:

Кандидат технических наук, доцент, главный инженер
ФГУП «Российская телевизионная и радиовещательная сеть»
филиала «Тамбовский областной радиотелевизионный центр»
М. В. Быстров

Кандидат технических наук, доцент,
доцент кафедры «Конструирование радиоэлектронных и
микропроцессорных систем» ФГБОУ ВПО «ТГТУ»
О. А. Белоусов

Панасюк, Ю. Н.
П88 Обработка радиолокационной информации в радиотехниче-
ских системах : учебное пособие / Ю. Н. Панасюк, А. П. Пудов-
кин. – Тамбов : Изд-во ФГБОУ ВПО «ТГТУ», 2016. – 84 с. –
100 экз.
ISBN 978-5-8265-1546-4

Изложены общие принципы калмановской фильтрации, методы опи-
сания моделей воздушных судов. Проведен синтез и исследование алго-
ритмов оценивания фазовых координат траекторного движения воздуш-
ных судов на основе калмановской фильтрации и непараметрического
подхода. Предложена методика оценки эффективности автоматизирован-
ных систем управления воздушным движением.

Предназначено для студентов, обучающихся по направлениям
11.04.01 «Радиотехника», 11.04.03 «Конструирование и технология элек-
тронных средств» очной и заочной форм обучения.

УДК 621.396.6.001.2:527.62

ББК 32.95

ISBN 978-5-8265-1546-4

© Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Тамбовский государственный технический
университет» (ФГБОУ ВО «ТГТУ»), 2016

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АС УВД – автоматизированная система управления воздушным движением

АСЦ – автоматическое сопровождение целей

БЗ – ближняя зона аэродрома

БПРМ – ближний приводной радиомаяк

ВС – воздушное судно

ВПП – взлётно-посадочная полоса

ДН – диаграмма направленности

ДПРМ – дальний приводной радиомаяк

ЗГРЛС – загоризонтная радиолокационная станция

ИКО – индикатор кругового обзора

ИИС – информационно-измерительная система

КУР – курсовой угол радиостанции

ЛВ – линия визирования

МРМ – маркерный радиомаяк

МПРЛС – многопозиционная радиолокационная станция

НС – неопределённая составляющая

НПС – непредсказуемая составляющая

ОБ – область безопасности

ПКС – предупреждение конфликтных ситуаций

РЛИ – радиолокационная информация

РЭСС – радиоэлектронная система сопровождения

РЛС – радиолокационная станция

РНП – режим непрерывной пеленгации

РЭК – радиоэлектронный комплекс

СКО – среднеквадратическая ошибка

ССС – система со случайной скачкообразной структурой

СНП – сопровождение на проходе

ТОИ – третичная обработка информации

ФАР – фазированная антенная решётка

ЭВМ – электронная вычислительная машина

ICAO – International Civil Aviation Organization (Международная организация гражданской авиации)

ВВЕДЕНИЕ

Перед современными автоматизированными системами управления воздушным движением (АС УВД), с точки зрения совершенствования входящих в них радиоэлектронных систем сопровождения (РЭСС), стоят следующие проблемы:

1. В техническом плане сопровождение воздушных судов требует расширения состава оцениваемых фазовых координат состояния и предъявляет существенно более жёсткие требования к РЭСС по точности, быстродействию и устойчивости их сопровождения.

2. Необходимость использования более сложных алгоритмов экстраполяции, как минимум, учитывающих ускорение.

3. Сопровождение целей осложняется снижением соотношения сигнал/шум из-за размывания спектра отражённого сигнала при манёвре воздушного судна использованием технологий уменьшения радиолокационной заметности и созданием помех.

Таким образом, возможность повышения характеристик точности и помехозащищённости РЭСС должна строиться на использовании совместной обработки информации измерителей различной физической природы. Поэтому наибольшее внимание в данной работе уделено методам сопровождения воздушного судна с использованием комплексной обработки информации бортовых измерителей различной физической природы, выбору и обоснованию моделей взаимного перемещения воздушного судна относительно АС УВД, а также синтезу алгоритмов функционирования каналов слежения РЭСС и исследованию характеристик их точности.

Состояние современного алгоритмического обеспечения не позволяет считать задачу сопровождения воздушного судна решённой в полной мере вследствие низкого качества сопровождения, так как:

– недостаточно развиты методы и алгоритмы сопровождения с использованием совместной обработки информации бортовых измерителей различной физической природы;

– недостаточно исследованы вопросы использования датчиков некоординатной информации в РЭСС;

– полученные до настоящего времени алгоритмы очень сложны и практически трудно реализуемы в наземной аппаратуре.

Поэтому целью данной работы является рассмотрение вопросов повышения эффективности применения РЭСС при автоматическом сопровождении воздушного судна путём разработки методов и алгоритмов функционирования каналов слежения, а именно, повышения точности и устойчивости сопровождения воздушной цели в условиях маневрирования воздушного судна на основе использования нетраекторных данных.

1. ВИДЫ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Обработка радиолокационной информации – процесс приведения получаемой с радиолокационной станции (РЛС) информации в пригодный для дальнейшей передачи вид.

Первоначально обработка радиолокационной информации осуществлялась оператором РЛС, который наблюдал за воздушной обстановкой на экране индикатора кругового обзора (ИКО). По мере развития электронных вычислительных машин (ЭВМ) появились возможности добавления функции автоматического сопровождения цели.

В многопозиционных наземных РЛС обработка радиолокационной информации подразделяется на три этапа:

1) *первичная обработка* обеспечивает обнаружение сигнала цели и измерение её координат с соответствующими качеством или погрешностями;

2) *вторичная обработка* предусматривает определение параметров траектории каждой цели по сигналам одной или ряда позиций многопозиционных РЛС, включая операции отождествления отметок целей;

3) *третичная обработка* объединяет параметры траекторий целей, полученных различными приёмными устройствами РЛС с отождествлением траекторий.

Содержание данных этапов свидетельствует об их важности и необходимости для создания полной картины о воздушной обстановке.

1.2. ПЕРВИЧНАЯ ОБРАБОТКА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Для автоматизации процессов УВД необходимо иметь исчерпывающую и непрерывно обновляющуюся информацию о координатах и характеристиках ВС. Эту информацию в АС УВД получают с помощью средств, входящих в подсистему сбора и обработки радиолокационной информации (РЛИ), а именно: постов и центров обработки РЛИ, авиационных комплексов радиолокационного обзора и наведения.

Основными средствами получения сведений о воздушных целях являются РЛС. Процесс получения сведений об объектах, находящихся в зоне видимости РЛС, называется обработкой РЛИ. Такая обработка позволяет получать данные о координатах цели, параметрах её траектории, времени локации и др. Совокупность сведений о цели условно назы-

вают отметкой. В состав отметок, кроме указанных выше данных, могут входить сведения о номере цели, её государственной принадлежности, количестве, типе, важности и др. Сигналы, которые несут необходимую для оператора информацию, называют полезными, но на них, как правило, обязательно накладываются помехи, искажающие информацию. В связи с этим в процессе обработки возникают задачи выделения полезных сигналов и получения необходимых сведений в условиях помех.

На этапе первичной обработки РЛИ цель обнаруживают и определяют её координаты. Первичная обработка РЛИ начинается с обнаружения полезного сигнала в шумах. Этот процесс складывается из нескольких этапов:

- 1) обнаружение одиночного сигнала;
- 2) обнаружение пакета сигналов;
- 3) формирование полного пакета сигналов;
- 4) определение дальности до цели и её азимута.

Все эти этапы реализуются с использованием оптимальных алгоритмов, основанных на критериях минимума ошибок принятия решения и результатов измерения.

Таким образом, операции, производимые при первичной обработке, может производить РЛС самостоятельно.

1.3. ВТОРИЧНАЯ ОБРАБОТКА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Устройство первичной обработки решает задачи обнаружения и измерения координат (дальности, азимута и угла места) мгновенного положения цели относительно РЛС в каждом периоде обзора. Координаты мгновенного положения как истинных, так и ложных целей в цифровом виде поступают в устройство вторичной обработки, в котором на их основе определяется местоположение каждой обнаруженной цели в избранной системе координат, в результате чего формируются отметки x , которые могут быть истинными и ложными.

Отметка – совокупность кодов дальности, азимута и угла места в определённый дискретный момент времени. Одна отметка, полученная в каком-либо обзоре, не позволяет принять достоверное решение о наличии цели в зоне обзора, так как могла быть ложной; по ней нельзя судить о траектории движения цели.

Чтобы принять правильное решение о наличии цели и определить параметры её движения, необходимо проанализировать информацию, полученную за несколько периодов обзора. Именно так и поступает оператор, наблюдающий за экраном индикатора. Если в какой-либо точке экрана появилась одиночная отметка, оператор фиксирует её как возможную цель. Если в следующем обзоре отметка появилась вновь и, кроме

того, сдвинулась на некоторое расстояние, то уже имеется основание для принятия решения об обнаружении цели. Одновременно можно определить направление и скорость движения цели. Операции, выполняемые оператором, могут быть формализованы, а их выполнение возложено на специализированную ЭВМ.

В устройстве вторичной обработки на основе отметок x_1, x_2, \dots, x_n , полученных в n соседних обзорах, решаются следующие основные задачи:

- обнаружение траекторий целей;
- сопровождение траекторий целей;
- траекторные расчёты в интересах потребителей радиолокационной информации.

Эти задачи включают в себя оценивание параметров траектории, задаваемой обычно векторной функцией, расчёт сглаженных (интерполированных) и упреждённых (экстраполированных) координат, а также операцию стробирования отметок целей. Основными данными, определяющими траекторию движения цели, являются пространственные координаты отметок цели, изменение которых соответствует закону движения цели в пространстве. Траектория движения цели зависит от многих факторов и условий, таких, как тип цели, высота полёта, скорость, манёвренные возможности и т.п. Кроме того, на траекторию полёта оказывает влияние целей ряд случайных факторов, под которыми подразумеваются все причины, искажающие траекторию или затрудняющие её обнаружение и воспроизведение.

Перечисленные и некоторые другие факторы вынуждают отнести движение целей к категории процессов со случайно изменяющимися во времени параметрами. Очевидно, для статистического описания таких процессов необходимо знать законы распределения вероятности параметров, определяющих эти процессы. Однако практически таких законов получить не удаётся, поэтому приходится задаваться некоторыми гипотезами о статистических характеристиках обрабатываемых сигналов, т.е. исходить из более или менее правдоподобной статистической модели движения цели.

Если устройство предназначено для обработки траекторий ВС, то модели их движения представляют собой совокупность участков с прямолинейным и равномерным движением и участков манёвра. Для такого рода устройств за основу может быть взята полиномиальная модель движения.

Процесс вторичной обработки разбивается на два самостоятельных этапа: обнаружение траекторий и слежение за траекториями.

Автоматическое обнаружение траекторий является начальным моментом вторичной обработки. Пусть появилась одиночная отметка № 1 от цели. Она принимается за начальную отметку траектории.

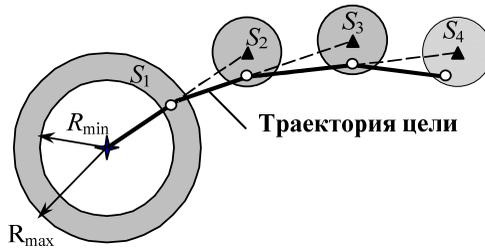


Рис. 1.1. Траектория цели

В следующем обзоре вторую отметку, принадлежащую той же траектории, следует искать в некоторой области S_1 (рис. 1.1), заключённой внутри кольца и имеющую площадь

$$S_1 = \pi(R_{\max}^2 - R_{\min}^2) = \pi T_{\text{обз}}^2 (v_{\text{ц. max}}^2 - v_{\text{ц. min}}^2), \quad (1.1)$$

где $T_{\text{обз}}$ – период обзора РЛС; $v_{\text{ц. max}}$, $v_{\text{ц. min}}$ – возможные минимальная и максимальная скорости цели.

Область S_1 может попасть не одна, а несколько отметок, и каждую из них следует считать как возможное продолжение предполагаемой траектории. По двум отметкам вычисляются скорость и направление движения каждой из предполагаемых целей, а затем экстраполируется положение отметки на следующий обзор. Вокруг экстраполируемых отметок образуются круговые области S_2 . Если в какую-либо область S_2 в третьем обзоре попала отметка, она считается принадлежащей к обнаруживаемой траектории, траектория продолжается, и отметка передаётся на сопровождение.

Операции, которые выполняются при автообнаружении, сводятся к экстраполяции координат, их сглаживанию и стробированию отметок.

Процесс экстраполяции состоит в том, что по координатам ранее полученных отметок вычисляются координаты будущей отметки.

Экстраполяция требует знания закономерностей движения цели, на основе которых прокладывается траектория.

При обнаружении траектории маневрирующей цели размеры стробов должны рассчитываться с учётом возможного манёвра. Размер строба непосредственно влияет на показатели качества обнаружения траектории. Его увеличение приводит к увеличению числа ложных отметок в стробе, в результате возрастает вероятность ложной тревоги $P_{\text{лт}}$. Уменьшение размера строба может привести к непопаданию истинной отметки в строб, при этом снижается вероятность правильного обнаружения $P_{\text{по}}$.

Слежение за траекториями целей заключается в непрерывной привязке вновь полученных отметок к своим траекториям, в сглаживании координат и вычислении параметров движения целей. Если слежение производится автоматически, то его называют автосопровождением.

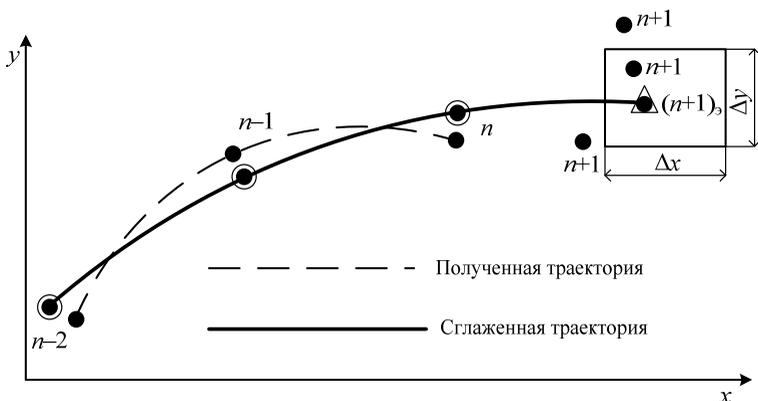


Рис. 1.2. Траектория полёта цели

Пусть в n смежных обзорах РЛС получены отметки, создающие траекторию полёта цели (рис. 1.2). Сначала производится сглаживание координат и вычисление параметров траектории, которые выдаются потребителю.

Если в $(n + 1)$ -м обзоре получено несколько отметок, то необходимо определить, какая из них принадлежит данной траектории. Используя результаты известных $(n - 2)$, $(n - 1)$ и n -го обзоров и экстраполируя на один обзор вперед, можно предсказать положение $(n + 1)$ -й отметки траектории $(n + 1)_s$. Как правило, эта рассчитанная отметка не совпадает ни с одной из вновь полученных. Если известны статистические характеристики ошибок измерения координат и заданы вероятностные характеристики степени достоверности полученного решения, то можно выделить вокруг экстраполированной отметки область, например, в виде прямоугольника со сторонами Δx и Δy , которую принято называть стробом.

Координаты центра строба совпадают с координатами экстраполированной отметки. Если размеры строба выбраны так, что вероятность попадания в него истинной отметки велика, то отметку, попавшую в строб, следует отнести к данной траектории.

Таким образом, в процессе автосопровождения выполняются следующие операции:

- 1) сглаживание координат и определение параметров траектории;
- 2) экстраполяция координат цели на следующий обзор или на несколько обзоров вперед;
- 3) выделение строба, в котором с некоторой вероятностью ожидается появление новой отметки;
- 4) сравнение координат экстраполированной отметки с координатами отметок, попавших в строб, и выбор одной из них для продолжения траектории.

Стробирование может быть физическим и математическим. Физическое стробирование – это выделение предполагаемой области появления отметки, принадлежащей сопровождаемой траектории, путём непосредственного воздействия на приёмное устройство РЛС. Математическое стробирование – это формирование предполагаемой области появления отметки в виде границ строба. Строб может задаваться в полярной и прямоугольной системах координат.

Задача селекции отметок, т.е. выбора единственной отметки из всех имеющихся в стробе, решается путём вычисления квадратов линейных отклонений отметок от центра и сравнению результатов с целью выбора минимального.

Таким образом, если при первичной обработке из смеси сигнала с шумом на основе статистического различия структуры сигнала и шума выделяется полезная информация, то вторичная обработка, используя различия в закономерностях появления ложных отметок и отметок от целей, должна обеспечить выделение траекторий движущихся целей.

1.4. ТРЕТИЧНАЯ ОБРАБОТКА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Системы АС УВД, кроме рассмотренных выше задач по обработке информации, поступающей от одной РЛС, решают ещё одну задачу, которая связана с объединением информации о целях, полученных от нескольких РЛС или первичных постов обработки РЛИ, и созданием общей картины воздушной обстановки.

Обработку РЛИ, поступающей от нескольких источников, условилась называть третичной обработкой информации (ТОИ).

Ввиду того, что зоны обзора РЛС или зоны ответственности постов обычно перекрываются, сведения об одной и той же цели могут поступать одновременно от нескольких станций. В идеальном случае такие отметки должны накладываться одна на другую. Однако на практике этого не наблюдается из-за систематических и случайных ошибок в измерении координат, различного времени локации, а также из-за ошибок пересчёта координат между точками стояния источника и приёмника информации.

Главной задачей третичной обработки является решение вопроса, сколько целей находится в действительности в зоне ответственности. Для решения этой задачи необходимо выполнить следующие операции:

- 1) произвести сбор донесений от источников;
- 2) привести отметки к единой системе координат и единому времени отсчёта;
- 3) установить принадлежность отметок к целям, т.е. решить задачу отождествления отметок;
- 4) выполнить укрупнение информации.

Для решения этих задач используются все характеристики целей.

Устройства третичной обработки реализуются на специализированных ЭВМ с полной автоматизацией всех выполняемых операций. Однако иногда для упрощения автоматических устройств некоторые операции ТОИ могут производиться по командам и с участием оператора. В частности, таким образом выполняются операции отождествления и укрупнения.

Третичная обработка является завершающим этапом получения информации о воздушной обстановке.

Донесением о целях принято называть информацию, содержащую сведения о местоположении целей, об их характеристиках, выдаваемую от источников по каналам связи для её дальнейшей обработки и использования.

Задача *сбора донесений* заключается в том, чтобы принять возможно больше информации при минимальных потерях.

Каждое поступающее на вход донесение должно быть обработано, на что требуется некоторое время. Пусть в момент поступления донесения производится обработка предыдущего донесения. В этом случае поступившее донесение может либо покинуть систему необработанным, либо ждать своей очереди на обслуживание, пока система не освободится, либо ожидать обработки строго ограниченное время. В соответствии с этим все системы массового обслуживания разделяются на системы с отказами, системы с ожиданием и системы с ограниченным ожиданием (смешанного типа). На практике получили распространение системы смешанного типа с временем ожидания, выбранным из условия наилучшей обработки.

Координаты целей измеряются в системе координат обнаружившей их РЛС, поэтому при передаче данных на пункт ТОИ необходимо пересчитать их к точке пункта ТОИ относительно приёмника информации. В качестве единой системы координат могут использоваться, полярная или прямоугольная системы координат. Расчёты в этих системах достаточно просты и приемлемы для решения целого ряда практических задач.

В АС УВД передача координат целей обычно осуществляется в прямоугольной системе координат. На пункте обработки также используется прямоугольная система. Следовательно, задача сводится к преобразованию прямоугольных координат целей относительно точки размещения источника информации в прямоугольные координаты относительно точки пункта ТОИ.

К единому времени отсчёта приводятся отметки, полученные на пункте ТОИ от разных источников. Единое время необходимо для того, чтобы определить положение обрабатываемых отметок по состоянию на какой-то один момент времени. Эта операция значительно облегчает задачу отождествления отметок.

Координаты отметок приводятся к единому времени путём определения для каждой отметки времени экстраполяции относительно заданного момента сравнения. В настоящее время, учитывая сравнительно высокий темп обновления информации, используется экстраполяция гипотезы равномерного и прямолинейного изменения координат.

Все источники РЛИ обрабатывают информацию автономно и независимо друг от друга. За счёт перекрытия зон ответственности в составе донесений могут быть дублирующие донесения, полученные от нескольких источников по одной и той же цели.

В процессе *отождествления отметок целей* вырабатывается решение, устанавливающее:

- 1) сколько целей имеется в действительности, если донесения о них поступают от нескольких источников;
- 2) как распределяются поступившие донесения по целям.

Обычно отождествление выполняется в два этапа. Сначала производится грубое отождествление или сравнение отметок, а затем проводится распределение отметок, позволяющее принять более точное решение на отождествление.

В основе этапа сравнения лежит предположение, что донесения об одной и той же цели должны содержать одинаковые характеристики. В силу этого решение о тождественности отметок принимают на основании сравнения характеристик. Однако в действительности из-за различных ошибок полного совпадения характеристик не бывает. В результате возникает неопределённость, выражаемая двумя конкурирующими гипотезами:

1. Гипотеза H_1 предполагает, что отметки от одной и той же цели, хотя произошло несовпадение.
2. Гипотеза H_2 предполагает, что отметки от разных целей, поэтому произошло несовпадение.

Решение на выбор той или иной гипотезы принимается на основании оценки величины несовпадения и использования критерия минимума ошибки принятия решения.

На этапе распределения для группирования отметок по отдельным целям используются признаки их принадлежности к источникам информации нумерации целей в системе этих источников. Правила логического группирования отметок в соответствии с принадлежностью донесений о целях к источникам информации формулируются следующим образом.

1. Если в области допустимых отклонений получены отметки от одного того же источника, то число целей равно числу отметок, так как одна РЛС в один и тот же момент времени не может выдавать от одной цели несколько отметок.

2. Если в области допустимых отклонений от каждого источника получено по одной отметке, то считается, что эти отметки относятся к одной и той же цели.

3. Если от каждой станции получено по равному числу отметок, то очевидно, что число целей равно числу отметок, полученных от одной станции, ибо маловероятно, чтобы в пределах небольшой области станция обнаруживала только свои цели и не обнаруживала цель, которую наблюдает соседняя станция.

4. Если от нескольких источников поступило неодинаковое количество отметок, принимается, что источник, от которого получено наибольшее количество отметок, даёт наиболее вероятную обстановку. При этом общее количество целей определяется числом отметок, принятых от указанного источника.

Таким образом, обработка донесений в группе состоит в группировании отметок от нескольких источников к одной цели. Эта задача решается сравнительно просто при использовании первого и второго правила и значительно труднее при применении третьего и четвёртого.

По гипотезе третьего правила имеем две цели, к каждой из которых относится по одному донесению от каждого источника. Необходимо определить, какие пары отметок относятся к каждой цели. Наиболее правдоподобный вариант выбирается в результате сравнения сумм квадратов расстояний между отметками. Принимается та комбинация, для которой эта сумма минимальна.

Приведённые правила сравнения и распределения отметок не единственные, и в зависимости от требуемой точности могут быть усложнены или упрощены.

После отождествления сведения о цели выражаются группой отметок, полученных от нескольких источников. Для формирования одной отметки с более точными характеристиками координаты и параметры траектории усредняются.

Простейший способ усреднения заключается в том, что вычисляется среднее арифметическое координат. Этот способ достаточно прост, но он не учитывает точностных характеристик источников информации. Более правильным является усреднение отметок целей с учётом коэффициента веса отметок, а коэффициент выбирается в зависимости от точности источника. И, наконец, в качестве усреднённых можно взять координаты отметки, полученные от одного источника, если имеются данные, что этот источник выдаёт наиболее точную информацию.

Урупнение (группирование) отметок целей проводится в тех пунктах обработки, где не требуется информация по каждой цели или же плотность поступления отметок от целей оказывается выше рассчитанной пропускной способности. Обычно группирование производится на высших инстанциях системы управления.

Группирование осуществляется теми же способами, что и отождествление, и ведётся по признаку близости координатных описаний группируемых объектов. Для этого формируется строб по тем координатам, которые назначаются как характерные для группы целей. Координаты центра сто́ба распространяются на всю группу. Обычно делается так, что центр сто́ба совпадает с отметкой головной цели в группе. Размеры сто́ба определяются, исходя из навигационных и тактических требований. Обычно используется полуавтоматический метод укрупнения, который включает в себя следующие основные этапы:

1. Выделение компактных групп целей на основе близости координат x , y , H . Оператор визуально определяет компактную группу целей по координатам, выделяет головную цель, назначает один из сто́бов укрупнения и вводит в ЭВМ номер сто́ба и головной цели. На основе этой информации ЭВМ завершает процесс выделения компактной группы.

2. Селекция внутри выделенных групп по скорости. Цель остаётся в составе укрупнённой цели, если

$$|v_x - v_{xt}| \leq \Delta v; \quad |v_y - v_{yt}| \leq \Delta v, \quad (1.2)$$

где v_x , v_y – составляющие скорости цели; v_{xt} , v_{yt} – составляющие скорости головной цели; Δv – порог селекции по скорости.

3. Определение характеристик укрупнённой цели. Укрупнённой цели присваивается количественный состав, и формируется обобщённый признак действия.

4. Корректировка решения оператора. Ввиду того что обстановка в воздухе меняется, имеется возможность скорректировать данные укрупнённой цели путём её укрупнения, разукрупнения, отукрупнения или приукрупнения.

5. Сопровождение укрупнённой цели. Эта операция осуществляется автоматически ЭВМ. При этом производится корректировка координат, обеспечивается выбор головной цели при исчезновении информации о старой головной цели.

Таким образом, в процессе ТОИ производится сбор донесений от источников, приведение отметок к единой системе координат и единому времени отсчёта, установление принадлежности отметок к целям (отождествление отметок) и выполнение укрупнения информации.

1.5. ТРАЕКТОРНОЕ СОПРОВОЖДЕНИЕ В РАЗЛИЧНЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СРЕДСТВАХ

Траекторная обработка в радиолокации определяется типом РЛС, её характеристиками, назначением, условиями функционирования. С точки зрения траекторией обработки существенными факторами являются набор измеряемых РЛС параметров (состав вектора измерения), состав вектора

состояния, периодичность получения измерений, типы сопровождаемых целей, интенсивность помех естественного и искусственного происхождения, влияние условий распространения радиоволн.

РЛС можно классифицировать на основе различных признаков:

- по выполняемой функции выделяют обзорные, многофункциональные РЛС с фазированными антенными решётками (ФАР), РЛС сопровождения, вторичные РЛС;

- по способу построения различают моностатические, бистатические, многопозиционные;

- по способу использования электромагнитного излучения – активные, пассивные и полуактивные;

- по принадлежности – военные и гражданские;

- по месту размещения – наземные, морские, бортовые, космические;

- по степени мобильности – стационарные, передвижные, мобильные;

- по типу решаемой задачи – навигационные, контроля воздушного пространства, системы управления воздушным движением (УВД), метеорологические, загоризонтные, РЛС экологического мониторинга и др.

Рассмотрим особенности траекторного сопровождения в разных РЛС.

Обзорные РЛС осуществляют поиск, обнаружение и оценку параметров движения целей в заданном секторе пространства (если сектор равен 360° , имеет место режим кругового обзора). Такая РЛС производит обнаружение цели в процессе сканирования луча антенны, распределяя при этом энергетические ресурсы равномерно по зоне наблюдения. Таким образом, две основные задачи радиолокации – поиск целей и их сопровождение решаются в обзорной РЛС одновременно. Отметки от одной и той же цели поступают через одинаковые интервалы времени, равные периоду обзора $T_{обз}$ (за исключением обзоров, где цель не была обнаружена).

Многофункциональные РЛС, оснащённые антеннами с ФАР, позволяют разделить задачи поиска и сопровождения благодаря возможности практически мгновенного перенацеливания луча антенны на любой участок пространства.

В режиме поиска целей производится наблюдение тех областей пространства, где по результатам предыдущих зондирований нет оснований ожидать наличия целей (хотя они там вполне могут находиться). Этот режим используется для обнаружения новых целей, попадающих в зону ответственности РЛС.

В режиме сопровождения целей осуществляется наблюдение за уже обнаруженными целями, при этом осуществляется управление антенными ресурсами РЛС с ФАР с целью оптимизации процесса сопровождения радиолокационных целей.

Многофункциональные РЛС с ФАР обычно являются ещё и многоканальными, т.е. способными выполнять своё назначение в полном объёме при одновременном обслуживании нескольких целей. Это означает, что каждая цель имеет свой собственный полноценный канал обработки от антенной системы, которая в этом случае является многоканальной, т.е. способной одновременно наводиться на несколько целей, до устройств первичной и вторичной обработки радиолокационной информации, реализующих параллельную обработку разных целей.

Отметим, что обычная обзорная РЛС не является многоканальной, несмотря на наличие в ней отдельных каналов по дальности и скорости: электромеханическое сканирующее антенное устройство является одноканальным, поэтому им в один момент времени может обслуживаться только одна цель (точнее столько, сколько находится в пределах луча диаграммы направленности (ДН) антенны).

Вторичные РЛС выполняют поиск и опознавание цели в режиме «запрос–ответ». Траекторная обработка в таких системах может осуществляться за счёт дискретно-адресного запроса и моноимпульсного метода определения угловых координат, либо не является необходимой.

У моностатической РЛС передатчик и приёмник размещены на одной позиции, у бистатической – разнесены в пространстве на достаточное расстояние. Особенностью бистатических систем является измерение бистатических дальностей и радиальных скоростей, значения которых зависят не только от координат и скорости цели, но и от взаимного расположения передатчика и приёмника.

Методы траекторной обработки в многопозиционных РЛС (МПРЛС) радиолокационных комплексах и системах существенно зависят от уровня объединения информации. В МПРЛС с объединением сигналов, осуществляющих обнаружение целей и измерение параметров по данным нескольких РЛС, траекторная обработка реализуется, как в обычной эквивалентной по характеристикам однопозиционной (моностатической) РЛС. В МПРЛС с объединением отметок, т.е. результатов первичной обработки в отдельных РЛС, требуется использование специального алгоритма обнаружения траектории, а в РЛС с объединением результатов вторичной обработки в отдельных РЛС – алгоритма объединения траекторий.

Траекторная обработка в пассивных и полуактивных РЛС во многом зависит от набора измеряемых данных. В пассивных и некогерентных полуактивных РЛС возможна ситуация, когда доступны только азимутальные измерения. В этом случае применяются особые методы преобразования координат, сопровождение в модифицированных полярных координатах, нелинейные траекторные фильтры и др. Кроме того, в полуактивных системах, работающих на одной частоте и излучают в эфир один и тот же сигнал, возникает ещё один вид неопределённости, заключаю-

щийся в необходимости определения принадлежности полученной отметки паре передатчик–цель, что требует соответствующей корректировки алгоритма отождествления.

Загоризонтные РЛС коротковолнового диапазона (3...30 МГц) обладают возможностью обнаружения цели на дальних расстояниях – от нескольких сотен (в режиме поверхностной волны) до нескольких тысяч (в режиме пространственной волны) километров. Распространение пространственной волны происходит за счёт отражения сигнала от ионосферы, при этом обычным является так называемое многолучевое распространение, когда сигнал, отражённый от цели, поступает на приёмную антенну по нескольким трассам. Разность путей часто приводит к тому, что пришедшие по ним отражения разрешаются при обнаружении, в результате чего цель оказывается представлена несколькими отметками за один интервал наблюдения. В системе траекторией обработки, реализованной по традиционной схеме, многолучевые отметки будут восприняты как ложные, что может привести к снижению вероятности правильного отождествления, снижению точности оценки параметров движения цели вплоть до сброса сопровождения, к обнаружению и сопровождению нескольких траекторий для одной цели. Поэтому алгоритм отождествления в ЗГРЛС должен учитывать возможность многолучевого распространения.

Наконец, особый вид радиотехнических систем представляют собой траекторные измерительные комплексы, предназначенные для расчёта параметров и проведения корректировки орбит космических объектов, определения траекторий ракет на активных участках и точек падения ступеней ракет-носителей, оценки тактико-технических характеристик воздушного судна в ходе испытаний и т.д. Условия эксплуатации этих комплексов имеют ряд существенных отличий от традиционных радиолокационных систем:

- наблюдение ведётся в основном за «своими» объектами, движущимися по детерминированным траекториям, а значит, имеется большой объём априорной информации о движении объекта;
- сами объекты оснащены ответчиками, что улучшает энергетику и облегчает поиск их в пространстве;
- совместно используется несколько разнесённых в пространстве измерительных систем, что обеспечивает избыточность информации.

По сути, траекторная обработка в таком комплексе сводится к отслеживанию соответствия реального движения объекта заданному и к корректировке известных либо определению неизвестных параметров априорной траектории по данным измерений, осуществляемых в определённые моменты времени.

С точки зрения состава вектора измерений выделяют двухкоординатные РЛС, оценивающие, например, наклонную дальность и азимут цели, трёхкоординатные (дальность, азимут, угол места или высоту), четырёхкоординатные (дальность, азимут, угол места, радиальную скорость). В бистатических системах измеряют, соответственно, бистатическую дальность и бистатическую радиальную скорость.

Состав вектора состояния определяется типом сопровождаемых целей и может быть двумерным или трёхмерным, содержать одну, две или более производных по каждой координате (скорость, ускорение и т.д.), включать дополнительные переменные (например скорость поворота). Модели движения также определяются типом сопровождаемых целей, которые могут быть воздушными, надводными, наземными, маневрирующими и неманеврирующими, одиночными и групповыми и др.

Характеристики помех, порождающих ложные отметки, определяют выбор алгоритма отождествления и его параметры:

- в условиях слабых помех можно ограничиться простейшими методами отождествления или даже обойтись без них;
- в условиях сильных помех может потребоваться использование специальных алгоритмов.

Обычно при разработке алгоритмов отождествления помехи полагают равномерно распределёнными по всей зоне наблюдения с известной постоянной интенсивностью.

1.6. ВОПРОСЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТРАЕКТОРНОЙ ОБРАБОТКИ

Математическое моделирование сложных технических систем, к которым относится система траекторной обработки, начинается с создания модели, т.е. представления системы при помощи совокупности математических соотношений, определяющих её структуру и описывающих её поведение. Методы, используемые для анализа моделей, можно разделить на аналитические и статистические.

Аналитические методы, основанные на непосредственном анализе математического описания, дают полное представление о зависимости исследуемых характеристик от параметров и условий, поэтому при возможности следует стремиться к получению и использованию аналитической модели. Однако при её создании часто возникают трудности, связанные с невозможностью получения аналитических решений в общем виде или для большинства реальных ситуаций, в результате чего построение аналитической модели системы оказывается возможным лишь при существенном её упрощении. Если аналитическое представление математиче-

ской модели затруднительно, а её упрощение ведёт к недопустимо грубым результатам, необходимо использовать другие методы анализа.

Метод статистических испытаний (метод Монте-Карло), который свободен от каких-либо теоретических ограничений. В этом методе исследователем задаётся набор исходных данных и определяется реакция на него системы. Результат, получаемый при однократном моделировании отклика системы, является единичной реализацией случайного процесса; оценки искомых характеристик системы получают усреднением большого числа реализаций. Чем больше реализаций, тем точнее оценка, однако при исследовании достаточно сложных систем при большом числе входных воздействий получение точной оценки может быть затруднено необходимостью значительного объёма вычислений.

Одним из условий успешного решения задачи проектирования системы траекторной обработки является наличие возможности оценивания эффективности выбранных методов. Обеспечение такой возможности обычно сводится к выбору соответствующих показателей качества функционирования алгоритмов траекторной обработки и системы в целом. Используется следующая классификация показателей эффективности системы траекторной обработки:

1. Показатели, определяющие возможности алгоритмов по полноте отображения обстановки в зоне обзора РЛС. Полнота отображения обстановки характеризуется в первую очередь вероятностью обнаружения траектории истинной цели на разных дальностях при фиксированных энергетических характеристиках РЛС, эффективной поверхности рассеяния цели и параметрах внешней среды. Кроме того, на этапе статистического моделирования системы обработки используются показатели, характеризующие среднюю длительность процесса обнаружения истинной траектории и длительность непрерывного сопровождения цели.

2. Показатели, определяющие возможности алгоритмов по достоверности отображения обстановки в зоне обзора РЛС. В системе траекторной обработки достоверность отображения обстановки характеризуется вероятностью обнаружения ложной траектории и количеством ложных траекторий, обнаруживаемых и передаваемых на сопровождение в течение обзора или в единицу времени.

3. Показатели, определяющие динамические характеристики алгоритмов траекторной обработки. К ним в первую очередь относят точностные характеристики получаемых оценок параметров траектории.

Набор исследуемых на этапе математического моделирования характеристик системы траекторной обработки может включать в себя:

- вероятность обнаружения истинной траектории;
- среднее время обнаружения истинной траектории;

- вероятность обнаружения ложной траектории и среднее число обнаружений ложных траекторий в единицу времени;
- точность оценивания координат и скорости цели при сопровождении неманеврирующих и маневрирующих целей;
- вероятностные и точностные характеристики отождествления отметки от цели с сопровождаемой траекторией в условиях помех для одиночной и групповой целей;
- вероятность срыва сопровождения траектории;
- среднюю продолжительность ложной траектории;
- среднюю продолжительность сопровождаемой траектории.

При математическом моделировании характеристик траекторной обработки можно использовать комбинацию аналитических и статистических методов. Для характеристик процесса обнаружения и срыва траектории вследствие необнаружения цели есть возможность получения аналитических выражений без существенного упрощения математической модели. При анализе точности сопровождения и отождествления обычно используют статистическое моделирование, поскольку существует необходимость учёта большого количества факторов, аналитическое описание которых в общем случае отсутствует.

2. ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

2.1. КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ И ИХ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Информационно-управляющие системы делятся на следующие категории [1]:

- а) по степени участия человека:
 - на автоматические, автоматизированные и робототехнические;
- б) по степени совершенства:
 - на адаптивные, неадаптивные.

Автоматическая система – система, в которой обработка информации, формирование команд и их преобразование в воздействия на управляемый объект осуществляются без участия человека.

Автоматизированная система – комплекс технических, программных, других средств и персонала, предназначенный для автоматизации различных процессов. Термин «автоматизированная», в отличие от термина «автоматическая», подчёркивает сохранение за человеком оператором некоторых функций по управлению объектом.

Робототехническая система – система, способная воспринимать информацию из окружающей среды и на её основе выполнять определённые действия как автономно, так и с оператором в контуре управления.

Математические модели систем делятся на следующие классы:

- по зависимости переменных от времени: на статические и динамические;
- по зависимости характеристик от времени: на непрерывные и дискретные;
- по принципу суперпозиции: линейные и нелинейные;
- по изменению реакции системы при сдвиге во времени входного сигнала: на стационарные и нестационарные;
- по степени неопределённости информации о входных сигналах и параметрах: на детерминированные и стохастические.

Статическая система – система, в которой входные сигналы, выходные сигналы и параметры не зависят от времени.

Динамическая система – система, в которой входные сигналы, выходные сигналы и параметры зависят от времени. Динамические модели содержат информацию о поведении системы и её составных частей. Для описания моделей обычно используются записанные в виде формул, схем или программ соотношения, позволяющие вычислить параметры системы и её объектов, как функции времени.

Непрерывная система – система, все элементы которой, а также связи между элементами (т.е. обращающаяся в системе информация) задаются непрерывными переменными величинами, параметрами.

Дискретная система – система, все элементы которой, а также связи между ними (т.е. обращающаяся в системе информация) имеют дискретный характер (функции определены в дискретные моменты времени t_k , $k = 1, 2, 3, \dots$).

Линейная система – система, для которой отклик системы на сумму воздействий равен сумме откликов на каждое воздействие. В математической модели линейной системы это означает, что оператор преобразования «вход-выход» линеен. Это линейное свойство системы называют принципом суперпозиции.

$$A_i \left(\sum_i u_i(t) \right) = \sum_i A_i u_i(t),$$

где $u_i(t)$ – i -й входной сигнал ($i = 1, 2, 3, \dots$); A_i – оператор системы для преобразования входного сигнала в выходной.

Пример. Интегратор

$$\int_0^t [u_1(t) + u_2(t)] = \int_0^t u_1(t) + \int_0^t u_2(t).$$

Нелинейная система – система, в которой протекают процессы, описываемые нелинейными уравнениями.

Пример. Квадратичный детектор

$$[u_1(t) + u_2(t)]^2 = u_1^2(t) + 2u_1(t)u_2(t) + u_2^2 \neq u_1^2(t) + u_2^2.$$

Стационарная система – система, в которой выходной сигнал системы как реакция на любой заданный входной сигнал одинаков для любого момента приложения входного сигнала (с точностью до времени запаздывания момента приложения входного сигнала). В более узком смысле – при запаздывании входного сигнала по времени t_0 на некоторую величину, выходной сигнал будет запаздывать на ту же самую величину. Стационарная система называется также системой с постоянными параметрами

$$u_{\text{вых}}(t + t_0) = K u_{\text{вх}}(t + t_0),$$

где K – коэффициент передачи системы.

В качестве примера на рис. 2.1 показана реакция системы $u_{\text{вых}}(t)$ на единичный ступенчатый входной сигнал $u_{\text{вх}}(t)$.

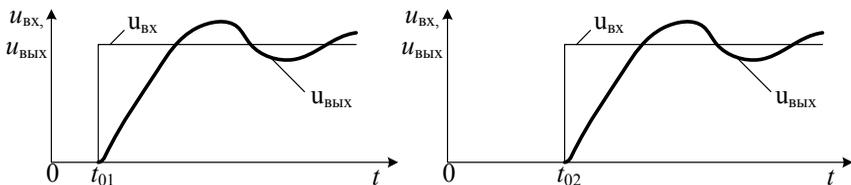


Рис. 2.1. Реакция стационарной системы на входной сигнал

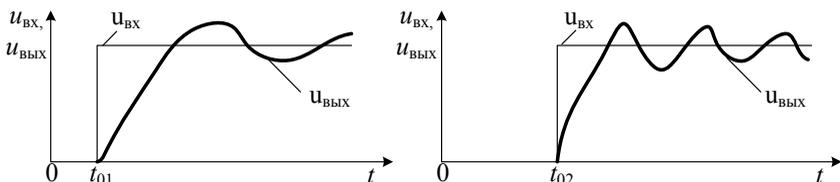


Рис. 2.2. Реакция нестационарной системы на входной сигнал

Нестационарная система – система, в которой выходной сигнал системы как реакция на любой заданный входной сигнал зависит от времени приложения входного сигнала. Нестационарная система называется также системой с переменными параметрами

$$u_{\text{ВЫХ}}(t + t_0) = K(t)u_{\text{ВХ}}(t + t_0),$$

где $K(t)$ – коэффициент передачи системы.

В качестве примера на рис. 2.2 показана реакция нестационарной системы $u_{\text{ВЫХ}}(t)$ на единичный ступенчатый входной сигнал $u_{\text{ВХ}}(t)$.

Детерминированная система – система, в которой все переменные величины (входные сигналы, выходные сигналы и параметры системы неслучайны) однозначно определяются.

Если внешние воздействия, приложенные к системе (управляющие и возмущающие) являются определёнными известными функциями времени $u = f(t)$. В этом случае состояние системы, описываемой обыкновенными дифференциальными уравнениями, в любой момент времени t может быть однозначно описано по состоянию системы в предшествующий момент времени.

Стохастические (вероятностные) системы, в которой все переменные величины (входные сигналы, выходные сигналы и параметры системы случайны) носят случайный характер.

При случайных воздействиях данных о состоянии системы недостаточно для предсказания в последующий момент времени. Случайные воздействия могут прикладываться к системе извне, или возникать внутри некоторых элементов (внутренние шумы).

$$u_{\text{вых}}(t) + n_{\text{вых}}(t) = K(t)u_{\text{вх}}(t) + n_{\text{вх}}(t),$$

где $n_{\text{вх}}(t)$ и $n_{\text{вых}}(t)$ – шумы на входе и выходе системы.

Расчёт систем при случайных воздействиях производится с помощью специальных статистических методов. Статистические свойства случайной величины определяют по её функции распределения или плотности вероятности.

Стохастические системы подразделяются на неадаптивные и адаптивные системы, системами со случайной скачкообразной структурой, системы с использованием дополнительной информации.

Неадаптивная стохастическая система – система, которая не приспособляется к изменяющимся условиям работы объекта управления.

Это наиболее простые системы, не изменяющие своей структуры и параметров. Для этих систем на основе априорной (существующей до начала работы) информации выбирают структуру и параметры, которые обеспечивают заданные свойства системы (выполнение целей управления) для типовых или наиболее вероятных условий её работы.

В настоящее время в РЭСС, не изменяющих своей структуры и параметров, для экстраполяции используются модели, основанные либо на гипотезе взаимного перемещения цели и истребителя с постоянной скоростью, либо – с постоянным ускорением [2]. В связи с этим, различают коррекцию измеряемых параметров (оценка фазовых координат) перемещения объекта наблюдения и управления по алгоритму α - β фильтрации и коррекцию параметров по алгоритму α - β - γ фильтрации, соответственно. В качестве примера приведена структурная схема α - β фильтра (рис. 2.3), в котором параметры α и β являются постоянными величинами. Измеряемые сигналы z_i обрабатывается α - β фильтром, в результате чего получаются выходные сигналы оценки фазовых координат x_o . На вход измерителей поступает информация (сигналы) от объекта наблюдения x и шумы измерения $\xi_{\text{и}}$.

Исследования показывают, что ни один из упомянутых выше алгоритмов не удовлетворяет в полной мере требованиям по точности и устойчивости к срыву сопровождения траекторий манёвренных воздушных судов, которые имеют нелинейное ускорение относительно РЭСС.

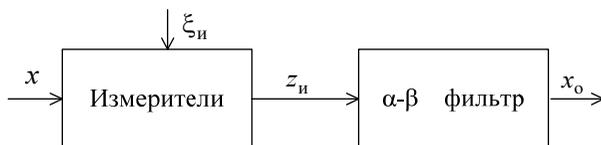


Рис. 2.3. α - β фильтр

Адаптивная система – система, способная менять её конфигурацию на аппаратном и программном уровнях в зависимости от изменения параметров объекта управления или внешних возмущений, действующих на объект управления [3].

Общая структура адаптивного фильтра показана на рис. 2.3. В адаптивных фильтрах априорная неопределённость статистических характеристик сигналов и помех преодолевается оцениванием их в процессе работы фильтра и использованием полученной информации для оптимизации фильтра. Задачей является выбор для случая синтеза канала слежения РЭСС компонент вектора наблюдения, вектора измерения и параметров, подлежащих идентификации. Применение при синтезе РЭСС алгоритмов теории идентификации позволяет, не изменяя кардинально модели, повысить точность и устойчивость слежения. Сущность идентификации заключается в оценивании параметров модели состояния, на основе чего производится адаптация системы к реальному характеру движения. С этой целью в устройство адаптации (рис. 2.4) поступают измерительные сигналы $z_{и}$, выходные сигналы оценки фазовых координат $x_о$ и сигналы дополнительной информации о свойствах объекта (кинематические и динамические характеристики), которое после обработки информации формирует сигналы для изменения параметров (коэффициентов) фильтра.

В адаптивных фильтрах априорная неопределённость статистических характеристик преодолевается подстройкой параметров фильтра, что не позволяет получить высокие точностные характеристики в условиях сопровождения траекторий манёвренных воздушных судов.

В сложной информационной обстановке задача синтеза РЭСС часто может быть решена только с помощью автоматической смены структур моделей, так как характерной особенностью рассматриваемых динамических систем является структурная неопределённость – смена характера поведения сопровождаемого воздушного судна в случайные моменты времени, требующая соответствующей смены структуры РЭСС.

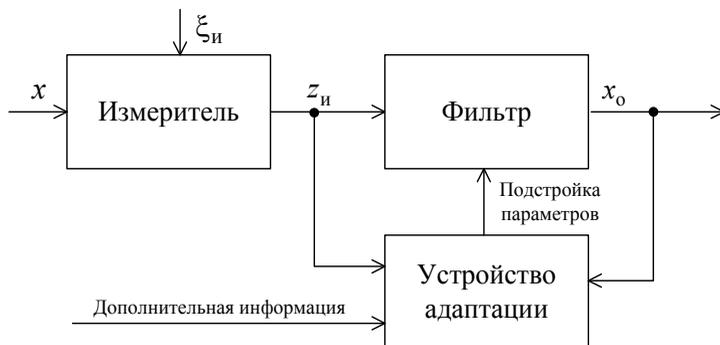


Рис. 2.4. Адаптивный фильтр

Система со случайной скачкообразной структурой (ССС) – это стохастическая динамическая система, структура которой (т.е. состав элементов и связи между ними) имеет конечное число возможных состояний, сменяющих друг друга в случайные моменты времени. Такие системы используются в качестве математических моделей, описывающих объекты, процессы и явления, подверженные резким, внезапным, скрытым изменениям их внутренних свойств и характеристик.

Важной особенностью математических моделей систем СССР является двойственный характер векторов состояния объекта и наблюдения, одна часть компонент которых континуальна, т.е. принадлежит непрерывному множеству, а другая принадлежит конечному множеству [1, 4]. Это накладывает существенный отпечаток на постановку задач обработки информации и управления. Традиционные задачи фильтрации, сглаживания, идентификации и управления приобретают новые черты: взаимосвязанное одновременное распознавание структуры и оценивание фазовых координат и параметров, совместное управление структурой и фазовыми координатами.

Функциональная схема СССР представлена в виде объекта управления и информационно-управляющей системы на рис. 2.5.

Состояние динамического объекта характеризуется индексом структуры s и значениями вектора фазовых координат объекта x . На объект управления действуют неуправляемые воздействия ξ_c и ξ_ϕ со стороны окружающей среды (тубуленность, помехи).

Индекс структуры – мгновенное значение случайного процесса (интенсивность изменения движения воздушного судна относительно РЛС), имеющего конечное число возможных состояний s , сменяющих друг друга в случайные моменты времени с некоторой вероятностью.

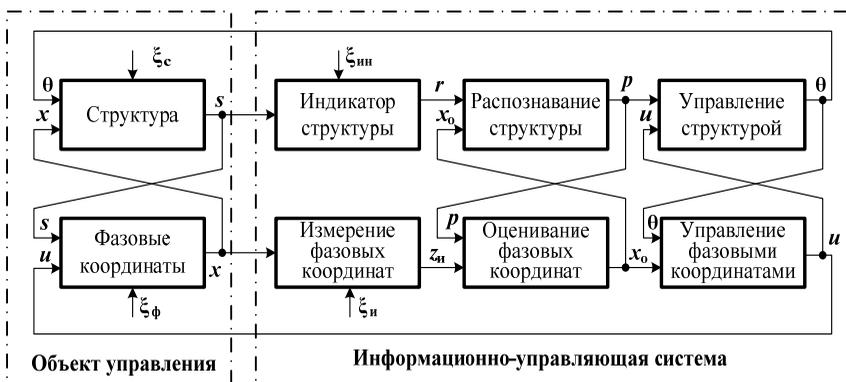


Рис. 2.5. Функциональная схема системы со случайной скачкообразной структурой

Фазовые координаты объекта (координаты и параметры воздушного судна) описывают его положение в фазовом пространстве.

Фазовое пространство представляет множество всех состояний системы в фиксированный момент времени.

Состояние динамического объекта s наблюдается с помощью индикатора структуры с выходом r с учётом принятых помех $\xi_{ин}$, измерителей фазовых координат с выходом z_i с учётом шумов измерения $\xi_{и}$.

Обработка информации состоит из распознавания структуры и оценивания фазовых координат, в результате чего определяются оценки состояния структуры p и оценка вектора фазовых координат x_0 . На основании результатов обработки информации формируются сигналы управления структурой θ и фазовыми координатами u .

Структура объекта и его фазовые координаты взаимосвязаны, так же как и устройства, относящиеся к структуре и фазовым координатам в каждой из систем: наблюдения (измерения), обработки информации и управления. Между составными частями каждой из информационно-управляющих систем кроме прямых связей есть и обратные связи – управляющие сигналы θ и u могут непосредственно влиять на наблюдение и обработку информации.

В частном случае функциональная схема (рис. 2.5) может не содержать устройств управления.

По признаку последействия стохастические системы делятся на марковские и немарковские. Для марковских систем справедливо условие

$$F(x_{k+1} | x_k, x_{k-1}x_{k-2}, \dots, x_0) = F(x_{k+1} | x_k),$$

где k – дискретный момент времени, $k = 1, 2, 3 \dots$; x_k – случайный процесс (случайная последовательность фазовых координат); $F(\bullet)$ – функция распределения x_{k+1} при фиксированных значениях $x_k, x_{k-1}x_{k-2}, \dots, x_0$.

Физический смысл марковской системы: для каждого момента времени состояние системы в будущем x_{k+1} зависит только от её состояния в настоящем x_k и не зависит от прошлого $x_{k-1}x_{k-2}, \dots, x_0$ («будущее» процесса не зависит от «прошлого» при известном «настоящем»).

Системы с использованием дополнительной информации для каналов сопровождения траекторий манёвренных воздушных судов по дальности и угловым координатам имеется возможность вычисления ускорения по линии визирования. С учётом исследований кинематических и динамических характеристик манёвренных воздушных судов (целей) могут быть разработаны модели состояния и модели наблюдения стохастической системы, которая более адекватно описывают траекторию воздушного судна.

2.2. ЗАДАЧИ, ПРИНЦИПЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМ

Задачи исследования делятся на две категории: задачи анализа и задачи синтеза [1, 4]. Анализ функционирования систем может включать в себя анализ устойчивости, динамических характеристик объекта, точностных характеристик фазовых координат. Синтез – это разработка (построение) алгоритмов обработки фазовых координат и алгоритмов оценки структуры объекта в информационно-управляющих устройствах.

При разработке новой радиотехнической системы, как правило, имеется её прототип, который исследуется с тем, чтобы определить, отвечают ли его характеристики заданным требованиям (точности, устойчивости и т.д.) с учётом условий применения. После этого формулируется математическая постановка задач синтеза алгоритмов обработки информации (распознавание структуры и оценивание фазовых координат) и алгоритмов управления структурой и фазовыми координатами объекта. При этом задачи синтеза алгоритмов обработки информации и алгоритмов управления могут ставиться и решаться вместе или отдельно. После постановки задачи осуществляется синтез (разработка) алгоритмов обработки информации и алгоритмов управления системы, которые могут быть исследованы с помощью компьютерного моделирования с целью анализа устойчивости, динамических характеристик объекта, точностных характеристик фазовых координат и т.д.

Компьютерное моделирование является одним из эффективных методов изучения сложных систем. Компьютерные модели проще и удобнее исследовать в силу их возможности проводить так называемые вычислительные эксперименты, в тех случаях, когда реальные эксперименты затруднены из-за финансовых или физических препятствий или могут дать непредсказуемый результат. Логичность и формализованность компьютерных моделей позволяют определить основные факторы, определяющие свойства изучаемого объекта-оригинала (или целого класса объектов), в частности, исследовать отклик моделируемой физической системы на изменения её параметров и начальных условий.

Построение компьютерной модели базируется на абстрагировании от конкретной природы явлений или изучаемого объекта-оригинала и состоит из двух этапов – сначала создание качественной, а затем и количественной модели. Чем больше значимых свойств будет выявлено и перенесено на компьютерную модель, тем более приближённой она окажется к реальной модели, тем большими возможностями сможет обладать система, использующая данную модель. Компьютерное моделирование заключается в проведении серии вычислительных экспериментов на компьютере, целью которых является анализ, интерпретация и сопоставление результатов моделирования с реальным поведением изучаемого объекта и при необходимости, последующее уточнение модели и т.д.

Основные принципы и методы, используемые специалистами для исследования современных технических систем:

1. Мгновенное (текущее) состояние стохастической системы характеризует совместный закон распределения – плотность вероятности вектора состояния $f(x, s)$ в момент времени t (для дискретного времени $t = t(k), k = 1, 2, \dots$).

2. Для нахождения плотности вероятности вектора состояния $f(x, s)$ в основном используется марковская математическая модель системы. Применение немарковских моделей приводит к неоправданному усложнению алгоритмов исследования.

3. Исследование стохастических систем целесообразно проводить на математических моделях, описываемых системой дифференциальных или разностных уравнений. Это наиболее удобно для использования ЭВМ, применяемых во всех современных методах расчёта.

4. Разработка алгоритмов, применяющихся для исследования стохастических систем, обеспечивает наилучший компромисс между двумя основными противоречивыми требованиями: точностью и простотой алгоритмов.

5. Построение алгоритмов обработки информации основывается на методах, которые наилучшим образом сочетает априорную («до опыта») и апостериорную («после опыта», т.е. с учётом результатов наблюдения) информацию.

6. Построение алгоритмов управления учитывают методы, позволяющие получить алгоритмы, оптимальные с точки зрения выбранного критерия качества системы.

2.3. АЛГОРИТМЫ КАЛМАНОВСКОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

Задачей синтеза является получение алгоритмов функционирования систем радиоэлектронных следящих систем (РЭСС), наилучших (оптимальных) в том или ином смысле [2, 5]. Наилучшими являются алгоритмы, обеспечивающие высокую точность и устойчивость РЭСС, низкую чувствительность к изменению условий функционирования при наличии информационных, вычислительных и энергетических ограничений.

Информационные ограничения обусловлены:

- неполнотой сведений о процессах и условиях функционирования РЭСС, приводящей к неточному их математическому описанию;
- невозможностью использовать достаточное число измерителей;
- неполнотой сведений о законах распределений и статистических характеристиках возмущений.

Вычислительные ограничения определяются недостаточными быстрым действием и объёмом памяти ЦВМ.

Энергетические ограничения связаны с источниками электроэнергии РЭСС.

В практике разработки РЭСС можно выделить две группы методов синтеза:

- эмпирические, основанные на опыте и интуиции проектировщиков;
- классические, оперирующие с преобразованиями Лапласа и Z-преобразованиями, передаточными функциями, структурными схемами и частотными характеристиками и современные, использующие описание и моделирование систем в пространстве состояний [6, 7].

Эмпирический путь практически никогда не обеспечивает получение оптимальных алгоритмов, поскольку проектировщик не располагает информацией, достаточной для оптимальных решений во всех ситуациях, которые могут иметь место в процессе эксплуатации систем. Для классических методов синтеза также чрезвычайно трудно получить алгоритмы, оптимальные по сложным критериям, учитывающим противоречивые требования точности, устойчивости, чувствительности, особенно для многомерных систем управления, к которым и относятся РЛС АС УВД.

Более приемлемыми оказываются методы пространства состояний. Описание процессов и систем в пространстве состояний основано на представлении их эволюции в виде элементов x множества X возможных состояний. При таком представлении каждый элемент множества x в X должен однозначно и по возможности полнее характеризовать мгновенное состояние рассматриваемой системы или процесса [2, 6]. Обычно элементы x представляют набор x_1, x_2, \dots, x_n упорядоченной совокупности действительных чисел, который удобно отображать вектором $x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$, называемым вектором состояния. При рассмотрении эволюций процессов или систем в пространстве состояний этот вектор, в общем случае является функцией непрерывного или дискретного времени:

$$x(t) = [x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)]^T; \quad (2.1)$$

$$x(k) = [x_1(k), x_2(k), \dots, x_n(k)]^T, \quad (2.2)$$

где t – текущее время; $k = 1, 2, \dots$ – номер дискрета времени.

Фазовые траектории непрерывных (2.1) и дискретных (2.2) процессов и систем представляются в виде дифференциальных и разностных уравнений. Это позволяет получить естественные, физически наглядные модели в форме, удобной для применения в ЭВМ. Модели (2.1) и (2.2) дают возможность на основе векторно-матричных представлений унифицировать описание одномерных, многомерных, стационарных, нестационарных и широкого круга нелинейных процессов и систем. Кроме того,

такие модели пригодны для описания как замкнутых (автономных) систем и процессов, не взаимодействующих с другими системами и процессами, так и систем, в которых указанные взаимодействия имеют место. В последнем случае вводятся сигналы управления $u = [u_1, u_2, \dots, u_r]^T$, возмущения $\xi = [\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n]^T$, измерения (наблюдения) $z = [z_1, z_2, \dots, z_m]^T$. В такой ситуации элементы (2.1) и (2.2) пространства состояний для непрерывных и дискретных процессов и систем можно представить в виде моделей [2, 6]:

$$\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), \xi_x(t), t]; \quad (2.3)$$

$$z(t) = h[x(t), \xi_u(t), t]; \quad (2.4)$$

$$x(k) = f[x(k-1), u(k-1), \xi_x(k-1), k]; \quad (2.5)$$

$$z(k) = h[x(k), \xi_u(k), k], \quad (2.6)$$

где f – нелинейная (линейная) вектор-функция модели системы состояния; h – нелинейная (линейная) вектор-функция модели наблюдения; ξ_x – векторы возмущений систем; ξ_u – векторы шумов измерений.

Для получения оптимальных оценок необходимо располагать определённым объёмом априорных сведений. К этим сведениям относятся:

- 1) модели оцениваемого процесса и измерителей;
- 2) законы распределения и статистические характеристики возмущений оцениваемого и наблюдаемого процессов;
- 3) начальных значений оцениваемых фазовых координат.

При гауссовском законе распределений достаточно знать лишь математические ожидания и дисперсии. Математический аппарат теории оценивания позволяет сформировать оценки, оптимальные по различным критериям:

- наименьших квадратов;
- минимума СКО;
- максимальной апостериорной вероятности.

Выбор критерия оптимизации зависит от полноты имеющейся информации и допустимой сложности оценивателя. Развитие нелинейной фильтрации весьма важно для формирования радиолокационных алгоритмов сопровождения воздушных целей.

Фильтр Калмана оперирует понятием вектора состояния системы (набором параметров, описывающих состояние системы на некоторый момент времени) и его статистическим описанием. В общем случае динамика некоторого вектора состояния описывается плотностями вероятно-

сти распределения его компонент в каждый момент времени. При наличии определённой математической модели производимых наблюдений за системой, а также модели априорного изменения параметров вектора состояния (марковского формирующего процесса) можно записать уравнение для апостериорной плотности вероятности вектора состояния в любой момент времени. Данное дифференциальное уравнение носит название уравнения Стратоновича, которое в общем виде не решается. Аналитическое решение удаётся получить только в случае ряда ограничений (предположений) [2, 8]:

- гауссовы априорные и апостериорные плотности вероятности вектора состояния на любой момент времени (в том числе начальный);
- гауссовы формирующие шумы;
- гауссовы шумы наблюдений;
- белые шумы наблюдений;
- линейность модели наблюдений;
- линейность модели формирующего процесса (который, напомним, должен являться марковским процессом).

Классический фильтр Калмана представляет модель, которая является уравнениями для расчёта первого и второго момента апостериорной плотности вероятности (в смысле вектора математических ожиданий и матрицы дисперсий, в том числе взаимных) при данных ограничениях. Ввиду того, что для нормальной плотности вероятности математическое ожидание и дисперсионная матрица полностью задают плотность вероятности, можно сказать, что фильтр Калмана рассчитывает апостериорную плотность вероятности вектора состояния на каждый момент времени. А значит полностью описывает вектор состояния как случайную векторную величину.

Расчётные значения математических ожиданий при этом являются оптимальными оценками по критерию среднеквадратической ошибки (максимума апостериорной вероятности), что и обуславливает его широкое применение.

Существует несколько разновидностей фильтра Калмана, отличающихся приближениями и ухищрениями, которые приходится применять для сведения фильтра к описанному виду и уменьшения его размерности:

1) расширенный фильтр Калмана – сведение нелинейных моделей наблюдений и формирующего процесса с помощью линеаризации посредством разложения в ряд Тейлора;

2) сигма-точечный фильтр Калмана – используется в задачах, в которых простая линеаризация приводит к уничтожению полезных связей между компонентами вектора состояния. В этом случае «линеаризация» основана на сигма-точечном преобразовании;

3) декомпозиция модели состояния – используется для уменьшения размерности моделей состояния фильтра Калмана;

4) возможны варианты с нелинейным дополнительным фильтром, позволяющим привести негауссовы наблюдения к нормальным;

5) возможны варианты с «обесцвечивающим» фильтром, позволяющим работать с «цветными» шумами и т.д.

При использовании фильтра Калмана для получения оценок вектора состояния процесса по серии зашумленных измерений необходимо представить модель данного процесса в соответствии со структурой фильтра – в виде матричного уравнения определённого типа. Для каждого такта k работы фильтра дискретных процессов необходимо в соответствии с приведённым ниже описанием определить:

- а) матрицу перехода эволюции процесса $\Phi(k)$;
- б) матрицу наблюдений $H(k)$;
- в) ковариационную матрицу шумов процесса $Q(k)$;
- г) ковариационную матрицу шумов измерений $R(k)$;
- д) при наличии управляющих воздействий – матрицу их коэффициентов $B(k)$.

Модель системы (процесса) подразумевает, что истинное состояние в момент k получается из истинного состояния в момент $k-1$ в соответствии с уравнением [2]:

$$x(k) = \Phi(k)x(k-1) + B(k)u(k) + \Gamma(k)\xi_x(k), \quad (2.7)$$

где $\Phi(k)$ – матрица перехода процесса (системы), которая воздействует на вектор состояния $x(k-1)$ в момент времени с дискретом $k-1$; $B(k)$ – матрица управления, которая прикладывается к вектору управляющих воздействий $u(k)$; $\Gamma(k)$ – матрица возмущений, характеризующая зависимости между компонентами вектора возмущений и переменными вектора состояния; $\xi_x(k)$ – случайный вектор возмущений, учитывающий влияние случайных фактов на изменение состояния объекта (движение цели), представляющий собой дискретный белый шум с математическим ожиданием, равным нулю, и матрицей дисперсии ошибок возмущений $Q(k)$.

В момент k производится наблюдение (измерение) $z_n(k)$ истинного вектора состояния $x(k)$, которые связаны между собой уравнением

$$z_n(k) = H(k)x(k) + \xi_n(k), \quad (2.8)$$

где $H(k)$ – матрица измерений, которая связывает переменные состояния $x(k)$ и измерения (наблюдения) $z_n(k)$; $\xi_n(k)$ – вектор ошибок измерений, представляется вектором гауссовских белых шумов с нулевым математическим ожиданием и матрицей дисперсии ошибок измерений $R(k)$.

При рассмотренных выше модели состояния (2.7) и модели наблюдения (2.8) задача оптимальной линейной фильтрации формируется следующим образом. Априорные сведения о векторах состояния $x(k-1)$ и управления $u(k)$, характеризуемые уравнением (2.7), и располагая данными о векторе наблюдения (измерения) $z_{\text{и}}(k)$, определяемыми соотношением (2.8), определяют наилучшую оценку $x_0(k)$ вектора состояния, удовлетворяющую определённому критерию качества, например, минимуму дисперсии ошибки фильтрации или максимуму апостериорной плотности вероятности. Термин «наилучшая оценка» (или оптимальная оценка) при использовании метода Калмана означает, что искомая оценка должна быть несмещённой, а дисперсия ошибки фильтрации – минимальной:

$$M\{x(k) - x_0(k)\}^T \{x(k) - x_0(k)\} = \min.$$

Результатом решения задачи оптимальной фильтрации (оптимального оценивания) является определённый алгоритм, позволяющий связать вектор $x_0(k)$ с вектором $x(k)$ при учёте условий (2.7) и (2.8).

Алгоритм формирования оценки оптимальной по критерию минимума дисперсии ошибок фильтрации при использовании модели состояния (2.7) и наблюдения (2.8) имеет вид [2, 9]:

$$x_0(k) = x_3(k) + K_{\Phi}(k)[z_{\text{и}}(k) - H(k)x_3(k)]; \quad (2.9)$$

$$x_3(k) = \Phi(k)x_0(k-1), \quad x_3(0) = x_0(0); \quad (2.10)$$

$$P_3(k) = \Phi(k)P_0(k-1)\Phi^T(k) + Q_x(k), \quad P_3(0) = P_0(0); \quad (2.11)$$

$$K_{\Phi}(k) = P_3(k)H^T(k) \{H(k)P_3(k)H^T(k) + R(k)\}^{-1}; \quad (2.12)$$

$$P_0(k) = P_3(k) - K_{\Phi}(k)H(k)P_3(k), \quad (2.13)$$

где $x_3(k)$ – оценка прогноза (экстраполяция) вектора состояния $x(k)$; $K_{\Phi}(k)$ – матрица оптимальных коэффициентов передачи дискретного фильтра размерностью; $P_3(k)$ – апостериорная ковариационная матрица ошибок фильтрации; $P_0(k)$ – априорная ковариационная матрица ошибок фильтрации; $R(k)$ – матрица дисперсий измерения; $Q_x(k)$ – матрица дисперсий возмущений.

Структурная схема дискретного оптимального фильтра Калмана, соответствующая уравнениям (2.7) – (2.13) без учёта вектора управляющих воздействий $u(k)$, представлена на рис. 2.6.

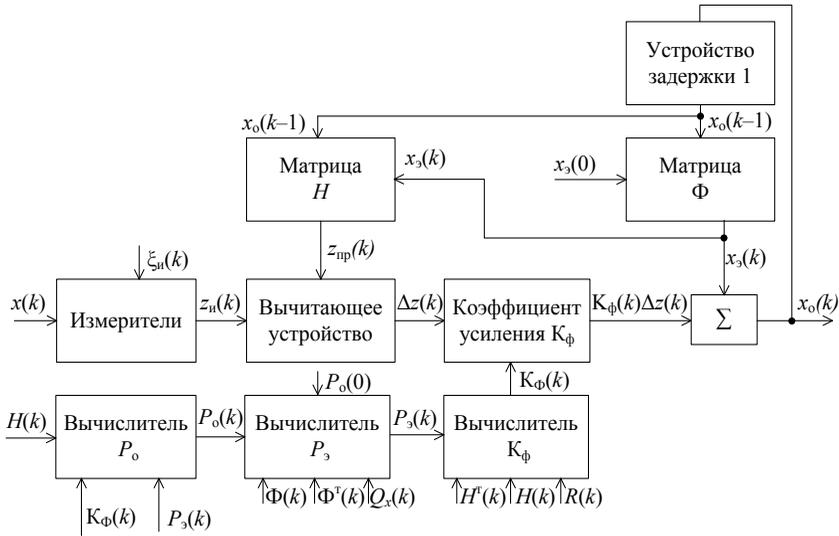


Рис. 2.6. Структурная схема дискретного оптимального фильтра Калмана

Устройство, реализующее уравнение (2.9), которое использует в качестве входных сигналов компоненты вектора (2.8) $z_{и}(k)$ и на выходе которого получаются сигналы $x_0(k)$, называется оптимальным фильтром Калмана.

В процессе фильтрации выполняются две операции:

- 1) фаза прогнозирования оцениваемого процесса $x_3(k)$;
- 2) фаза коррекции результатов прогноза.

Прогнозирование оцениваемого процесса необходимо для того, чтобы учитывать изменение оценки вектора состояния $x_0(k)$ между измерениями $z_{и}(k-1)$ и $z_{и}(k)$:

$$x_3(k) = \Phi(k)x_0(k-1). \tag{2.14}$$

Предварительную оценку (2.14) называют априорной оценкой состояния, так как для её получения не используются наблюдения соответствующего шага.

В фазе коррекции результатов прогноза априорная оценка состояния (экстраполяция) дополняется соответствующими текущими измерениями для коррекции оценки

$$\Delta_k(k) = K_{\phi}(k)[z_{и}(k) - H(k)x_3(k)]. \tag{2.15}$$

Скорректированная оценка называется апостериорной оценкой состояния, либо просто оценкой вектора состояния

$$x_0(k) = x_3(k) + \Delta_k(k) = \Phi(k)x_0(k-1) + K_\Phi(k)[z_{\text{и}}(k) - H(k)x_3(k)]. \quad (2.16)$$

Обычно эти две фазы чередуются: экстраполяция производится по результатам коррекции до следующего наблюдения, а коррекция производится совместно с доступными на следующем шаге наблюдениями $z_{\text{и}}(k)$ и т.д. Однако возможно и другое развитие событий, если по некоторой причине наблюдение оказалось недоступным, то этап коррекции может быть пропущен и выполнена экстраполяция по нескорректированной оценке (априорной экстраполяции).

В момент поступления измерения (рис. 2.7) $z_{\text{и}}(k)$ полученная информация используется для уточнения экстраполированной оценки (коррекция прогноза) в соответствии с уравнением (2.16). Измерение $z_{\text{и}}(k)$ сравнивается с прогнозируемым значением вектора измерения (наблюдения) в момент $(k+1)$:

$$z_{\text{пр}}(k) = H(k)x_3(k), \quad (2.17)$$

образуя невязку измерения

$$\Delta z(k) = z_{\text{и}}(k) - H(k)x_3(k), \quad (2.18)$$

называемую также обновляющим процессом. Невязка характеризует степень несоответствия результатов прогноза наблюдения $z_{\text{пр}}(k)$ и конкретного значения $z_{\text{и}}(k)$.

Значение $x_0(k)$ хранится в устройстве задержки в течение дискрета времени τ до получения очередного измерения $z_{\text{и}}(k+1)$.

Процедура образования оценки является рекуррентной и очень удобной для реализации на ЦВМ.

Основные свойства линейного фильтра Калмана:

1) матрицы дисперсий измерения $R(k)$, дисперсий возмущений $Q_x(k)$, перехода состояния $\Phi(k)$, наблюдения $H(k)$ не зависят от времени ($R(k) = R$, $Q_x(k) = Q_x$, $\Phi(k) = \Phi$, $H(k) = H$);

2) коэффициенты $K_\Phi(k)$ могут быть рассчитаны заранее (не в реальном масштабе времени) путём решения разностных уравнений (2.11) – (2.13);

3) ковариационные матрицы $P_0(k)$ и $P_3(k)$ не зависят от оценки состояния $x_0(k)$ и результатов измерения $z_{\text{и}}(k)$, а определяются только ковариациями формирующего шума Q_x , шума измерения R и матрицами моделей Φ и H ;

4) решение разностных уравнений (2.11) – (2.13) зависит от начального условия $P_0(0)$.

Следует отметить, что даже если структура системы не зависит от времени (Φ и H постоянны), а возмущения ξ_x и ξ_n представляют собой стационарные процессы (матрица R и Q_x не меняются во времени), то ковариационные матрицы ошибок $P_0(k)$ и $P_3(k)$ и коэффициенты усиления K_Φ фильтра Калмана зависят от времени.

Следовательно, фильтр Калмана является нестационарным, что обусловлено конечностью интервала наблюдения.

При реализации фильтра Калмана важным представляется обеспечение устойчивости, т.е. достижение установившихся значений ошибок фильтрации.

Основные причины отклонения реальных ошибок фильтра от расчётных ошибок фильтра [2, 6, 7]:

- 1) отличие принятых исходных моделей от реальных процессов и измерителей, т.е. неточное задание матриц Φ и H ;
- 2) ошибки определения начальных оценок вектора состояния;
- 3) ошибки задания начальных значений априорной ковариационной матрицы ошибок фильтрации $P_0(0)$;
- 4) ошибки машинного счёта и т.д.

В ряде случаев перечисленные выше ошибки могут привести к тому, что процесс фильтрации станет расходящимся.

Оптимальная линейная фильтрация Калмана обладает рядом достоинств [2]:

- 1) практически реализует структуру системы, обеспечивающую несмещённые оценки и минимальные ошибки фильтрации;
- 2) алгоритмы оптимальных фильтров имеют удобное для реализации в ЦВМ представление в виде рекуррентных (повторяющихся) соотношений, что сокращает объём вычислений и повышает их точность;
- 3) в оптимальных фильтрах данные измерений обрабатываются по мере их получения в реальном масштабе времени;
- 4) имеется возможность решать задачи синтеза многомерных стационарных и нестационарных динамических систем в дискретном (разностные уравнения) и непрерывном (дифференциальные уравнения) вариантах.

Основные свойства нелинейного фильтра Калмана:

1. Матрицы перехода состояния $\Phi(k)$ и(или) наблюдения $H(k)$ зависят от оценки фазовых координат.
2. Коэффициенты $K_\Phi(k)$ не могут быть рассчитаны заранее путём решения разностных уравнений (2.11) – (2.13), так как ковариационные матрицы $P_0(k)$ и $P_3(k)$ зависят от оценки состояния $x_0(k)$ и результатов измерения $z_n(k)$.

Порядок действий при реализации алгоритма (2.9) – (2.13) следующий:

1. Вначале вводятся начальные условия ($k = 0$) элементы матриц $\Phi(0)$, $H(0)$, $R(0)$, $Q_x(0)$, вектора $x_0(0)$.
2. Далее вычисляются элементы матриц $\Phi(1)$ и $\Phi^T(1)$, $H(1)$ и $H^T(1)$, на 1-м шаге с учётом вектора $x_0(0)$.
3. Посредством рекуррентных выражений (2.10) и (2.11) вычисляется вектор $x_3(1)$ и матрица $P_3(1)$.
4. Далее посредством рекуррентного соотношения (2.12) определяется матрица $K_\Phi(1)$.
5. Из (2.13) определяется матрица $P_0(1)$.
6. Посредством основного уравнения (2.9) вычисляются оценки вектора состояния $x_0(1)$.

Шаг закончен. Далее идут в том же порядке вычисления следующего шага и т.д.

2.4. ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АЛГОРИТМОВ КАЛМАНОВСКОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

2.4.1. Исследование потенциальной точности. В процессе анализа РЭСС на точность в общем случае находят потенциальные и реальные ошибки функционирования с привлечением как аналитических методов, так и имитационного моделирования. На первом этапе анализа обычно определяют потенциальную точность систем и отдельных устройств. Исследование потенциальной точности проводится с целью определения минимально возможных ошибок функционирования. Кроме того, потенциальная точность служит одним из необходимых признаков соответствия РЭСС заданным требованиям. Если показатели потенциальной точности не соответствуют требованиям, то дальнейший анализ направлен на выявление причин такого несоответствия. Для оптимальных РЭСС потенциальная точность характеризуется диагональными элементами априорной ковариационной матрицы ошибок фильтрации $P_0(k)$, представляющих собой дисперсии ошибок фильтрации компонентов вектора состояния (фазовых координат) $P_{011}(k)$, $P_{022}(k)$, ..., $P_{0nn}(k)$, которые позволяют судить о качестве функционирования оптимального фильтра и характеризуют точность оценивания. Дисперсии ошибок фильтрации вычисляются в процессе решения уравнений Риккати (2.11) – (2.13).

Если потенциальные ошибки соответствуют требованиям, то исследуется точность фильтрации в условиях, приближённых к реальным (в дальнейшем – реальная точность). Получить показатели реальной точ-

ности аналитическими методами можно только для систем малой размерности [2, 6]. Поэтому основным методом исследования реальной точности является имитационное моделирование на ЭВМ. В процессе этого моделирования определяются суммарные динамические и флуктуационные ошибки во всем поле возможных условий применения, а также наличие расходимости процессов оценивания.

2.4.2. Исследование реальной точности. С помощью имитационного моделирования на ЭВМ проводятся исследования реальной точности оценок фазовых координат сопровождаемого воздушного судна. Имитационное моделирование на ЭВМ представляет собой имитацию входных сигналов $z_{и}(k)$ (2.8) и обработку этих сигналов с помощью алгоритма (2.9) – (2.13). Имитация входного сигнала $z_{и}(k)$ представляет собой изменение истинных фазовых координат и шум наблюдения $\xi_{и}$. Шум наблюдения $\xi_{и}$ имитируется датчиками случайных чисел. Знание реальных ошибок фильтрации позволяет достоверно оценить работоспособность полученных алгоритмов фильтрации в условиях, приближенных к реальным. Реальная точность оценивается по величине СКО оценок фазовых координат по количеству не менее 100 реализаций формулой

$$\sigma_{x_p}(k) = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^N (x(k) - x_{oj}(k))^2}{N-1}}, \quad (2.19)$$

где $\sigma_{x_p}(k)$ – средняя квадратичная ошибка оценивания фазовой координаты цели; $x(k)$ – истинные значения фазовых координат цели; $x_{oj}(k)$ – оценочные значения фазовых координат цели j -й реализации; N – количество реализаций.

3. КАЛМАНОВСКИЕ ФИЛЬТРЫ В РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМАХ СОПРОВОЖДЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

3.1. ДИСКРЕТНЫЙ КАЛМАНОВСКИЙ ФИЛЬТР ПО ОЦЕНКЕ ДАЛЬНОСТИ И СКОРОСТИ ДАЛЬНОМЕРНОГО КАНАЛА

3.1.1. Выбор и обоснование исходных моделей состояния и наблюдения. В общем случае обработка информации в радиоэлектронных системах сопровождения (РЭСС) основана на использовании информации о входных сигналах и помехах, измерителях входной информации, а также характере движения воздушного судна. Эта априорная информация описывается в виде математических моделей сигналов, помех и их измерителей.

Для простого случая на основе гипотезы изменения фазовых координат с постоянной скоростью для оценивания дальности и скорости с учётом уравнения (2.7) запишем линейную модель состояния в векторно-матричной форме:

$$\left. \begin{aligned} [\mathbf{X}(k)] &= [\Phi] \times [\mathbf{X}(k-1)] + [\Gamma] \times [\xi_x(k-1)]; \\ \left. \begin{aligned} [D(k)] &= \begin{bmatrix} 1 & \tau \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \times [D(k-1)] + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \xi_d(k-1) \\ 0 \end{bmatrix} \\ [V(k)] &= \begin{bmatrix} 1 & \tau \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \times [V(k-1)] + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \xi_d(k-1) \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

в алгебраической форме:

$$\left. \begin{aligned} D(k) &= D(k-1) + V(k-1)\tau + \xi_d(k-1); \\ V(k) &= V(k-1), \end{aligned} \right\} \quad (3.2)$$

где $D(k)$ и $V(k)$ – дальность до воздушного судна и его скорость; τ – интервал дискретизации; $\xi_d(k)$ – шумы возмущения, учитывающие турбулентность атмосферы, неравномерность тяги двигателей воздушных судов и так далее с известной матрицей ковариаций шумов

$$Q_x = M \left\{ \begin{bmatrix} \xi_d & \xi_d^T \end{bmatrix} \right\} = \begin{bmatrix} D_{dx} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad (3.3)$$

Так как предполагается, что измеряется в дальномере только дальность, то с учётом выражения (2.8) уравнение наблюдения в векторно-матричной форме имеет вид

$$\begin{aligned} [\mathbf{Z}_n(k)] &= [\mathbf{H}] \times [\mathbf{X}(k)] + \xi_n(k); \\ [D_n(k)] &= [1 \quad 0] \times \begin{bmatrix} D(k) \\ V(k) \end{bmatrix} + [\xi_{D_n}(k)], \end{aligned} \quad (3.4)$$

в алгебраической форме:

$$D_n(k) = D(k) + \xi_{D_n}(k), \quad (3.5)$$

где $\xi_{D_n}(k)$ – дискретный белый шум измерителя дальности с известной дисперсией шумов измерений;

$$R_D = M \left\{ \begin{matrix} \xi_{D_n} & \xi_{D_n}^T \end{matrix} \right\} = R_{D_n}. \quad (3.6)$$

3.1.2. Алгоритм фильтрации для оценивания дальности и скорости. На основании модели состояния (3.1), модели наблюдения (3.4) и учитывая уравнения (2.9) – (2.13), (3.3), (3.6), получим алгоритм фильтрации для оценивания сопровождаемой дальности и скорости:

$$D_o(k) = D_o(k-1) + K_{\phi 1}(k) \Delta D; \quad (3.7)$$

$$V_o(k) = V_o(k-1) + K_{\phi 1}(k) \Delta V; \quad (3.8)$$

$$D_o(k) = D_o(k-1) + V_o(k-1)\tau, \quad D_o(0) = D_n(0); \quad (3.9)$$

$$V_o(k) = V_o(k-1), \quad V_o(0) = V_n(0); \quad (3.10)$$

$$\Delta D(k) = D_n(k) - D_o(k); \quad (3.11)$$

$$\begin{aligned} P_o(k) &= \begin{bmatrix} P_{o11}(k) & P_{o12}(k) \\ P_{o21}(k) & P_{o22}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tau \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P_{o11}(k-1) & P_{o12}(k-1) \\ P_{o21}(k-1) & P_{o22}(k-1) \end{bmatrix} \times \\ &\times \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ \tau & 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{D_x} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; \end{aligned} \quad (3.12)$$

$$\begin{aligned} K_{\phi}(k) &= \begin{bmatrix} K_{\phi 1}(k) \\ K_{\phi 2}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{o11}(k) & P_{o12}(k) \\ P_{o21}(k) & P_{o22}(k) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \times \\ &\times \left\{ [1 \quad 0] \times \begin{bmatrix} P_{o11}(k) & P_{o12}(k) \\ P_{o21}(k) & P_{o22}(k) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} + R_{D_n} \right\}^{-1}; \end{aligned} \quad (3.13)$$

$$\begin{aligned} P_o(k) &= \begin{bmatrix} P_{o11}(k) & P_{o12}(k) \\ P_{o21}(k) & P_{o22}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{o11}(k) & P_{o12}(k) \\ P_{o21}(k) & P_{o22}(k) \end{bmatrix} - \\ &- \begin{bmatrix} P_{o11}(k) & P_{o12}(k) \\ P_{o21}(k) & P_{o22}(k) \end{bmatrix} \times [1 \quad 0] \times \begin{bmatrix} P_{o11}(k) & P_{o12}(k) \\ P_{o21}(k) & P_{o22}(k) \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (3.14)$$

Порядок действий при реализации алгоритма (3.7) – (3.14):

1. Вначале вводятся начальные условия ($k=0$) вектора $[D(0) \ V(0)]$, время дискретизации τ , элементы постоянных матриц H , H^T , $R_{дн}$, Φ , Φ^T , Q_x и матрицы $P_0(0)$:

$$- D_0(0) = D_3(0) + D_{и}(0), \ V_0(0) = V_3(0) = V_{и}(0);$$

- $H = [1 \ 0]$, $H^T = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}$, $R_{дн} = \sigma_d^2$ (σ_d – среднеквадратическая ошибка измерителя дальности);

- $\Phi = \begin{bmatrix} 1 & \tau \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\Phi^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ \tau & 1 \end{bmatrix}$, $Q_x = \begin{bmatrix} \sigma_{дх} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ ($\sigma_{дх}$ – среднеквадратическая ошибка шумов возмущения);

- $P_0(0) = \begin{bmatrix} \sigma_d^2 & 0 \\ 0 & \sigma_v^2 \end{bmatrix}$ (σ_d – среднеквадратическая ошибка измерения скорости).

2. По формуле (3.12) вычисляется на 1-м шаге матрица $P_3(1)$.

3. По формуле (3.13) вычисляется на 1-м шаге матрица $K_\phi(1)$.

4. По формулам (3.9) и (3.10) вычисляются на 1-м шаге составляющие вектора $[D_3(1) \ V_3(1)] - D_3(1)$ и $V_3(1)$.

5. По формуле (3.11) вычисляется на 1-м шаге матрица невязка измерения $\Delta D(1)$.

6. По формулам (3.12) и (3.13) вычисляются на 1-м шаге составляющие вектора $[D_0(1) \ V_0(1)] - D_0(1)$ и $V_0(1)$.

7. По формуле (3.14) вычисляется на 1-м шаге матрица $P_0(1)$.

Шаг закончен. Далее идут в том же порядке вычисления на следующем шаге $P_3(2)$, $K_\phi(2)$ и т.д.

На основании алгоритма (3.7) – (3.14) разработана функциональная схема дальномерного канала РЭСС, приведённая на рис. 3.1. Функциональная схема включает в себя: фильтр отслеживаемого процесса; вычислитель коэффициентов усиления; измеритель дальности D . Фильтр отслеживаемого процесса состоит из усилителей невязки ΔD ($K_{\phi 1}$, $K_{\phi 2}$), экстраполятора дальности (устройства задержки УЗ1, сумматора Сум.3, коэффициента умножения τ), экстраполятора скорости (устройства задержки УЗ2). Вычислитель коэффициентов усиления K_ϕ состоит из вычислителя априорной ковариационной матрицы ошибок фильтрации P_0 , вычислителя апостериорной ковариационной матрицы ошибок фильтрации P_3 , вычислителя матрицы коэффициентов усиления K .

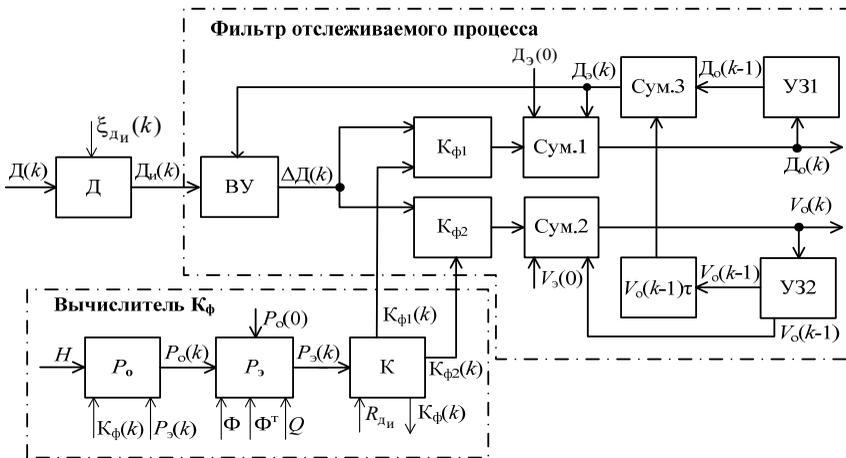


Рис. 3.1. Функциональная схема дальномерного канала

Входной сигнал $D_{и}$ измеряется РЛС. Выходные сигналы $D_o(k)$ и $V_o(k)$ могут использоваться для решения задач АС УВД и используются для внутреннего потребления фильтра по вычислению экстраполированных сигналов $D_s(k)$ и $V_s(k)$. Выходные сигналы на экстраполяторы подаются через устройства задержек, которые задерживают сигналы на время, равное одному шагу (время дискретизации τ).

В вычислителе коэффициентов усиления K имеется возможность рассчитать коэффициенты $K_{\phi 1}$ и $K_{\phi 2}$ заранее и хранить в запоминающем устройстве ЭВМ (на схеме не показано), так как $K_{\phi 1}$ и $K_{\phi 2}$ не зависят от результатов измерений.

Нестационарность устройства по отслеживанию фазовых координат обусловлена наличием в фильтрах переменных коэффициентов усиления невязок, которые изменяются от своих наибольших значений в момент начала работы до меньших значений в установившемся режиме. Такое изменение коэффициентов даёт возможность быстро отработать начальные ошибки захвата цели за счёт широкой полосы пропускания фильтров. В то же время более узкая полоса в установившемся режиме позволяет обеспечить хорошее сглаживание случайных возмущений.

3.1.3. Исследование и анализ характеристик дальномерного канала. Исследование проводилось путём имитационного моделирования перемещения цели относительно измерителя дальности D (3.5) и обработки алгоритмом оптимальной калмановской фильтрации (3.7) – (3.14) на примере сопровождения одной воздушной цели при условии, что ВС не маневрирует (ускорение ВС относительно РЛС $a = 0$).

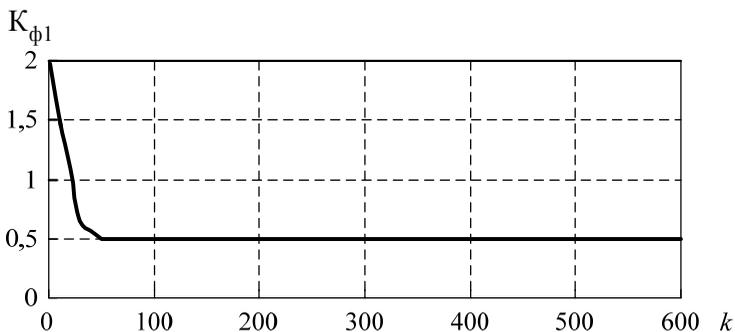


Рис. 3.2. Изменение коэффициента усиления невязки $K_{\phi 1}$

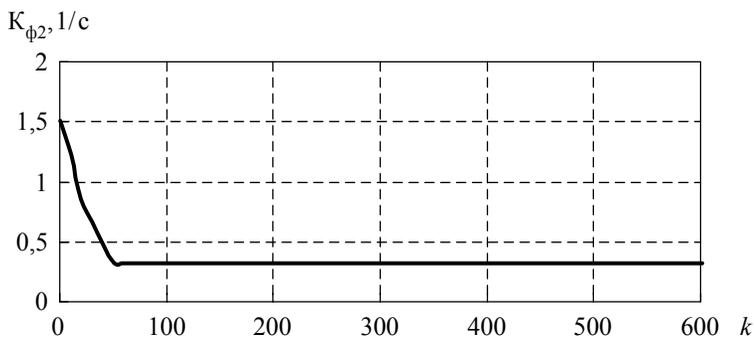


Рис. 3.3. Изменение коэффициента усиления невязки $K_{\phi 2}$

На рисунках 3.2 и 3.3 показано изменение коэффициентов усиления невязок $K_{\phi 1}$ и $K_{\phi 2}$ в зависимости от количества отсчетов k (времени фильтрации).

На рисунках 3.4 и 3.5 показано изменение потенциальной точности фильтра (потенциальные средние квадратические ошибки по дальности $\sigma_{дп} = \sqrt{P_{o11}}$ и скорости $\sigma_{вп} = \sqrt{P_{o22}}$) в зависимости от количества отсчетов k .

На рисунках 3.6 и 3.7 показано изменение реальной точности фильтра (реальные средние квадратические ошибки по дальности $\sigma_{др}$ и скорости $\sigma_{вр}$, которые находятся согласно выражению (3.19) в зависимости от количества отсчетов k).

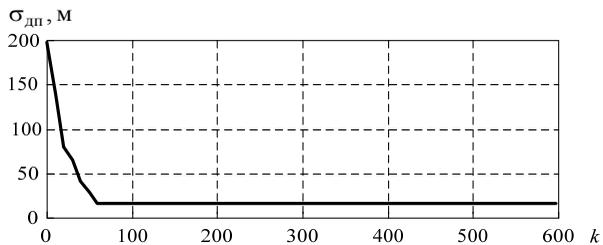


Рис. 3.4. Изменение потенциальной точности фильтра по дальности

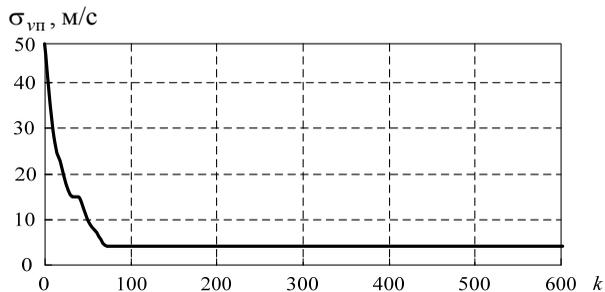


Рис. 3.5. Изменение потенциальной точности фильтра по скорости

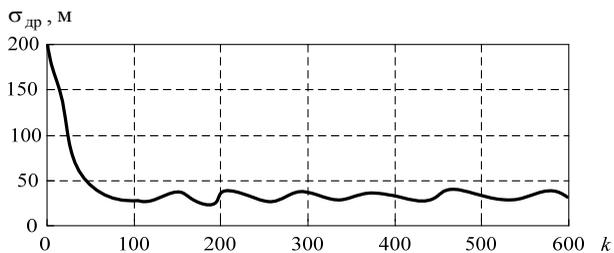


Рис. 3.6. Изменение реальной точности фильтра по дальности

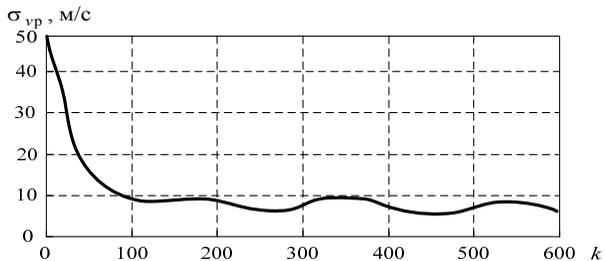


Рис. 3.7. Изменение реальной точности фильтра по скорости

Анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы:

1. Сравнивая полученные реальные СКО с потенциальными СКО, можно заметить, что реальные наибольшие ошибки, оценивания дальности и скорости отличаются незначительно от потенциальных.

2. Потенциальные СКО фильтрации достаточно быстро сходят от начальных значений к существенно меньшим значениям и принимают в установившемся режиме постоянные величины.

3. Реальные СКО достаточно быстро уменьшают свои значения относительно начальных, но в установившемся режиме имеют непостоянные величины.

Это связано с тем, что потенциальные точностные характеристики не зависят от результатов измерений, а зависят от постоянных значений составляющих элементов уравнений Риккати (3.7) – (3.14). Реальные точностные характеристики зависят от результатов измерений, которые моделируются истинными значениями и шумами наблюдений. Шумы наблюдения имитируются по гауссовскому закону.

4. В данном фильтре получены небольшие СКО, так как модель состояния (3.2) адекватна условиям изменения дальности и скорости ($a = 0$), и рассчитаны оптимальные коэффициенты усиления.

5. Если модель состояния (3.2) использовать для фильтрации фазовых координат, которые изменяются по нелинейному закону относительно РЛС, то будут увеличиваться ошибки СКО или фильтр будет склонен к расходимости (резко увеличиваются ошибки СКО). В этом случае можно говорить, что данный фильтр не оптимален к происходящему процессу.

3.2. ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ α - β И α - β - γ ФИЛЬТРАЦИИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ

Для решения задачи сопровождения целей по дальности в современных радиолокационных станциях (РЛС) формируются оценки дальности D и скорости сближения V по алгоритму α - β фильтрации [2]:

$$D_o(k) = D_o(k) + \alpha \Delta D(k); \quad (3.15)$$

$$V_o(k) = V_o(k) + \frac{\beta}{\tau} \Delta D(k); \quad (3.16)$$

$$D_o(k) = D_o(k-1) + V_o(k-1)\tau, \quad D_o(0) = D_n(0); \quad (3.17)$$

$$V_o(k) = V_o(k-1), \quad V_o(0) = V_n(0); \quad (3.18)$$

$$\Delta D(k) = D_n(k) - D_o(k); \quad (3.19)$$

а по алгоритму α - β - γ фильтрации – оценки дальности D_o скорости сближения V_o , ускорения a_o [1]:

$$D_o(k) = D_s(k) + \alpha \Delta D(k); \quad (3.20)$$

$$V_o(k) = V_s(k) + \frac{\beta}{\tau} \Delta D(k); \quad (3.21)$$

$$a_o(k) = a_s(k) + \frac{\gamma}{\tau^2} \Delta D(k); \quad (3.22)$$

$$D_s(k) = D_o(k-1) + V_o(k-1)\tau + 0,5a_o(k-1)\tau^2, \quad D_s(0) = D_{и}(0); \quad (3.23)$$

$$V_s(k) = V_o(k-1) + a_o(k-1)\tau, \quad V_s(0) = V_{и}(0); \quad (3.24)$$

$$a_s(k) = a_o(k-1), \quad a_s(0) = a_{и}(0); \quad (3.25)$$

$$\Delta D(k) = D_{и}(k) - D_s(k); \quad (3.26)$$

В выражениях (3.15) – (3.26): k – время дискретизации; τ – интервал дискретизации; D_s , V_s , a_s – экстраполированные значения дальности, скорости и ускорения; $D_{и}$ – дальность, измеренная первичным измерителем.

На основании выражений (3.15) – (3.19) и (3.20) – (3.26) проводилось имитационное моделирование движения цели относительно РЛС. Изменение ускорения воздушного судна относительно РЛС показано на рис. 3.8.

Результаты моделирования представлены на рис. 3.8 и 3.9, где даны графики изменения во времени СКО оценки фильтрации дальности D и скорости V по линии визирования между РЛС и воздушным судном.

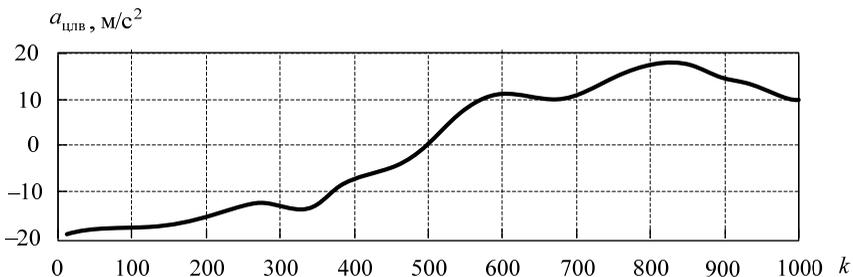


Рис. 3.8. Изменение ускорения ВС относительно РЛС

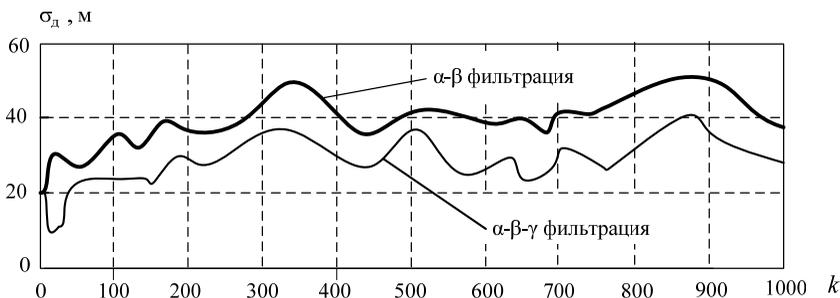


Рис. 3.9. Зависимость СКО дальности от времени

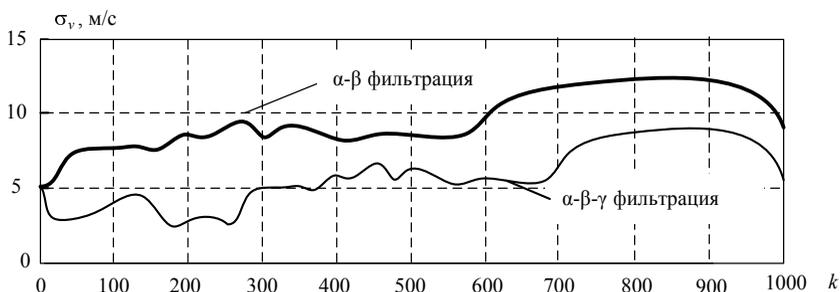


Рис. 3.10. Зависимость СКО скорости от времени

Из графиков (рис. 3.9 и 3.10) видно, что СКО по дальности и скорости меньше в α - β - γ фильтра по сравнению α - β фильтром. Это связано с тем, что в алгоритме α - β - γ фильтра используется модель состояния на основе гипотезы изменения фазовых координат с постоянным ускорением:

$$D(k) = D(k-1) + V(k-1)\tau + 0,5a(k-1)\tau^2; \quad (3.27)$$

$$V(k) = V(k-1) + a(k-1)\tau; \quad (3.28)$$

$$a(k) = a(k-1), \quad (3.29)$$

в алгоритме α - β фильтра используется модель состояния на основе гипотезы изменения фазовых координат с постоянной скоростью:

$$D(k) = D(k-1) + V(k-1)\tau; \quad (3.30)$$

$$V(k) = V(k-1). \quad (3.31)$$

Модель состояния (3.27) – (3.29) более точно описывает модель движения воздушного судна относительно РЛС по сравнению с моделью уравнений (3.30) и (3.31), что позволяет более точно осуществлять экстраполяцию в α - β - γ фильтре.

Анализ графиков (рис. 3.9 и 3.10) показывает, что СКО по дальности и скорости не отвечают современным требованиям по точности РЛС. Предпочтительным вариантом решения данной проблемы является синтез радиоэлектронной следящей системы по оценке траектории движения воздушной цели с использованием данных её пространственной ориентации, который позволит более точно выбрать модель системы с учётом манёвров воздушных судов, по сравнению с существующими моделями систем.

3.3. ДИСКРЕТНЫЙ КАЛМАНОВСКИЙ ФИЛЬТР ЗИНГЕРОВСКОЙ МОДЕЛИ

Часто используется при синтезе РЭСС зингеровская модель состояния, где ускорение моделируется с помощью стационарного процесса применительно к ансамблю всех возможных траекторий ВС [2]. Зингеровская модель состояния дальномерного канала имеет следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} D(k) &= D(k-1) + V(k-1)\tau + 0,5a(k-1)\tau^2, \\ V(k) &= V(k-1) + a(k-1)\tau, \\ a(k) &= (1 - \alpha_\phi T)a(k-1) + \xi_a(k-1), \end{aligned} \right\} \quad (3.32)$$

где α_ϕ – постоянная времени манёвра; $\xi_a(k-1)$ – центрированный гауссовский шум с известной дисперсией D_a .

Так как в модели (3.32) ускорение задаётся с учётом ансамбля всех возможных траекторий, то формируемый фильтр оптимален по отношению к ансамблю траекторий и неоптимален по отношению к одиночной траектории. Исследования показали [2, 5], что при данной модели приемлемые оценки по дальности, скорости, ускорению имеют место, если воздушное судно движется с постоянной скоростью или равноускоренно. При манёврах воздушного судна (пикирование, вираж и др.) СКО оценки дальности увеличиваются в 2–2,5 раза, скорости – 3–3,5 раза, ускорения – 3,5–4 раза, что является недопустимым в АС УВД.

Манёвр воздушного судна для РЛС представляет собой нестационарный процесс, поскольку траектория состоит из участков, где ускорение меняется в зависимости от вида и этапа манёвра. Статистически точно, на основе модели Зингера, описать закон изменения ускорения при манёвре цели затруднено.

Усовершенствованные принципы АС УВД требуют оценки текущего ускорения воздушного судна [2, 9]. Однако манёвры самолётов, являющихся целью, характеризуются высоким поперечным ускорением и низким, часто незначительным продольным ускорением. Эта информация может использоваться для создания модели состояния цели. При этом сокращается неопределённость относительного перемещения цели. Оценку поведения целей при манёвре можно основывать на том, что её кинематические параметры (скорость, ускорение) коррелированы во времени. Но обычно РЛС позволяет измерять только координаты цели (дальность, углы азимута и места). Для того чтобы иметь информацию об ускорении цели, необходимо знать кинематические и динамические характеристики цели: скорость, угол наклона, путевой угол, перегрузки.

4. РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

4.1. МОДЕЛЬ УСКОРЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Для того чтобы иметь информацию об ускорении воздушного судна (цели), необходимо знать кинематические характеристики цели [10, 11, 12]: скорость $V_{ц}$, угол наклона θ , путевой угол φ . Использование характеристик $V_{ц}$, θ , φ основано на довольно жёсткой связи между ориентацией цели и её ускорением. Для оценки ускорения движения цели необходимо выбрать систему координат, задать её начало и положительные направления координатных осей и выбрать начало отсчёта времени. Для расчёта ускорения движения цели целесообразно использовать траекторную систему координат $OX_T Y_T Z_T$. Траекторная система координат является подвижной, её начало помещается на воздушном судне, обычно в центре масс. Ось OX_T (рис. 4.1) направлена по касательной траектории воздушного судна и совпадает с вектором скорости $V_{ц}$. Ось OY_T направлена по перпендикуляру к оси OX_T и лежит в вертикальной плоскости. Ось OZ_T образует правую систему координат. Система координат $OX_T Y_T Z_T$ повёрнута относительно нормальной системы координат на угол φ вокруг оси OY_g и угол θ вокруг оси OZ_T .

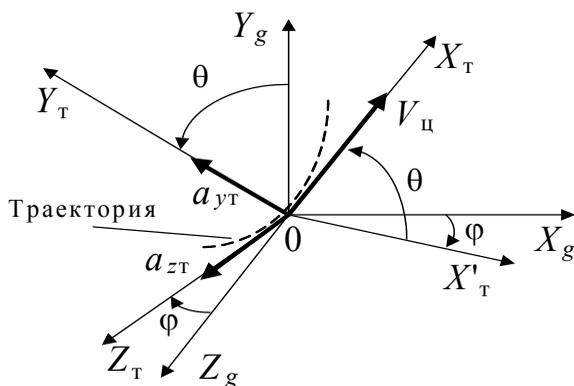


Рис. 4.1. Траекторная и нормальная системы координат

θ – угол между вектором скорости воздушного судна и его проекцией на горизонтальную плоскость ($X_g O Y_g$). φ – угол, заключённый между проекцией вектора скорости на горизонтальную плоскость и осью $O X_g$.

В нормальной системе координат $O X_g Y_g Z_g$ (рис. 4.1) начало координат совпадает с центром масс летательного аппарата. Ось $O X_g$ направлена к Северу параллельно касательной к меридиану. Ось $O Y_g$ направлена вверх по местной вертикали. Ось $O Z_g$ лежит в плоскости параллели и направлена на Восток, образуя с осями $O X_g$ и $O Y_g$ правую систему координат.

Причём необходимо отметить, что система координат $O X_g Y_g Z_g$ является неподвижной. Связь между траекторной и нормальной системами координат приведена в табл. 4.1.

Из теоретической механики известно векторное выражение для ускорения движения в неподвижной системе координат $O_g X_g Y_g Z_g$, связанной с землей [2, 10]:

$$\vec{a} = \frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V}, \quad (4.1)$$

где $\frac{d\vec{V}}{dt}$ – так называемая локальная, или «местная» производная, характеризующая ускорение координат подвижной, в нашем случае – траекторной системе координат (эта часть ускорения воспринималась бы наблюдателем, располагающимся на подвижной системе координат и вращающимся вместе с ней); $\vec{\omega}$ и \vec{V} – векторы вращательной и поступательной скоростей траекторной системы относительно системы координат $O X_g Y_g Z_g$.

4.1. Связь между траекторной и нормальной системами координат

Нормальная система координат	Траекторная система координат		
	$O X_T$	$O Y_T$	$O Z_T$
$O X_g$	$\cos\theta\cos\varphi$	$-\sin\theta\cos\varphi$	$\sin\varphi$
$O Y_g$	$\sin\varphi$	$\cos\theta$	0
$O Z_g$	$-\sin\varphi\cos\theta$	$\sin\varphi\cos\theta$	$\cos\varphi$

Общая форма записи проекций ускорения на оси любой подвижной системы координат также известна из теоретической механики [2]:

$$\left. \begin{aligned} a_{xT} &= \frac{dV_x}{dt} + \omega_{yT}V_z - \omega_{zT}V_y; \\ a_{yT} &= \frac{dV_y}{dt} + \omega_{zT}V_x - \omega_{xT}V_z; \\ a_{zT} &= \frac{dV_z}{dt} + \omega_{xT}V_y - \omega_{yT}V_x. \end{aligned} \right\} \quad (4.2)$$

Как было подчёркнуто выше, траекторная система координат является скоростной (вектор скорости цели направлен по оси OX), следовательно $V_x = V; V_y \equiv 0; V_z \equiv 0$.

Так как траекторная система координат $OX_T Y_T Z_T$ повернута относительно нормальной системы координат на угол φ вокруг оси OY_g и угол θ вокруг оси OZ_g , то вектор угловой скорости ω_θ совпадает с направлением оси OZ_T , т.е. $\omega_{zT} = \omega_\theta$. Вектор угловой скорости ω_φ направлен вверх и отклонён от оси OY_g на угол θ , т.е. $\omega_{yT} = \omega_\varphi \cos \theta$.

С учётом этого получим проекции ускорения на оси траекторной системы координат:

$$\left. \begin{aligned} a_{xT} &= \frac{dV_{ц}}{dt} = \dot{V}_{ц}; \\ a_{yT} &= V_{ц}\omega_\theta; \\ a_{zT} &= -V_{ц}\omega_\varphi \cos \theta. \end{aligned} \right\} \quad (4.3)$$

Из выражений (4.3) видно, что ускорение по оси X_T зависит только от изменения модуля скорости цели, по оси Y_T зависит от модуля скорости цели и изменением угла наклона ω_θ , по оси Z_T зависит от проекции вектора скорости $V_{ц}$ на горизонтальную плоскость и изменением путевого угла ω_φ . С учётом рис. 4.1 и табл. 4.1 запишем проекции ускорения цели в нормальной системе координат $OX_g Y_g Z_g$:

$$\left. \begin{aligned} a_{xg} &= a_{xT} \cos \theta \cos \varphi - a_{yT} \sin \theta \cos \varphi + a_{zT} \sin \varphi; \\ a_{yg} &= a_{xT} \sin \theta + a_{yT} \cos \theta; \\ a_{zg} &= -a_{xT} \cos \theta \sin \varphi + a_{yT} \sin \theta \sin \varphi + a_{zT} \cos \varphi. \end{aligned} \right\} \quad (4.4)$$

Подставив уравнения (4.3) в уравнения (4.4), получим

$$\left. \begin{aligned} a_{xg} &= \dot{V}_{ц} \cos \theta \cos \varphi - V_{ц} \omega_{\theta} \sin \theta \cos \varphi - V_{ц} \omega_{\varphi} \cos \theta \sin \varphi; \\ a_{yg} &= \dot{V}_{ц} \sin \theta + V_{ц} \omega_{\theta} \cos \theta; \\ a_{zg} &= -\dot{V}_{ц} \cos \theta \sin \varphi + V_{ц} \omega_{\theta} \sin \theta \sin \varphi - V_{ц} \omega_{\varphi} \cos \theta \cos \varphi. \end{aligned} \right\} \quad (4.5)$$

Из рисунка 4.1 видно, что проекции вектора скорости $V_{ц}$ на оси координат $OX_g Y_g Z_g$ равны

$$\left. \begin{aligned} V_{xg} &= V_{ц} \cos \theta \cos \varphi; \\ V_{yg} &= V_{ц} \sin \theta; \\ V_{zg} &= -V_{ц} \cos \theta \sin \varphi. \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

Если в уравнениях (4.6) взять производную по времени от V_{xg} , V_{yg} , V_{zg} , то получим уравнения (4.5).

РЛС измеряет фазовые координаты цели (дальность, скорость, угол места, азимут) по линии визирования (ЛВ) в лучевой системе координат $OX_{л} Y_{л} Z_{л}$ (рис. 4.2).

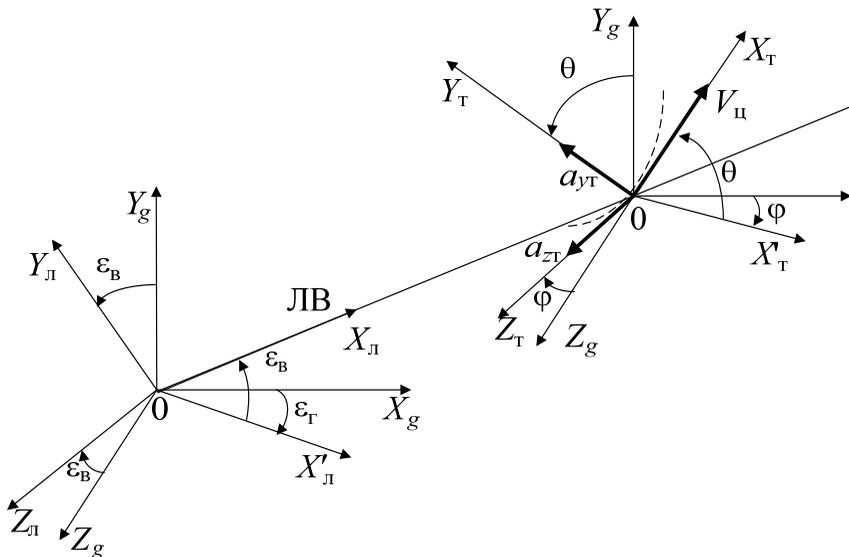


Рис. 4.2. Траекторная, нормальная, лучевая системы координат

Ось $OX_{л}$ направлена по линии визирования, ось $OZ_{л}$ лежит в горизонтальной плоскости и перпендикулярна оси $OX_{л}$. Ось $OY_{л}$ образует с осями $OX_{л}$ и $OZ_{л}$ правую систему координат. Лучевая система координат может быть получена из нормальной $OX_g Y_g Z_g$ путём следующих поворотов: систему $OX_g Y_g Z_g$ повернуть вокруг оси OY_g на угол $\varepsilon_{г}$, в результате получается система $OX'_{л} Y_g Z_{л}$; которую следует повернуть на угол $\varepsilon_{в}$ вокруг оси $OZ_{л}$, в результате получается система координат $OX_{л} Y_{л} Z_{л}$. Связь между лучевой и нормальной системами координат приведена в табл. 4.2.

Для того чтобы вычислить ускорение цели по линии визирования, необходимо спроецировать на линию визирования проекции скорости (4.6), затем взять производную по времени. С учётом табл. 4.2 и уравнений (4.6) получим скорость цели по линии визирования

$$V_{цлв} = V_{ц} \cos\theta \cos\varphi \cos\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г} + V_{ц} \sin\theta \sin\varepsilon_{в} + V_{ц} \cos\theta \sin\varphi \cos\varepsilon_{в} \sin\varepsilon_{г}. \quad (4.7)$$

Если взять производную по времени в выражении (4.7), считая что модуль $V_{ц}$ не меняется ($\dot{V}_{ц} = 0$), получим ускорение цели по линии визирования

$$\begin{aligned} a_{цлв} = & -V_{ц} (\sin\theta \cos\varphi \cos\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г} \omega_{\theta} + \cos\theta \sin\varphi \cos\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г} \omega_{\varphi} + \\ & + \cos\theta \cos\varphi \sin\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г} \omega_{в} + \cos\theta \cos\varphi \sin\varepsilon_{г} \cos\varepsilon_{в} \omega_{г}) + \\ & + V_{ц} (\cos\theta \sin\varepsilon_{в} \omega_{\theta} + \sin\theta \cos\varepsilon_{в} \omega_{в}) + \\ & + V_{ц} (-\sin\theta \sin\varphi \cos\varepsilon_{в} \sin\varepsilon_{г} \omega_{\theta} + \cos\theta \cos\varphi \cos\varepsilon_{в} \sin\varepsilon_{г} \omega_{\varphi} + \\ & + \cos\theta \sin\varphi \cos\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г} \omega_{г} - \cos\theta \sin\varphi \sin\varepsilon_{г} \sin\varepsilon_{в} \omega_{в}). \end{aligned} \quad (4.8)$$

После приведения выражения (4.8) получим

$$\begin{aligned} a_{цлв} = & V_{ц} (\cos\theta \sin\varepsilon_{в} (\omega_{\theta} - \omega_{в} \cos(\varphi - \varepsilon_{г})) + \sin\theta \cos\varepsilon_{в} \times \\ & \times (\omega_{в} - \omega_{\theta} \cos(\varphi - \varepsilon_{г})) + \cos\theta \cos\varepsilon_{в} \sin(\varphi - \varepsilon_{г}) (\omega_{г} - \omega_{\varphi})). \end{aligned} \quad (4.9)$$

4.2. Связь между лучевой и нормальной системами координат

Нормальная система координат	Лучевая система координат		
	$OX_{л}$	$OY_{л}$	$OZ_{л}$
OX_g	$\cos\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г}$	$\sin\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г}$	$\sin\varepsilon_{г}$
OY_g	$\sin\varepsilon_{в}$	$\cos\varepsilon_{в}$	0
OZ_g	$-\sin\varepsilon_{в} \cos\varepsilon_{г}$	$\varepsilon_{в} \sin\varepsilon_{г}$	$\cos\varepsilon_{г}$

Таким образом, ускорение цели по линии визирования зависит от модуля скорости цели $V_{ц}$; углов ориентации цели θ , φ и скорости изменения этих углов $\omega_\theta, \omega_\varphi$; углов линии визирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях ε_B и ε_r , скоростей линий визирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях ω_B и ω_r .

4.2. МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

С учётом выражений (3.32) и (4.9) можно использовать следующую модель состояния в дискретном времени для оценивания фазовых координат целей по линии визирования: дальности D , скорости сближения V , ускорения a , скорости цели $V_{ц}$, ускорения цели $a_{ц}$, угла наклона θ , угловой скорости наклона ω_θ , путевого угла φ , скорости путевого угла ω_φ , угла линии визирования в вертикальной плоскости ε_B , скорости линии визирования в вертикальной плоскости ω_B , угла линии визирования в горизонтальной плоскости ε_r , скорости линии визирования горизонтальной плоскости ω_r :

$$\left. \begin{aligned}
 D(k+1) &= D(k) + V(k)T + 0,5a(k)\tau^2; \\
 V(k+1) &= V(k) + a(k)\tau; \\
 a(k+1) &= V_{ц}(k)(\sin\varepsilon_B(k)\cos\theta(k)(\omega_\theta(k) - \omega_B(k)\cos(\varphi(k) - \varepsilon_r(k))) + \\
 &\quad + \sin\theta(k)\cos\varepsilon_B(k)(\omega_B(k) - \omega_\theta(k)\cos(\varphi(k) - \varepsilon_r(k)) + \\
 &\quad + \cos\varepsilon_B(k)\cos\theta(k)\sin(\varphi(k) - \varepsilon_r(k))(\omega_r(k) - \omega_\varphi(k)) + \xi_a(k); \\
 V_{ц}(k+1) &= V_{ц}(k) + a_{ц}(k)\tau; \\
 a_{ц}(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 1})a_{ц}(k) + \xi_{a_{ц}}(k) \\
 \theta(k+1) &= \theta(k) + \omega_\theta(k)\tau; \\
 \omega_\theta(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 2})\omega_\theta(k) + \xi_{\omega_\theta}(k); \\
 \varphi(k+1) &= \varphi(k) + \omega_\varphi(k)\tau; \\
 \omega_\varphi(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 3})\omega_\varphi(k) + \xi_{\omega_\varphi}(k); \\
 \varepsilon_B(k+1) &= \varepsilon_B(k) + \omega_B(k)\tau; \\
 \omega_B(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 4})\omega_B(k) + \xi_{\omega_B}(k); \\
 \varepsilon_r(k+1) &= \varepsilon_r(k) + \omega_r(k)\tau; \\
 \omega_r(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 5})\omega_r(k) + \xi_{\omega_r}(k),
 \end{aligned} \right\} (4.10)$$

В выражении (4.10) ξ_a , $\xi_{a_{ц}}$, $\xi_{\omega_{\theta}}$, $\xi_{\omega_{\phi}}$, ξ_{ω_b} , ξ_{ω_r} , ξ_{ω_b} и ξ_{ω_r} – центрированные гауссовские шумы ускорения цели по линии визирования, ускорения цели, угловой скорости наклона, скорости путевого угла, скорости линии визирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях с известными дисперсиями D_a , $D_{a_{ц}}$, $D_{\omega_{\theta}}$, $D_{\omega_{\phi}}$, D_{ω_b} , D_{ω_r} ; $\alpha_{\phi 1}$, $\alpha_{\phi 2}$, $\alpha_{\phi 3}$, $\alpha_{\phi 4}$ и $\alpha_{\phi 5}$ – постоянные манёвра ускорения цели, угловой скорости наклона, скорости путевого угла, скорости линии визирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Состав и вид измерителей, используемых для формирования оценок фазовых координат, определяется из необходимости условий наблюдаемости [8], а также обеспечения устойчивости формирования оценок. Выполнение условия наблюдаемости по формированию оценки фазовых координат определяется по критерию наблюдаемости. Для обеспечения оценки фазовых координат (4.10) должны измеряться дальность $D_{ц}$, скорость цели $V_{цн}$, угол наклона $\theta_{цн}$, путевой угол $\phi_{цн}$, угол линии визирования в вертикальной плоскости $\varepsilon_{вн}$, угол линии визирования в горизонтальной плоскости $\varepsilon_{гн}$.

Обобщённые векторы состояния и наблюдения:

$$X = [D \ V \ a \ V_{цн} \ a_{цн} \ \theta_{цн} \ \phi_{цн} \ \omega_{\theta_{цн}} \ \omega_{\phi_{цн}} \ \varepsilon_{вн} \ \omega_{вн} \ \varepsilon_{гн} \ \omega_{гн}]^T; \quad (4.11)$$

$$z = [D_{цн} \ V_{цн} \ \theta_{цн} \ \phi_{цн} \ \varepsilon_{вн} \ \varepsilon_{гн}]^T. \quad (4.12)$$

С учётом декомпозиции обобщённых векторов состояния (4.11) и наблюдения (4.12) модели систем фильтров дальномерного канала примут следующий вид:

– модель системы по оценке дальности, скорости и ускорения:

$$\left. \begin{aligned} D(k+1) &= D(k) + V(k)\tau + 0,5a(k)\tau^2; \\ V(k+1) &= V(k) + a(k)\tau; \\ a(k+1) &= V_{цн}(k)(\cos\theta(k)\sin\varepsilon_{вн}(k)(\omega_{\theta}(k) - \omega_{вн}(k)\cos(\varphi(k) - \varepsilon_{гн}(k))) + \\ &\quad + \sin\theta(k)\cos\varepsilon_{вн}(k)(\omega_{б}(k) - \omega_{\theta}(k)\cos(\varphi(k) - \varepsilon_{гн}(k))) + \\ &\quad + \cos\theta(k)\cos\varepsilon_{вн}(k)\sin(\varphi(k) - \varepsilon_{гн}(k))(\omega_{гн}(k) - \omega_{\phi}(k))) + \xi_a(k), \end{aligned} \right\}; \quad (4.13)$$

$$D_{цн}(k+1) = D(k+1) + \xi_{D_{цн}}(k+1); \quad (4.14)$$

– модель системы по оценке скорости и ускорения цели:

$$\left. \begin{aligned} V_{цн}(k+1) &= V_{цн}(k) + a_{цн}(k)\tau; \\ a_{цн}(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi}\tau)a_{цн}(k) + \xi_{a_{цн}}(k), \end{aligned} \right\} \quad (4.15)$$

$$V_{цнн}(k+1) = V_{цн}(k+1) + \xi_{V_{цнн}}(k+1); \quad (4.16)$$

– модель системы по оценке угла наклона и угловой скорости наклона цели:

$$\left. \begin{aligned} \theta(k+1) &= \theta(k) + \omega_\theta(k)\tau; \\ \omega_\theta(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 2})\omega_\theta(k) + \xi_{\omega_\theta}(k); \end{aligned} \right\} \quad (4.17)$$

$$\theta_{\text{и}}(k+1) = \theta(k+1) + \xi_{\theta_{\text{и}}}(k+1); \quad (4.18)$$

– модель системы по оценке путевого угла и угловой скорости путевого угла цели:

$$\left. \begin{aligned} \varphi(k+1) &= \varphi(k) + \omega_\varphi(k)\tau; \\ \omega_\varphi(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 3})\omega_\varphi(k) + \xi_{\omega_\varphi}(k); \end{aligned} \right\} \quad (4.19)$$

$$\varphi_{\text{и}}(k+1) = \varphi(k+1) + \xi_{\varphi_{\text{и}}}(k+1); \quad (4.20)$$

– модель системы по оценке угла и скорости линии визирования в вертикальной плоскости:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{\text{в}}(k+1) &= \varepsilon_{\text{в}}(k) + \omega_{\text{в}}(k)\tau; \\ \omega_{\text{в}}(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 4})\omega_{\text{в}}(k) + \xi_{\omega_{\text{в}}}(k); \end{aligned} \right\} \quad (4.21)$$

$$\varepsilon_{\text{в}}(k+1) = \varepsilon_{\text{в}}(k+1) + \xi_{\varepsilon_{\text{вн}}}(k+1); \quad (4.22)$$

– модель системы по оценке угла и скорости линии визирования в горизонтальной плоскости

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{\text{г}}(k+1) &= \varepsilon_{\text{г}}(k) + \omega_{\text{г}}(k)\tau; \\ \omega_{\text{г}}(k+1) &= (1 - \alpha_{\phi 5})\omega_{\text{г}}(k) + \xi_{\omega_{\text{г}}}(k); \end{aligned} \right\} \quad (4.23)$$

$$\varepsilon_{\text{г}}(k+1) = \varepsilon_{\text{г}}(k+1) + \xi_{\varepsilon_{\text{гн}}}(k+1). \quad (4.24)$$

В уравнениях (4.14), (4.16), (4.18), (4.20), (4.22), (4.24) $\xi_{\text{дн}}$, $\xi_{V_{\text{цн}}}$, $\xi_{\theta_{\text{и}}}$, $\xi_{\varphi_{\text{и}}}$, $\xi_{\varepsilon_{\text{вн}}}$, $\xi_{\varepsilon_{\text{гн}}}$ – дискретные центрированные гауссовские шумы измерений с известными дисперсиями $D_{\text{дн}}$, $D_{V_{\text{цн}}}$, $D_{\theta_{\text{и}}}$, D_{ω_φ} , $D_{\varphi_{\text{и}}}$, $D_{\varepsilon_{\text{вн}}}$, $D_{\varepsilon_{\text{гн}}}$.

4.3. АЛГОРИТМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ФИЛЬТРОВ СОПРОВОЖДЕНИЯ

Алгоритмы функционирования фильтров сопровождения зависят от модели состояния и наблюдения. На основании моделей состояния (4.13), (4.15), (4.17), (4.19), (4.21), (4.23) и моделей наблюдения (4.14), (4.16), (4.18), (4.20), (4.22), (4.24) и с учётом выражений калмановской фильтрации [1–4] получены следующие алгоритмы фильтрации:

- алгоритм фильтрации для оценки дальности, скорости и ускорения:

$$D_o(k+1) = D_o(k) + K_{d11}(k+1)\Delta D(k+1); \quad (4.25)$$

$$V_o(k+1) = V_o(k) + K_{d21}(k+1)\Delta D(k+1); \quad (4.26)$$

$$a_o(k+1) = a_o(k) + K_{d31}(k+1)\Delta D(k+1); \quad (4.27)$$

$$D_o(k+1) = D_o(k) + V_o(k)\tau + 0,5a_o(k)\tau^2; \quad (4.28)$$

$$V_o(k+1) = V_o(k) + a_o(k)\tau; \quad (4.29)$$

$$\begin{aligned} a_s(k+1) = & V_{\text{цo}}(k)(\cos \theta_o(k) \sin \varepsilon_{\text{bo}}(k)(\omega_{\theta o}(k) - \omega_{\text{bo}}(k) \cos(\varphi_o(k) - \\ & - \varepsilon_{\text{ro}}(k))) + \sin \theta_o(k) \cos \varepsilon_{\text{bo}}(k)(\omega_{\text{bo}}(k) - \omega_{\theta o}(k) \cos(\varphi_o(k) - \\ & - \varepsilon_{\text{ro}}(k))) + \cos \theta_o(k) \cos \varepsilon_{\text{bo}}(k) \sin(\varphi_o(k) - \varepsilon_{\text{ro}}(k)) \times \\ & \times (\omega_{\text{ro}}(k) - \omega_{\varphi o}(k))); \end{aligned} \quad (4.30)$$

$$\Delta D(k+1) = D_{\text{и}}(k+1) - D_o(k+1); \quad (4.31)$$

- алгоритм фильтрации для оценки скорости и ускорения цели:

$$V_{\text{цo}}(k+1) = V_{\text{цo}}(k) + K_{v_{\text{ц}}11}(k+1)\Delta V_{\text{ц}}(k+1); \quad (4.32)$$

$$a_{\text{цo}}(k+1) = a_{\text{цo}}(k) + K_{v_{\text{ц}}21}(k+1)\Delta V_{\text{ц}}(k+1); \quad (4.33)$$

$$a_{\text{цo}}(k+1) = (1 - \alpha_{\text{ф}}\tau)a_{\text{цo}}(k); \quad (4.34)$$

$$\Delta V_{\text{ц}}(k+1) = V_{\text{ци}}(k+1) - V_{\text{цo}}(k+1); \quad (4.35)$$

- алгоритм фильтрации для оценки угла и угловой скорости наклона:

$$\theta_o(k+1) = \theta_o(k) + K_{\theta11}(k+1)\Delta \theta(k+1); \quad (4.36)$$

$$\omega_{\theta \text{цo}}(k+1) = \omega_{\theta \text{цo}}(k) + K_{\theta21}(k+1)\Delta \theta(k+1); \quad (4.37)$$

$$\theta_o(k+1) = \theta_o(k) + \omega_{\theta \text{цo}}(k)\tau; \quad (4.38)$$

$$\omega_{\theta \text{цo}}(k+1) = (1 - \alpha_{\text{ф}}\tau)\omega_{\theta \text{цo}}(k); \quad (4.39)$$

$$\Delta \theta(k+1) = \theta_{\text{иц}}(k+1) - \theta_{\text{цo}}(k+1); \quad (4.40)$$

- алгоритм фильтрации для оценки путевого угла и угловой скорости путевого угла:

$$\varphi_o(k+1) = \varphi_o(k) + K_{\varphi11}(k+1)\Delta \varphi(k+1); \quad (4.41)$$

$$\omega_{\varphi_{\text{ЦО}}}(k+1) = \omega_{\varphi_{\text{ЦЗ}}}(k+1) + K_{\varphi_{\text{ЦЗ}}21}(k+1)\Delta\varphi(k+1); \quad (4.42)$$

$$\varphi_{\text{З}}(k+1) = \varphi_{\text{О}}(k) + \omega_{\varphi_{\text{ЦО}}}(k)\tau; \quad (4.43)$$

$$\omega_{\varphi_{\text{ЦЗ}}}(k+1) = (1 - \alpha_{\varphi}\tau)\omega_{\varphi_{\text{ЦО}}}(k); \quad (4.44)$$

$$\Delta\varphi(k+1) = \varphi_{\text{ЦЦ}}(k+1) - \varphi_{\text{ЦЗ}}(k+1); \quad (4.45)$$

– алгоритм фильтрации для оценки угла и скорости линии визирования в вертикальной плоскости:

$$\varepsilon_{\text{ВО}}(k+1) = \varepsilon_{\text{ВЗ}}(k+1) + K_{\varepsilon_{\text{В}}11}(k+1)\Delta\varepsilon_{\text{В}}(k+1); \quad (4.46)$$

$$\omega_{\text{ВО}}(k+1) = \omega_{\text{ВЗ}}(k+1) + K_{\varepsilon_{\text{В}}21}(k+1)\Delta\varepsilon_{\text{В}}(k+1); \quad (4.47)$$

$$\varepsilon_{\text{ВЗ}}(k+1) = \varepsilon_{\text{ВО}}(k) + \omega_{\varepsilon_{\text{ВО}}}(k)\tau; \quad (4.48)$$

$$\omega_{\text{ВЗ}}(k+1) = (1 - \alpha_{\varphi}\tau)\omega_{\text{ВО}}(k); \quad (4.49)$$

$$\Delta\varepsilon_{\text{В}}(k+1) = \varepsilon_{\text{ВИ}}(k+1) - \varepsilon_{\text{ВЗ}}(k+1); \quad (4.50)$$

– алгоритм фильтрации для оценки угла и скорости линии визирования в горизонтальной плоскости:

$$\varepsilon_{\text{ГО}}(k+1) = \varepsilon_{\text{ГЗ}}(k+1) + K_{\varepsilon_{\text{Г}}11}(k+1)\Delta\varepsilon_{\text{Г}}(k+1); \quad (4.51)$$

$$\omega_{\text{ГО}}(k+1) = \omega_{\text{ГЗ}}(k+1) + K_{\varepsilon_{\text{Г}}21}(k+1)\Delta\varepsilon_{\text{Г}}(k+1); \quad (4.52)$$

$$\varepsilon_{\text{ГЗ}}(k+1) = \varepsilon_{\text{ГО}}(k) + \omega_{\varepsilon_{\text{ГО}}}(k)\tau; \quad (4.53)$$

$$\omega_{\text{ГЗ}}(k+1) = (1 - \alpha_{\varphi}\tau)\omega_{\text{ГО}}(k); \quad (4.54)$$

$$\Delta\varepsilon_{\text{Г}}(k+1) = \varepsilon_{\text{ГИ}}(k+1) - \varepsilon_{\text{ГЗ}}(k+1). \quad (4.55)$$

На основании алгоритмов (4.25) – (4.55) разработана структурная схема следящей системы дальномера (рис. 4.3), которая включает в себя: базовый фильтр, фильтр 1, фильтр 2, фильтр 3, фильтр 4.

Базовый фильтр состоит из устройства вычитания (УВ1), усилителей невязки ДД ($K_{\text{д}11}, K_{\text{д}21}, K_{\text{д}31}$), экстраполятора дальности (ЭД), экстраполятора скорости (ЭС), экстраполятора ускорения (ЭУ), устройств задержки (УЗ1, УЗ2, УЗ3), сумматоров (СУМ1, СУМ2, СУМ3).

Фильтр 1 состоит из устройства вычитания (УВ2), усилителей невязки $\Delta\theta$ ($K_{\theta11}, K_{\theta21}$), экстраполятора угла наклона (ЭУН), экстраполятора угловой скорости наклона (ЭУСН), устройств задержки (УЗ4, УЗ5), сумматоров (СУМ4, СУМ5).

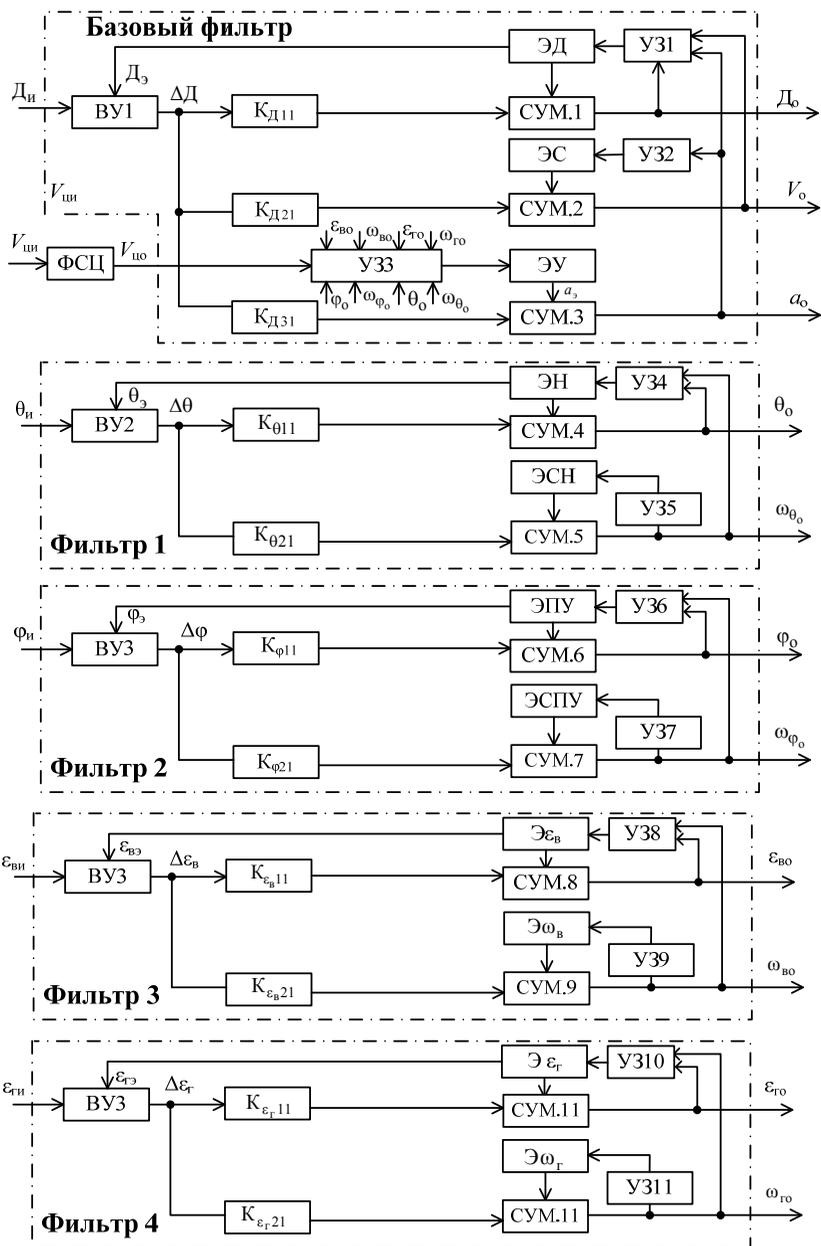


Рис. 4.3. Структурная схема следящей системы дальномера

Фильтр 2 состоит из устройства вычитания (УВ3), усилителей невязки $\Delta\varphi$ ($K_{\varphi 11}, K_{\varphi 21}$), экстраполятора путевого угла (ЭПУР), экстраполятора скорости путевого угла (ЭСПУ), устройств задержки (УЗ6, УЗ7), сумматоров (СУМ6, СУМ7).

Фильтр 3 состоит из устройства вычитания (УВ4), усилителей невязки $\Delta\varepsilon_{\text{в}}$ ($K_{\varepsilon_{\text{в}11}}, K_{\varepsilon_{\text{в}21}}$), экстраполяторов угла и скорости линии визирования в вертикальной плоскости ($\Delta\varepsilon_{\text{в}}$, $\Delta\omega_{\text{в}}$) устройств задержки (УЗ8, УЗ9), сумматоров (СУМ8, СУМ9).

Фильтр 4 состоит из устройства вычитания (УВ5), усилителей невязки $\Delta\varepsilon_{\text{г}}$ ($K_{\varepsilon_{\text{г}11}}, K_{\varepsilon_{\text{г}21}}$), экстраполяторов угла и скорости линии визирования в горизонтальной плоскости ($\Delta\varepsilon_{\text{г}}$, $\Delta\omega_{\text{г}}$) устройств задержки (УЗ10, УЗ11), сумматоров (СУМ10, СУМ11).

Фильтр скорости цели (ФСЦ) состоит из устройства вычитания $\Delta V_{\text{ц}}$, усилителей невязки $\Delta V_{\text{ц}}$ ($K_{v_{\text{ц}11}}, K_{v_{\text{ц}21}}$), экстраполяторов скорости и ускорения цели, устройств задержки, сумматоров (на схеме не показаны).

В рассматриваемой структурной схеме устройство по отслеживанию фазовых координат представляет собой многомерную нестационарную многоконтурную систему. Многомерность обусловлена наличием входных сигналов ($D_{\text{и}}$, $\theta_{\text{и}}$, $\varphi_{\text{и}}$, $\varepsilon_{\text{ви}}$, $\varepsilon_{\text{ги}}$, $V_{\text{ци}}$) и выходных сигналов ($D_{\text{о}}$, $V_{\text{о}}$, $a_{\text{о}}$, $\theta_{\text{о}}$, $\omega_{\theta_{\text{о}}}$, $\varphi_{\text{о}}$, $\omega_{\varphi_{\text{о}}}$, $\varepsilon_{\text{во}}$, $\omega_{\varepsilon_{\text{во}}}$, $\varepsilon_{\text{го}}$, $\omega_{\varepsilon_{\text{го}}}$, $V_{\text{цо}}$). Входные сигналы $D_{\text{и}}$, $\varepsilon_{\text{ви}}$, $\varepsilon_{\text{ги}}$ измеряются РЛС, сигналы $\theta_{\text{и}}$, $\varphi_{\text{и}}$, $V_{\text{ци}}$ поступают от бортовых датчиков. Выходные сигналы $D_{\text{о}}$, $V_{\text{о}}$, $a_{\text{о}}$ используются для базового фильтра при вычислении экстраполированных сигналов $D_{\text{з}}$, $V_{\text{з}}$. Выходные сигналы ($\theta_{\text{о}}$, $\omega_{\theta_{\text{о}}}$, $\varphi_{\text{о}}$, $\omega_{\varphi_{\text{о}}}$, $\varepsilon_{\text{во}}$, $\omega_{\varepsilon_{\text{во}}}$, $\varepsilon_{\text{го}}$, $\omega_{\varepsilon_{\text{го}}}$, $V_{\text{цо}}$) при вычислении экстраполированных сигналов $a_{\text{з}}$. Выходные сигналы на экстраполяторы подаются через устройства задержки, которые задерживают сигналы на время, равное одному шагу вычисления τ . Выходные сигналы $D_{\text{о}}$, $V_{\text{о}}$, $a_{\text{о}}$ поступают к потребителям информации для реализации алгоритмов АС УВД.

Нестационарность устройства отслеживания фазовых координат обусловлена наличием в фильтрах переменных коэффициентов усиления невязок, которые изменяются от своих наибольших значений в момент начала работы до меньших значений в установившемся режиме. В данном фильтре коэффициенты усиления не зависят от оценок фазовых координат.

4.4. ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ФИЛЬТРОВ СОПРОВОЖДЕНИЯ

4.4.1. Анализ условий применения АС УВД. АС УВД в процессе применения испытывают влияние различных факторов [2, 10]:

- рельеф местности;
- метеообстановка;
- помеховая обстановка;
- динамика полёта ВС.

Рельеф местности влияет на формирование зоны обзора путём создания углов закрытия и появления «слепых» зон, где РЛС АС УВД не могут обнаруживать воздушное судно. Также возможна интенсивная засветка экранов индикаторов РЛС эхосигналами, отражёнными от местных предметов на малой дальности от РЛС.

Метеообстановка создаёт различные условия для работы РЛС АС УВД. В условиях гидрометеоров создаются пассивные помехи на экранах индикаторов РЛС посадки. Перепады температуры, влажности и давления накладывают дополнительные требования к характеристикам и параметрам отдельных узлов и элементов РЛС.

Помеховая обстановка включает в себя преднамеренные активные и пассивные и непреднамеренные пассивные. Для компенсации действия помех необходимо применять различные режимы работы, а также использовать определённые технические решения.

Динамичность полёта летательного аппарата заключается в том, что его движение осуществляется в определённых границах воздушной зоны по установленным маршрутам полёта. На работе АС УВД сказывается постоянное изменение воздушной обстановки, параметров полёта (скорость, пространственное положение, режим полёта, высота).

В районе аэродрома можно выделить следующие типовые манёвры:

- большая коробочка;
- малая коробочка;
- заход на посадку с прямой.

Схема построения манёвра «большая коробочка» показана на рис. 4.4.

После получения разрешения на посадку лётчик с помощью радиокompаса выводит самолёт на дальнюю приводную радиостанцию, выполняя при этом снижение таким образом, чтобы в момент прохода дальнего приводного радиомаяка (ДПРМ) самолёт оказался на высоте 300 м. После пролёта ДПРМ самолёт устанавливается на курс, параллельный посадочному, и с этим курсом следует в течение 1...1,5 минут (в зависимости от типа самолёта). По истечении этого времени выполняется первый разворот самолёта на 90° влево, если на аэродроме принят левый круг. Второй и третий развороты на 90° выполняются при курсовом угле радиостанции (КУР), равном 240°. Четвёртый разворот выполняется при КУР, равном 290°.

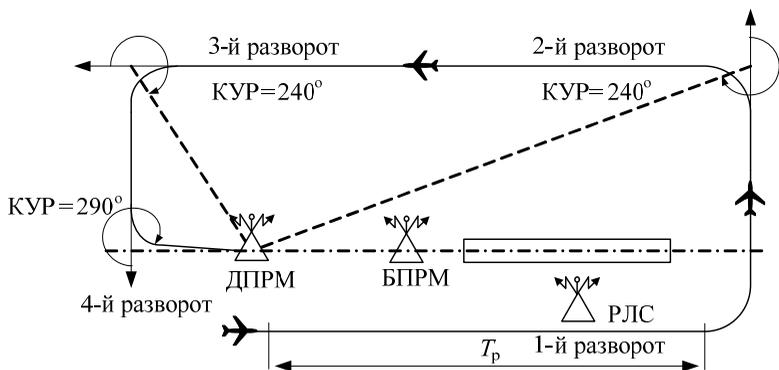


Рис. 4.4. Схема построения манёвра «большая коробочка»

Если на аэродроме принят правый круг, второй и третий развороты вправо на 90° начинаются при КУР, равном 120° , а четвёртый разворот – при КУР, равном 70° . После четвёртого разворота и выхода самолёта на посадочный курс, самолёт переводится в режим планирования с расчётом пройти ДПРМ на высоте 200 м, а ближнего приводного радиомаяка (БПРМ) – на высоте 50...70 м. После прохода ближнего маркерного радиомаяка (МРМ) и выхода из облаков должна визуально просматриваться взлётно-посадочная полоса (ВПП), и дальнейший полёт и посадка производятся визуально.

При построении манёвра «малая коробочка» самолёт выводится в район аэродрома по дальней приводной радиостанции, после пролёта которой самолёт устанавливается на курс, перпендикулярный посадочному, и следует этим курсом в течение одной минуты (рис. 4.5). После истечения этого времени самолёт разворачивается на 90° и устанавливается на курс, обратный посадочному. В дальнейшем полёт совершается в соответствии с методикой, принятой при выполнении манёвра «большая коробочка».

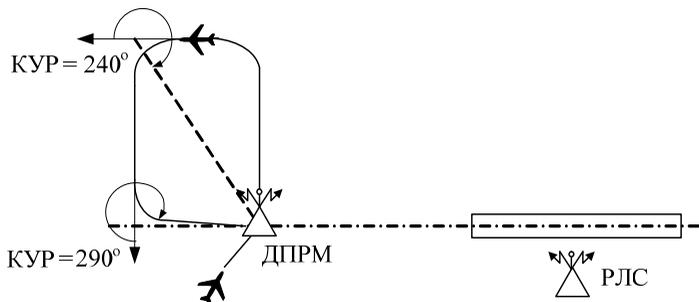


Рис. 4.5. Схема построения манёвра «малая коробочка»

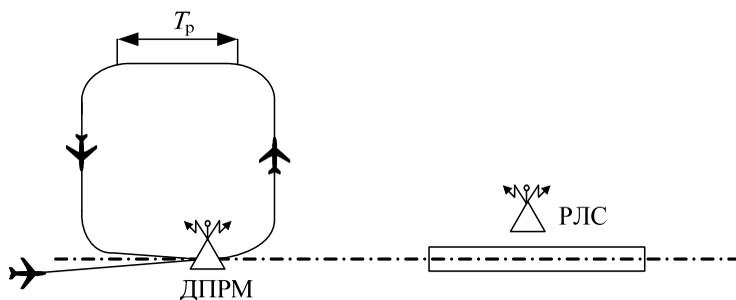


Рис. 4.6. Схема построения манёвра «разворот на 180°»

При заходе на посадку с «прямой» самолёт выводится на ДПРМ. После пролёта ДПРМ выполняется один из манёвров: «разворот на 180°» или «отворот на расчётный угол». Сущность манёвра «разворот на 180°» заключается в следующем: самолёт устанавливается на курс, обратный посадочному, и следует этим курсом в течение расчётного времени T_p , которое определяется по таблицам или графикам для каждого типа самолёта. По истечении этого времени лётчик выполняет разворот на 180° с таким расчётом, чтобы после окончания разворота самолёт оказался на посадочном курсе (рис. 4.6). В дальнейшем полёт по посадочному курсу и посадка выполняются так же, как и после четвёртого разворота при выполнении манёвра «коробочка».

Манёвр «отворот на расчётный угол» заключается в том, что лётчик после пролёта ДПРМ устанавливает самолёт на курс, отличающийся от курса, обратного посадочному, на значение расчётного угла, и следует этим курсом в течение расчётного времени T_p (рис. 4.7).

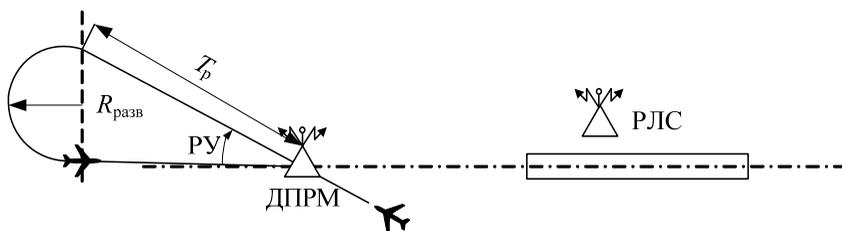


Рис. 4.7. Схема построения манёвра «отворот на расчётный угол»

По истечении времени T_p самолёт должен уклониться от оси ВПП на расстояние, примерно, равное двум радиусам разворота при заданном крене. После этого выполняется разворот с заданным креном, и самолёт выводится на посадочный курс.

4.4.2. Параметры движения воздушного судна при манёвре «большая коробочка». Имитационное моделирование движения воздушного судна, проходящего типовой манёвр «большая коробочка», проведено при следующих условиях: исследуется участок от начала манёвра до окончания 1-го разворота на 90° , измерение дальности производится относительно РЛС (рис. 4.4), скорость воздушного судна на линейных участках манёвра 300 м/с, радиус разворота 5000 м, период дискретизации 0,1 с. Полученные в результате моделирования зависимости дальности, скорости и ускорения по линии визирования от времени полёта воздушного судна приведены на рис. 4.8 – 4.10.

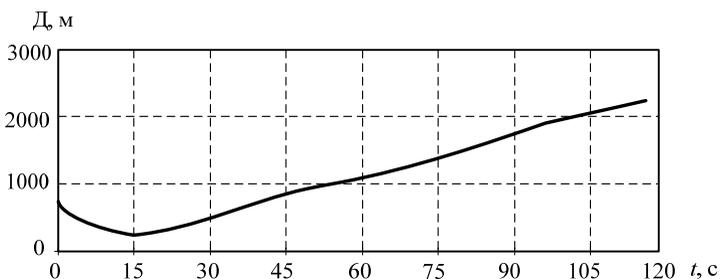


Рис. 4.8. Изменение дальности по линии визирования

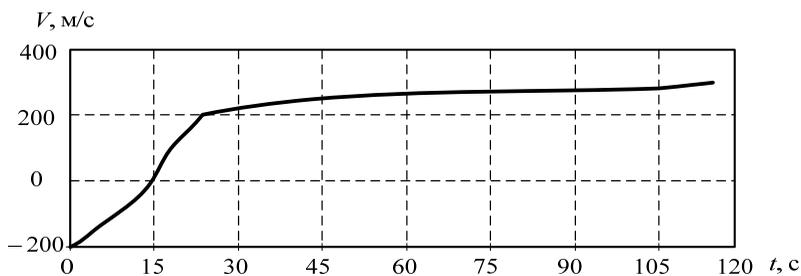


Рис. 4.9. Изменение скорости по линии визирования

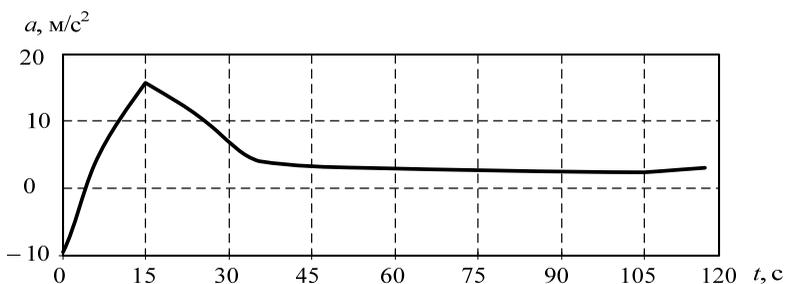


Рис. 4.10. Изменение ускорения по линии визирования

Из рисунков 4.8 – 4.10 видно, что зависимости дальности, скорости и ускорения по линии визирования имеют нелинейный характер, что усложняет их оценку существующими методами калмановской фильтрации без учёта кинематических характеристик воздушного судна.

Для оценки фазовых координат на основе алгоритмов, учитывающих кинематические характеристики воздушного судна, необходимы углы и скорости линии визирования в горизонтальной и вертикальной плоскостях. В ходе моделирования получены зависимости угла и скорости линии визирования в горизонтальной плоскости от времени, графики которых приведены на рис. 4.11 и 4.12.

Также были получены зависимости угла и скорости линии визирования в вертикальной плоскости от времени, графики которых приведены на рис. 4.13 и 4.14.

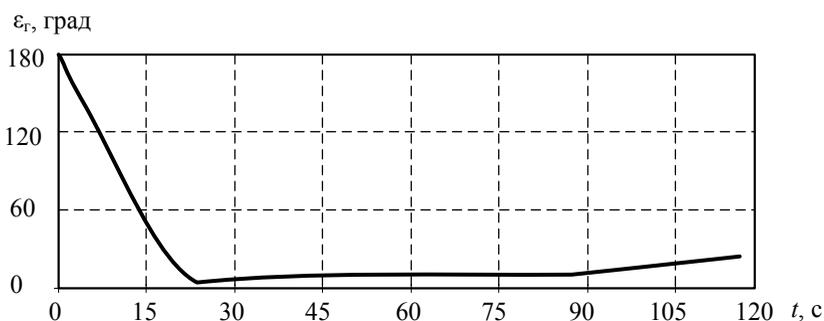


Рис. 4.11. Изменение угла линии визирования в горизонтальной плоскости

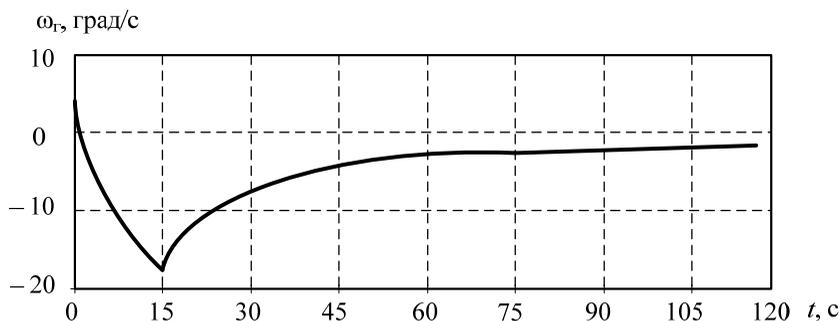


Рис. 4.12. Изменение скорости линии визирования в горизонтальной плоскости

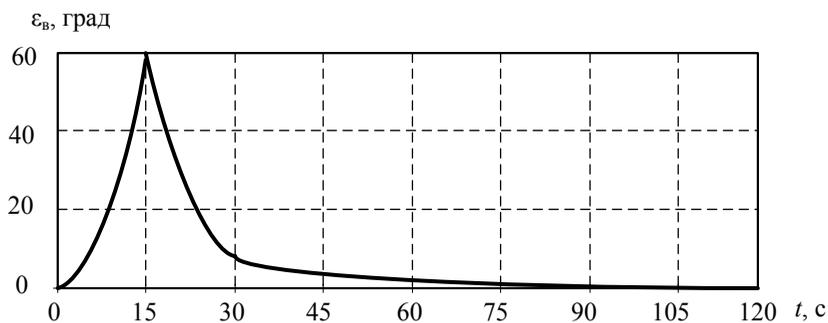


Рис. 4.13. Изменение угла линии визирования в вертикальной плоскости

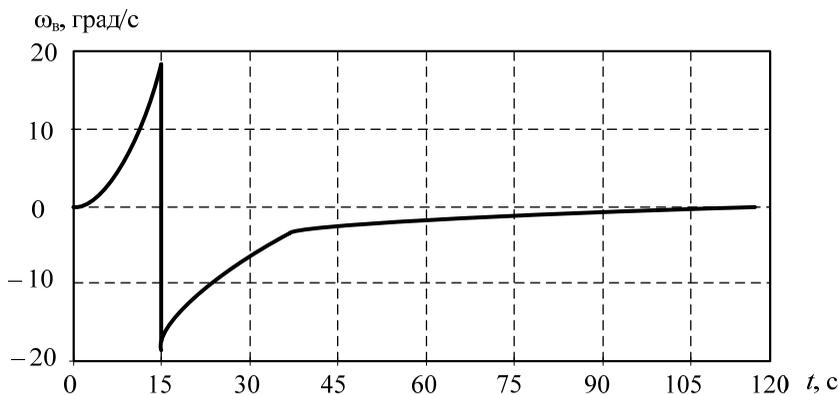


Рис. 4.14. Изменение скорости линии визирования в вертикальной плоскости

Из полученных зависимостей (рис. 4.9 – 4.14) видно, что законы изменения углов и скоростей линии визирования в горизонтальной и вертикальной плоскостях носят нелинейный характер, которые влияют на оценку фазовых координат РЭСС.

Ориентацию воздушного судна в пространстве можно характеризовать углом наклона и путевым углом поворота траектории. При прохождении манёвра «Большая коробочка» угол наклона траектории не изменяется ($\theta = 0$, $\omega_\theta = 0$). Путевой угол поворота траектории воздушного судна при прохождении указанного манёвра изменяется. На рисунках 4.15 и 4.16 приведены зависимости путевого угла и скорости его изменения от времени.

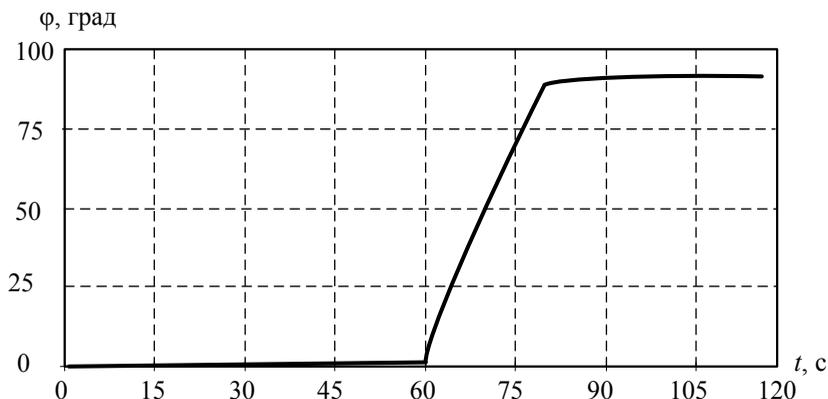


Рис. 4.15. Изменение путевого угла

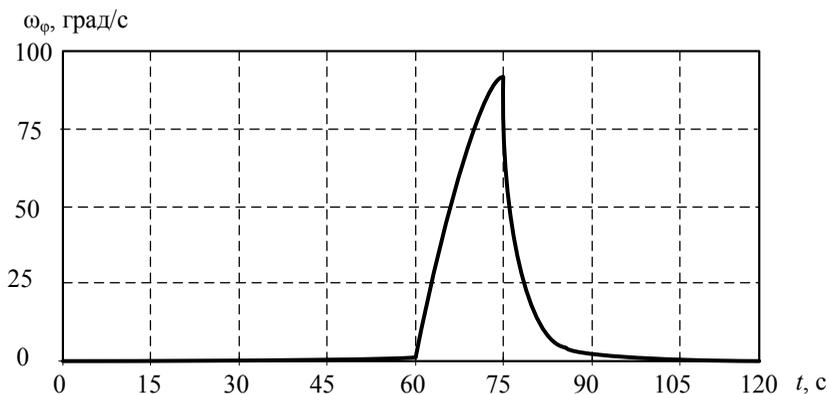


Рис. 4.16. Изменение скорости путевого угла

Анализ условий применения АС УВД показывает, что параметры воздушного судна относительно РЛС (дальность, скорость, ускорение, углы азимута и места) изменяются по нелинейному закону. Нелинейный закон движения целей обусловлен изменением пространственного положения цели (вектор цели относительно РЛС: модуль вектора скорости $V_{ц}$, угол наклона $\theta_{ц}$, путевого угла $\varphi_{ц}$) и изменением координат воздушного судна в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Нелинейный закон изменения координат цели может вносить значительную ошибку слежения координат воздушного судна в системах автосопровождения или привести к срыву автосопровождения.

4.4.3. Исследование точностных характеристик алгоритмов функционирования сопровождения. Если потенциальные ошибки соответствуют требованиям, то исследуется точность фильтрации в условиях, приближённых к реальным (в дальнейшем – реальная точность).

Основным методом исследования реальной точности является имитационное моделирование на ЭВМ. В процессе этого моделирования опережаются суммарные динамические и флуктуационные ошибки во всем поле возможных условий применения, а также наличие расходимости процессов оценивания. Реальная точность оценивалась по величине СКО оценок фазовых координат по 100 реализациям по формуле (2.19).

Имитационное моделирование проводилось для двух случаев. В первом случае в дальномерном канале используется зингеровская модель движения воздушного судна относительно РЛС (3.32). Во втором случае в дальномерном канале используется модель состояния с учётом кинематических параметров воздушного судна: скорости цели $V_{ц}$, ускорения цели $a_{ц}$, угла наклона θ , угловой скорости наклона ω_{θ} , путевого угла φ , скорости путевого угла ω_{φ} , угла линии визирования в вертикальной плоскости $\varepsilon_{в}$, скорости линии визирования в вертикальной плоскости $\omega_{в}$, угла линии визирования в горизонтальной плоскости $\varepsilon_{г}$, скорости линии визирования горизонтальной плоскости $\omega_{г}$ (4.10).

На рисунках 4.17 – 4.19 приведены графики изменения во времени СКО оценки фильтрации дальности D , скорости V и ускорения a по линии визирования между РЛС и целью.

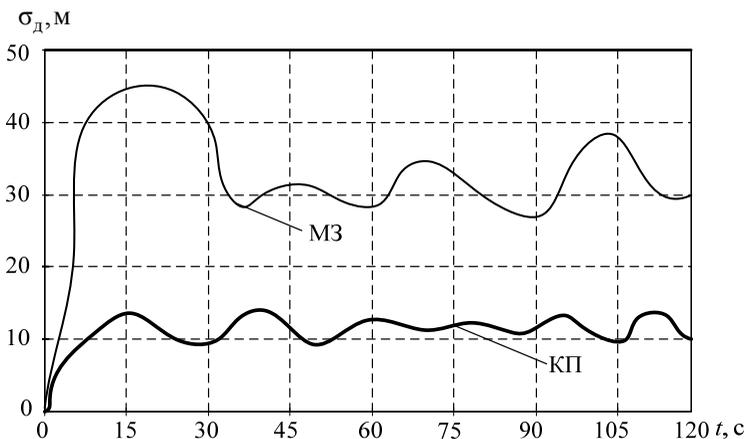


Рис. 4.17. СКО оценки фильтрации дальности

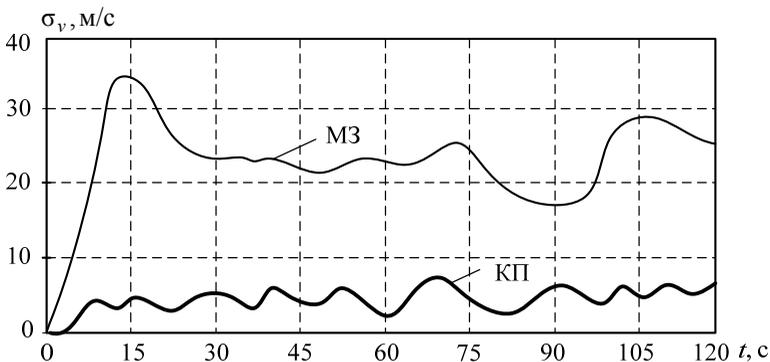


Рис. 4.18. СКО оценки фильтрации скорости

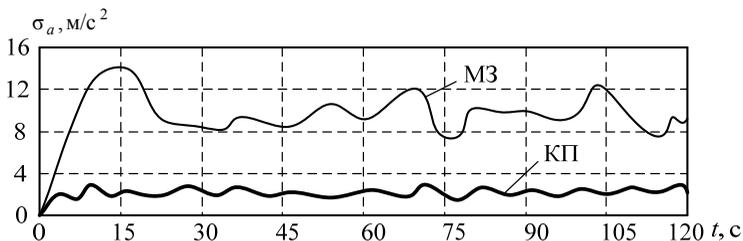


Рис. 4.19. СКО оценки фильтрации ускорения

Как видно из рисунков, при совершении целью манёвра «большая коробочка», СКО оценки D , V и a значительно меньше при использовании информации кинематических параметров (КП), чем при использовании зингеровской модели (ЗМ).

Экстраполяция ускорения цели на основе данных о кинематических параметрах воздушного судна позволяет получить весьма важную информацию о движении цели. Кроме того, учитывая разные источники поступления информации скорости цели $V_{ц}$, угла наклона θ , угла φ путевого от бортовых датчиков и дальности, угловых координат от РЛС, можно сделать вывод о возможности значительного повышения помехозащищённости РЛС.

Применение синтезированных алгоритмов (4.25) – (4.55) позволит более качественно выполнять задачи системы УВД по увеличению пропускной способности при заданном уровне безопасности.

5. ЭФФЕКТИВНОСТЬ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

5.1. ПОКАЗАТЕЛИ КАЧЕСТВА

Предупреждение конфликтных ситуаций (ПКС) входит в качестве подсистемы в систему УВД. Одной из основных задач системы УВД является обеспечение безопасности воздушного движения. Эта задача решается на основе строгого выполнения правил управления воздушным движением диспетчерским составом и правил полётов лётным персоналом, точного выдерживания экипажами заданных навигационных параметров на всех этапах полёта, надёжной и качественной работой средств УВД и навигации.

Количественно безопасность воздушного движения принято оценивать через риск столкновения самолётов в воздухе и с наземными препятствиями Q , которым определяет количество авиационных происшествий (АП), отнесённых к определённому объёму налёта воздушного судна. $Q_{\text{пкс}} = F(X, Y, P_{\text{дисп}})$. Этот критерий используется ИКАО для определения существующего уровня безопасности и при его прогнозе на перспективу.

Эффективность работы ПКС в конкретной зоне УВД зависит не только от параметров системы, но и от условий её функционирования. Поскольку ПКС относится к эргатическим системам с наличием в контуре управления диспетчера УВД, её надёжность определяется не только эффективностью функционирования системы, но и безошибочностью действий оператора при разрешении конфликтных ситуаций. При этом роль человеческого фактора в соответствующих условиях может оказывать существенное влияние на успешное разрешение конфликта.

Риск критического сближения конфликтующих воздушных судов определяется зависимостью вида [11]

$$Q_{\text{пкс}} = F(X, Y, P_{\text{дисп}}), \quad (5.1)$$

где X – ошибки оценки параметров движения ВС; Y – внешние факторы (интенсивность воздушного движения, структура зоны, лётно-технические характеристики ВС); $P_{\text{дисп}}$ – вероятность правильных действий диспетчера после выдачи предупреждения о конфликте.

Ясно, что практическую ценность ПКС может иметь только в том случае, если при её использовании риск критического сближения конфликтующих воздушных судов не будет превышать некоторый пороговый уровень $Q_{\text{пор}}$, величину которого определяют объективно имеющие место ограничения в надёжности функционирования системы.

Выявление функциональной зависимости (5.1) в строго формализованном виде представляется довольно сложной задачей. Один из возможных путей преодоления возникающих трудностей состоит во введении некоторых промежуточных показателей, которые обычно носят название показателей качества системы. Для ПКС такими промежуточными показателями целесообразно выбрать вероятность своевременного обнаружения конфликтной ситуации $P_{окс}$ и вероятность пропуска конфликтной ситуации $P_{пкс}$. Для определения показателя $P_{окс}$ введём параметр r_3 (прогнозируемое расстояние между двумя воздушными судами) в области воздушного пространства R в течение прогнозируемого времени t_3 . Логика ПКС фиксирует конфликт в том случае, если

$$r_3 \in R_{30} = R_{кк} \cup R_{доп}, \quad (5.2)$$

где R_{30} – область, определяющая формируемый ПКС защитный объём ВС; $R_{кк}$ – область критического сближения; $R_{доп}$ – дополнительная область, наличие которой вызвано ошибками в оценке взаимного положения целей. Тогда вероятность правильного обнаружения угрозы столкновения можно определить как

$$P_{окс} = \{r_3 \in R_{30} / r_3 \in R_{кк}\}. \quad (5.3)$$

В общем случае вероятность $P_{окс}$ можно сделать сколь угодно близкой к единице, увеличивая область R_{30} , однако это будет приводить к увеличению числа нежелательных тревог $N_{тр}$, вырабатываемых системой, высокий уровень которых может быть неприемлем для системы УВД. Поэтому уровень нежелательных тревог $N_{тр}$ также следует принять показателем качества функционирования ПКС, оказывающим непосредственное влияние на процесс управления воздушным движением.

На основании вышеизложенного задача обеспечения эффективного функционирования ПКС заключается в выполнении условия

$$Q_{пкс} = F(P_{окс}, P_{дисп}) < Q_{пор}; N_{тр} = \min, \quad (5.4)$$

в предположении, что пилот правильно выполнит рекомендацию диспетчера и в результате выполненного манёвра будет обеспечено безопасное расстояние расхождения воздушных судов.

5.2. ПАРАМЕТРЫ ОБНАРУЖЕНИЯ КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЙ

Из определения показателей качества ясно, что все они зависят от размеров формируемого ПКС защитного объёма безопасности воздушных судов R_{30} .

Защитный объём R_{30} задаётся как объём воздушного пространства, определяемый в текущий момент времени t для каждого упреждённого момента времени t_3 , попадание в который других воздушных судов, в силу неполной достоверности информации о текущем и будущем положении самолёта, приводит к образованию ситуации, характеризуемой вероятностью столкновения, превышающей заданную. Выявить ситуацию угрозы столкновения можно на основе сравнения прогнозируемого расстояния между ВС r_3 с принятым пороговым значением безопасного разделения ВС $r_{\text{пор}}$. Однако, если принять во внимание те обстоятельства, что исходная информация, необходимая для работы ПКС, включает данные по оценке координат и параметров движения воздушных судов в горизонтальной и вертикальной плоскостях, а точности измерения координат в горизонтальной и вертикальной плоскостях существенно различаются, а также то, что параметры движения и манёвренные характеристики воздушных судов в горизонтальной плоскости и по высоте имеют существенные различия, то определение величины r_3 в пространстве не представляет большого практического значения, и решение задачи обнаружения конфликтной ситуации складывается из двух задач: анализа движения воздушных судов в горизонтальной плоскости и одновременного анализа движения самолётов в вертикальной плоскости. В этом случае для обеспечения безопасного расхождения самолётов необходимо, чтобы для каждого момента времени t выполнялось неравенство

$$\left| \vec{R}_Г \right| \geq \Delta r_Г ; \left| \vec{R}_В \right| \geq \Delta r_В , \quad (5.5)$$

где $\vec{R}_Г$ и $\vec{R}_В$ – относительное положение ВС в горизонтальной и вертикальной плоскостях, а значения $\Delta r_Г$ и $\Delta r_В$ – расстояние безопасного пролёта, соответственно, в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Учитывая неполную достоверность информации о текущем и будущем положении воздушного судна, вектор $\vec{R}_Г$ (аналогично и $\vec{R}_В$) целесообразно разложить на три составляющие:

$$\vec{R}_Г(t) = \vec{R}_{Г3}(t) + \Delta \vec{R}_{Г0}(t) + \Delta \vec{R}_{Гп}(t); \quad (5.6)$$

$$\vec{R}_В(t) = \vec{R}_{В3}(t) + \Delta \vec{R}_{В0}(t) + \Delta \vec{R}_{Вп}(t), \quad (5.7)$$

где $\vec{R}_{Г3}(t)$ и $\vec{R}_{В3}(t)$ – относительное положение воздушного судна в будущем, рассчитываемое на основе данных подсистемы наблюдения в горизонтальной и вертикальной плоскостях (получают путём линейной экстраполяции вектора текущей относительной скорости $\vec{V}_{\text{отн}}$); $\Delta \vec{R}_{Гп}(t)$ и $\Delta \vec{R}_{Вп}(t)$ – ошибки оценки взаимного положения целей.

Векторы $\Delta\bar{R}_{\Gamma\Gamma}(t)$ и $\Delta\bar{R}_{\text{ВВ}}(t)$ определяют возможные отклонения воздушного судна от заданной траектории движения, вследствие относительной свободы действий пилота и его реакции на переданные команды системы УВД. Тогда для исключения угрозы столкновения воздушных судов необходимо, чтобы на рассматриваемом интервале $[0, t_3]$ выполнялись условия

$$|\bar{R}_{\Gamma}(t)| = \Delta r_{\Gamma} + |\Delta\bar{R}_{\Gamma\text{го}}(t)| + |\Delta\bar{R}_{\Gamma\Gamma}(t)|; \quad (5.8)$$

$$|\bar{R}_{\text{В}}(t)| = \Delta r_{\text{В}} + |\Delta\bar{R}_{\text{во}}(t)| + |\Delta\bar{R}_{\text{ВВ}}(t)|. \quad (5.9)$$

Приведённые неравенства определяют условие бесконфликтного, с точки зрения ПКС, полёта, и их выполнение не должно приводить к срабатыванию системы. Если же в некоторой точке интервала $[0, t_3]$ оба неравенства нарушаются, это означает, что угрожающий самолёт попадает в защитный объём R_{30} данного воздушного судна и ситуация требует вмешательства ПКС.

Длительность интервала прогнозирования $[0, t_3]$ является одним из основных параметров ПКС, определяющих размеры защитного объёма R_{30} . Интервал прогнозирования R_{30} должен обеспечивать возможность гарантированного разрешения обнаруживаемых конфликтов и, следовательно, включать все возможные задержки, связанные с выработкой, передачей и выполнением команд диспетчера, включая время, необходимое для выполнения манёвра на уклонение $t_{\text{ман}}$. Интервал $[0, t_3]$ должен выбираться исходя из условия

$$t_3 \geq \sum_{i=1}^n t_i + t_{\text{ман}}, \quad (5.10)$$

где t_i – суммарное время задержек, включающее также и ошибки в определении времени до минимального сближения воздушных судов.

Как можно видеть, величина t_3 не является постоянной величиной, а зависит от ряда факторов и прежде всего от времени, необходимого для выполнения манёвра на уклонение $t_{\text{ман}}$. Время $t_{\text{ман}}$, в свою очередь, является функцией нескольких переменных и, в частности, зависит от вида выполняемого манёвра μ , его интенсивности α , геометрии конфликта G , а также требуемого расстояния $r_{\text{ман}}^{\text{min}}$, на котором должны разойтись воздушные судна в результате выполнения манёвра, т.е.

$$t_{\text{ман}} = F(\mu, \alpha, G, r_{\text{ман}}^{\text{min}}). \quad (5.11)$$

Таким образом, время t_3 , а также пороговые расстояния безопасного расхождения воздушного судна в горизонтальной $R_{\Gamma}^{\text{пор}}$ и вертикальной $R_{\text{В}}^{\text{пор}}$ плоскостях, которые должны выбираться, исходя из условия

$$R_{\Gamma}^{\text{пор}} = \Delta r_{\Gamma} + \left| \Delta \bar{R}_{\Gamma_0}(t_3) \right| + \left| \Delta \bar{R}_{\Gamma_{\text{н}}}(t_3) \right|; \quad (5.12)$$

$$R_{\text{В}}^{\text{пор}} \geq \Delta r_{\text{В}} + \left| \Delta \bar{R}_{\text{В}0}(t_3) \right| + \left| \Delta \bar{R}_{\text{Вн}}(t_3) \right|,$$

являются теми варьируемыми параметрами наземной ПКС, значения которых определяют размеры защитного объёма воздушного судна R_{30} и, следовательно, значения показателей качества $P_{\text{окс}}$ и $N_{\text{тр}}$.

Для обнаружения конфликтной ситуации в горизонтальной плоскости могут быть использованы различные критерии. Наиболее естественным является пространственно-временной критерий, в соответствии с которым опасная ситуация в горизонтальной плоскости фиксируется при одновременном выполнении условий

$$R_{\Gamma}^{\text{мин}} \leq R_{\Gamma}^{\text{пор}}; \quad T_{\Gamma}^{\text{мин}} \leq T_{\Gamma}^{\text{пор}}, \quad (5.13)$$

где $R_{\Gamma}^{\text{мин}}, R_{\Gamma}^{\text{пор}}$ – соответственно, оценка и заданное пороговое значение расстояния минимального пролёта ВС; $T_{\Gamma}^{\text{мин}}, T_{\Gamma}^{\text{пор}}$ – оценка и заданное пороговое значение времени до минимального сближения ВС.

Параметры $R_{\Gamma}^{\text{мин}}$ и $T_{\Gamma}^{\text{мин}}$ можно определить на основе анализа относительного движения воздушного судна. Будем считать, что оба самолёта совершают прямолинейное и равномерное движение. В этих условиях относительное движение воздушного судна характеризуется следующими параметрами: вектором относительного горизонтального расстояния \bar{R}_{Γ} и вектором относительной горизонтальной скорости $\bar{V}_{\Gamma}^{\text{отн}}$ (рис. 5.1).

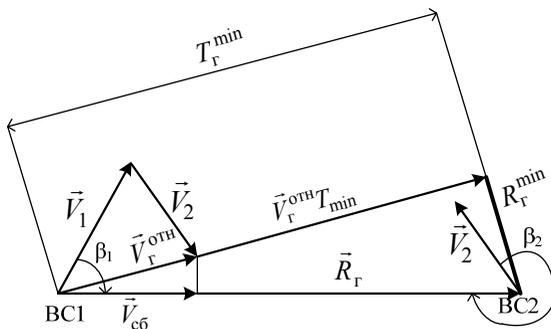


Рис. 5.1. Относительное движение воздушных судов

Опустив нормаль из точки, определяющей положение второго ВС2 на продолжение вектора относительной скорости $\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}$ получим минимальное расстояние пролёта воздушного судна R_Γ^{min} , величина которого

$$R_\Gamma^{\text{min}} = |\vec{R}_\Gamma| \sin|\vec{R}_\Gamma \wedge \vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}| = \frac{|\vec{R}_\Gamma| |\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}| \sin|\vec{R}_\Gamma \wedge \vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|}{|\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|} = \frac{|\vec{R}_\Gamma \times \vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|}{|\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|}. \quad (5.14)$$

Соответственно, время до минимального сближения воздушных судов T_Γ^{min} (время, через которое воздушные суда пройдут на расстоянии R_Γ^{min}) будет определяться по формуле

$$T_\Gamma^{\text{min}} = \frac{|\vec{R}_\Gamma| \cos|\vec{R}_\Gamma \wedge \vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|}{|\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|} = \frac{|\vec{R}_\Gamma| |\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}| \cos|\vec{R}_\Gamma \wedge \vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|}{|\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}| |\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|} = \frac{\vec{R}_\Gamma \cdot \vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}}{|\vec{V}_\Gamma^{\text{отн}}|^2}. \quad (5.15)$$

При проверке угрозы столкновения в вертикальной плоскости первоначально необходимо определить текущую разность высот рассматриваемой пары воздушных судов $\Delta R_B(t)$. Если указанная разность высот менее принятого безопасного интервала расхождения воздушных судов, т.е.

$$\Delta R_B(t) = R_{B2}(t) - R_{B1}(t) \leq R_B^{\text{пор}}, \quad (5.16)$$

то считается, что воздушные суда находятся в одной плоскости и дальнейшая проверка угрозы должна осуществляться в горизонтальной плоскости. В том случае, если

$$\Delta R_B(t) \geq R_B^{\text{пор}} \quad (5.17)$$

необходимо оценить величину R_B^{min} , которая будет равна

$$R_B^{\text{min}} = R_B(t) - V_{\text{вс1,2}} - T_B^{\text{min}}, \quad (5.18)$$

где $V_{\text{вс1,2}}$ – оценка относительной вертикальной скорости ВС.

Тогда при использовании пространственно-временного критерия общий алгоритм принятия решения о наличии угрозы столкновения может быть представлен в следующем виде:

$$R_\Gamma^{\text{min}} \leq R_\Gamma^{\text{пор}} \wedge T_\Gamma^{\text{min}} \leq T_\Gamma^{\text{пор}} \wedge R_B^{\text{min}} \leq R_B^{\text{пор}}, \quad (5.19)$$

где значения системных параметров $R_\Gamma^{\text{пор}}$, $R_B^{\text{пор}}$ и $T_\Gamma^{\text{пор}}$ должны выбираться, исходя из условий:

$$R_{\Gamma}^{\text{поп}} = \Delta r_{\Gamma} + \left| \Delta \bar{R}_{\Gamma_0}(T_{\text{поп}}) \right| + \left| \Delta \bar{R}_{\Gamma_{\text{п}}}(T_{\text{поп}}) \right|; \quad (5.20)$$

$$R_{\text{в}}^{\text{поп}} \geq \Delta r_{\text{в}} + \left| \Delta \bar{R}_{\text{во}}(T_{\text{поп}}) \right| + \left| \Delta \bar{R}_{\text{вп}}(T_{\text{поп}}) \right|; \quad (5.21)$$

$$T^{\text{поп}} \geq \sum_{i=1}^n t_i + t_{\text{ман}}. \quad (5.22)$$

где $\Delta \bar{R}_{\Gamma_0}(T_{\text{поп}})$, $\Delta \bar{R}_{\text{во}}(T_{\text{поп}})$ – погрешности оценки расстояния пролёта ВС в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

5.3. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИНТЕЗИРОВАННЫХ АЛГОРИТМОВ

В соответствии с требованиями по производству полётов принято, что вероятность нарушения безопасности полётов должна быть $P_{\text{нбп}} \leq 10^{-6}$ [11].

Область безопасности летательного аппарата зависит от точности измерения угловых координат (дальность, угловые координаты: азимут, курс). Если угловые координаты имеют одинаковую средне-квадратичную ошибку (СКО), то область безопасности представляет собой шар объёмом, равным

$$V_{\text{об}} = \frac{4}{3} \pi (6\sigma_x)^3, \quad (5.23)$$

где σ_x – СКО координат воздушного судна.

Область (объём) зоны ответственности составляет $V_{\text{зо}}$ в ближней зоне зависит от высоты полёта самолёта и радиуса ближней зоны и составляет $10^{10} \dots 10^{14} \text{ м}^3$.

Область (объём) летательного аппарата в пространстве $V_{\text{ла}}$ составляет зоны ответственности $4000 \dots 8000 \text{ м}^3$.

Вероятность попадания i -го воздушного судна в область безопасности j -го воздушного судна или наоборот будет определяться

$$P_{nij} = \frac{V_{\text{вс}}}{V_{\text{зо}} - V_{\text{вс}}}. \quad (5.24)$$

Вероятность непопадания воздушного судна в область безопасности

$$P_{\text{нп}} = \frac{V_{\text{об}} - V_{\text{вс}}}{V_{\text{об}}}. \quad (5.25)$$

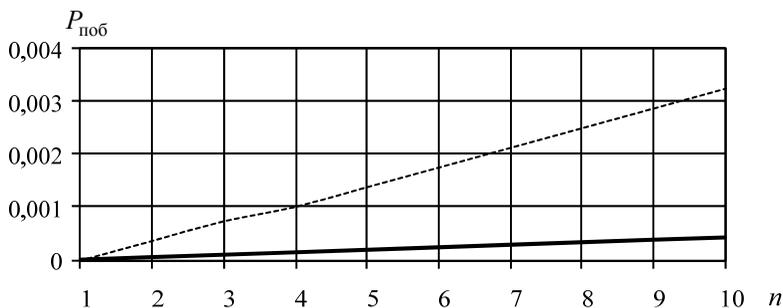


Рис. 5.2. Вероятность пересечения областей безопасности

Вероятность пересечения области безопасности для n воздушных судов, находящихся в районе аэродрома, будет определяться по формуле

$$P_{\text{поб}} = \frac{(n-1)V_{\text{об}}}{V_{\text{зо}} - (n-1)V_{\text{об}}} P_{\text{нп}}. \quad (5.26)$$

На основе выражений (5.23) – (5.26) и графиков изменения во времени СКО оценки фильтрации дальности D (рис. 4.15) рассчитана вероятность пересечения областей безопасности воздушных судов $P_{\text{поб}}$, а следовательно и возникновения ПКС от точностных характеристик в зависимости от числа n воздушных судов.

Анализируя зависимости (рис. 5.2), можно сделать следующие выводы:

1. Использование синтезированного алгоритма с учётом бортовых датчиков ВС уменьшает вероятность пересечения областей безопасности ВС в 8 – 10 раз (пунктирная линия рис. 5.2) по сравнению с алгоритмами сопровождения на основе зингеровской модели (сплошная линия рис. 5.2).

2. С увеличением количества ВС в ближней зоне разность вероятностей пересечения областей безопасности синтезированного алгоритма по сравнению с алгоритмом зингеровской модели возрастает.

Таким образом, синтезированный алгоритм сопровождения траекторий воздушных судов, построенный с учётом информации бортовых датчиков измерения кинематических параметров, значительно улучшит точностные характеристики фильтров слежения. Улучшение точности позволяет более качественно выполнять задачи системы УВД по увеличению пропускной способности при заданном уровне безопасности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В последние годы стало особенно заметно, что неавтоматизированные средства АС УВД перестали обеспечивать требуемое качество управления, диспетчеры не получали полного представления о динамике воздушной обстановки и затрачивали недопустимо много времени на восполнение недостающих данных для принятия решений по управлению движением воздушного судна. Временная загруженность диспетчеров при отсутствии автоматизированной обработки данных значительно увеличивается во время пиковых нагрузок, при возникновении особых условий полёта или особых случаев, когда экипажу воздушного судна требуется срочная и эффективная помощь со стороны органов УВД. Значит задача разработки новых АС УВД является актуальной задачей.

Разработка алгоритмов перспективной АС УВД с учётом кинематических параметров воздушного судна, условий применения авиации и последних достижений науки и техники позволит решать трудно формализуемые задачи, не укладывающиеся в схему традиционного алгоритмического подхода.

Безопасность, регулярность и экономичность полётов тесно связаны друг с другом и существенно зависят от эффективности УВД. Радикальным методом решения возникающих при этом проблем является автоматизация сбора передачи и обработки информации о воздушной обстановке. Важнейшей задачей по обеспечению безопасности полётов, подлежащей автоматизации, является функция предотвращения столкновений одного воздушного судна с другим. Проблема предотвращения столкновений воздушных судов имеет ряд фаз своего решения: первая – обнаружения и сигнализации об угрозах столкновений; вторая состоит в выработке управляющих команд. Операции по этим фазам могут проводиться как на земле, так и на борту воздушного судна, но обязательно с помощью АС УВД.

АС УВД должна предоставлять пользователям достоверную с высокой точностью аэронавигационную и метеорологическую информацию в реальном масштабе времени с целью выбора предпочтительных маршрутов полёта, обеспечивать поддержание высокой пропускной способности при заданном уровне безопасности воздушного движения.

Учебное пособие содержит необходимый минимум сведений, который позволит студентам ориентироваться в вопросах:

1. Виды обработки радиолокационной информации и их использование при синтезе АС УВД.

2. Синтез АС УВД, дающий возможность повышения точности определения координат цели при интенсивном взаимном перемещении воздушного судна относительно РЛС и помехоустойчивости каналов слежения за воздушной целью по дальности и угловым координатам. Он базируется на применении более совершенных моделей относительного перемещения цели, а также на комплексной обработке информации бортовых измерителей различной физической природы с использованием оценки как основных, информационных параметров сигналов, так и вспомогательных, косвенных параметров. Это позволяет кроме улучшения точности и помехоустойчивости РЛС, без существенной задержки обнаруживать начавшийся манёвр, обеспечить надёжное обнаружение сигналов подобных помех.

3. Модели, учитывающие изменение ориентации манёвренного воздушного судна, что даёт возможность своевременно реагировать на манёвр и принимать упреждающие меры. В качестве параметров, характеризующих интенсивность движения манёвренной воздушной цели, исследованы составляющие вектора её полного ускорения.

4. Методика оценки качества РЭСС АС УВД, позволяющая оценить пропускную способность при заданном уровне безопасности воздушного движения.

Учебное пособие предполагает наличие у читателя знаний математики, обработки информации в радиоэлектронных средствах. Однако изложение материала построено таким образом, что менее подготовленный читатель усвоит все необходимые понятия. Материал снабжён большим количеством рисунков и диаграмм. Данное учебное пособие будет полезно не только студентам, но и научным работникам, работающим в области радиотехники.

Активное освоение материала учебного пособия позволит студентам перейти к знакомству с работами, указанными, например, в списках рекомендуемой литературы, а также к изучению других предметов по избранной специальности, подготовит к выполнению выпускных квалификационных работ. К каждому занятию, лекции нужно готовиться заранее. В этом случае эффективность освоения и усвоения нового материала повысится многократно, придёт глубокое понимание, а значит, появится возможность использовать данный материал на практике.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Бухалев, В. А.** Распознавание оценивание и управление в системах со случайной скачкообразной структурой / В. А. Бухалев. – М. : Наука, Физматлит, 1996.
2. **Пудовкин, А. П.** Перспективные методы обработки информации в радиотехнических системах [Текст] : монография / А. П. Пудовкин, С. Н. Данилов, Ю. Н. Панасюк. – СПб. : Экспертные решения, 2014 – 256 с.
3. **Первачев, С. В.** Адаптивная фильтрация сообщений / С. В. Первачев, А. И. Перов. – М. : Радио и связь, 1991.
4. **Справочник** по теории автоматического управления / под ред. А. А. Красовского. – М. : Наука, 1987.
5. **Алгоритм** дальномерного канала с учётом информации бортовых датчиков воздушных судов / Ю. Н. Панасюк, И. В. Князев, С. Н. Данилов, А. П. Пудовкин // Радиотехника. – 2013. – № 9.
6. **Меркулов, В. И.** Авиационные системы радиоуправления / В. И. Меркулов, В. Н. Лепин. – М. : Радио и связь, 1997.
7. **Фарина, А.** Цифровая обработка радиолокационной информации / А. Фарина, Ф. Студер. – М. : Радио и связь, 1993.
8. **Кузьмин, С. З.** Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации / С. З. Кузьмин. – М. : Радио и связь, 1986.
9. **Влияние** информации бортовых датчиков на точность следящих устройств автоматизированных систем управления воздушным движением при сопровождении маневрирующих воздушных судов / Ю. Н. Панасюк, А. А. Иванков // Радиотехника. – 2010. – № 5.
10. **Задорожный, А. И.** Автоматизированные системы управления полётами и воздушным движением / А. И. Задорожный. – М. : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1998.
11. **Анодина, Т. Г.** Моделирование процессов в системе управления воздушным движением / Т. Г. Анодина, В. И. Мокшанов. – М. : Радио и связь, 1993.
12. **Тарасенков, А. М.** Динамика полёта и боевое маневрирование летательного аппарата / А. М. Тарасенков. – М. : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1986.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ	3
ВВЕДЕНИЕ	4
1. ВИДЫ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ	5
1.1. Общие сведения	5
1.2. Первичная обработка радиолокационной информации	5
1.3. Вторичная обработка радиолокационной информации	6
1.4. Третичная обработка радиолокационной информации	10
1.5. Траекторное сопровождение в различных радиолокационных средствах	14
1.6. Вопросы моделирования системы траекторной обработки.....	18
2. ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ	21
2.1. Классификация систем и их математических моделей	21
2.2. Задачи, принципы и методы исследования систем	28
2.3. Алгоритмы калмановской фильтрации	29
2.4. Исследование точностных характеристик алгоритмов калмановской фильтрации	38
3. КАЛМАНОВСКИЕ ФИЛЬТРЫ В РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМАХ СОПРОВОЖДЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ	40
3.1. Дискретный калмановский фильтр по оценке дальности и скорости дальномерного канала	40
3.2. Исследование алгоритмов α - β и α - β - γ фильтрации радиолокационной станции	46
3.3. Дискретный калмановский фильтр зингеровской модели	49
4. РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ	51
4.1. Модель ускорения воздушного судна	51
4.2. Модель движения воздушного судна	56
4.3. Алгоритмы функционирования фильтров сопровождения	58
4.4. Исследование алгоритмов функционирования фильтров сопровождения	63
5. ЭФФЕКТИВНОСТЬ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ	72
5.1. Показатели качества	72
5.2. Параметры обнаружения конфликтных ситуаций	73
5.3. Оценка эффективности синтезированных алгоритмов	78
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	80
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	82

Учебное издание

ПАНАСЮК Юрий Николаевич
ПУДОВКИН Анатолий Петрович

ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

Учебное пособие

Редактор З. Г. Чернова
Инженер по компьютерному макетированию Т. Ю. Зотова

ISBN 978-5-8265-1546-4



Подписано в печать 29.03.2016.
Формат 60×84 /16. 4,88 усл. печ. л.
Тираж 100 экз. Заказ № 143

Издательско-полиграфический центр
ФГБОУ ВО «ТГТУ»
392000, г. Тамбов, ул. Советская, д. 106, к. 14
Тел. 8(4752) 63-81-08;
E-mail: izdatelstvo@admin.tstu.ru